

# ВЕСТНИК

САМАРСКОГО  
ГОСУДАРСТВЕННОГО  
АЭРОКОСМИЧЕСКОГО  
УНИВЕРСИТЕТА  
имени академика С. П. КОРОЛЁВА  
(национального исследовательского  
университета)

№ 5 (47)

Часть 3

Специальный выпуск, подготовленный по материалам международной научно-технической конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения» (г. Самара, 25-27 июня 2014 г).

2014

УДК 05  
ББК Я5

ВЕСТНИК  
САМАРСКОГО ГОСУДАРСТВЕННОГО АЭРОКОСМИЧЕСКОГО УНИВЕРСИТЕТА  
ИМЕНИ АКАДЕМИКА С. П. КОРОЛЁВА (национального исследовательского университета)

VESTNIK  
of the  
SAMARA STATE AEROSPACE UNIVERSITY

№ 5 (47)  
Часть 3  
2014

*Главный редактор*

Шахматов Е. В., д.т.н., профессор, СГАУ

*Editor in Chief*

Shakhmatov Ye. V., Doctor of Science (Engineering), Professor, SSAU

*Заместители главного редактора*

Балакин В. Л., д.т.н., профессор, СГАУ

Прокофьев А. Б., д.т.н., профессор, СГАУ

*Deputies Chief Editor*

Balakin V. L., Doctor of Science (Engineering), Professor, SSAU

Prokofiev A. B., Doctor of Science (Engineering), Professor, SSAU

*Ответственный секретарь*

Прохоров А. Г., к.т.н., доцент, СГАУ

*Executive Editor*

Prokhorov A. G., Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, SSAU

*Редакционная коллегия*

Аншаков Г. П., член-корр. РАН

Астафьев В. И., д.ф.-м.н., профессор, СамГТУ

Барвинок В. А., член-корр. РАН

Богатырев В. Д., д.э.н., профессор, СГАУ

Гречников Ф. В., член-корр. РАН

Казанский Н. Л., д.т.н., профессор, СГАУ

Кирилин А. Н., д.т.н., профессор,

ФГУП «ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс»

Комаров В. А., д.т.н., профессор, СГАУ

Кузьмичёв В. С., д.т.н., профессор, СГАУ

Лукачёв С. В., д.т.н., профессор, СГАУ

Сойфер В. А., член-корр. РАН

Шорин В. П., академик РАН

*Editorial Board*

Anshakov G. P., Corresponding Member of the  
Russian Academy of Science

Astafiev V. I., Doctor of Science (Physics and  
Mathematics), Professor, SSTU

Barvinok V. A., Corresponding Member of the  
Russian Academy of Science

Bogatyrkov V. D., Doctor of Science (Economics),  
Professor, SSAU

Grechnikov F. V., Corresponding Member of the  
Russian Academy of Science

Kazansky N. L., Doctor of Science (Engineering),  
Professor, SSAU

Kirilin A. N., Doctor of Science (Engineering),  
Professor, CSDB

Komarov V. A., Doctor of Science (Engineering),  
Professor, SSAU

Kuzmichyov V. S., Doctor of Science (Engineering),  
Professor, SSAU

Lukachyov S. V., Doctor of Science (Engineering),  
Professor, SSAU

Soifer V. A., Corresponding Member of the Russian  
Academy of Science

Shorin V. P., Academician of the Russian Academy of  
Science

Журнал входит в утвержденный ВАК при Минобрнауки России Перечень российских рецензируемых научных журналов, в которых должны быть опубликованы основные научные результаты диссертаций на соискание ученых степеней доктора и кандидата наук. Журнал включен в общероссийский каталог ОАО «Роспечать». Подписной индекс – 18264

Издание журнала осуществлено при финансовой поддержке  
Российского фонда фундаментальных исследований (14-08-06036 г) и ОАО «Кузнецов»

© Самарский государственный  
аэрокосмический университет  
443086, Самара, Московское шоссе, 34.

© Samara State Aerospace University  
34, Moskovskoye Shosse, Samara  
443086, Russian Federation

☎ +7 (846) 267 48 41; e-mail: [vest@ssau.ru](mailto:vest@ssau.ru)

## СОДЕРЖАНИЕ

---

---

<b>РАЗВИТИЕ МЕТОДОВ МОДЕЛИРОВАНИЯ И АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ</b> <i>И.А. Кривошеев, Д.Г. Кожин</i>	9
<b>РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ЛИТЬЯ ИЗ ЖАРОПРОЧНЫХ СПЛАВОВ СЛОЖНЫХ ДЕТАЛЕЙ МАЛОРАЗМЕРНЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С ПРИМЕНЕНИЕМ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ</b> <i>В.Г. Смелов, А.В. Балякин, А.В. Агаповичев, Р.А. Вдовин</i>	19
<b>АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ТЕРМОЦИКЛИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ ПОСРЕДСТВОМ ТЦ-КАРТ И ПРОБЛЕМЫ ИССЛЕДОВАНИЯ ТЕРМИЧЕСКОЙ УСТАЛОСТИ МАТЕРИАЛОВ</b> <i>Е.А. Тихомирова, Е.Ф. Сидохин</i>	26
<b>НЕКОТОРЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ ПАРАМЕТРОВ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ НА ГАЗООБРАЗНОМ КИСЛОРОДНО-ВОДОРОДНОМ ТОПЛИВЕ</b> <i>Ю.И. Агеенко, Е.А. Лапшин, И.И. Морозов, И.В. Пегин, В.В. Рыжков</i>	35
<b>ПОДТВЕРЖДЕНИЕ ПОВЫШЕНИЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ЖРДМТ С ДЕФЛЕКТОРНО-ЦЕНТРОБЕЖНОЙ СХЕМОЙ СМЕСЕОБРАЗОВАНИЯ</b> <i>Ю.И. Агеенко, И.В. Пегин</i>	46
<b>К ВОПРОСУ ОБ ИССЛЕДОВАНИИ ВИБРАЦИОННОГО СОСТОЯНИЯ ГТД В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ</b> <i>С.Ю. Данилкин, В.А. Телешев</i>	55
<b>ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТОНАЛЬНОГО ШУМА СТУПЕНИ ВЕНТИЛЯТОРА ДВУХКОНТУРНОГО ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ</b> <i>К.Р. Пятунин, Н.В. Архарова, А.Е. Ремизов</i>	60
<b>СОПРОТИВЛЕНИЕ ДЕФОРМИРОВАНИЮ И РАЗРУШЕНИЮ МОНОКРИСТАЛЛИЧЕСКИХ ЖАРОПРОЧНЫХ СПЛАВОВ ПРИ СТАТИЧЕСКОМ И ЦИКЛИЧЕСКОМ НАГРУЖЕНИИ</b> <i>А.С. Семёнов, Л.Б. Гецов, С.Г. Семёнов, А.И. Грищенко</i>	66
<b>ВЛИЯНИЕ СВЯЗАННОСТИ КОЛЕБАНИЙ НА СОБСТВЕННЫЕ ФОРМЫ РАБОЧЕГО КОЛЕСА С НЕИДЕНТИЧНЫМИ ЛОПАТКАМИ</b> <i>А.И. Ермаков, А.В. Урлапкин, Д.Г. Федорченко</i>	76
<b>АКТУАЛЬНОСТЬ И НАПРАВЛЕНИЯ РАЗВИТИЯ РОТОРНО – ПОРШНЕВОЙ ТЕМАТИКИ</b> <i>В.В. Окорочков, В.М. Окорочкова, В.В. Шафранов</i>	82

<b>РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ПРОВЕДЕНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ПОГРЕШНОСТИ ИЗМЕРЕНИЯ ГРУПП ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ НА ОБОРУДОВАНИИ С ЧПУ НА ПРИМЕРЕ ДИСКА ТУРБИНЫ</b> <i>М.А. Болотов, В.П. Алексеев, Н.Д. Проницев</i>	92
<b>ИССЛЕДОВАНИЕ СТРУКТУРЫ СФЕРИЧЕСКИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ РОЛИКОВ ПРИ ШЛИФОВАНИИ</b> <i>Н.В. Носов, Л.Н. Михайлова</i>	100
<b>ИССЛЕДОВАНИЕ ОБРАБАТЫВАЕМОСТИ ЖАРОПРОЧНОЙ СТАЛИ 10X11H23T3MP-ВД ДЛЯ ДЕТАЛЕЙ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ</b> <i>О.С. Сурков, А.И. Кондратьев, В.П. Алексеев, А.И. Хаймович</i>	106
<b>АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ СИСТЕМА ДЛЯ ВИРТУАЛЬНЫХ ИСПЫТАНИЙ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ</b> <i>А.Ю. Ткаченко, В.Н. Рыбаков, И.Н. Крупенич, Я.А. Остапюк, Е.П. Филинов</i>	113
<b>КРИТЕРИЙ ОПТИМАЛЬНОСТИ МЕДЛЕННОГО РОСТА УСТАЛОСТНОЙ ТРЕЩИНЫ В МЕТАЛЛАХ И СПЛАВАХ</b> <i>Ю.И. Кольцун, Д.П. Молякко, А.Д. Игнатовский, Т.А. Хибник</i>	120
<b>ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ПРИРАЩЕНИЯ ПРЕДЕЛА ВЫНОСЛИВОСТИ ДЕТАЛЕЙ ЗА СЧЁТ ПОВЕРХНОСТНОГО УПРОЧНЕНИЯ</b> <i>В.Ф. Павлов, А.П. Филатов, О.Ю. Семёнова, В.В. Сазанов, Н.Н. Микушев</i>	126
<b>ДИНАМИКА ДРЕНАЖНО-ПРЕДОХРАНИТЕЛЬНОГО КЛАПАНА</b> <i>М.В. Макарьянц, Л.В. Кудюров, Ю.К. Мустафаев, Д.В. Туманов</i>	134
<b>РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИЙ ПОЛУЧЕНИЯ МАТЕРИАЛОВ ПО ЗАДАНЫМ УСЛОВИЯМ ФОРМИРОВАНИЯ СВОЙСТВ СБОРОЧНЫХ ЕДИНИЦ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ</b> <i>С.Ф. Глустенко</i>	142
<b>ОБЪЁМНО-КИНЕТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ МЕДЛЕННОГО РОСТА УСТАЛОСТНОЙ ТРЕЩИНЫ В АЛЮМИНИЕВОМ СПЛАВЕ Д16Т</b> <i>Ю.И. Кольцун, Д.П. Молякко, А.Д. Игнатовский, Т.А. Хибник</i>	148
<b>АВТОМАТИЗИРОВАННОЕ ПРОФИЛИРОВАНИЕ ЭЛЕКТРОДОВ-ИНСТРУМЕНТОВ ПРИ ИМПУЛЬСНОЙ ЭЛЕКТРОХИМИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКЕ</b> <i>М.В. Нехорошев, Н.Д. Проницев, Г.В. Смирнов</i>	158
<b>РЕЗУЛЬТАТЫ ОГНЕВЫХ ИСПЫТАНИЙ ОКИСЛИТЕЛЬНОГО ГАЗОГЕНЕРАТОРА ЖРД 11Д58МФ</b> <i>О.А. Барсуков, П.П. Стриженко</i>	167

<b>ОЦЕНКА МАССОГАБАРИТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК КОМПЛЕКСНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ</b> <i>В.И. Куренков, А.С. Кучеров, А.А. Якищук</i>	176
<b>РАЗРАБОТКА ПАРАМЕТРИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ РАБОЧИХ КОЛЁС ДЛЯ АНАЛИЗА СТАТИЧЕСКОЙ ПРОЧНОСТИ</b> <i>А.О. Шкловец, А.В. Урлапкин, К.В. Бояров</i>	186
<b>К ВОПРОСУ О НОВОМ ПОДХОДЕ ПРЕПОДАВАНИЯ НАЧЕРТАТЕЛЬНОЙ ГЕОМЕТРИИ В ВУЗЕ С ТОЧКИ ЗРЕНИЯ СКВОЗНОЙ ПОДГОТОВКИ СОВРЕМЕННОГО СПЕЦИАЛИСТА</b> <i>А.И. Ермаков, Л.А. Чемпинский</i>	192
<b>ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ ОЦЕНКИ ОТКЛОНЕНИЯ РАСПОЛОЖЕНИЯ В КООРДИНАТНЫХ ИЗМЕРЕНИЯХ ПРОФИЛЕЙ ЛОПАТОК КОМПРЕССОРА И ТУРБИНЫ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ</b> <i>М.А. Болотов, В.А. Печенин, Н.В. Рузанов</i>	202
<b>РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ ДИАГНОСТИРОВАНИЯ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ, ОСНАЩЁННЫХ ФИЛЬТРОЭЛЕМЕНТОМ С ДИАГНОСТИЧЕСКИМ СЛОЕМ</b> <i>В.В. Дроков, В.Г. Дроков, В.В. Мурыщенко, Ф.И. Мухутдинов, В.Ф. Халиуллин</i>	212

## CONTENTS

---

---

<b>DEVELOPMENT OF METHODS OF MODELING AND COMPUTER AIDED DESIGN OF GAS TURBINE ENGINES</b> <i>I.A. Krivosheev, D.G. Kozhinov</i>	9
<b>DEVELOPMENT OF A TECHNIQUE OF MOLDING SMALL COMPLEX PARTS OF GAS TURBINE ENGINES FROM HIGH-TEMPERATURE ALLOYS USING ADDITIVE TECHNOLOGIES</b> <i>A.V. Agapovichev, A.V. Balaykin, V.G. Smelov, R.A. Vdovin</i>	19
<b>ANALYSIS OF THE RESULTS OF THERMAL CYCLIC TESTS USING TC-MAPS AND PROBLEMS OF INVESTIGATING THERMAL FATIGUE OF MATERIALS</b> <i>E.A. Tikhomirova, E.F. Sidokhin</i>	26
<b>RESULTS OF EXPERIMENTAL STUDIES OF PARAMETERS OF LOW-THRUST ROCKET ENGINES OPERATING ON GASEOUS OXYGEN-HYDROGEN FUEL</b> <i>Y.I. Ageenko, E.A. Lapshin, I.I. Morozov, I.V. Pegin, V.V. Ryzhkov</i>	35
<b>VERIFICATION OF ENERGY EFFICIENCY OF A LOW-THRUST LIQUID-PROPELLANT ENGINE WITH DEFLECTOR-CENTRIFUGAL INJECTING PATTERN</b> <i>Y.I. Ageenko, I.V. Pegin</i>	46
<b>INVESTIGATION OF THE VIBRATION BEHAVIOR OF A GAS TURBINE ENGINE IN ICING CONDITIONS</b> <i>S.Y. Danilkin, V.A. Teleshev</i>	55
<b>NUMERICAL SIMULATION OF TONAL NOISE OF A BYPASS ENGINE FAN STAGE</b> <i>K.R. Pyatunin, N.V. Arharova, A.E. Remizov</i>	60
<b>DEFORMATION AND FRACTURE STRENGTH OF SINGLE-CRYSTAL SUPERALLOYS UNDER STATIC AND CYCLIC LOADING</b> <i>A.S. Semenov, L.B. Getsov, S.G. Semenov, A.I. Grishchenko</i>	66
<b>INFLUENCE OF VIBRATION CONNECTEDNESS ON EIGENNODE SHAPES OF BLADED DISKS WITH NON-IDENTICAL BLADES</b> <i>A.I. Ermakov, A.V. Uralapkin, D.G. Fedorchenko</i>	76
<b>SIGNIFICANCE AND DIRECTIONS OF DEVELOPMENT OF ROTARY PISTON AREA OF RESEARCH</b> <i>V.V. Okorochkov, V.M. Okorochkova, V.V. Shafranov</i>	82
<b>DEVELOPMENT OF METHODS OF CARRYING OUT EXPERIMENTAL RESEARCH OF MEASUREMENT ERRORS FOR SETS OF GEOMETRICAL PARAMETERS ON NC EQUIPMENT AS IN THE CASE OF A TURBINE DISK</b> <i>M.A. Bolotov, V.P. Alexeev, N.D. Pronichev</i>	92

<b>STUDY OF THE STRUCTURE OF SPHERICAL ROLLER SURFACES IN GRINDING</b>	
<i>N.V. Nosov, L.N. Mikhailova</i>	100
<b>RESEARCH OF MACHINABILITY OF HEAT RESISTANT STEELS 10X11HN23T3MP-BД USED IN PARTS OF GAS TURBINE ENGINES</b>	
<i>O.S. Surkov, A.I. Kondrat'ev, V.P. Alexeev, A.I. Haymovich</i>	106
<b>COMPUTER-AIDED SYSTEM OF VIRTUAL GAS TURBINE ENGINE TESTING</b>	
<i>A.Yu. Tkachenko, V.N. Rybakov, I.N. Krupenich, Ya.A. Ostapuk, E.P. Filinov</i>	113
<b>CRITERION OF OPTIMIZATION OF SLOW FATIGUE CRACK GROWTH IN METALS AND ALLOYS</b>	
<i>Yu.I. Kol'tsun, D.P. Molyavko, A.D. Ignatovskiy, T.A. Khibnik</i>	120
<b>FORECASTING AN INCREMENT IN THE PARTS' ENDURANCE LIMIT DUE TO SURFACE HARDENING</b>	
<i>V.F. Pavlov, A.P. Filatov, O.Yu. Semyonova, V.V. Sazanov</i>	126
<b>DYNAMIC OF A SAFETY VENT VALVE</b>	
<i>M.V. Makaryjants, L.V. Kudyurov, Yu.K. Mustafaev, D.V. Tumanov</i>	134
<b>TECHNOLOGICAL PROCESSES OF PRODUCING MATERIALS BY SPECIFIED CRITERIA OF FORMING THE PROPERTIES OF AIRCRAFT ASSEMBLY UNITS</b>	
<i>S.F. Tlustenko</i>	142
<b>3D-KINETIC CHARACTERISTICS OF SLOW FATIGUE CRACK GROWTH IN THE ALUMINUM ALLOY D16T</b>	
<i>Yu.I. Kol'tsun, D.P. Molyavko, A.D. Ignatovskiy, T.A. Khibnik</i>	148
<b>AUTOMATED PROFILING OF TOOL ELECTRODE IN ELECTROCHEMICAL PULSE MACHINING</b>	
<i>M.V. Nekhoroshev, N.D. Pronichev, G.V. Smirnov</i>	158
<b>RESULTS OF HOT TESTS OF AN OXYGEN PREBURNER OF A LIQUID-PROPELLANT ENGINE 11D58MF</b>	
<i>O.A. Barsukov, P.P. Strizhenko</i>	167
<b>ESTIMATION OF MASS-DIMENSIONAL CHARACTERISTICS OF A COMPLEX PROPULSION UNIT OF EARTH REMOTE SENSING SPACECRAFT</b>	
<i>V.I. Kurenkov, A.S. Kucherov, A.A. Yakishik</i>	176
<b>DEVELOPMENT OF PARAMETER-ORIENTED MODELS OF BLADED DISKS FOR STATIC STRENGTH ANALYSIS</b>	
<i>A.O. Shklovets, A.V. Urlapkin, K.V. Boyarov</i>	186

**A NEW APPROACH TO TEACHING DESCRIPTIVE GEOMETRY  
AT HIGHER SCHOOL FROM THE PERSPECTIVE OF THROUGH  
PREPARATION OF A MODERN SPECIALIST**

*A.I. Ermakov, L.A. Chempinsky*

192

**IMPROVING THE ACCURACY OF ASSESSING THE POSITION DEVIATION  
IN COORDINATE MEASUREMENTS OF GTE COMPRESSOR  
AND TURBINE BLADE PROFILES**

*M.A. Bolotov, V.A. Pechenin, N.V. Ruzanov*

202

**DEVELOPMENT OF THE TECHNOLOGY OF DIAGNOSTICS  
OF TURBO-JET AVIATION ENGINES BY A FILTERING ELEMENT  
WITH A DIAGNOSTIC LAYER**

*V.V. Drovov, V.G. Drovov, V.V. Muryshenko, F.I. Mukhutdinov, V.F. Khaliullin* 212



## РАЗВИТИЕ МЕТОДОВ МОДЕЛИРОВАНИЯ И АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

© 2014 И.А. Кривошеев, Д.Г. Кожин

Уфимский государственный авиационный технический университет

Рассматриваются методы автоматизированного проектирования и моделирования газотурбинных двигателей (ГТД). Приводятся результаты создания универсальной открытой технологии имитационного моделирования сложных технических объектов. Предлагаемая технология позволяет успешно решать задачи моделирования работы авиационных двигателей в составе летательного аппарата. Другие технические объекты, успешно моделируемые с применением данной технологии, включают энергоустановки различных типов. Приведён опыт создания средств автоматизированного выбора силовых схем и формирования общих компоновок ГТД, средств полунатурного совместного моделирования ГТД и его системы автоматического управления (САУ), создания отечественных PLM-систем СПРАД и Stalker, ряда САД/САЕ-приложений для конструкторско-технологического проектирования узлов и деталей ГТД. Показана эффективность объединения функциональных возможностей средств многоуровневого имитационного моделирования со средствами САД/САЕ/PLM. Показано использование DVIG при полунатурном моделировании ТВВД (Д-27) и его САУ. Приведён метод получения характеристик компрессоров с использованием разработанных систем имитационного моделирования лопаточных венцов, ступеней, компрессоров и двигателей. В их числе новые подходы к проектированию лопаточных машин (метод отслеживания струй - МОС). Показаны результаты разработки компонентов интегрированной логистической поддержки (ИЛП) для организации поддержки эксплуатации ГТД на современном уровне. В частности, описано разработанное ИЭТР (интерактивное электронное техническое руководство) по эксплуатации ГТП (газотурбинного привода) АЛ-31СТ, используемого в Газпроме на компрессорных станциях.

*Автоматизированное проектирование, имитационное и полунатурное моделирование ГТД, узлов и систем, САД/САЕ/PLM-технология.*

В настоящее время на всех этапах проектирования, изготовления, доводки, отладки и эксплуатации ГТД широко используются средства моделирования и автоматизированного проектирования [1]. Существенная их часть поставляется зарубежными компаниями, имеет большую стоимость, закрытые для наших разработчиков коды, часто алгоритмы и функциональные возможности этих систем не вполне устраивают отечественных специалистов в области авиадвигателестроения. В свое время, ещё в составе МАП СССР была развернута отраслевая программа САПР-Д, развитием отдельных её компонентов руководили НТОКСы (научно-технические отраслевые координационные советы): ЦИАМ руководил частью АСП (автоматизации проектирования) и АСИ (автоматизации испытаний), КНПО «Труд» руководил АСК (автоматизации конструирования), НИИД

руководил АСПр (автоматизации производства). В работе участвовал ряд научных групп из авиационных вузов под руководством Тунакова А.П. (КАИ), Ахмедзянова А.М. (УАИ), Маслова В.Г. и Аронова Б.М. (КуАИ), Кирпикина Ю.П. (МАИ). Именно тогда совместными усилиями была создана Интегрированная САПР-Д АСПАД, позволявшая работникам ОКБ (ЛНПО им. Климова) совместно работать над проектом в режиме параллельного проектирования. С использованием СУБД Oracle (КАРС) были реализованы все атрибуты PDM-технологии (режим коллективного разграниченного доступа, обработка транзакций, клиент-сервер, единая база проектных решений (БПР), база данных (БД) прототипов, БД нормативной документации и т.д.). В этот же период был создан и получил существенное развитие программный комплекс ГРАД (КАИ), Монитор модульной техно-

логии (КуАИ), подсистемы «Эскизный проект», ПАРАД и отечественная CAD/CAM/CAE-система Альфа (УАИ). В МАИ в это время развивался НИЦ АСК, создавший ПК под названием БПИО (на основе зарубежного ANVIL3000), который в настоящее время развивается под названием Kredo. Именно тогда возникли сложности с подключением к АСПАД ПК ГРАД - в то время он единственный обеспечивал возможность структурного синтеза различных схем ГТД, газотурбинных установок (ГТУ) и других двигателей. Именно это и послужило импульсом к поиску новых методов и средств моделирования.

В результате в УАИ был создан ПК ПАРАД. Затем была выделена универсальная «оболочка» САМСТО, позволяющая оперативно создавать СИМ (системы имитационного моделирования). В ней имеются все атрибуты CAE-систем (Решатель–процессор, пре- и пост процессор, БД характеристик элементов, БД моделей, БД результатов). За прошедший период были созданы версии САМСТОv 1.05, САМСТОv 2.15, САМСТОv 3.08. Последняя обеспечивает многоуровневое моделирование с использованием «зуминга» и технологии «контейнеров».

Путём развития метода грекоримских квадратов удалось обеспечить в САМСТО оптимизацию при большом количестве критериев и варьируемых параметров. В этой технологии удалось объединить и систематизировать ранее созданные СИМ для моделирования камер сгорания, компрессоров и турбин, двигателей в целом и их САУ, организовать их системное автоматизированное проектирование в составе летательного аппарата (ЛА), как показано на рис. 1. Ряд специализированных СИМ разработан для иден-

тификации состояния ГТД и ГТУ по результатам трендового анализа (рис. 2), отладки включения-выключения форсажа в ТРДДФ по результатам приёмосдаточных испытаний (ПСИ) и т.д. Реинжиниринг жизненного цикла (ЖЦ) ГТД с использованием методологий SADT и RUP позволил сформировать схему новой организации процесса, разработать спецификации на ПО для его поддержки.

Решатель в создаваемых СИМ позволяет обобщённым образом решать произвольные проектно-доводочные и эксплуатационные задачи (поэтому создаваемые в этих средах модели и называются имитационными). В настоящее время усилия коллектива направлены на объединение функциональных возможностей разработанных средств многоуровневого имитационного моделирования и средств CAD/CAE/PLM.

В своё время коллектив участвовал в создании PDM SmarTeam (тогда SimPDM) и была создана первая отечественная PDM-технология параллельного проектирования ГТД под названием СПРАД. Далее коллективом на основе SQL-сервера разработана и внедрена на ряде предприятий полноразмерная отечественная PLM-система Stalker, позволяющая решать не только задачи параллельного проектирования, но и управления дискретным производством. Был разработан также ряд CAD/CAE-приложений для конструкторско-технологического проектирования узлов и деталей ГТД, в т.ч. компрессоров, турбин, композитных лопаток вентиляторов. Это позволит автоматизировать подбор параметров и характеристик элементов в составе дерева проекта, ускорить подбор оптимальных вариантов и доводку изделий.

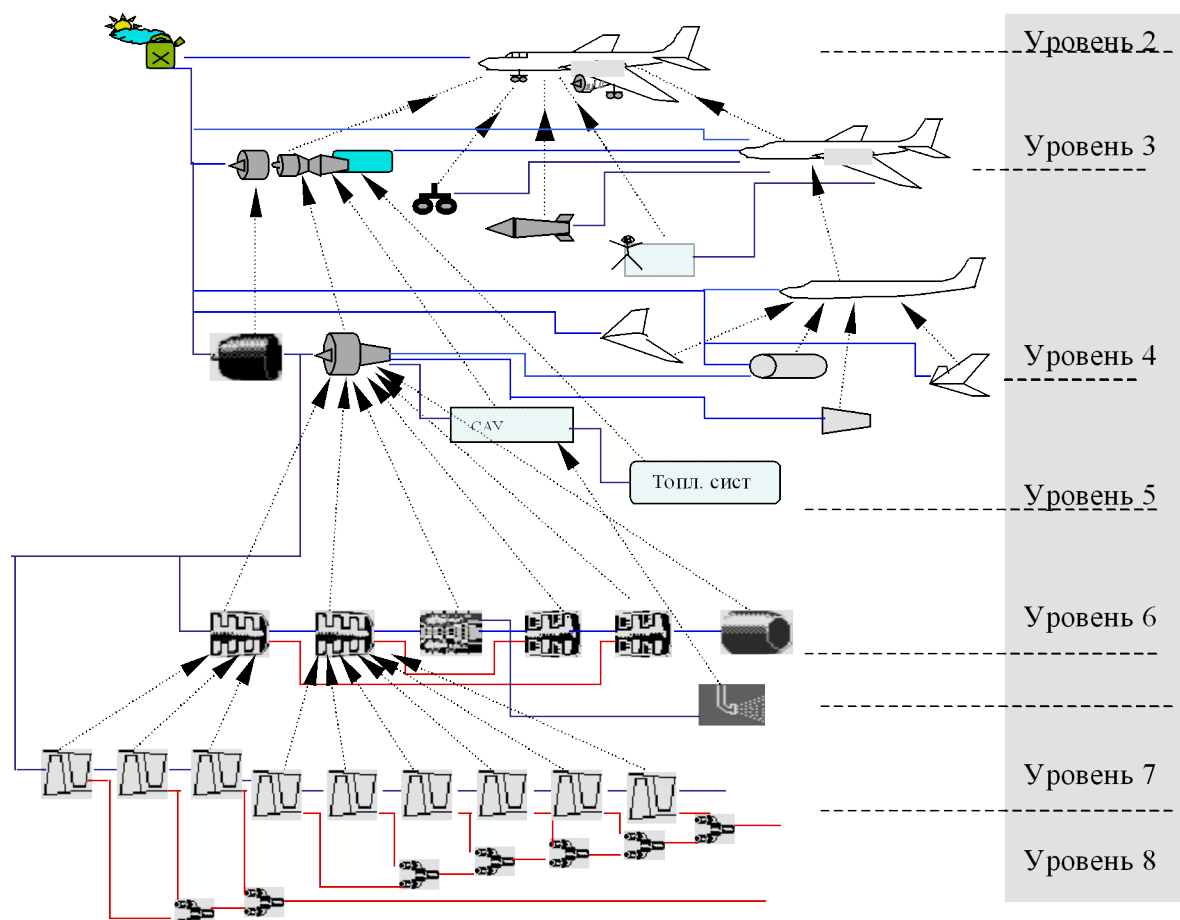


Рис. 1. Схема формирования многоуровневой имитационной сетевой модели ГТД в составе ЛА

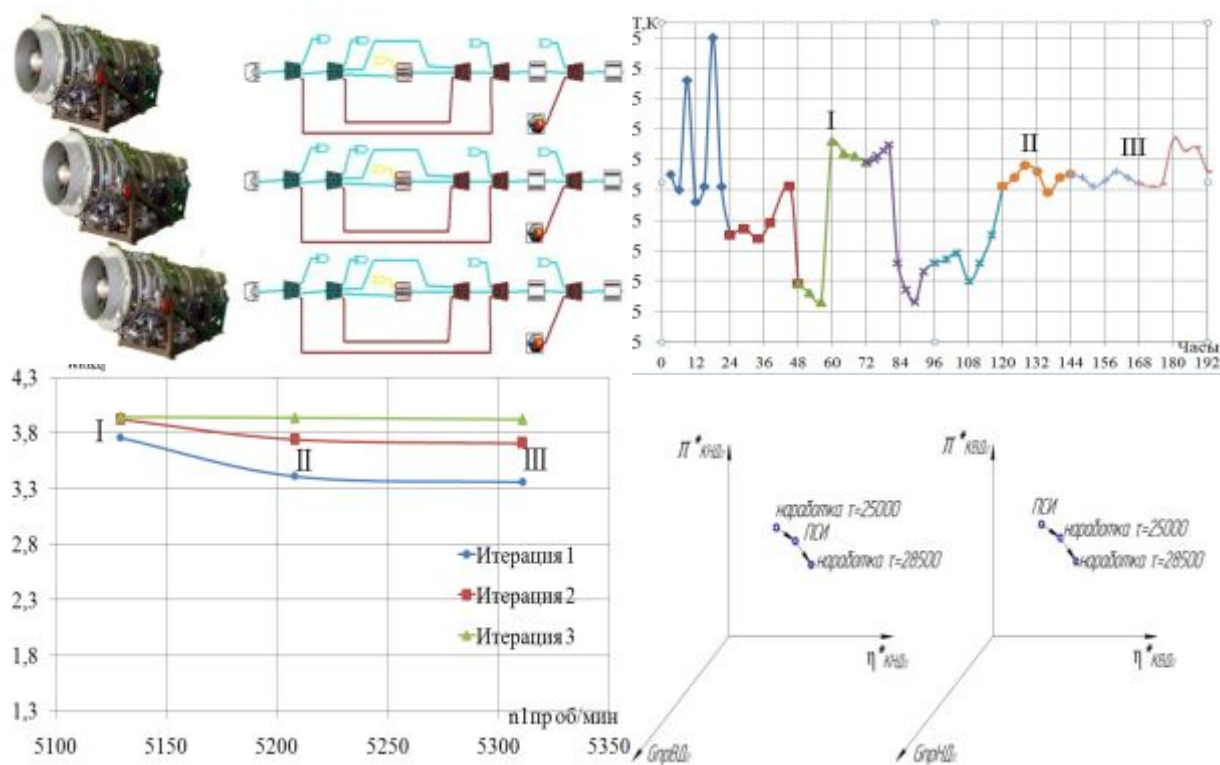


Рис. 2. Диагностика состояния ГТД по результатам трендового анализа записи параметров с использованием тиражированной имитационной модели

Совместно с коллегами из СГАУ разработана интерактивная технология выбора силовых схем и формирования общей компоновки ГТД на этапе эскизного проектирования (рис. 3).

Вместе с КБ «Молния» разработана технология полунатурного моделирования ГТД вместе с его САУ. Она отлажена на примере ТВВД Д-27 (рис. 4).

Особое внимание уделяется моделированию и автоматизированному проек-

тированию [2] лопаточных машин (рис. 5), как основных элементов современных судовых и авиационных двигателей и движителей (компрессоры, турбины, воздушные, гребные, вертолётные винты). Как известно, их характеристики, такие как масса, габариты, КПД, надёжность, удобство эксплуатации в существенной мере определяют соответствующие характеристики двигателей, судов и ЛА в целом.

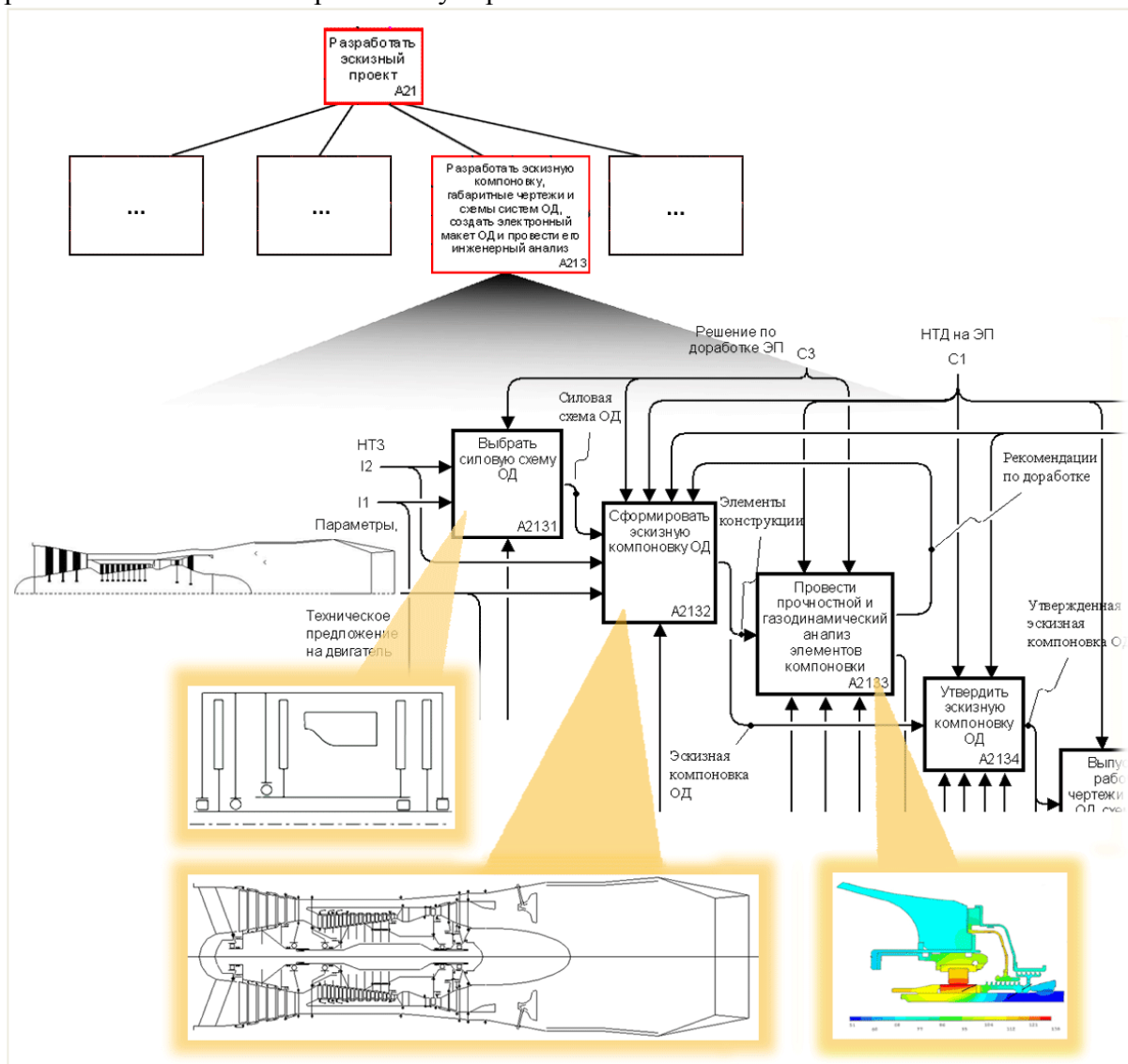


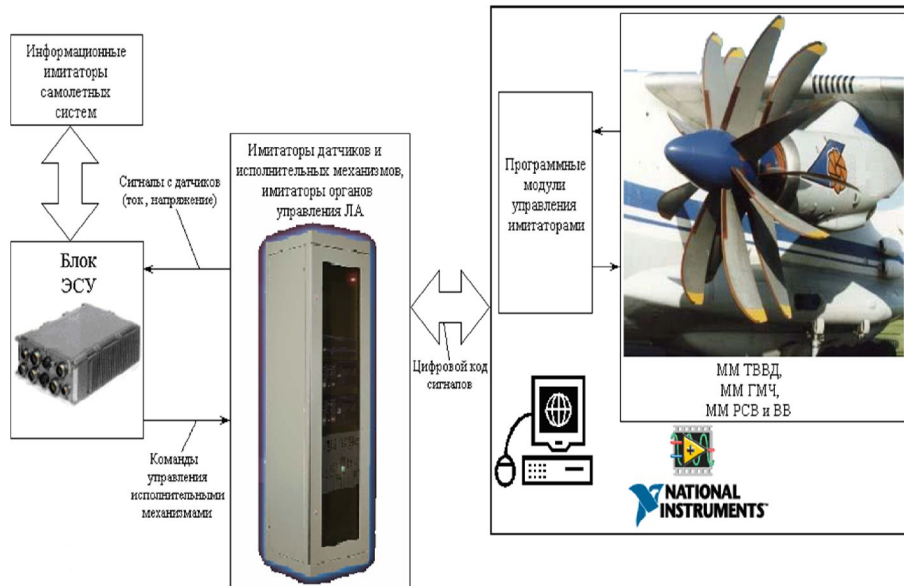
Рис. 3. Автоматизация в выборе конструктивно-силовой схемы ГТД в процессе эскизного проектирования

В настоящее время всё шире используются новые конструкторские решения – биротативные схемы, широкохордные и полые лопатки, рабочие моноколёса (блиски), лопатки с искривлёнными передни-

ми и задними кромками. Возможность их применения тесно связана с использованием новых материалов – композиционных (с полимерной и металлической матрицей), наноструктурных и т.п., а также

новых технологий изготовления – сварки трением при изготовлении моноколёс (блисков), специальных технологий изготовления полых лопаток и лопаток из композиционных материалов. Такие работы ведутся в рамках Дивизиона ОДК «Двигатели для боевой авиации» в кооперации ряда предприятий (ОАО «УМПО»,

ОАО «НПП Мотор», ОАО «УАП Гидравлика», ОАО «КумаПО») с участием УГАТУ. Поэтому разрабатываемые средства моделирования и автоматизированного проектирования компрессоров и турбин должны учитывать эти особенности их рабочего процесса и конструкции.



Структурная схема стенда полунатурного моделирования ГТД и его САУ, разработанного УНПП «Молния»

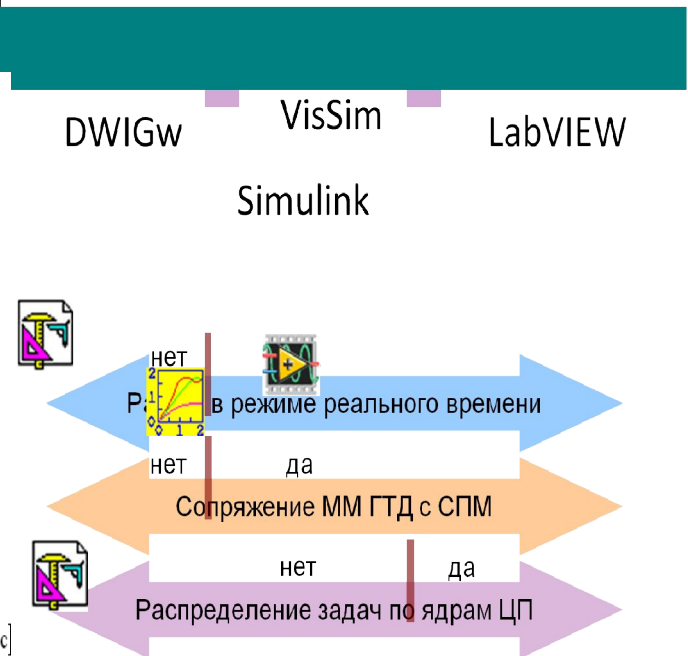
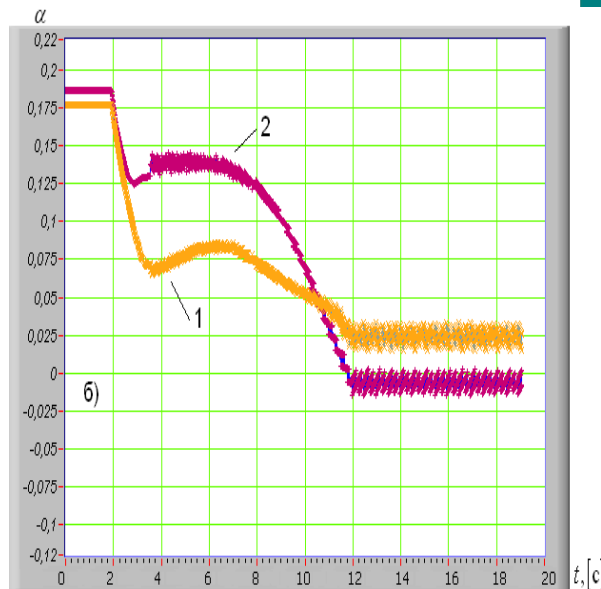


Рис. 4. Использование DVIG при полунатурном моделировании ТВВД (Д-27) и его САУ

В связи с этим в коллективе развиваются новые подходы к проектированию лопаточных машин (рис. 6):

- метод отслеживания струй (МОС);
- использование подвижных Лагранжевых сеток;

– обобщение экспериментальных данных [3] с учётом закономерностей изменения характеристик решёток профилей [4], ступеней, каскадов и лопаточных машин

(ЛМ), их использования при планировании новых экспериментов и испытаний, при диагностике состояния ЛМ и т.п.

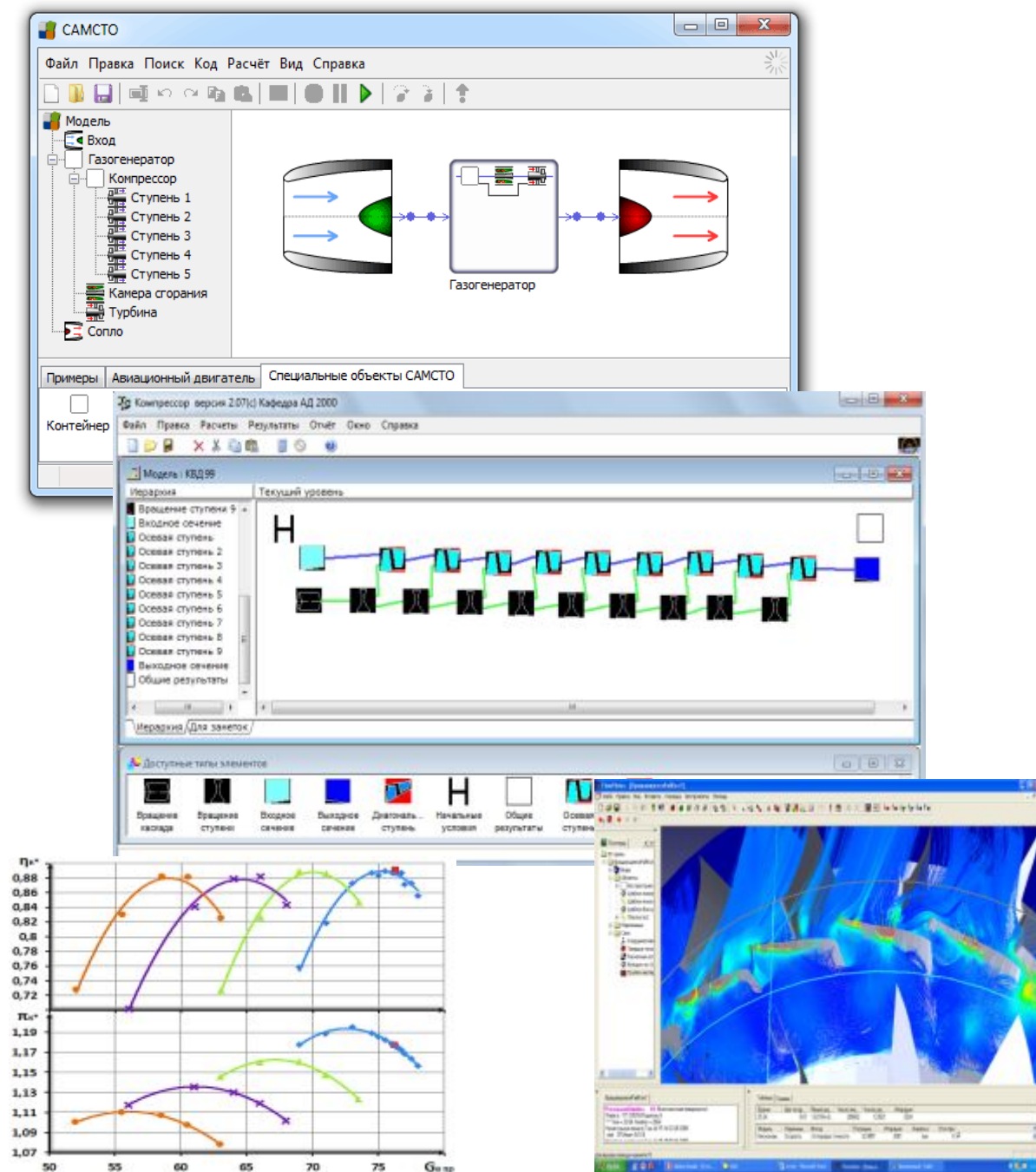


Рис. 5. Получение характеристик компрессоров с использованием разработанных систем имитационного моделирования лопаточных венцов, ступеней, компрессоров и двигателей

Предложенные методы моделирования нестационарного взаимодействия и разработанный математический аппарат позволяют поставить практическую задачу оптимизации взаимного расположения статорных венцов в многоступенчатой

турбомашине (с целью снижения амплитуд возбуждающих нагрузок, приводящих к вибрациям рабочих лопаток в случае, когда окружные шаги неподвижных решёток равны или кратны).

Предложенный в своё время коллективом метод выделения «эквивалентных каналов» (рис. 6), описывающих движение частицы вдоль проточной части одновременно в абсолютном и в относительном движении, который в [5] называют МОС, позволяет с достаточной для инженерной практики точностью описывать различные газодинамические процессы в

решётках турбомашин, в числе которых: клокинг-эффект, нестационарное взаимодействие решёток и, в частности, явления аэроупругости и процессы сегрегации течений газа в межлопаточных каналах. Он позволяет оптимизировать геометрию лопаточных венцов, в том числе подобрать кривизну передних и задних кромок лопаток.

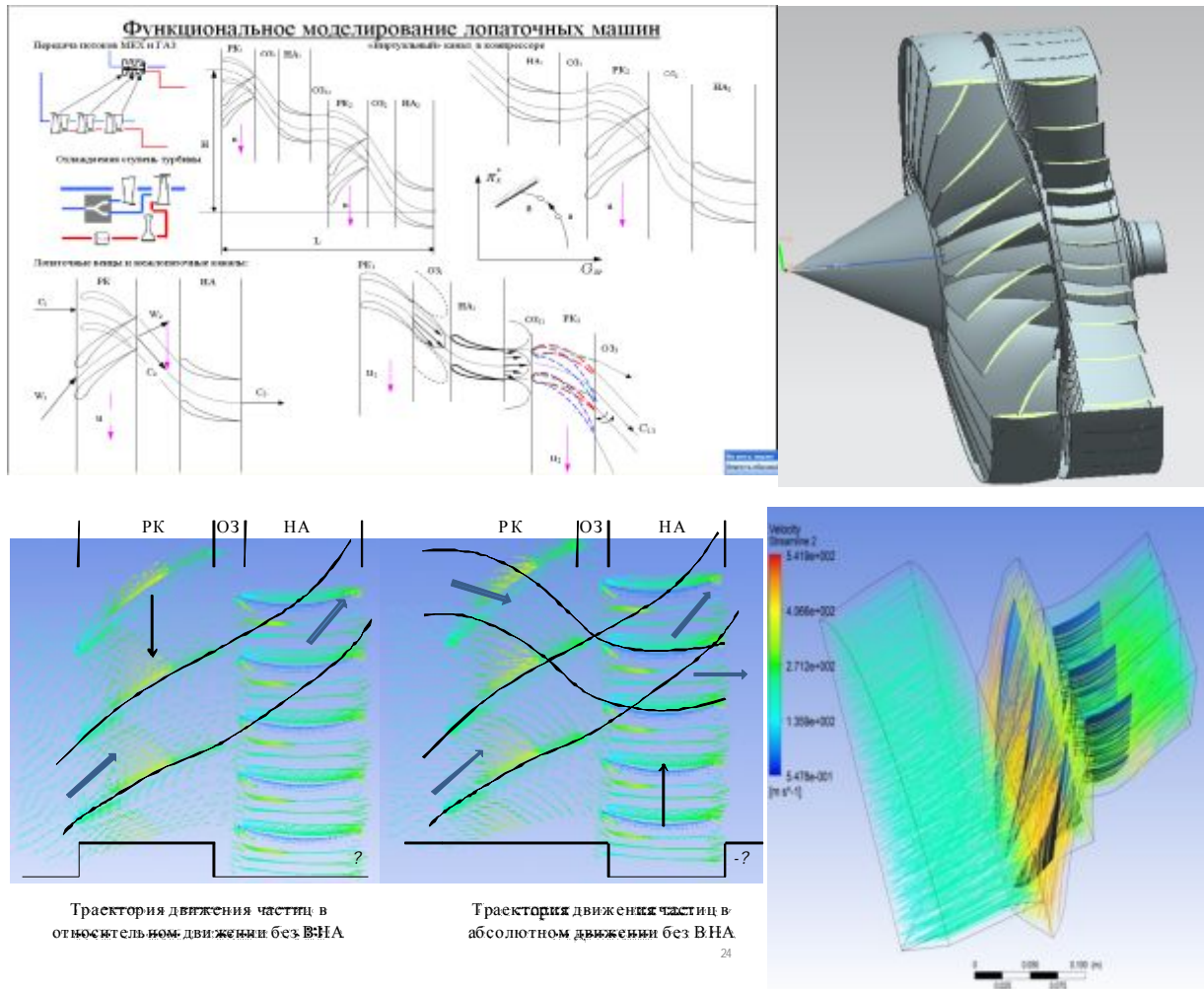


Рис. 6. Используемые новые подходы к проектированию лопаточных машин (метод отслеживания струй - МОС)

При этом новые методы расчёта позволяют использовать при проектировании клокинг-эффект (подбор соответствующего взаимного расположения лопаточных венцов в роторе и в статоре, когда на характерных режимах в межлопаточных каналах в соответствии с МОС удаётся наилучшим образом организовать движение струй в относительной и абсолютной системах координат). Этот метод по-

зволяет скорректировать профили лопаток, учесть нестационарное силовое воздействие потока на лопатку, включая деформацию профиля и возникновение флаттера.

Как известно, широкохордные композитные лопатки позволяют избежать развития колебаний и одновременно получить высоконагруженные ступени, что обеспечивает уменьшение массы и габа-

ритов каскадов компрессоров. При использовании таких лопаток обеспечивается не только демпфирование колебаний, но и повышается их возможность противостоять развитию трещин, работать при наличии дефектов. Используемые в настоящее время полые лопатки винтов, винтовентиляторов и вентиляторов позволяют реализовать большую степень двухконтурности и обеспечить низкие значения удельного расхода топлива, тем самым повысить экономичность и дальность ЛА. Новые методы расчёта эффективны при проектировании такого рода обычных и биротативных лопаточных машин. Биротативные турбины и гребные, воздушные и вертолётные винты позволяют повысить эффективность, уменьшить массу и габариты силовых установок, снизить заметность судов (в т.ч. подводных),

обеспечить соблюдение норм по шуму и т.д. С учётом всех этих тенденций разработанные методы и средства позволяют моделировать и автоматизировать проектирование лопаточных машин такого типа, подбирать и оптимизировать их параметры и характеристики.

В настоящее время считается, что информационная поддержка (в рамках CALS-технологии) распространяется на все стадии ЖЦ ГТД. В связи с этим в коллективе разработана универсальная технология создания компонентов ИЛП эксплуатации. В качестве примера на рис. 7 показано разработанное интерактивное электронное техническое руководство по эксплуатации газотурбинного привода АЛ-31СТ, используемого в Газпроме на компрессорных станциях.

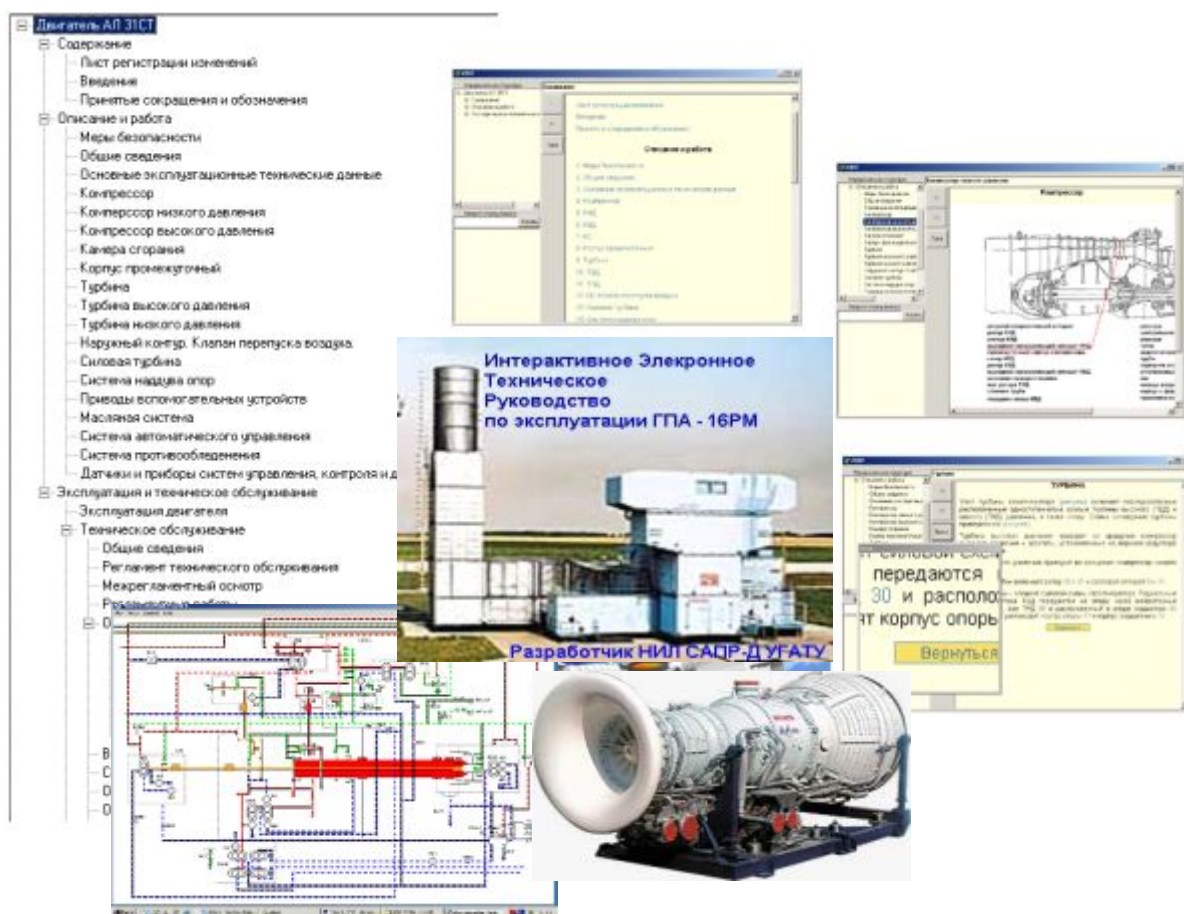


Рис. 7. Разработанное интерактивное электронное техническое руководство по эксплуатации газотурбинного привода АЛ-31СТ



С учётом всех этих тенденций разработанные методы и средства позволяют моделировать и автоматизировать проектирование как лопаточных машин и других узлов, так и авиационных ГТД в целом, подбирать и оптимизировать их параметры и характеристики и тем самым обеспечить разработку двигателей V и VI поколения, организовывать их ППО (последпродажное обслуживание) и при этом обеспечить экономию ресурсов – времени, труда, материалов и энергии. Для этого

НИИ САПР-Д кафедры авиационных двигателей Уфимского государственного авиационного технического университета предлагает сотрудничество промышленным, проектным, научным и учебным организациям в области внедрения CALS и ИПП-технологий в двигателестроении и наземном использовании ГТУ.

Работа выполнена при финансовой поддержке МОН РФ.

### **Библиографический список**

1. Работы ведущих авиадвигательностроительных компаний по созданию перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор) / под общей редакцией В.А. Скибина, В. И. Солонина. М.: ЦИАМ, 2004. 424 с.

2. Белоусов А.Н., Мусаткин Н.Ф., Радько В.М., Кузьмичев В.С. Проектный термогазодинамический расчёт основных параметров авиационных лопаточных машин. Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет. 2006. 316 с.

3. Ольштейн Л.Е., Процеров В.Г. Метод расчёта осевого компрессора по данным продувок плоских решёток // Труды

ЦИАМ. № 150 с.п. М.: Бюро Новой Техники, 1948. 64 с.

4. Кривошеев И.А., Рожков К.Е. Развитие методов анализа и расчёта характеристик решёток профилей осевых компрессоров // Вестник Иркутского государственного технического университета. 2012. № 2(61). С. 26-32.

5. Лапотко В.М., Кухтин Ю.П. Преимущества использования подвижных, лагранжевых сеток при численном моделировании течений сплошных сред // Авиационно-космическая техника и технология. 2000. Вып. 19. Тепловые двигатели и энергоустановки. С. 88-92.

### **Информация об авторах**

**Кривошеев Игорь Александрович**, доктор технических наук, профессор кафедры авиационных двигателей, Уфимский государственный авиационный технический университет. E-mail: [krivosh@sci.ugatu.ac.ru](mailto:krivosh@sci.ugatu.ac.ru). Область научных интересов: исследования в области информационных технологий в двигателестроении.

**Кожин Дмитрий Григорьевич**, кандидат технических наук, доцент ка-

федры авиационных двигателей, Уфимский государственный авиационный технический университет. E-mail: [dima\\_ko@mail.ru](mailto:dima_ko@mail.ru). Область научных интересов: исследования в области информационных технологий в двигателестроении, создание универсальных технологий имитационного моделирования сложных технических объектов.

## **DEVELOPMENT OF METHODS OF MODELING AND COMPUTER AIDED DESIGN OF GAS TURBINE ENGINES**

© 2014 I. A. Krivosheev, D.G. Kozhinov

Ufa State Aviation Technical University

Methods of computer-aided design and modeling of GTE are discussed. The results of development of a universal, open technology for simulation of sophisticated technical objects are described. The proposed technology allows solving simulation tasks for modeling the performance of aircraft engines as a part of an aircraft. Other technical objects successfully simulated using this technology, include power plants of various types. The experience of automated selection of construction layout of gas turbine engines is shown. Co-modeling of gas turbine engine and its automated control system is described. The research was conducted using domestic PLM and CAD/CAE systems, such as SPRAD, Stalker, and a number of other applications for technological design of parts and components of gas turbine engines. The effectiveness of combining the functionality of the multi-level simulation with the means of CAD/CAE/PLM systems is shown. Shown use DVIG at seminatural simulation TVVD (D-27) and its ACS. A method for obtaining the characteristics of compressors, using the developed simulation systems blade rows, steps, compressors and dvigateley.V including new approaches to the design of turbomachinery (tracking method jets - ISO). Shows the results of the development of LSI components for the organization Operation Support GTD to-date. In particular, it is described developed IETM (Interactive Electronic Technical Manual) Operating GTR (gas turbine drive) AL-31ST used in Gazprom at compressor stations.

*Automated design, GTE simulation, CAD/CAE/PLM technologies.*

### **References**

1. Raboty vedushchikh aviadvigatelestroitel'nykh kompanii po sozdaniyu perspektivnykh aviatsionnykh dvigatelei (analiticheskii obzor) [Works of leading aircraft engine companies to develop advanced aircraft engines (analytical review) / ed. by V.A. Skibin and V.I. Solonin]. Moscow: CIAM, 2004. 424 p.
2. Belousov A.N., Musatkin N.F., Radko V.M., Kuzmichev V.S. Proektnyi termogazodinamicheskii raschet osnovnykh parametrov aviatsionnykh lopatochnykh mashin [Thermo gas dynamic design calculation of the basic parameters of aviation turbomachinery]. Samara: Samara St. Aersp. Univ. Publ, 2006. 316 p.
3. Olshtein L.E., Protcerov V.G. Method of calculation of the axial compressor according to air tunnel blowing of planar grids // Trudy CIAM. Iss. 150. Moscow: Byuro Novoy Tekhniki Publ., 1948. 64 p. (In Russ.)
4. Krivosheev I.A., Rozhkov K.E. Development of methods for the analysis and calculation of cascade performances of axial-flow compressors // Vestnik of the Irkutsk State Technical University. 2012. No. 2(61). P. 26-32. (In Russ.)
5. Lapotko V.M., Kukhtin U.P. Benefits of using mobile, Lagrangian grids for numerical modeling of continuum flows // Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya. 2000. Vypusk 19. Teplovye dvigateli i energoustanovki. P. 88-92. (In Russ.)

### **About the authors**

**Krivosheev Igor Alexandrovich**, Doctor of Science (Engineering), professor at Ufa State Aviation Technical University. E-mail: krivosh@sci.ugatu.ac.ru. Area of Research: information technologies in aircraft and rocket science, including computer-aided design, mathematic modeling, and lifecycle management.

**Kozhinov Dmitry Grigorievich**, Candidate of Science (Engineering), associate professor at Ufa State Aviation Technical University. E-mail: dima\_ko\_@mail.ru. Area of Research: modeling of aircraft engines, software development, and artificial intelligence.

## **РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ЛИТЬЯ ИЗ ЖАРОПРОЧНЫХ СПЛАВОВ СЛОЖНЫХ ДЕТАЛЕЙ МАЛОРАЗМЕРНЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С ПРИМЕНЕНИЕМ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ**

© 2014 В.Г. Смелов, А.В. Балякин, А.В. Агаповичев, Р.А. Вдовин

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва  
(национальный исследовательский университет)

Применение технологий быстрого прототипирования предоставляют уникальную возможность применения экономически эффективных методов для производства деталей по выплавляемым моделям. Разработка и исследование технологий быстрого прототипирования позволили перейти на новый уровень оптимизации и внедрения новых технологий в различных отраслях промышленности. На этапе опытного производства, для которого характерно частое изменение конструкции, проблема быстрого изготовления литейных деталей становится ключевой. Это связано со сложностью и трудоёмкостью изготовления литейной оснастки. Разработки и исследования технологий быстрого прототипирования позволили перейти на новый уровень оптимизации и внедрения новых технологий в литье по выплавляемым моделям. Цель данной работы заключается в определении возможностей и оценки точности получаемых размеров отливки при литье по выплавляемым моделям с использованием технологии быстрого прототипирования. Работа велась с использованием сквозного проектирования в САМ/CAD/CAE системах. Исследование размерно-точных параметров отливки велось на координатно-измерительной машине. В ходе работы была проверена адекватность виртуального моделирования процесса формообразования отливки в системе моделирования литейных процессов ProCAST по полученным отливкам. Исследование показало что применение технологий быстрого прототипирования при литье по выплавляемым моделям позволяет существенно сократить сроки изготовления отливок, снизить затраты на производство и повысить точность размеров отливки.

*Аддитивные технологии, быстрое прототипирование, силиконовая форма, восковая модель, керамическая форма.*

Литейные жаропрочные сплавы на никельхромовой основе в настоящее время широко применяются для деталей газотурбинных двигателей.

Применение технологий быстрого прототипирования позволило перейти на новый уровень проектирования и изготовления деталей различной сложности в различных отраслях промышленности.

Технология литья по выплавляемым моделям (ЛВМ) позволяет получать из жаропрочных, труднообрабатываемых и не поддающихся механической обработке сплавов детали самой сложной конфигурации с высокой геометрической точностью.

Детали, полученные методом ЛВМ, не нуждаются в последующей механической обработке, за исключением сопрягаемых поверхностей, что позволяет мини-

мировать механическую обработку и значительно снизить расход материала.

Ко всему вышесказанному метод ЛВМ является одним из самых экономичных при создании сложных деталей, а иногда и единственным возможным методом литья, например, когда детали имеют сложную форму или тонкие стенки.

Всё больше направлений промышленности активно осваивают аддитивные технологии [1].

Отличительной особенностью аддитивных технологий является тот факт, что построение модели происходит путём добавления материала, в отличие от традиционных технологий, где создание детали происходит путём удаления материала.

Лаборатория аддитивных технологий является подразделением центра

коллективного пользования «межкафедральный учебный научно-производственный центр САМ – технологий» (ЦКП «САМ-технологий»).

В лаборатории установлено оборудование позволяющее получать прототипы изделий и мастер-модели по имеющимся твёрдотельным моделям построенных в САД системах (3D модели) в минимальные сроки с высокой геометрической точностью. 3D принтер Objet 350 израильской фирмы EDEN имеет поле для печати изделий до 350×350×200мм, точность печати до 16 мкм. Принтер может выращивать модель из десяти различных материалов, имеющих различные физические свойства.

Основными преимуществами технологии быстрого прототипирования являются:

- сокращение длительности технической подготовки производства новой продукции в 2-4 раза;
- снижение себестоимости продукции, особенно в мелкосерийном или единичном производстве, в 2-3 раза;
- значительное повышение гибкости производства;
- сквозное использование компьютерных технологий, интеграция с системами САПР.

Малые размеры стартёра и ротора турбины, наличие сложных, тонкостенных поверхностей (наибольшее сечение пера лопатки стартёра и ротора турбины составляет 0,8 мм) делают их изготовление традиционными методами литья затруднительными и дорогостоящими.

В статье изложен опыт практического применения аддитивных технологий, в частности метода быстрого прототипирования и способа заливки воска в силиконовые формы, для изготовления деталей малоразмерного газотурбинного двигателя (ГТД).

Метод быстрого прототипирования особенно актуален в тех случаях, когда необходимо в короткие сроки изготовить пластиковые прототипы или восковые

модели сложной формы и высокого качества [2].

Процесс производства деталей включает в себя следующие основные стадии:

- разработка 3D модели детали;
- разработка 3D модели отливки;
- изготовление мастер-модели и литниково - питающей системы;
- сборка мастер-модели с литниково-питающей системой;
- изготовление силиконовой формы;
- изготовление восковых моделей;
- изготовление керамических форм;
- заливка материала в керамическую форму;
- контроль полученной отливки.

Для изготовления мастер - моделей или прототипов изделия необходимо иметь её объёмную модель, построенную в САД системе.

Для построения объёмной модели изделия (рис. 1) использовалась система автоматизированного проектирования, производства и инженерного анализа САД/САМ/САЕ NX 8.5 фирмы Siemens PLM Software.

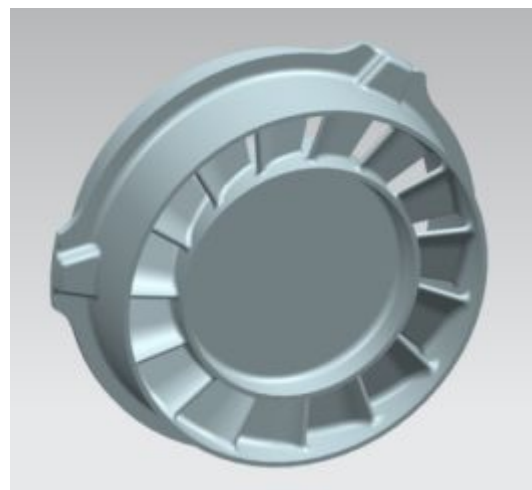


Рис. 1. Модель детали, выполненная в САД/САМ/САЕ системе NX

Затем была построена объёмная модель заготовки путём оптимизации формы детали для возможности получения её методами литья, добавлением припусков на механическую обработку, прибавлением технологических

прибылей, напусков и формированием литниково - питающей системы (рис. 2). Также при создании объёмной модели заготовки учитывалась усадка материала, что в дальнейшем позволило создать деталь, не требующую механической обработки, за исключением сопрягаемых поверхностей.



Рис. 2. 3D модель заготовки ротора турбины

Коэффициент усадки материала определяется по следующим формулам:

$$L_B = L_M - L_M \cdot \beta = L_M(1 - \beta);$$

$$L_L = L_B - L_B \cdot \alpha = L_B(1 - \alpha) = L_M(1 - \alpha)(1 - \beta);$$

$$L_L = L_M - L_M(\alpha + \beta) - L_M \cdot \alpha\beta,$$

где  $\alpha$  – коэффициент усадки металла,  $\beta$  – коэффициент усадки воска,  $L_B$  – габаритный размер восковки,  $L_L$  – габаритный размер отлитой детали,  $L_M$  – габаритный размер фотополимерной модели. Учитывая малые значения коэффициентов  $\alpha$  и  $\beta$ , слагаемое  $L_M \cdot \alpha\beta$  можно считать пренебрежимо малым. В случае использования жаростойкого сплава и модельного воска  $\alpha = 1,5\%$ ,  $\beta = 1\%$ . Усадка керамической формы в соответствии со справочными данными составляет 1%. Тогда общий коэффициент усадки равен 3,5%.

Перед изготовлением мастер - модели было произведено виртуальное моделирование процесса формообразования заготовки в САЕ - системе моделирования литейных процессов ProCAST,

что позволило существенно сэкономить время и средства при разработке и оптимизации процесса заливки. В ходе моделирования первоначальная форма литниково - питающей системы заготовки претерпела существенное изменение с целью её оптимизации и улучшения по сравнению с первоначальным вариантом в соответствии с результатами расчёта, произведённого в системе ProCAST.

ProCAST - система моделирования литейных процессов, обеспечивающая совместное решение температурной, гидродинамической и деформационной задач, обладающая уникальными возможностями изучения всех возможных процессов литья из литейных сплавов. Дополнительное преимущество ProCAST состоит в том, что можно провести расчёт напряжений, микроструктуры и моделировать более экзотические процессы литья [3].

Предварительное моделирование в САЕ системе позволяет быстро и недорого оптимизировать литниково - питающую систему, провести виртуальную заливку литникового дерева. Это приводит к минимизации брака при изготовлении отливки и минимизирует, а иногда и устраняет полностью необходимость в пробных заливках [4].

Следующим этапом явилось изготовление с помощью 3D принтера мастер - модели (рис. 3), которая в дальнейшем используется для получения эластичных форм из силиконового компаунда.



Рис. 3. Мастер – модель статора турбины малоразмерного газотурбинного двигателя

Изготовленная мастер - модель проверяется на отсутствие брака (царапин, скола). Перед изготовлением эластичных форм геометрию мастер - модели проверяли на контрольно-измерительной машине.

Основным принципом изготовления восковых моделей, по технологии литья в эластичные формы, является точное копирование мастер - модели. Форма изготавливается заливкой полимеризующегося силикона со всех сторон мастер - модели.

В ЦКП разработана методика проектирования и изготовления силиконовых форм (рис. 4) с использованием различных методов формирования поверхностей разъёма, формирования внутренних полостей и центровки различных знаков.



*Рис. 4. Силиконовая форма ротора турбины*

Дегазация силикона перед заливкой формы, проводимая при помощи 5/04 Vacuum casting system позволяет исключить поверхностные дефекты и пористость структуры.

Максимальные габариты изготавливаемых деталей (отливок) составляют 800×500×400 мм, максимальная масса деталей - 4...5 кг.

Силиконовая форма может быть использована для изготовления литейной модели на небольшое количество деталей (около 100 штук).

Литьё восковых моделей в эластичные формы в вакууме позволяет получать опытные образцы и небольшие партии

деталей из воска без применения сложной и дорогостоящей оснастки.

Применяемые в настоящее время современные материалы позволяют создавать керамические формы высокого качества, с минимальным припуском и высоким качеством поверхности изделия.

Для предотвращения образования трещин в оболочке керамической формы в процессе «нагревание – охлаждение – отжиг» применялась специальная технология, позволяющая достичь наилучшего результата.

Получение керамической формы - это сложный и длительный по времени процесс. Сначала наносят и затем высушивают в специальной сушильной камере в течение 4 ... 5 часов первый слой керамики. Затем наносят второй слой и последующие слои. Для получения нужной прочности формы наносят 15 - 20 слоев (рис. 5).

Затем из полученных керамических форм при температуре 100...120°C выплавляют восковую копию, после чего внутри керамической формы образуются внутренние полости, являющиеся литниковой системой и оболочкой получаемой детали. Процесс выплавления воска должен происходить как можно быстрее, иначе керамическая форма может быть испорчена.



*Рис. 5. Керамическая форма*

Восковую модель выплавляют при температуре 900...950°C в течение 2 часов, затем температуру в печи понижают и выдерживают форму ещё в течение 2 часов. Оставшийся шлак из формы удаляют механическим путём. После этого керамическая форма становится пригодной для заливки в неё металла.

Металл в форму заливают с использованием индукционной печи. Заливку металла производят в вакууме, что в сочетании со специальной выдержкой при температуре 1500...1600°C позволяет минимизировать количество нежелательных примесей и уменьшить, а в некоторых случаях и совсем устранить образование шлаковой плёнки, образующейся при расплавлении металла. После заливки и остывания материала керамическую форму разрушают и получают готовое изделие.

Таким образом были отлиты статор (рис. 6) и ротор турбины малоразмерного газотурбинного двигателя.

Был проведён анализ микроструктуры полученных деталей. Анализ показал соответствие микроструктуры отливок техническим требованиям. Показатели твёрдости также соответствуют техническим требованиям.



Рис. 6. Статор турбины малоразмерного газотурбинного двигателя с литниково – питающей системой

Применение технологии быстрого прототипирования совместно с методом литья по выплавляемым моделям позволило получить годные и качественные отливки статора и ротора турбины малоразмерного ГТД.

Описанная в данной статье технология производства деталей методом литья по выплавляемым моделям с применением технологии быстрого прототипирования позволяет в короткие сроки отрабатывать технологии производства деталей различной сложности, изготавливать тонкостенные детали сложной формы без применения сложной оснастки.

Работа выполнена при финансовой поддержке Правительства Российской Федерации (Минобрнауки) на основании постановления №218 от 09.04.2010 (шифр темы 2013-218-04-4777).

### Библиографический список

1. Зыбанов С.В., Смелов В.Г., Проничев Н.Д., Сурков О.С. Повышение эффективности технологической подготовки производства на основе сквозного использования информационных технологий // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2009. № 3(34), ч. 3. С. 127-131.

2. Балякин А.В., Смелов В.Г., Чемпинский Н.Д. Применение аддитивных технологий для создания деталей камеры сгорания // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета

имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2012. № 3(34), ч. 2. С. 47-52.

3. Вдовин Р.А. 3D виртуальное моделирование и оптимизация технологического процесса литья детали «завихритель II контура» ГТД с использованием компьютерных технологий // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2012. № 3(34), ч. 3. С. 115-120.

4. Cheah C.M., Chua C.K., Lee C.W., Feng C., Totong K. Rapid prototyping and tooling techniques: A review of applications

for rapid investment casting // International Journal of Advanced Manufacturing Technology. 2005. V. 25, no. 3-4. P. 308-320.

### **Сведения об авторах**

**Агаповичев Антон Васильевич**, аспирант кафедры производства двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [agapovichev5@mail.ru](mailto:agapovichev5@mail.ru). Область научных интересов: использование CAD / CAM / CAE / CAPP систем в опытных и аддитивных технологиях, используемых в производстве деталей.

**Балякин Андрей Владимирович**, аспирант кафедры производства двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [a\\_balik@mail.ru](mailto:a_balik@mail.ru). Область научных интересов: высокоскоростная обработка, использование CAD/CAM/CAPP систем.

**Смелов Виталий Геннадиевич**, кандидат технических наук, доцент кафедры производства двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [pdla\\_smelov@mail.ru](mailto:pdla_smelov@mail.ru). Область научных интересов: использование аддитивных технологий в изготовлении деталей.

**Вдовин Роман Александрович**, инженер кафедры производства двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [vdovin.ssau@gmail.com](mailto:vdovin.ssau@gmail.com). Область научных интересов: виртуальное CAD/CAE компьютерное моделирование технологических процессов литья деталей аэрокосмической отрасли.

## **DEVELOPMENT OF A TECHNIQUE OF MOLDING SMALL COMPLEX PARTS OF GAS TURBINE ENGINES FROM HIGH-TEMPERATURE ALLOYS USING ADDITIVE TECHNOLOGIES**

© 2014 A.V. Agapovichev, A.V. Balaykin, V.G. Smelov, R.A. Vdovin

Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

Rapid prototyping technologies provide a unique opportunity to receive cost-effective solutions for the production of parts by investment casting. Research and development of rapid prototyping technologies allowed to move to a next level of optimization and the introduction of new processes in various areas of industry. At the stage of pilot production, which is characterized by frequent changes in design, the problem of the rapid production of cast components becomes crucial. This is mainly due to the complexity and the complexity of manufacturing foundry equipment. In turn, the research and development of rapid prototyping technologies have allowed a new level of optimization and the introduction of new technologies in the investment casting. The aim of this work is to identify opportunities and evaluate accuracy of the size of the casting during investment casting using rapid prototyping technology. The work was conducted with the use of cross-cutting design in CAM / CAD / CAE systems. The study size and precision parameters of the casting was conducted in coordinate measuring machine. The work has been verified the adequacy of the virtual simulation of the process of forming a casting in the casting simulation ProCAST, in comparison with those obtained castings. The study showed that the use of rapid prototyping technologies with investment casting can significantly reduce the time for making castings, reduce production costs and improve the accuracy of the size of the casting.

*Additive technology, rapid prototyping, silicone mold, wax model, ceramic form.*



### References

1. Zybanov S.V., Smelov V.G., Pronichev N.D., Surkov O.S. Increase of efficiency of technological preparation of manufacture on the basis of through use of the information technology // Vestnik of the Samara State Aerospace University. 2009. No. 3(34), part 3. P. 127-131. (In Russ.)
2. Balyakin A.V., Smelov V.G., Chempinsky L.A. Additive technology application details of combustion // Vestnik of the Samara State Aerospace University. 2012. No. 3(34), part 2. P. 47-52. (In Russ.)
3. Vdovin R.A. 3D virtual simulation and casting process optimization of part GTE "swirler of II duct" with using computer technologies // Vestnik of the Samara State Aerospace University. 2012. No. 3(34), part 3. P. 115-120. (In Russ.)
4. Cheah C.M., Chua C.K., Lee C.W., Feng C., Totong K. Rapid prototyping and tooling techniques: A review of applications for rapid investment casting // International Journal of Advanced Manufacturing Technology. 2005. V. 25, no. 3-4. P. 308-320.

### About the authors

**Agapovichev Anton Vasilevich**, post-graduate student of the aircraft engine production department. Samara State Aerospace University. E-mail: [agapovichev5@mail.ru](mailto:agapovichev5@mail.ru). Area of Research: The use of CAD / CAM / CAE / CAPP systems in pre-production and additive technologies used in the manufacture of parts.

**Balaykin Andrey Vladimirovich**, post-graduate student of the aircraft engine production department. Samara State Aerospace University. E-mail: [a\\_balik@mail.ru](mailto:a_balik@mail.ru). Area of Research: High-speed processing, the use of CAD / CAM / CAPP systems training.

**Smelov Vitaly Gennadievich**, Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the aircraft engine production department. Samara State Aerospace University. E-mail: [pdlasmelov@mail.ru](mailto:pdlasmelov@mail.ru). Area of Research: the use of additive technology in the manufacture of parts.

**Vdovin Roman. Alexandrovich**, engineer of aircraft engines production department of Samara State Aerospace University. E-mail: [vdovin.ssau@gmail.com](mailto:vdovin.ssau@gmail.com). Area of Research: CAD/CAE computer modeling of process casting in aerospace.

УДК 669.018+669.224+539.3

## АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ТЕРМОЦИКЛИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ ПОСРЕДСТВОМ ТЦ-КАРТ И ПРОБЛЕМЫ ИССЛЕДОВАНИЯ ТЕРМИЧЕСКОЙ УСТАЛОСТИ МАТЕРИАЛОВ

© 2014 Е.А. Тихомирова<sup>1</sup>, Е.Ф. Сидохин<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Открытое акционерное общество «КЛИМОВ», г. Санкт-Петербург

<sup>2</sup>«КБ Рентгеновские приборы», г. Санкт-Петербург

Предлагается использовать для анализа, в том числе при подготовке эксперимента и выборе режимов в исследованиях термической усталости материалов, ТЦ-карты, которые дают наглядное представление о развитии деформации в ходе термоциклических испытаний. На ТЦ- карте должны быть нанесены кривые температурной зависимости упругой деформации  $\varepsilon_{упр}=f(T)$ , соответствующей пределу упругости или пределу текучести исследуемого материала, и кривые изменения с температурой в ходе нагрева или охлаждения величины свободной термической деформации  $\varepsilon_0=\varphi(T)$ , которая вследствие стеснения полностью или частично преобразуется в упругопластическую деформацию  $\Delta\varepsilon=\varphi(T)$ , являющаяся суммой упругой  $\varepsilon_{упр}$  и пластической  $\varepsilon_{пл}$  деформации. В качестве примера приведены ТЦ-карты сплавов ЖС6Ф, ЖС32, ЖС36, ВКНА-1В и ЭИ867, используемых в производстве авиационных двигателей. Применение ТЦ-карт иллюстрируется на примере анализа опубликованных результатов испытаний сплавов ЖС6Ф и ВКНА-1В и наглядно показывает динамику развития деформации в опытах с полным стеснением и при испытаниях по методу варьирования жёсткости нагружения. ТЦ-карты дают информацию о величине пластической деформации в нулевом полуцикле, величину пластической деформации в цикле, температуру начала пластической деформации в цикле, а также помогают по-новому взглянуть на результаты проведённых ранее испытаний и сделать заключение о целесообразности корректировки режимов испытания и наметить пути исследования жаропрочных сплавов для оценки их термоусталостной долговечности.

*Термическая усталость, термоциклические испытания, пластическая деформация.*

Термическая усталость (ТУ) является важной проблемой современной техники, работающей в экстремальных условиях. Изделия из жаропрочных материалов подвергаются в процессе эксплуатации сложному температурно-силовому воздействию, которое часто является периодическим. Прогрессирующее разрушение в ходе повторного нагрева и охлаждения деталей называют термической усталостью. Это «неизотермическое малоцикловое разрушение, как считают, обусловлено стеснением температурной деформации различных участков материала или детали» [1]. Данное определение предполагает два возможных варианта развития разрушения. С одной стороны, разрушение является следствием процессов, происходящих во время изменения температуры при нагреве и охлаждении. С другой стороны, это результат процессов, которые развиваются при верхней температуре цикла, и связаны с температурной зависимостью свойств материала, с термиче-

скими напряжениями в крайних точках термического цикла и с внешним силовым воздействием.

Исследования термической усталости производят главным образом как процесс, развивающийся в ходе изменения температуры [2, 3]. Основой тому послужила установленная Коффиным [4] зависимость долговечности (число циклов до разрушения  $N$ ) от пластической деформации ( $\varepsilon_{пл}$ ) в цикле (вида  $\varepsilon_{пл}N^k=\text{const}$ ) и предложенная методика термоциклических испытаний.

Этот метод, равно как и его развитие - метод варьiruемой жёсткости нагружения [5], даёт информацию о сопротивлении термической усталости различных материалов, но не конкретных изделий, поскольку не учитывает роли формы изделий и условий их работы. Разрабатывая принципы моделирования термической усталости, С.В. Серенсен и П.И. Котов [5, 6], а также Г.Н. Третьяченко с соавторами [3] указывают, что основное требование к

образцам для испытаний - возможность воспроизведения в их рабочей части реальных условий нагружения материала. Однако на практике во всех исследованиях учитывают только максимальную температуру работы материала изделий в эксплуатации.

При термоциклических испытаниях (ТЦ) принято производить нагрев образца в его рабочей части пропусканием электрического тока с пилообразным циклом изменения температуры либо с выдержкой при верхней температуре цикла. Поскольку применяют достаточно высокие скорости изменения температуры в полуциклах нагрева ( $50 \dots 100^\circ\text{C}/\text{c}$ ) и охлаждения ( $10 \dots 40^\circ\text{C}/\text{c}$ ) [1,7], достигаемые скорости деформации составляют  $10^{-3} \dots 10^{-4} \text{c}^{-1}$ , т.е. примерно такие же, как при механических испытаниях с задаваемой скоростью деформации, и в той же последовательности этапов упругой и пластической деформации [8-10]. При этом свой вклад на обоих этапах вносят температурная зависимость модуля упругости  $E(T)$  и предела текучести  $\sigma_{02}(T)$  (или  $\sigma_{005}(T)$ ), а также специфические особенности и различия упрочнения при верхних и нижних температурах цикла. Важно отметить существенное отличие условий протекания структурных изменений в ходе пластической деформации при нагреве, где большее значение имеет переход в разупорядоченное состояние и влияние активационных процессов. При этом в силу цикличности каждый раз при нагреве высокотемпературная деформация протекает в материале со структурой, сформировавшейся при холодной деформации, тогда как при охлаждении деформируется материал, подвергнутый в полуцикле нагрева термообработке при очень высокой температуре и под напряжениями. В связи с этим требует должного внимания протяжённость температурных диапазонов, в которых протекает пластическая деформация при нагреве и при охлаждении. Однако в опубликованных материалах термоциклических испытаний этот параметр даже не упоминается. При этом заметим,

что в ряде работ [1, 4, 8, 9] при объяснении природы термической усталости вспоминают эффект Баушингера, который говорит об изменении предела текучести материала  $\sigma_{02}(T)$  при смене знака деформации. В ходе циклических нагревов, с которыми связана ТУ, имеет место смена знака (сжатие при нагреве и растяжение при охлаждении). Однако при ТЦ испытаниях пластическая деформация сжатия и растяжения происходит в области разных температур, где в силу особенностей температурной зависимости  $\sigma_{02}(T)$  может не только уменьшаться, но и значительно увеличиваться, как, например, у ряда жаропрочных сплавов на никелевой основе.

Температурный интервал ненулевого полуцикла ( $T_{\text{max}} \leftrightarrow T_{\text{min}}$ ) включает три этапа: снятие упругой деформации, достигнутой в предшествующем полуцикле; рост упругой деформации противоположного знака до уровня, соответствующего пределу упругости материала ( $\sigma_{005}(T)$ ), этап пластической деформации. Протяжённость каждого из этапов зависит как от свойств испытываемого материала, так и от условий нагружения, в частности жёсткости стеснения.

Чтобы получить наглядное представление о развитии деформации в ходе изменения температуры при различных режимах нагрева и охлаждения, предлагается строить диаграммы (будем называть их ТЦ-картами). На ТЦ-карте должны быть нанесены кривые температурной зависимости упругой деформации  $\varepsilon_{\text{упр}}=f(T)$ , соответствующей пределу упругости или пределу текучести исследуемого материала (при отсутствии данных о пределе упругости), и кривые изменения в ходе нагрева или охлаждения упругопластической деформации  $\Delta\varepsilon=\varphi(T)$ , в которую преобразуется полностью или частично стеснённая свободная термическая деформация  $\varepsilon_0=\varphi(T)$ . Упругопластическая деформация  $\Delta\varepsilon=\varphi(T)$  является суммой упругой  $\varepsilon_{\text{упр}}$  и пластической  $\varepsilon_{\text{пл}}$  деформации.

Метод построения ТЦ-карт и анализ с их помощью результатов термоциклических испытаний, выполняемых методом

Коффина, рассмотрим на примере сплава ВКНА-1В [7]. Испытания были проведены на монокристалльных образцах с ориентировкой оси нагружения [001], [111] и [011] в режиме полного стеснения свободной термической деформации ( $C \sim \infty$ )  $\Delta\varepsilon = \varepsilon_0$  с минимальной температурой цикла  $T_{\min} = 100^\circ\text{C}$  и максимальной  $T_{\max} = 850, 1050$  или  $1100^\circ\text{C}$ . Нагружение в нулевом полуцикле производили при температуре  $T_n = 0.5(T_{\max} + T_{\min})$ , т.е. при  $475, 575$  и  $600^\circ\text{C}$ .

Построение ТЦ-карт рассмотрим на примере образцов ориентировки [011]. Значения упругой деформации  $\varepsilon_{\text{упр}} = \sigma_{02}(T)/E(T)$ , соответствующие пределу текучести  $\sigma_{02}(T)$  и необходимые для построения зависимости  $\varepsilon_{\text{упр}} = f(T)$ , приведены в табл. 1, а её графики - на рис.1: при нагреве (а) и при охлаждении (б).

В табл. 2 приведены результаты расчёта свободной термической деформации

Таблица 1 - К расчёту  $\varepsilon_{\text{упр}} \sim f(T)$  для ориентировки оси нагружения [011]

$T, ^\circ\text{C}$	20	100	250	400	600	800	850	900	1000	1050	1100
$\sigma_{02}, \text{МПА}$	348	403	485	568	678	790	768	745	525	454	392
$E, \text{ГПА}$	221	215	206	198	186	175	166	158	146	140	135
$\varepsilon_{\text{упр}}, \%$	0.16	0.19	0.23	0.29	0.36	0.45	0.46	0.47	0.36	0.32	0.29

Таблица 2 - К расчёту  $\Delta\varepsilon = \varepsilon_0 = \alpha_{\text{cp}}(T - 250^\circ\text{C})$ , где  $\alpha_{\text{cp}}$  в интервале ( $T \leftrightarrow 250^\circ\text{C}$ )

$T, ^\circ\text{C}$	20	100	250	400	600	800	850	900	1000	1050	1100
$\alpha_{\text{cp}}, 10^{-6} \text{Гр}^{-1}$	-	12.7	-	13.6	14.2	14.7	14.7	15.4	15.9	15.9	16.4
$\Delta\varepsilon, \%$	-	0.19	0	-0.2	-0.5	-0.81	-0.88	-1	-1.19	-1.27	-1.39

Таблица 3 - К расчёту  $\Delta\varepsilon$  нулевых полуциклов нагрева от  $T_{\min} = 0.5(T_{\max} - 100)$

$T_{\min} \leftrightarrow T_{\max}$	475 ↔ 850 °C			575 ↔ 1050 °C			600 ↔ 1100 °C		
$T, ^\circ\text{C}$	475	750	850	575	850	1050	600	875	1100
$\alpha_{\text{cp}}, 10^{-6} \text{Гр}^{-1}$	-	15.6	16.2	-	16.5	18.1	-	17.0	18.2
$\Delta\varepsilon, \%$	0	-0.43	-0.61	0	-0.45	-0.86	0	-0.47	-0.91

ТЦ-карты монокристалльных образцов сплава ВКНА-1В приведены на рис.2. Изменение  $\Delta\varepsilon = \varepsilon_0$  при охлаждении от  $T_{\max} = 850, 1050$  и  $1100^\circ\text{C}$  показывают кривые  $d, f, g$  (сплошные) на рис.2. Результаты расчёта даны в табл. 4.

Как видно из рис.1 и 2а, увеличение температуры  $T_n$ , при которой производили нагружение, сопровождается уменьшени-

$\varepsilon_0 = \alpha_{\text{cp}} \Delta T = \alpha_{\text{cp}}(T - 250^\circ\text{C})$ , которая целиком преобразуется в  $\Delta\varepsilon = \varepsilon_{\text{упр}} + \varepsilon_{\text{пл}}$ , в ненулевом полуцикле испытаний при нагреве от  $T_{\min} = 100^\circ\text{C}$  до  $T_{\max} = 850, 1050$  и  $1100^\circ\text{C}$ . Приведены также значения среднего коэффициента линейного расширения  $\alpha_{\text{cp}}$  в интервале ( $T \leftrightarrow 250^\circ\text{C}$ ). Упругая деформация растяжения от предшествующего полуцикла охлаждения при  $T = 100^\circ\text{C}$  составляет  $\Delta\varepsilon = \varepsilon_{\text{упр}} = \sigma_{02}(100^\circ\text{C})/E(100^\circ\text{C}) = 0.19\%$ . Она полностью снимается  $\Delta\varepsilon(250^\circ\text{C}) = 0$  при нагреве до  $250^\circ\text{C}$ . График  $\Delta\varepsilon = \varphi(T)$  ненулевого полуцикла нагрева представлен на рис.1 штриховой линией (с). Те же данные для нулевых полуциклов нагрева в диапазоне  $T_{\min} \leftrightarrow T_{\max}$ :  $475 \leftrightarrow 850, 575 \leftrightarrow 1050$  и  $600 \leftrightarrow 1100^\circ\text{C}$  приведены в табл. 3 и в виде штриховых линий  $d, f, g$  на рис.1. Значения  $\alpha_{\text{cp}}$  соответствуют интервалам  $T_{\min} \leftrightarrow T$ .

ем величины  $\varepsilon_{\text{пл}}$  при  $T_{\max}$ . Поэтому, подбирая  $T_n$ , можно добиться, чтобы  $\varepsilon_{\text{пл}}$  была одинаковой в нулевом и последующих полуциклах, что позволит устранить влияние обычно сильно завышенной в нулевом полуцикле величины  $\varepsilon_{\text{пл}}$  на результаты испытаний – определяемую долговечность  $N$ . Отметим также, что динамика развития деформации в ненулевых полуциклах не зависит от  $T_n$ , т.к. положение

всех опорных точек диаграммы (а, b, с, k)  $T_n$ , а определяются свойствами испытуемого материала. на рис.2а и ход кривых  $\Delta\varepsilon=f(T)$  при нагреве и охлаждении (с, d, f, g) не зависят от

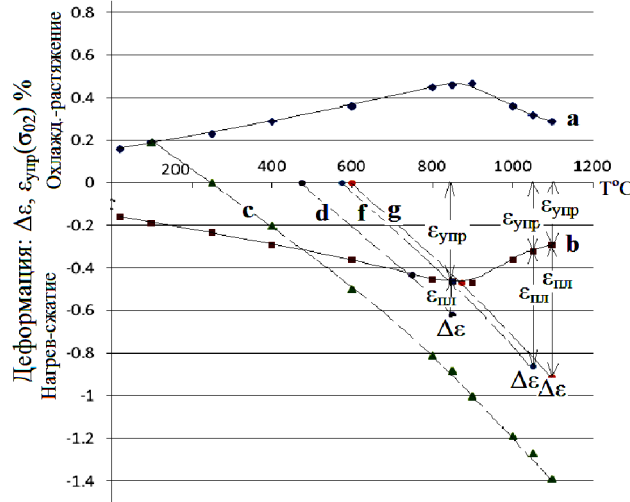


Рис.1. Деформация в нулевом полуцикле монокристаллов сплава ВКНА-1В ориентировки [011] с нагружением при  $T_n = 475, 575$  и  $600^\circ\text{C}$

Таблица 4 - К расчёту  $\Delta\varepsilon$  в первом полуцикле (охлаждение от  $T_{\max}$ )

$T_{\max}, ^\circ\text{C}$	$\varepsilon_{\text{упр}}(\sigma_{02})$	$\Delta\varepsilon=f(T), \%$					
		$T, ^\circ\text{C}$	850	750	600	400	100
850	-0.46	$T, ^\circ\text{C}$	850	750	600	400	100
		$\Delta\varepsilon, \%$	-0.46	-0.28	-0.05	0.25	0.64
1050	-0.32	$T, ^\circ\text{C}$	1050	800	600	400	100
		$\Delta\varepsilon, \%$	-0.32	0.18	0.5	0.8	1.19
1100	-0.29	$T, ^\circ\text{C}$	1100	900	600	400	100
		$\Delta\varepsilon, \%$	-0.29	0.11	0.62	0.92	1.31

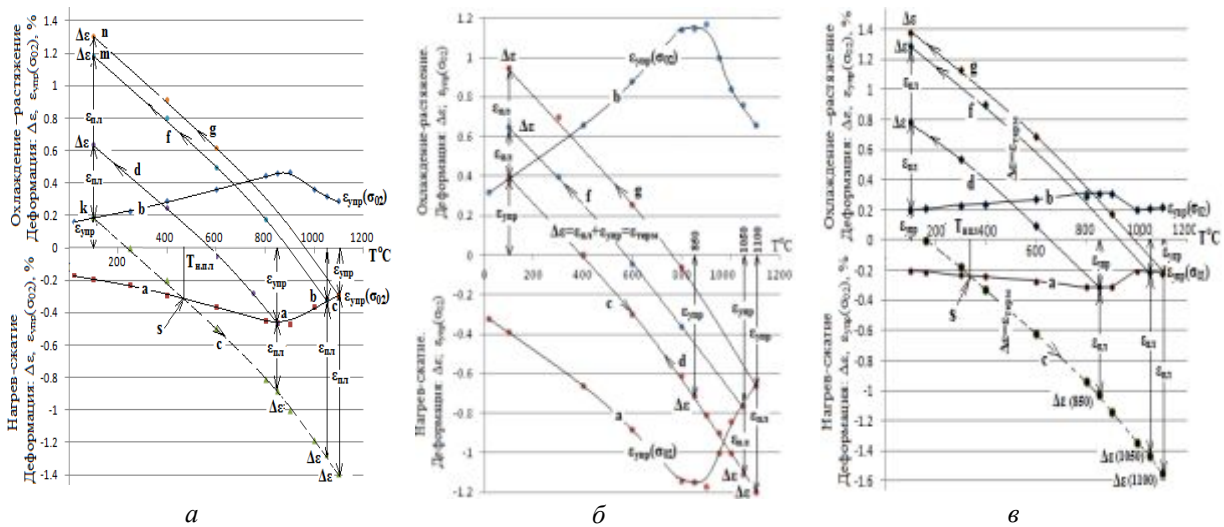


Рис.2. ТЦ-карты монокристаллических образцов сплава ВКНА-1В: [011] (а); [001] (б); [111] (в)

Из ТЦ-карт, приведённых на рис.2, и табл. 5 видно, что у образцов всех трёх ориентировок и при любых режимах цикла  $T_{\min} \leftrightarrow T_{\max}$  деформации  $\varepsilon_{\text{пл}}$  при растяжении и сжатии мало отличаются. Однако

обращает на себя внимание, что у образцов ориентировки [001] величина  $\varepsilon_{\text{пл}}$  существенно меньше (почти в 2 раза), чем у остальных, тогда как долговечность  $N$  одного порядка с ними, а то и меньше.

Таблица 5 - К анализу результатов испытаний монокристаллов сплава ВКНА-1В

$T_{max}$ °C	[001]			[111]			[011]		
	$\epsilon_{пл}$ сж	$\epsilon_{пл}$ раст	$N$	$\epsilon_{пл}$ сж	$\epsilon_{пл}$ раст	$N$	$\epsilon_{пл}$ сж	$\epsilon_{пл}$ раст	$N$
850	0	0.2	1270	0.92	0.79	1997	0.62	0.64	428
1050	0.55	0.46	61	1.42	1.29	107	1.15	1.19	204
1100	0.74	0.76	242	1.53	1.38	225	1.30	1.31	171

Согласно установленной Коффиним зависимости между  $N$  и  $\epsilon_{пл}$  у этих образцов следовало бы ожидать значительно большую долговечность  $N$ , но данные работы [7] этого не подтверждают (табл. 5). Этот важный результат требует объяснения и специальных исследований, поскольку указывает на то, что развитие деформации и разрушение в условиях не-

изотермического нагружения определяется не только зависимостью  $N$  от  $\epsilon_{пл}$ .

На рис.3 для сравнения представлены ТЦ-карты нескольких сплавов: монокристаллов сплава ЖС32 ориентировки [001] и [111] и сплава ЖС36 ориентировки [001], а также поликристаллического сплава ЭИ867.

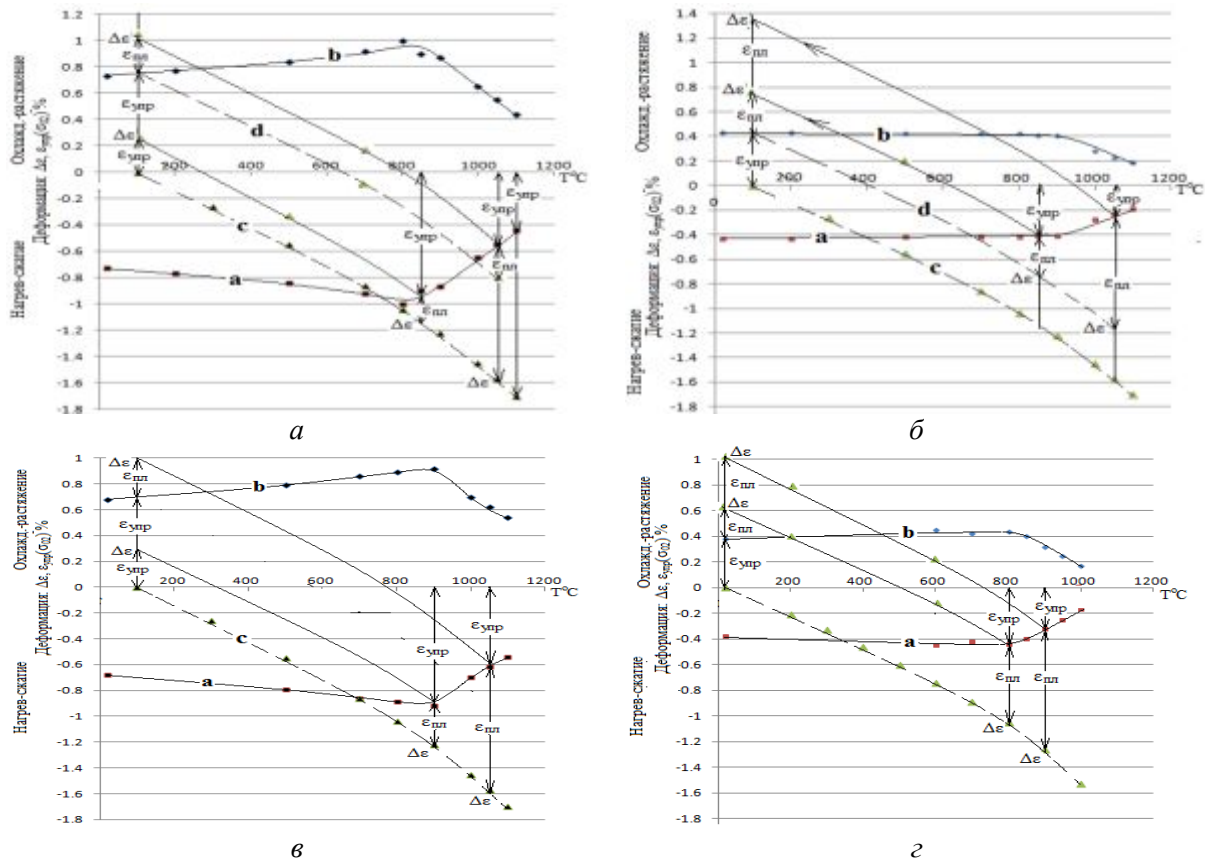


Рис.3. ТЦ карты жаропрочных сплавов: ЖС32 [001] (а), [111] (б); ЖС36 [001] (в); ЭИ867 (г)

Варьирование жёсткости нагружения [5] и тем самым стеснения преследует цель изменить величину  $\epsilon_{пл}$ , не меняя температурный диапазон испытаний  $T_{min} \leftrightarrow T_{max}$ . Деформация упругого элемента (мембрана, пружина), установленного в цепь нагружения образца, компенсирует вместе с упругой деформацией образца

часть его свободной термической деформации. При этом удлиняется температурный интервал, где происходит упругая деформация образца, и сокращается интервал протекания пластической деформации [6]. Присутствие упругого элемента в цепи нагружения проявляется на ТЦ-карте в уменьшении угла между кривой

$\Delta\varepsilon=\varphi(T)$  и осью  $T$  в области упругой деформации. Однако в интервале, где протекает пластическая деформация, т.е. после пересечения кривой  $\Delta\varepsilon=\varphi(T)$  с кривой  $\varepsilon_{\text{упр}}(\sigma_{02})=f(T)$ , упругий элемент не работает и кривая  $\Delta\varepsilon=\varphi(T)$  следует с таким же наклоном, как при полном стеснении.

На рис.4 представлены ТЦ-карты монокристаллов сплава ЖС6Ф, в испытаниях которых применяли варьирование жёсткости нагружения [1], создавая упруго-пластическую деформацию  $\Delta\varepsilon=1.3, 1.0$  и  $0.6\%$  в интервале температур  $100\leftrightarrow 950^\circ\text{C}$ .

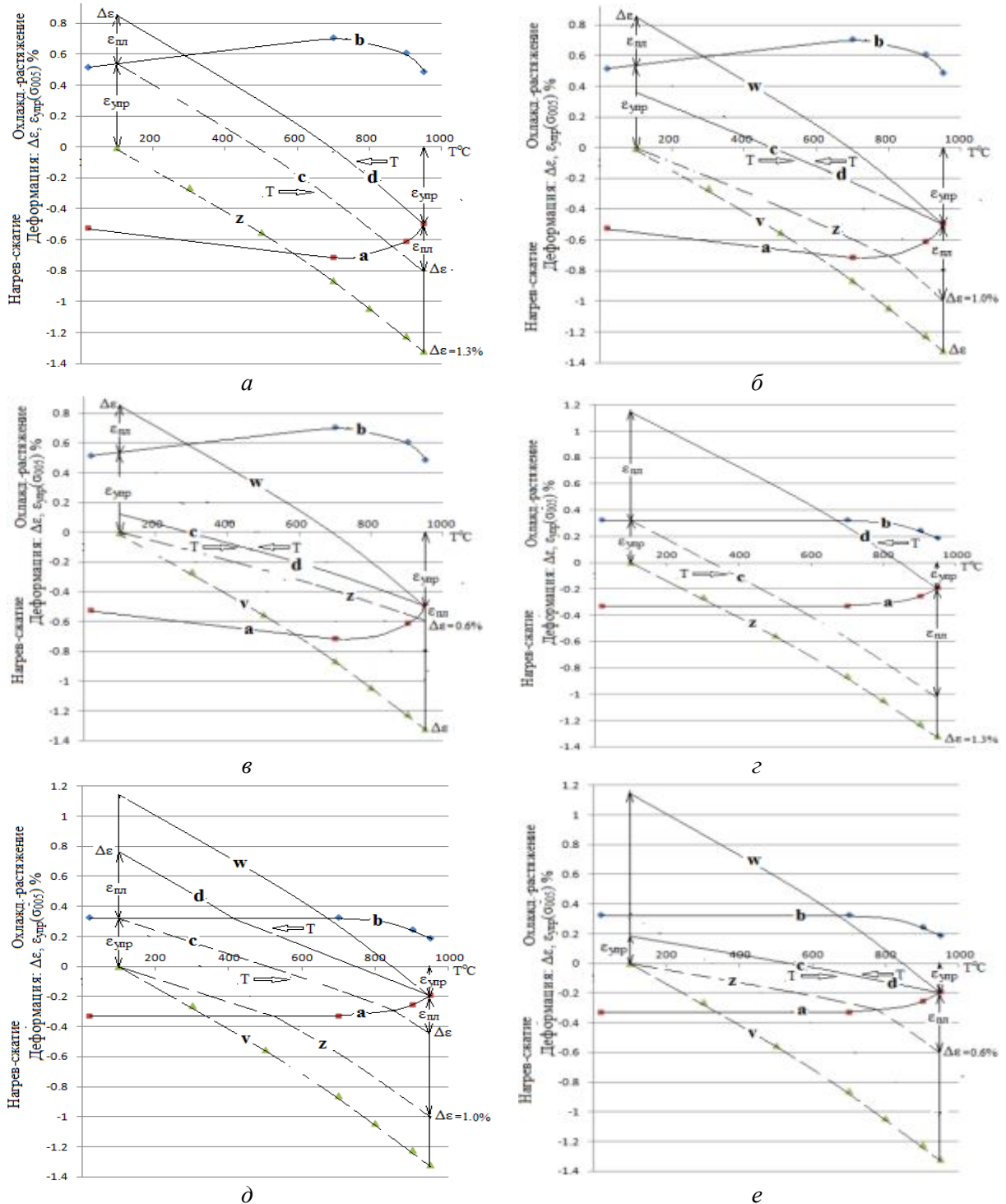


Рис.4. ТЦ карты монокристаллов сплава ЖС6Ф в испытаниях с варьируемой жёсткостью нагружения:  $\Delta\varepsilon=1.3\%$  (а,з),  $1.0\%$  (б,д) и  $0.6\%$  (в,е) в интервале  $100\leftrightarrow 950^\circ\text{C}$  [001] (а-в), [111] (з-е)

Видно, что имеются значительные различия в динамике развития деформации. Наиболее существенный момент, на который необходимо обратить внимание, состоит в том, что у образцов ориентировки [001] при  $\Delta\varepsilon=0.6$  и  $1.0\%$  и у [111] и [011] при  $\Delta\varepsilon=0.6\%$  вся деформация в цикле происходит в упругой области. Поэтому в данном случае построение зависимости долговечности  $N$  от  $\Delta\varepsilon$  бесперспективно, поскольку Коффиным установлена

связь между  $N$  и  $\varepsilon_{пл}$  в цикле испытаний, а здесь в одних опытах  $\Delta\varepsilon= \varepsilon_{упр}+\varepsilon_{пл}$ , тогда как в других  $\Delta\varepsilon=\varepsilon_{упр}$ . Поэтому было бы целесообразно по - новому проанализировать результаты обстоятельного исследования [1], но в рамках статьи провести такой анализ не представляется возможным. Тем не менее приводим табл. 6, где содержатся данные работы [1], а также значения  $\varepsilon_{пл}$  и напряжения  $\sigma$  в крайних точках цикла, найденные из ТЦ-карт.

Таблица 6 - Влияние  $\Delta\varepsilon$  на результаты испытаний [1]

$\Delta\varepsilon$ %		[001]			[111]			[011]		
		950°C	100°C	$N$ [1]	950°C	100°C	$N$ [1]	950°C	100°C	$N$ [1]
1.3	$\varepsilon_{пл}$ , %	0.3	0.35	1922,	0.82	0.81	1323,	0.75	0.65	1033
	$\sigma$ , МПа	476	719	1170	442	994	1151	504	729	
1.0	$\varepsilon_{пл}$ , %	0	0	4314,	0.25	0.42	5540,	0.05	0.05	3162,
	$\sigma$ , МПа	476	466	5073	442	994	5472	504	729	2888
0.6	$\varepsilon_{пл}$ , %	0	0	27828	0	0	32900	0	0	40303
	$\sigma$ , МПа	476	160	49336	442	540		504	411	7154

В табл. 7 для сравнения представлены значения предела упругости  $\sigma_{005}$  этого сплава при  $T_{min}=100^\circ\text{C}$  и  $T_{max}=950^\circ\text{C}$  [11]. На ТЦ-картах (рис.4) приняты следующие обозначения: линия с показывает, как изменяется  $\Delta\varepsilon$  в ходе полупериода нагрева, линия d – в полупериоде охлаждения, линия z демонстрирует ход зависимости  $\Delta\varepsilon=\varphi(T)$  в нулевом полупериоде, линии v, w являются вспомогательными и соответствуют режиму испытаний с полным стеснением (приведены для сравнения).

Таблица 7 - Предел упругости  $\sigma_{005}$  сплава ЖС6Ф [11]

$T$ , °C	[001]	[111]	[011]
$T_{min}=100^\circ\text{C}$	719	994	729
$T_{max}=950^\circ\text{C}$	476	442	504

### Заключение

Предложено использовать при исследовании термической усталости материалов методом термоциклических испытаний ТЦ-карты, включающие температурную зависимость упругой деформации, соответствующей пределу упругости или пределу текучести материала, и температурную зависимость свободной термической деформации. ТЦ-карты являются полезным инструментом исследований в связи с наглядностью представления динамики развития деформации в цикле и позволяют более осмысленно подходить к планированию экспериментов и анализу получаемых результатов.

### Библиографический список

1. Дульнев Р.А., Светлов И.Л., Бычков Н.Г., Рыбина Т.В., Суханов Н.Н., Гордеева Т.А., Доброхвалова Е.Н., Епишин А.И., Кривко А.И., Назарова М.П. Ориентационная зависимость термической усталости монокристаллов никелевого сплава // Проблемы прочности. 1988. № 11. С. 3-9.
2. Дульнев Р.А., Котов П.И. Термическая усталость металлов. М.: Машиностроение, 1980. 200 с.
3. Третьяченко Г.Н., Карпинос Б.С., Барило В.Г. Разрушение материалов при циклических нагревах. Киев: Наукова думка, 1993. 288 с.



4. Coffin L.F. A Study of Cyclic-thermal Stress in Ductile Metal // Journal of Pressure Vessel Technology, Transaction of the ASME. 1954. V. 76. P. 931-950.

5. Серенсен С.В., Котов П.И. Об оценке сопротивления термической усталости по методу варьируемой жёсткости нагружения // Заводская лаборатория. 1962. Т. 28, № 10. С. 1233-1238.

6. Тихомирова Е.А., Азизов Т.Н., Сидохин Ф.А., Сидохин Е.Ф. О термоциклических испытаниях по методу варьируемой жёсткости нагружения // Материаловедение. 2014. № 7. С. 13-16.

7. Голубовский Е.Р., Бычков Н.Г., Хамидуллин А.Ш., Базылева О.А. Экспериментальная оценка кристаллографической анизотропии термической усталости монокристаллов сплава на основе Ni<sub>3</sub>Al для

высокотемпературных деталей АГТД // Вестник двигателестроения. 2011. № 2. С. 244-246.

8. Баландин Ю.Ф. Термическая усталость металлов в судовом энергомашиностроении. Л.: Судостроение, 1967. 272 с.

9. Мэнсон С.С. Температурные напряжения и малоцикловая усталость. М.: Машиностроение, 1974. 213 с.

10. Тихомирова Е.А., Азизов Т.Н., Сидохин Е.Ф. Особенности деформации жаропрочных никелевых сплавов при термическом воздействии // Технология металлов. 2013. № 7. С. 14-18.

11. Шалин Р.Е., Светлов И.Л., Качанов Е.Б., Толораия В.Н., Гаврилин О.С. Монокристаллы никелевых жаропрочных сплавов. М.: Машиностроение, 1997. 299 с.

### **Информация об авторах**

**Тихомирова Елена Александровна**, кандидат технических наук, ОАО «КЛИМОВ», г. Санкт-Петербург, E-mail: [tixomirova00@mail.ru](mailto:tixomirova00@mail.ru). Область научных интересов: материаловедение жаропрочных сплавов.

**Сидохин Евгений Фёдорович**, инженер, ООО «КБ Рентгеновских приборов», г. Санкт-Петербург. E-mail: [esidohin@yandex.ru](mailto:esidohin@yandex.ru). Область научных интересов: рентгеновское материаловедение, физика металлов.

## **ANALYSIS OF THE RESULTS OF THERMAL CYCLIC TESTS USING TC-MAPS AND PROBLEMS OF INVESTIGATING THERMAL FATIGUE OF MATERIALS**

© 2014 Е.А. Tikhomirova<sup>1</sup>, Е.Ф. Sidokhin<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Open Joint-Stock Company «Klimov», Saint-Petersburg, Russian Federation

<sup>2</sup>ООО «КБ X-ray Instruments», Saint-Petersburg, Russian Federation

We present a method for the analysis of the progress of the deformation within a cycle by constructing the diagram TC-maps, where presented dependences of the temperature – free thermal deformation – elastic deformation, corresponding to the flow limit of the material. The diagram shows the magnitude of the plastic deformation attained at the maximal temperature ( $T_{max}$ ) and its changes in the cycles. The diagram allows permits one to choose the temperature mode required to obtain the desired deformation parameters in a test. An application of the diagram is presented in the case study analyzing the method and results of thermocyclic tests conducted on the high-heat resistant alloy used for the construction of the blades in the VNKNA-IV turbines. It has been concluded that under all possible modes the material is subject to plastic deformation within a cycle. Its presence does not allow one to conclude the dependence of the lifetime from the magnitude of the maximal stress registered within a cycle.

*Thermal fatigue; plastic deformation; thermo-cyclical testing.*

## References

1. Dulnev R.A., Svetlov I.L., Bychkov N.G., Rybina T.V., Sukhanov N.N., Gordeeva T.A., Dobrokhvalova E.N., Epishin A.I., Krivko A.I., Nazarova M.P. An orientation relationship of the thermal fatigue of nickel alloy single crystals // *Strength of Materials*. 1988. V. 20, no. 11. P. 1415-1421.
2. Dulnev R.A., Kotov P.I. *Termicheskaya ustalost metallov* [Thermal fatigue of metals] Moscow: Mashinostroenie Publ., 1980. 200 p.
3. Tretyachenko G.N., Karpinos B.S., Barilo V.G. *Razrushenie materialov pri ciklicheskih nagrevakh* [The Material fracture at cyclic heats]. Kiev: Naukova dumka Publ., 1993. 288 p.
4. Coffin L.F. A Study of Cyclic-thermal Stress in Ductile Metal // *Journal of Pressure Vessel Technology, Transaction of the ASME*. 1954. V. 76. P. 931-950.
5. Serensen S.V., Kotov P.I. About measuring of thermal fatigue resistance buy mean of the rigid load variation // *Zavodskaya laboratoriya*. 1962. V. 28, no. 10. P. 1233-1238. (In Russ.)
6. Tikhomirova E.A., Azizov T.N., Sidokhin F.A., Sidokhin E.F. About the thermal-cycle tests buy mean of the rigid load variation // *Materialovedenie*. 2014. No. 7. P. 13-16. (In Russ.)
7. Golubovskiy E.R., Bychkov N.G., Khamidullin A.Sh., Bazyleva O.A. The experimental estimation of thermal fatigue crystallographic anisotropy of Ni<sub>3</sub>Al single-crystals for high-temperature details of AGTD // *Vestnik dvigatelestroeniya*. 2011. No. 2. P. 244-248. (In Russ.)
8. Balandin Yu.F. *Termicheskaya ustalost metallov v sydovom energomashinostroenii* [Thermal fatigue of metals in ship energy machine-building]. Leningrad: Sudostroenie Publ., 1967. 272 p.
9. Manson S.S. *Termicheskaie napryageniya i malociklovaya ustalost*. [The temperature stresses and low-cycle fatigue]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1974. 213 p.
10. Tikhomirova E.A., Azizov T.N., Sidokhin E.F. Specifics of base-Ni super-alloy single crystal deformation at thermal actions // *Tekhnologiya metallov*. 2013. No. 7. P. 14-18. (In Russ.)
11. Shalin R.E., Svetlov I.L., Kachanov E.B., Toloraiya V.N., Gavrilin E.B. *Monokristally nikelovykh garoprochnykh splavov* [Single crystals of base-Ni super-alloys]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1997. 336 p.

## About the authors

**Tikhomirova Elena Aleksandrovna**, Candidate of Science (Engineering), engineer, JSC “KLIMOV”, Saint-Petersburg. E-mail: [tixomirova00@mail.ru](mailto:tixomirova00@mail.ru). Area of Research: The metallurgy of high temperature resistance alloys.

**Sidokhin Evgeni Fedorovich**, engineer, JSC “CB X-ray Instruments », Saint-Petersburg. E-mail: [esidohin@yandex.ru](mailto:esidohin@yandex.ru). Area of Research: the physic of metals.

УДК 621.453

## НЕКОТОРЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ ПАРАМЕТРОВ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ НА ГАЗООБРАЗНОМ КИСЛОРОДНО-ВОДОРОДНОМ ТОПЛИВЕ

© 2014 Ю.И. Агеенко<sup>2</sup>, Е.А. Лапшин<sup>1</sup>, И.И. Морозов<sup>1</sup>, И.В. Пегин<sup>2</sup>, В.В. Рыжков<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)  
<sup>2</sup>«КБХиммаш им. А.М. Исаева» - филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», г. Королёв Московской области

В статье представлены результаты экспериментального исследования параметров и теплового состояния экспериментальных образцов ракетных двигателей малой тяги (РДМТ) на газообразном кислородно-водородном топливе тягой 25 Н и 100 Н. В экспериментальных образцах РДМТ тягой 25 Н и 100 Н воспламенение компонентов топлива организовано в разрядной полости свечи зажигания. Схема смесеобразования двигателей характеризуется взаимодействием закрученных коаксиальных потоков горючего и окислителя, выполненных в виде двух каскадов. При этом реализуется высокотурбулентный поток, способствующий эффективному смешению горючего и окислителя в ограниченном объеме камеры сгорания. Охлаждение камеры двигателя тягой 25 Н организовано с помощью газовой завесы горючего от смесительной головки и применением высокотемпературного конструкционного материала - боросилицированного графита, из которого выполнены камера сгорания и сопло. В РДМТ тягой 100Н дополнительно организована дозвуковая завеса горючего, расположенная в конце цилиндрического участка камеры сгорания, но при этом в качестве конструкционного материала использована нержавеющая сталь типа 12Х18Н10Т. В результате экспериментальных исследований прошли апробацию два конструктивных варианта организации процесса воспламенения, оценена эффективность схемы смесеобразования газообразных водорода и кислорода. При этом достигнуты следующие значения удельного импульса тяги двигателей: для РДМТ тягой 25Н с геометрической степенью расширения сопла  $\bar{F}_a = 45 - 3846$  м/с; для РДМТ тягой 100Н с  $\bar{F}_a = 45$  и  $\bar{F}_a = 250$  - соответственно 3855 м/с и 4100 м/с. С точки зрения обеспечения теплового состояния конструкции РДМТ на исследуемых компонентах топлива перспективным является применение новых конструкционных материалов типа керамик, материалов на основе графита с отработкой технологий их получения, а также сопряжения со смесительной головкой, выполненной, как правило, из нержавеющей стали. Использование камеры РДМТ тягой 25Н из боросилицированного графита позволило при испытаниях двигателя длительностью 100 с получить максимальную температуру наружной поверхности камеры на уровне 1045 °С.

*Ракетный двигатель малой тяги, газообразное кислородно-водородное топливо, облик РДМТ на газообразном кислородно-водородном топливе, термовакуумный стенд, системы измерения, динамические, энергетические параметры, тепловое состояние конструкции.*

Важнейшей составной частью космических аппаратов (КА) различного целевого назначения и разгонных блоков (РБ) является система управления (для РБ система ориентации и обеспечения запуска маршевого двигателя), включающая двигательные установки с ЖРДМТ в качестве исполнительных органов.

В настоящее время системы управления КА и РБ комплектуются ЖРДМТ на компонентах топлива АТ + НДМГ. Применение их в новых разработках будет сдерживаться сравнительно невысокими

энергетическими параметрами и проблемами экологического характера.

Разработка эффективных и надежных РДМТ для объектов ракетно-космической техники (РКТ) нового поколения на газообразных  $H_2 + O_2$ , работающих в непрерывных и импульсных режимах с высокими динамическими и энергетическими параметрами, представляет собой перспективную, но достаточно сложную научно-техническую задачу.

До настоящего времени основным источником достоверной информации о

рабочих процессах, параметрах, работоспособности ракетных двигателей малой тяги являются результаты их экспериментального исследования в условиях, приближённых к эксплуатационным. В связи с этим, апробация и отработка технических решений экспериментальным путём закладывается в технологию создания, в частности, образцов ракетных двигателей малой тяги.

Цель работы - создание научно-технического задела для разработки ракетных двигателей малой тяги на кислородно-водородном топливе для перспективных КА и РБ.

В работе объектами исследования являются образцы РДМТ на газообразном кислородно-водородном топливе тягой  $P \sim 25$  Н и  $P \sim 100$  Н.

Эти размерности двигателей наиболее востребованы для различных модернизируемых и разрабатываемых изделий РКТ.

Решение задач проектирования, выпуска конструкторской документации и производства сложных изделий ракетно-космической техники в настоящее время невозможно без применения компьютерных технологий. В основе организации такого типа технологий создания сложных

технических устройств лежит разработка полной трёхмерной электронной модели изделия, адекватной проектируемой конструкции и обеспечивающей условия для создания качественной продукции в сжатые сроки. В идеале процесс проектирования и производства многокомпонентных изделий требует использования сопрягаемых электронных моделей деталей, узлов, агрегатов и всего изделия в целом.

Применение технологии компьютерного проектирования предполагает работу с одним из программных продуктов. Не обсуждая проблемы выбора программного комплекса, отметим, что в работе созданы полные пространственные электронные модели ракетных двигателей малой тяги на газообразном кислородно-водородном топливе тягой  $P \sim 25$  Н и  $P \sim 100$  Н в среде графического пакета «Unigraphics» [1].

Конструктивный облик экспериментальных образцов РДМТ тягой  $P \sim 25$  Н и  $P \sim 100$  Н с использованием электронных моделей двигателей представлены на рис. 1. При создании электронных 3D-моделей на топливе кислород-водород предполагается, что необходимая расчётная информация имеется или может быть получена с использованием, например, [2].

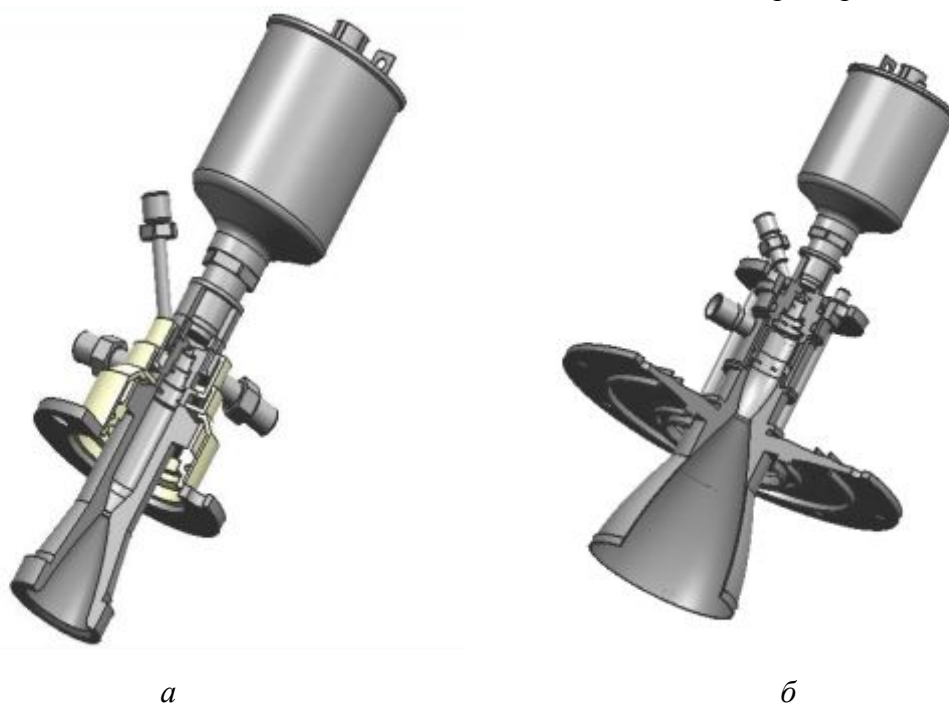


Рис. 1. Общий вид электронных моделей РДМТ  $P \sim 25$  Н (а) и  $P \sim 100$  Н (б)

В экспериментальных образцах РДМТ тягой  $P \sim 25$  Н и  $P \sim 100$  Н воспламенение компонентов топлива организовано в разрядной полости свечи зажигания (аналог форкамерного воспламенения).

В двигателе с  $P \sim 25$  Н компоненты через радиальные отверстия подаются непосредственно в разрядную полость ( $d \sim 14$  мм,  $h \sim 4$  мм), а в двигателе  $P \sim 100$  Н в разрядную полость подаётся смесь «Г» и «О», подготовленная в специальном воспламенительном устройстве.

Схема смесеобразования двигателей  $P \sim 25$  Н и  $P \sim 100$  Н характеризуется взаимодействием закрученных коаксиальных потоков горючего и окислителя, выполненных в виде двух каскадов (рис. 1). При этом реализуется высокотурбулентный поток, способствующий эффективному смешению горючего и окислителя в ограниченном объёме камеры сгорания [3].

Охлаждение камеры двигателя  $P \sim 25$  Н организовано с помощью газовой завесы [4] горючего от смесительной головки и применением высокотемпературного конструкционного материала (боросилицированного графита), из которого выполнена камера сгорания и сопло. В РДМТ  $P \sim 100$  Н дополнительно организована дозвуковая завеса горючего, расположенная в конце цилиндрического участка камеры сгорания, но при этом в качестве конструкционного материала использована нержавеющая сталь типа Х18Н10Т.

Экспериментальные исследования РДМТ  $P \sim 25$  Н и  $P \sim 100$  Н проводились на огневом термовакуумном стенде научно-исследовательского центра космической энергетики (НИЦ КЭ) СГАУ.

Стенд предназначен для проведения научно-исследовательских, опытно-конструкторских и серийных работ с ракетными двигателями малой тяги на несамовоспламеняющихся компонентах топлива в непрерывном и импульсном режимах работы в термовакуумных условиях с термостатированием компонентов топлива в широком диапазоне изменения ре-

жимных параметров с определением динамических, энергетических параметров и теплового состояния двигателей.

Для целей работы имеет смысл рассмотреть вакуумную систему, автоматизированную систему управления и измерения, тепловизионную систему.

Вакуумная система предназначена для имитации условий космического пространства в процессе испытаний РДМТ и состоит из пульта управления установкой, барокамеры ( $V \sim 3$  м<sup>3</sup>), двух агрегатов АВЗ-75, насоса 2ДВН-500, вакуумных затворов, вакуумпроводов и системы измерения давления разрежения.

Начальное давление разрежения при испытаниях РДМТ может достигать  $P_n \leq 10^{-2}$  мм рт. ст. В случае необходимости при условии доукомплектования системы высоковакуумным агрегатом величину давления разрежения можно снизить до  $P_n \leq 10^{-5}$  мм рт. ст.

При исследованиях (испытаниях) ракетных двигателей малой тяги, как правило, оперируют большими массивами экспериментальных данных. В настоящее время на стенде используется автоматизированная система управления и информационного обеспечения исследований двигателей, назначение которой – визуализация двигателя до-, в процессе – и после испытаний, управление объектом исследований и пневмогидравлической системой (ПГС) испытательного стенда, получение, преобразование и отображение экспериментальной информации об объекте в реальном времени [5].

Система создана на базе промышленного компьютера. При подготовке и в процессе испытаний автоматизированная система выполняет следующие функции: управление работой двигателя по заданной циклограмме; управление работой гидравлическими и пневматическими электроклапанами ПГС стенда; проведение калибровок каналов измерения параметров двигателя (давлений, температур, тяги, расходов и др.); сбор информации с измерительных каналов стенда при проведении испытаний (хранение информа-

ции); обработка результатов измерений по специальным алгоритмам; отображение информации в виде протоколов, графиков, таблиц и др.; формирование баз экспериментальных данных исследованных двигателей (экспериментальных портретов изделий).

Выполнение перечисленных функций компьютерной системы поддерживается разработанным программным комплексом в среде «Delphi».

Важной составной частью испытательного стенда является измерительный комплекс, соответствие которого требованиям по точности измерений и насыщение современным оборудованием систем стенда во многом определяют функциональные возможности на этапах исследования и отработки РДМТ.

Измерение тяги ракетного двигателя производится с помощью специального универсального измерительного устройства, созданного на базе датчика типа ВВА-SS [6]. Конструкция устройства позволяет испытывать РДМТ различных номиналов, ограничения составляют лишь габаритные размеры объектов исследования и пределы измерения датчиков.

Расходы газообразных компонентов (водорода и кислорода) определяются с помощью системы «Импульс» [7], которая до настоящего времени не имеет аналогов в процессе измерения расходов газообразного топлива при работе РДМТ в режиме одиночных включений и импульсных режимах.

Измерения давления окислителя и горючего на входе в двигатель, рабочего тела в камере сгорания осуществляется традиционными датчиками давления с регистрацией в компьютерной системе стенда.

Температура компонентов топлива на входе в объект исследования измеряется термопарами группы ХК с регистрацией их показаний в электронных измерителях-регистраторах типа 2ТРМ-Щ2 У.РР и компьютерной системе стенда.

Для измерения давления разрежения в вакуумной камере используется измери-

тельный комплекс давления типа ИКД-6ТДА, сигнал с которого также регистрируется в компьютерной стендовой системе.

При создании ракетных двигателей малой тяги одной из ключевых проблем является отработка теплового состояния двигателя – обеспечение соответствия максимальной и допустимой температуры стенки двигателя, определяемой свойствами используемого конструкционного материала. Как правило, заключительный этап работы проводится на стадии экспериментальной отработки РДМТ.

До недавнего времени для решения этой задачи использовались специальные термопары – локальные контактные средства измерения. В связи с применением в РДМТ современных жаропрочных конструкционных материалов, возникает потребность в освоении бесконтактных способов определения теплового состояния двигателей. Для этих целей на стенде используется инфракрасная тепловизионная система [8] со следующими техническими характеристиками: температурный диапазон – 20...2500°C; спектральный диапазон – 3...5мкм, температурная чувствительность не хуже – 18 мК, разрешение изображения – 640×512 /14 бит, максимальная частота обновления кадров не менее 100 Гц (с возможностью увеличения до 3000 Гц), точность измерения порядка 1 %, время интегрирования – от 3 мкс.

Программные средства обеспечивают согласование тепловизора с компьютером, стандартную или специальную обработку изображения и отображение измерительной информации.

Испытательный программный комплекс «Altair» предназначен для обработки тепловизионных изображений, полученных с помощью инфракрасных камер, обеспечивает возможность просмотра последовательности изображений в режиме реального времени, в сочетании с другими компонентами программного обеспечения может применяться для управления режимом съёмки и последующей обработки изображений.

Экспериментальные исследования ракетных двигателей малой тяги на газобразном кислородно-водородном топливе тягой  $P \sim 25$  Н и  $P \sim 100$  Н ориентированы на определение динамических, энергетических параметров и теплового состояния конструкции РДМТ, по результатам которых оценивается эффективность процессов воспламенения, смесеобразования, течения продуктов сгорания в камере и сопле двигателя.

Для РДМТ системы управления важными являются динамические параметры, поскольку двигатели значительную часть времени функционирования аппарата на орбите работают в режиме одиночных включений и импульсных режимах. Эти параметры сведены в табл. 1 для двигателя  $P \sim 25$  Н и в табл. 2 для двигателя  $P \sim 100$  Н.

Таблица 1 – Динамические параметры РДМТ  $P \sim 25$  Н ( $\tau_{вкл} = 0,25$ с,  $t_{вх}^{г,о} = 26...27$  °С)

№ п/п	$P_{вх}^г$	$P_{вх}^о$	$\tau_{кльг}^о$	$\tau_{кльо}^о$	$\tau_{кльг}^3$	$\tau_{кльо}^3$	$\tau_{зв}$	$\tau_{0,9}$	$\tau_{пд}$
	кг/см <sup>2</sup>	кг/см <sup>2</sup>	мс	мс	мс	мс	мс	мс	мс
1	15,6	15,4	11	11	6	6	7	17	21
2	15,7	16,0	10	11	6	6	8	18	22
3	15,7	16,0	10	10	6	7	6	17	22
4	15,7	16,0	9	10	6	7	6	20	20
5	15,7	16,0	10	11	7	7	7	19	20

Таблица 2 - Динамические параметры РДМТ  $P \sim 100$  Н ( $\tau_{вкл} = 0,2$ с,  $t_{вх}^{г,о} = 21...22$  °С)

№ п/п	$P_{вх}^г$	$P_{вх}^о$	$\tau_{кльг}^о$	$\tau_{кльо}^о$	$\tau_{кльг}^3$	$\tau_{кльо}^3$	$\tau_{зв}$	$\tau_{0,9}$	$\tau_{пд}$
	кг/см <sup>2</sup>	кг/см <sup>2</sup>	мс	мс	мс	мс	мс	мс	мс
1	26,5	22,8	9	9	6	7	10	17	18
2	26,4	22,7	9	8	7	7	10	18	18
3	26,3	22,7	8	8	6	7	11	19	19
4	26,6	22,8	9	8	7	8	10	19	18
5	26,5	22,7	9	9	7	7	10	17	18
6	26,4	22,5	8	9	6	7	11	19	19

В таблицах приняты следующие обозначения:  $P_{вх}^г$ ,  $P_{вх}^о$ ,  $t_{вх}^г$ ,  $t_{вх}^о$  – давление и температура компонентов топлива на входе в РДМТ;  $\tau_{вкл}$  – время работы РДМТ;  $\tau_{кльг}^о$ ,  $\tau_{кльг}^3$ ,  $\tau_{кльо}^о$ ,  $\tau_{кльо}^3$  – время открытия и закрытия клапанов горючего и окислителя;  $\tau_{зв}$  – задержка воспламенения топлива;  $\tau_{0,9}$ ,  $\tau_{пд}$  – времена достижения давления в камере сгорания (тяги) уровня 0,9 от установившегося значения параметра ( $\tau_{0,9}$ ) и уровня 0,1 от установившегося значения  $P_k(P)$  при останове двигателя ( $\tau_{пд}$ ).

Кроме количественных данных, полученных при исследовании динамических параметров РДМТ, большинство из которых определяются конструкцией электропневмоклапанов РДМТ, следует

отметить, что процесс воспламенения кислородно-водородного топлива в двигателях можно характеризовать как стабильный (отказов зажигания при выполнении программы испытаний зарегистрировано не было). В то же время, значения задержки воспламенения, полученные в ходе исследования на уровне:  $\tau_{зв} \sim 5...9$ мс – для изделия  $P \sim 25$ Н и  $\tau_{зв} \sim 10...11$ мс – для изделия  $P \sim 100$ Н, следует признать завышенными при использовании кислородно-водородной топливной композиции (энергия, генерируемая агрегатом зажигания -  $E_{аз} \sim 20$  мДж). Приведение интегрального соотношения компонентов топлива в разрядной полости свечи зажигания в область, близкую к оптимальной

при заданном уровне энергии искрового разряда, позволит существенно снизить значения задержки воспламенения компонентов кислородно-водородного топлива. Следует также в процессе отработки РДМТ снизить энергию разряда практически на порядок и, как следствие, снизить габаритно-массовые параметры агрегата зажигания и свечи.

Процесс воспламенения следует совершенствовать и в связи с завышенным временем  $\tau_{0,9}$ , сокращение которого, как впрочем и  $\tau_{пл}$ , улучшит динамические параметры РДМТ.

Результаты экспериментального исследования энергетических параметров РДМТ  $P \sim 25Н$  сведены в табл. 3, РДМТ  $P \sim 100Н$  – в табл. 4.

Таблица 3 – Результаты исследования энергетических параметров РДМТ  $P \sim 25Н$

№ П/П	$P_{вх}^r/P_{вх}^o$	$t_{вх}^r/t_{вх}^o$	$\tau_{вкл}$	$p_k$	$\dot{m}_r$	$\dot{m}_o$	$\dot{m}_\Sigma$	$k_m$	$\beta$	$P_{п}$	$K_p$	$I_y^H$
	кг/см <sup>2</sup>	°С										
1	15,6/16,1	26/27	1,0	8,03	1,20	5,28	6,48	4,40	219	2,56	1,80	395
2	15,6/16,1	26/27	1,0	8,11	1,23	5,27	6,50	4,28	221	2,58	1,80	397
3	15,6/16,2	26/27	1,0	8,04	1,27	5,27	6,54	4,15	218	2,54	1,78	387
4	15,7/16,1	26/27	1,0	8,16	1,26	5,28	6,54	4,19	221	2,56	1,77	391
5	15,7/16,1	26/27	1,0	8,05	1,20	5,39	6,59	4,49	216	2,57	1,80	390

Таблица 4 - Результаты исследования энергетических параметров РДМТ  $P \sim 100Н$

№ П/П	$P_{вх}^r/P_{вх}^o$	$t_{вх}^r/t_{вх}^o$	$\tau_{вкл}$	$p_k$	$\dot{m}_r$	$\dot{m}_o$	$\dot{m}_\Sigma$	$k_m$	$\beta$	$P_{срп}$	$K_p$	$I_y^H$
	кг/см <sup>2</sup>	°С										
1	26,4/20,7	21/20	3,0	4,32	4,41	19,3	23,71	4,38	206	8,54	1,74	360/383
2	24,5/27,3	21/21	3,0	4,79	4,02	21,2	25,22	5,22	214	9,47	1,75	375/399
3	23,1/27,4	22/21	3,0	4,85	3,45	21,2	24,65	6,14	222	9,50	1,73	385/410
4	21,3/26,8	22/22	3,0	4,75	3,12	20,8	23,92	6,67	224	9,41	1,76	393/418
5	19,8/26,3	22/23	3,0	4,61	2,73	20,7	23,43	7,58	222	9,07	1,74	387/412
6	18,4/25,7	22/22	3,0	4,42	2,48	20,5	22,98	8,27	217	8,83	1,77	384/409
7	16,8/25,1	23/22	3,0	4,29	2,04	20,4	22,08	10,0	219	8,40	1,74	380/404

Поскольку исследуемые РДМТ имели разные размерность и приведённую длину камеры сгорания, а также некоторые другие конструктивные отличия, имеет смысл рассмотреть энергетические параметры отдельно.

При исследовании РДМТ  $P \sim 25Н$  достигнуты следующие энергетические параметры двигателя: расходный комплекс изменяется в пределах  $\beta = 2180...2210$  м/с; тяговый комплекс изменяется  $K_p = 1,77...1,80$ ; удельный импульс тяги  $I_y^H = 3870...3970$  м/с. Отметим, что приведённая длина камеры сгорания РДМТ составляет  $L^* = 0,55$  м, а геометрическая степень расширения сопла  $\bar{F}_a = 45$ .

Совершенство рабочего процесса, оцениваемое коэффициентом полноты

удельного импульса тяги, соответствует уровню  $\varphi_I = 0,83$ .

Результаты испытаний РДМТ  $P \sim 25Н$  при прочих равных условиях, но имеющих  $L^* \sim 0,7$  м, показывают, что это позволяет повысить удельные параметры двигателя до значения  $\varphi_I \sim 0,85$ .

Исследования РДМТ  $P \sim 100Н$  проведены при различных давлениях компонентов топлива на входе в изделие (табл. 4). Давления сочетались таким образом, чтобы массовое соотношение компонентов топлива  $k_m$  изменялось от 4,0 до 10,0, что соответствовало изменению коэффициента избытка окислителя  $\alpha_{ок}$  от 0,5 до 1,26 при практически неизменном суммарном массовом расходе топлива.



Максимальное экспериментальное значение расходного комплекса получено при  $\alpha_{ок} \sim 0,83$  и составило  $\beta = 2197 \text{ м/с}$ . Тяговый комплекс в этом диапазоне  $k_m$  зарегистрирован в пределах  $K_p = 1,73 \dots 1,77$ , а удельный импульс тяги изделия варьировался в пределах  $I_y^H = 3532 \dots 3855 \text{ м/с}$  ( $\bar{F}_c \sim 50$ ),  $I_y^H = 3753 \dots 4100 \text{ м/с}$  ( $\bar{F}_c \sim 250$ ). Максимальное значение удельного импульса тяги в пустоте  $I_y^H = 3855 \text{ м/с}$  ( $I_y^H = 4100 \text{ м/с}$ ) при коэффициенте избытка окислителя  $\alpha_{ок} = 0,83$  ( $k_m = 6,67$ ).

Важными являются результаты исследования теплового состояния ракетных двигателей малой тяги  $P \sim 25 \text{ Н}$  и  $P \sim 100 \text{ Н}$ , полученные с помощью инфракрасной тепловизионной системы.

На рис. 2 представлены тепловизионные портреты РДМТ  $P \sim 25 \text{ Н}$  и  $P \sim 100 \text{ Н}$ .

На рис. 3 показаны зависимости максимальной температуры наружной стенки камеры РДМТ для изделий тягой  $P \sim 25 \text{ Н}$  и  $P \sim 100 \text{ Н}$ .

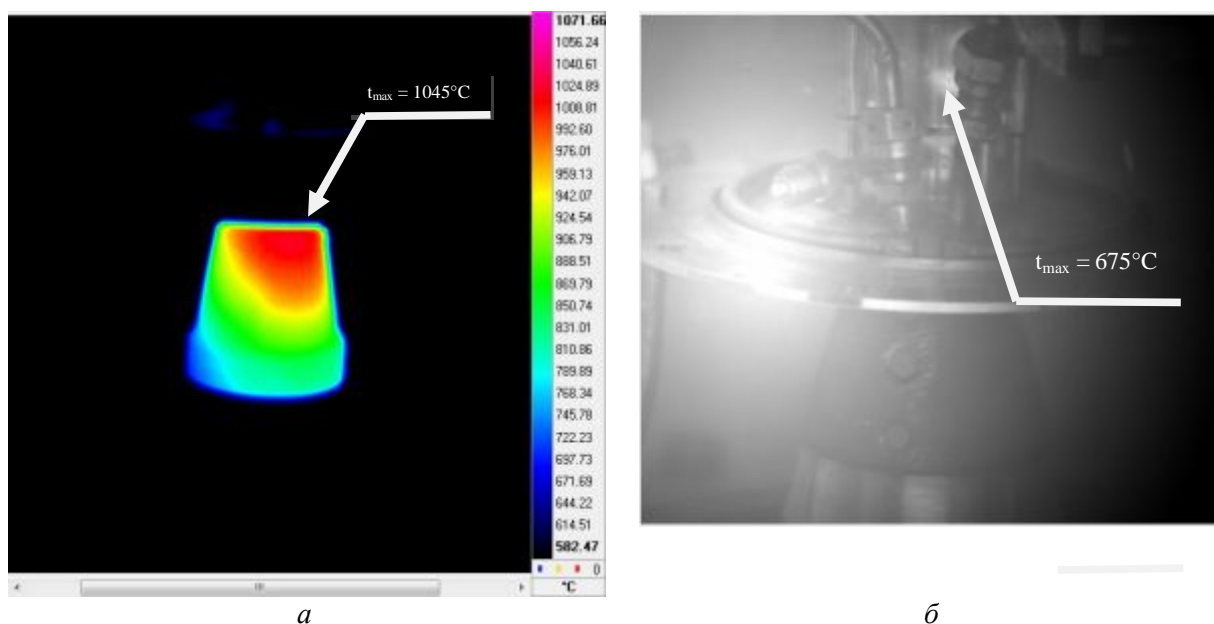


Рис. 2. Тепловизионные портреты РДМТ:  $P \sim 25 \text{ Н}$  ( $\tau_{вкл} = 100 \text{ с}$ ,  $t_{max} = 1045^\circ \text{C}$ ) (а),  $P \sim 100 \text{ Н}$  ( $\tau_{вкл} = 10 \text{ с}$ ,  $t_{max} = 675^\circ \text{C}$ ) (б)

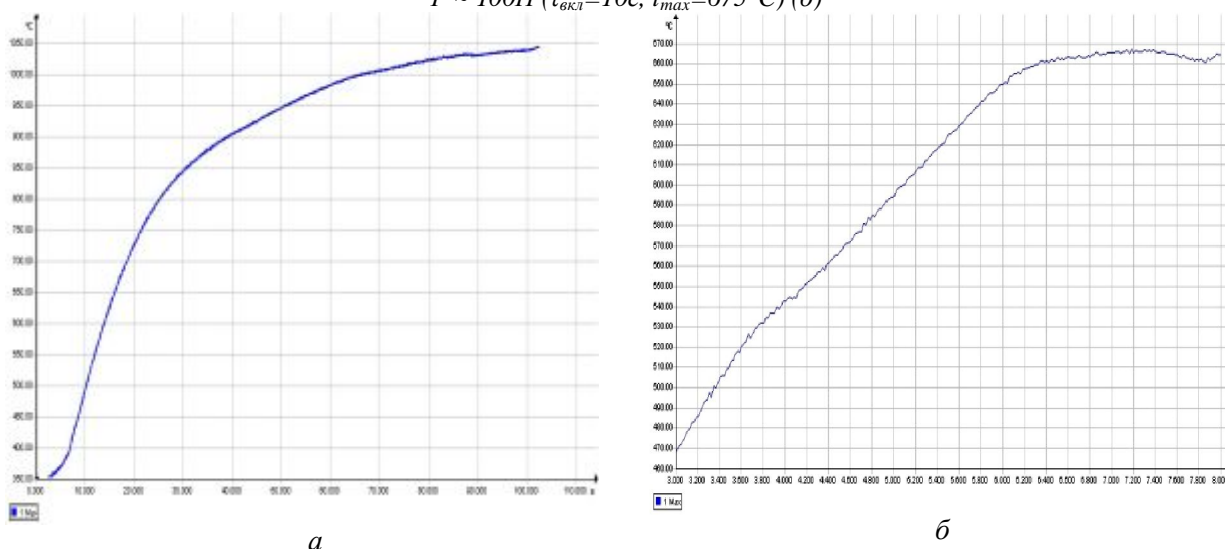


Рис. 3. Зависимость максимальной температуры стенки камеры РДМТ  $P \sim 25 \text{ Н}$  (а) и  $P \sim 100 \text{ Н}$  (б) от времени

На тепловизионном портрете РДМТ  $P \sim 25\text{Н}$  при длительности включения двигателя  $\tau_{\text{вкл}} = 100\text{ с}$  показана максимальная зарегистрированная температура стенки  $t_{\text{max}} = 1045^\circ\text{C}$ . Этот уровень температуры несколько ниже, чем допустимая температура стенки камеры, изготовленной из боросилицированного графита ( $t_{\text{ст}}^{\text{доп}} = 1400^\circ\text{C}$ ). Таким образом, имеется запас по температуре стенки в обеспечении надёжности двигателя в непрерывном режиме работы. Этому способствует также и характер зависимости  $T_{\text{max}} = f(\tau)$  (рис. 3а). Приращение температуры стенки от  $\tau = 50\text{ с}$  до  $\tau = 100\text{ с}$  составляет  $\Delta t \sim 100^\circ\text{C}$ , что является незначительным и позволяет прогнозировать штатную работу двигателя и при  $\tau > 100\text{ с}$ .

Следует отметить, что при практически одинаковом конструктивном оформлении РДМТ  $P \sim 25\text{Н}$  (за исключением приведённой длины камеры  $L_* = 0,7\text{ м}$  и материала стенки, выполненной из ниобия с покрытием) была зарегистрирована нештатная работа камеры при длительности включения  $\tau_{\text{вкл}} = 10\text{ с}$ . Предположительно, по характеру зависимости температуры стенки от времени, имеет место проявление химических механизмов взаимодействия продуктов сгорания топлива и материала стенки камеры РДМТ.

С помощью инфракрасной тепловизионной системы исследовано и тепловое состояние экспериментального образца РДМТ  $P \sim 100\text{Н}$ . На рис. 2б выделена область, где зарегистрирована максимальная температура камеры двигателя. Показано, что  $t_{\text{max}}$  наружной стенки РДМТ растёт практически линейно до  $\tau \sim 6,0\text{ с}$ , после этого стабилизируется на уровне  $t_{\text{ст}} \sim 675^\circ\text{C}$  и далее не изменяется. Последнее означает, что двигатель вышел на установившийся тепловой режим и прогнозируются колебания температуры при более длительной работе на уровне максимальной измеренной температуры конструкции.

Отметим, что дополнительно введённый в конструкцию РДМТ  $P \sim 100\text{Н}$  пояс газовой завесы в конце цилиндриче-

ского участка камеры сгорания двигателя и перераспределение газообразного горючего между завесами в начальном и конечном сечениях камеры сгорания изделия позволили обеспечить требуемый тепловой режим изделия, выполненного из нежаропрочного материала с соответствующими потерями в удельном импульсе тяги.

Таким образом, в результате экспериментальных исследований в обеспечении создания кислородно-водородных РДМТ  $P \sim 25\text{Н}$  и  $P \sim 100\text{Н}$  отметим следующее.

Прошли апробацию два конструктивных варианта организации процесса воспламенения в РДМТ на газообразном кислородно-водородном топливе в составе двигателей  $P \sim 25\text{Н}$  и  $P \sim 100\text{Н}$ . Экспериментально показано, что система зажигания, генерирующая разряд свечи зажигания с энергией  $E_{\text{аз}} = 20\text{ мДж}$ , позволяет обеспечить задержки воспламенения  $\tau_{\text{зв}} \sim 6...7\text{ мс}$  в изделии  $P \sim 25\text{Н}$  и  $\tau_{\text{зв}} \sim 10...11\text{ мс}$  – в изделии  $P \sim 100\text{Н}$ . Очевидно, совершенствование процесса воспламенения необходимо вести как в направлении снижения  $\tau_{\text{зв}}$ , так и энергии разряда.

Экспериментально оценена эффективность схемы смесеобразования газообразных водорода и кислорода, базирующаяся на взаимодействии коаксиальных закрученных потоков газа, конструктивно выполненных в виде двух каскадов. При этом достигнуты следующие значения удельного импульса тяги двигателей: для РДМТ  $P \sim 25\text{Н}$   $I_y^{\text{H}} = 3846\text{ м/с}$  ( $\bar{F}_a = 45$ ); для РДМТ  $P \sim 100\text{Н}$   $I_y^{\text{max}} = 3855\text{ м/с}$  ( $\bar{F}_a = 45$ ),  $I_y^{\text{max}} = 4100\text{ м/с}$  ( $\bar{F}_a = 250$ ). Нужно иметь в виду, что несмотря на большую размерность и ожидаемый большой удельный импульс тяги двигателя  $P \sim 100\text{Н}$  реально полученный  $I_y^{\text{H}}$  несколько ниже из-за потерь, связанных с организацией газовой завесы в конце цилиндрического участка камеры сгорания.

Совершенствование схемы смесеобразования следует вести в направлении интенсификации рабочего процесса при

меньших приведённых длинах камеры двигателя.

С точки зрения обеспечения теплового состояния конструкции РДМТ  $P \sim 25Н$  и  $P \sim 100Н$  на исследуемых компонентах топлива, перспективным является применение новых конструкционных материалов типа керамик, материалов на основе графита с отработкой технологий их получения, а также сопряжения со смесительной головкой, выполненной, как правило, из нержавеющей стали. В подтверждение сказанному, использование каме-

ры РДМТ  $P \sim 25Н$  из боросилицированного графита позволило при испытаниях двигателя длительностью  $\tau_{вкл} \sim 100$  с получить максимальную температуру наружной поверхности камеры на уровне  $t_{ст}^{max} \sim 1045^\circ\text{C}$ .

Очевидно, не исключается возможность вести отработку РДМТ, используя в качестве конструкционных материалов ниобий с покрытием и другие, применяя систему газовых завес с соответствующими потерями удельного импульса тяги.

### Библиографический список

1. Краснов М.В., Чигишев Ю.В. Unigraphics для профессионалов. М.: Лори, 2004. 319 с.
2. ANSYS CFX – Solver modeling guide. ANSYS CFX Release 11.0. Canous – burg: ANSYS. Inc., 2006. 566 p.
3. Гупта А., Лилли Д., Сайред. Н. Закрученные потоки. М.: Мир, 1987. 588 с.
4. Волчков Э.П. Пристенные газовые завесы. Новосибирск: Наука, 1983. 239 с.
5. Рыжков В.В., Ивашин Ю.С., Ивашин А.Ю., Петрунин Э.Ю. Автоматизированная система управления и информационного обеспечения исследований жидкостных ракетных двигателей малой тяги // Вестник СГАУ. 2003. Ч. II. С. 38-44.
6. Агеенко Ю.И., Нигодюк В.Е., Рыжков В.В., Сулинов А.В., Шустов С.А. Исследование энергетических параметров ЖРДМТ с геометрической степенью расширения сопла  $\bar{F}_a = 200$  // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2013. № 2(40). С. 9-19.
7. А.с. 308888 СССР, МПК<sup>5</sup> G 01 F 13/00. Устройство / В.В. Рыжков, М.В. Винокуров, С.В. Кебеке, А.И. Косенко, В.В. Старцев (СССР). № 4512781/40-23; заявл. 18.04.89; опубл. 01.02.90.
8. Рыжков В.В., Силютин М.В. О возможности исследования теплового состояния ЖРДМТ с помощью инфракрасной тепловизионной системы // Вестник СГАУ. 2001. Ч. III. С. 349-356.

### Информация об авторах

**Агеенко Юрий Иванович**, кандидат технических наук, главный конструктор, начальник отдела жидкостных ракетных двигателей малой тяги, «Конструкторское бюро химического машиностроения имени А.М. Исаева» - филиал ФГУП «ГКНПЦ имени М.В. Хруничева». E-mail: [kbhimmash@korolev-net.ru](mailto:kbhimmash@korolev-net.ru). Область научных интересов: организация рабочих процессов в жидкостных ракетных двигателях малой тяги, исследование параметров смесеобразования.

**Лапшин Евгений Александрович**, инженер Научно-исследовательского центра космической энергетики, Самарский государственный аэрокосмический уни-

верситет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [ke\\_src@ssau.ru](mailto:ke_src@ssau.ru). Область научных интересов: исследование рабочего процесса в двигателях летательных аппаратов.

**Морозов Илья Игоревич**, научный сотрудник Научно-исследовательского центра космической энергетики, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [ke\\_src@ssau.ru](mailto:ke_src@ssau.ru). Область научных интересов: исследование рабочего процесса в двигателях летательных аппаратов.

**Пегин Иван Вячеславович**, заместитель начальника отдела жидкостных ракетных двигателей малой тяги, «Конструкторское бюро химического машиностроения имени А.М. Исаева» - филиал ФГУП «ГКНПЦ имени М.В. Хруничева». E-mail: [kbhimmash@korolev-net.ru](mailto:kbhimmash@korolev-net.ru). Область научных интересов: проектирование жидкостных ракетных двигателей малой тяги, исследование организации рабочих процессов в них.

**Рыжков Владимир Васильевич**, кандидат технических наук, научный руководитель Научно-исследовательского центра космической энергетики, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [ke\\_src@ssau.ru](mailto:ke_src@ssau.ru). Область научных интересов: исследование рабочего процесса в двигателях летательных аппаратов.

## RESULTS OF EXPERIMENTAL STUDIES OF PARAMETERS OF LOW-THRUST ROCKET ENGINES OPERATING ON GASEOUS OXYGEN-HYDROGEN FUEL

© 2014 Y.I. Ageenko<sup>2</sup>, E.A. Lapshin<sup>1</sup>, I.I. Morozov<sup>1</sup>, I.V. Pegin<sup>2</sup>, V.V. Ryzhkov<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

<sup>2</sup> Isaev Chemical Machinery Design Bureau – the Branch of federal State Unitary Enterprise «Khrunichiev State Research and Production Space Center», Korolev, Moscow Region, Russian Federation

The article presents the results of an experimental study of the thermal parameters and with-standing experimental samples rocket engines gaseous oxygen with thrust 25 N and 100 N. In experimental models rocket engines thrust 25 N and 100 N ignition fuel components arranged in the discharge chamber spark plugs. Scheme carburation of engines characterized by the interaction of coaxial swirling flows of fuel and oxidant is carried out in two stages. At the same time, realized highly turbulent flow, contributing to the efficient mixing of fuel and oxidizer in a limited volume of the combustion chamber. Cooling chamber traction motor 25 H organized using a gas curtain of fuel from the mixing head and the application of high temperature structural material – boron-siliconized graphite, which is made of a combustion chamber and a nozzle. In rocket engines thrust 100N further organized subsonic curtain fuel located at the end of the cylindrical portion of the combustion chamber, but at the same time as the construction material used stainless steel type 12X18H10T. Experimental studies have been tested two structural variants of organization of the ignition process, evaluated the effectiveness of the scheme of mixing hydrogen and oxygen gases. In this case, the following values of specific impulse engines: for rocket engines thrust 25H with the geometric expansion ratio of the nozzle  $\bar{F}_a = 45$  - 3846 m/s; for rocket engines thrust 100N with  $\bar{F}_a = 45$  and  $\bar{F}_a = 250$  - respectively 3855 m/s and 4100 m/s. From the point of view of the thermal state in the study design rocket engines propellants, promising is the use of new construction materials, such as ceramics, graphite-based materials with the development of the technology for their production, as well as interfacing to the mixing head, made, usually made of stainless steel. In support of the above, in the use of the camera rocket engines thrust of 25N boron-siliconized graphite allowed during the test the engine for 100 seconds to get the maximum temperature of the outer surface of the chamber at  $\sim 1045^\circ\text{C}$ .

*Rocket engine, gaseous oxygen-hydrogen fuel, shape rocket engine gaseous oxygen-hydrogen fuel, thermovacuum test rig, measurement systems, dynamic, energetic parameters, the thermal state of the structure.*

### References

1. Krasnov M.V., Chigishev Y.V. Unigraphics dlya professionalov [Unigraphics for professionals]. Moscow: Lori Publ., 2004. 319 p.
2. ANSYS CFX - Solver modeling buide. AN-SYS CFX Release 11.0 / Canous - burg: ANSYS. Inc., 2006. 566 p.
3. Gupta A., Lilly D., Sayred N. Zakruchennye potoki [Swirling flows]. Moscow: Mir Publ., 1987. 588 p.

4. Volchkov E.P. Pristennye gazovye zavesy [Line trim gas curtain]. Novosibirsk: Nauka Publ., 1983. 239p.

5. Ryzhkov V.V., Ivashin Y.S., Ivashin A.Y., Petrunin E.Y. Automated control system and information management research of liquid rocket thrusters // Vestnik of the Samara State Aerospace University. 2003. Part 2. P. 38-44. (In Russ.)

6. Ageenko Y.I., Nigodyuk V.E., Ryzhkov V.V., Sulinov A.V., Pasha S.A. Investigation of energy parameters with small thrust jet engine geometric expansion nozzle  $\bar{F}_a = 200$  // Vestnik of the Samara State Aerospace

University. 2013. No. 2(40). P. 9-19. (In Russ.)

7. A.c. 308888 USSR MPK5 G 01 F 13/00. Device / V.V. Ryzhkov, M.V. Vinokurov, S.V. Kebeke, A.I. Kosenko, V.V. Elders (USSR). № 4512781/40-23; appl. 4/18/89; publ. 1.2.90.

8. Ryzhkov V.V., Silyutin M.V. About the possibility of studying the thermal state of small thrust jet engine using infrared thermal imaging system // Vestnik of the Samara State Aerospace University. 2001. Part 3. P. 349-356. (In Russ.)

### **About the authors**

**Ageenko Yuri Ivanovich**, Candidate of Science (Engineering), chief designer, Isaev Chemical Machinery Design Bureau – the Branch of federal State Unitary Enterprise «Khrunichev State Research and Production Space Center». E-mail: [kbhimmash@korolev-net.ru](mailto:kbhimmash@korolev-net.ru). Area of Research: the organization of work processes in liquid engines of small thrust, the study of parameters of mixture.

**Lapshin Evgeny Aleksandrovich**, Engineer Research Center of Space Energy Samara State Aerospace University. E-mail: [ke\\_src@ssau.ru](mailto:ke_src@ssau.ru). Area of Research: working process in the engines of the aircraft.

**Morozov Ilya Igorevich**, Researcher Research Centre for Space Energy Samara State Aerospace University. E-mail: [ke\\_src@ssau.ru](mailto:ke_src@ssau.ru). Area of Research: working process in the engines of the aircraft.

**Pegin Ivan Vyichoslavovich**, deputy of the chief of the department liquid rocket engines of the small thrust of Isaev Chemical Machinery Design Bureau – the Branch of federal State Unitary Enterprise «Khrunichev State Research and Production Space Center». E-mail: [kbhimmash@korolev-net.ru](mailto:kbhimmash@korolev-net.ru). Area of Research: designing the liquid rocket engines of the small thrust, the organization of work processes in liquid engines of small thrust.

**Ryzhkov Vladimir Vasilyevich**, Candidate of Science (Engineering), research supervisor of the Research center of space power of Samara State Aerospace University. E-mail: [ke\\_src@ssau.ru](mailto:ke_src@ssau.ru). Area of Research: working process in the engines of the aircraft.

УДК 629.7.036.54-63

## ПОДТВЕРЖДЕНИЕ ПОВЫШЕНИЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ЖРДМТ С ДЕФЛЕКТОРНО-ЦЕНТРОБЕЖНОЙ СХЕМОЙ СМЕСЕОБРАЗОВАНИЯ

© 2014 Ю.И. Агеенко, И.В. Пегин

«Конструкторское бюро химического машиностроения имени А.М. Исаева» - филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», г. Королёв Московской области

В статье приводятся сведения о разработанной в КБхиммаш им. А.М. Исаева дефлекторно-центробежной схеме смесеобразования компонентов топлива азотный тетраоксид и несимметричный диметилгидразин, по которой созданы жидкостные ракетные двигатели малой тяги (ЖРДМТ) в широком диапазоне тяг от 25 до 400 Н. КБхиммаш им. А.М. Исаева на основании результатов совместных с КуАИ (ныне СГАУ им. С.П. Королёва, г. Самара) исследований по изучению и определению параметров первичной плёнки окислителя на дефлекторе, параметров вторичной плёнки окислителя на внутренней стенке камеры сгорания, параметров плёнки конуса распыла центробежной форсунки горючего в месте встречи с вторичной плёнкой окислителя, параметров слоя жидкофазного смешения компонентов окислителя и горючего на внутренней стенке камеры сгорания была создана математическая модель расчётов жидкофазного смешения компонентов в смесительном элементе ЖРДМТ с дефлекторно-центробежной схемой смешения компонентов на стенке камеры сгорания. На основании этого в КБхиммаш разработана методика расчётов и проектирования ЖРДМТ с дефлекторно-центробежной схемой смесеобразования топлива. Используя данную методику в КБхиммаш им. А.М. Исаева разработан параметрический ряд ЖРДМТ тягой 25, 50, 100, 200, 400 Н с дефлекторно-центробежной схемой смесеобразования. Были проведены параметрические исследования ЖРДМТ тягой 25, 50, 100, 200, 400 Н по определению степени влияния различных конструктивных и режимных параметров смесительного элемента, таких как угол натекания струй на дефлектор, угол натекания первичных плёнок на стенку камеры сгорания, длина пробега вторичной плёнки окислителя по стенке камеры на показатели эффективности жидкофазного смешения компонентов топлива. Результаты экспериментальных исследований подтвердили повышенную энергетическую эффективность ЖРДМТ тягой 25, 50, 100, 200, 400 Н с дефлекторно-центробежной схемой смесеобразования, выраженную в высоком удельном импульсе более 3000 м/с с одновременным большим запасом по температуре элементов двигателя. Максимальная температура стенки камеры сгорания достигает 1200°C и обеспечивается с значительным запасом около 600°C (допустимая температура материала камеры – ниобиевого сплава с дисилицидным покрытием молибдена MoSi<sub>2</sub> 1800°C).

*Двигатель, дефлекторно-центробежная схема, форсуночная головка, дефлектор, струйная форсунка, центробежная форсунка.*

В большинстве космических аппаратов (КА), кораблях, разгонных блоках (РБ) ракет носителей в качестве исполнительных органов системы управления применяются жидкостные ракетные двигатели малой тяги (ЖРДМТ), большинство из которых работают на самовоспламеняющемся топливе АТ и НДМГ. Требования к ЖРДМТ в последнее время существенно возрастают. Это увеличение ресурсов как по суммарному времени работы  $t_{\Sigma} \geq 50000$  с, так и по суммарному количеству включений  $N_{\Sigma} \geq 10^6$ , огромная многорежимность, работа в непрерывном режиме и большом многообразии импульс-

ных режимов. При этом требуется повышение энергетической эффективности, выраженной в повышении удельного импульса  $J_{уд} \geq 2950$  м/с ( $\geq 300$  с) с одновременным обеспечением большого запаса по температурам агрегатов двигателя, а следовательно повышения надёжности.

В КБхиммаш им. А.М. Исаева разработан оригинальный смесительный элемент ЖРДМТ с дефлекторно-центробежной схемой жидкофазного смешения самовоспламеняющихся компонентов АТ и НДМГ на внутренней стенке камеры сгорания.

Дефлекторно-центробежный смесительный элемент форсуночной головки ЖРДМТ представлен на рис. 1.

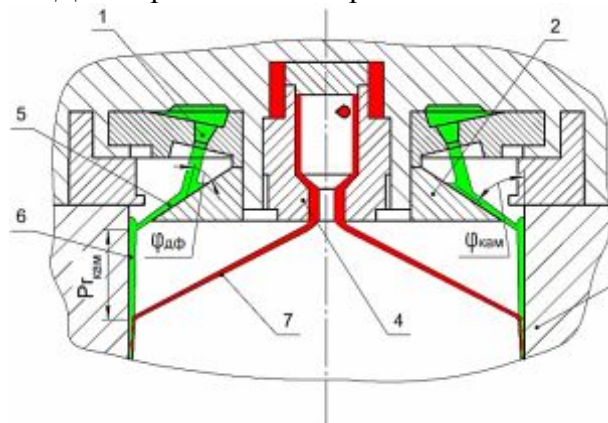


Рис.1. Дефлекторно-центробежный смесительный элемент форсуночной головки: 1-струйная форсунка окислителя; 2-дефлектор; 3-стенка камеры сгорания; 4-центробежная форсунка горючего; 5-первичная плёнка окислителя; 6-вторичная плёнка окислителя; 7-факел распыла центробежной форсунки

Окислитель АТ через струйные форсунки 1 попадает с углом  $\varphi_{дф}$  на конический дефлектор 2, на котором струя преобразуется в первичную плёнку 5. Первичная плёнка, стекая с кромки дефлектора, попадает с углом  $\varphi_{кам}$  на внутреннюю стенку камеры сгорания 3, преобразуется во вторичную плёнку 6 и течёт по внутренней стенке камеры сгорания до места встречи с плёнкой горючего НДМГ. Плёнка горючего попадает на внутреннюю стенку камеры сгорания через факел распыла 7 центробежной форсунки горючего 4, соосной с камерой сгорания. От места встречи плёнки окислителя и горючего, соприкоснувшись, продолжают течь по стенке камеры сгорания, взаимно проникая друг в друга и осуществляя жидкофазное смешение самовоспламеняющихся компонентов с образованием продуктов преобразования топлива. Таким образом, практически всё топливо попадает на внутреннюю стенку камеры сгорания, участвуя в её охлаждении и «снятии» значительной части теплового потока, направленного по стенке камеры сгорания от критического сечения в сторону форсуночной головки.

КБхиммаш им. А.М. Исаева совместно с КуАИ (ныне СГАУ им. С.П. Королёва, г. Самара) был проведён большой объём исследований по изучению и определению параметров первичной плёнки окислителя на дефлекторе, параметров вторичной плёнки окислителя на внутренней стенке камеры сгорания, параметров плёнки конуса распыла центробежной форсунки горючего в месте встречи с вторичной плёнкой окислителя, параметров слоя жидкофазного смешения компонентов окислителя и горючего на внутренней стенке камеры сгорания. С использованием полученных данных создана математическая модель расчётов жидкофазного смешения компонентов в смесительном элементе ЖРДМТ с дефлекторно-центробежной схемой смешения компонентов на стенке камеры сгорания, по которой выработаны и рассчитываются следующие критерии жидкофазного смешения компонентов:

-показатель полноты смешения:

$$\varphi_{псм} = \frac{\dot{m}_{см}}{\dot{m}_{пл}} = \frac{\int_0^{b_{max}} \delta_{см} \cdot d_y}{\int_0^{b_{max}} \delta_{\Sigma} \cdot d_y},$$

где  $\dot{m}_{см}$  – масса топлива в слое смешения,  
 $\dot{m}_{пл}$  – масса топлива в результирующей плёнке,

$b_{max}$  – максимальная ширина плёнки в слое смешения,

$\delta_{см}$  – толщина слоя смешения,

$\delta_{\Sigma} = \delta_0 + \delta_г$  – суммарная толщина плёнок окислителя и горючего;

-показатель равномерности смешения (равномерности распределения расхода), характеризующий возможные термодинамические потери при отклонении от  $(k_m)_{opt}$ :

$$\varphi_{рсм} = \frac{2}{\beta_T (k_m)_{opt} \dot{m}} \int_0^{b_{max}} \beta_T (k_{my}) q dy;$$

где  $\beta_T$  – расходный комплекс,

$k_m$  – коэффициент соотношения компонентов,

$\dot{m}$  – расход в струе окислителя,

$q$  – расходонапряжённость;

- показатель эффективности жидкофазного смешения:

$$\varphi_{жфс} = \varphi_{псм} \cdot \varphi_{рсм};$$

- показатель массовой полноты смешения:

$$\varphi_{\text{мас}} = \frac{\dot{m}_{\text{пл}}}{\dot{m}} \varphi_{\text{псм}} \cdot \varphi_{\text{рсм}}.$$

Отыскиваются максимальные значения  $\varphi_{\text{мас}}$ ,  $\varphi_{\text{жфс}}$ ,  $\varphi_{\text{псм}}$ ,  $\varphi_{\text{рсм}}$  и определяются оптимальные конструктивные параметры смесительного элемента.

В КБхиммаш создана методика расчётов и проектирования ЖРДМТ с дефлекторно-центробежной схемой смесеобразования топлива. С использованием данной методики в КБхиммаш им. А.М. Исаева разработан параметрический ряд ЖРДМТ тягой 25, 50, 100, 200, 400 Н (рис. 2) с дефлекторно-центробежной схемой смесеобразования.

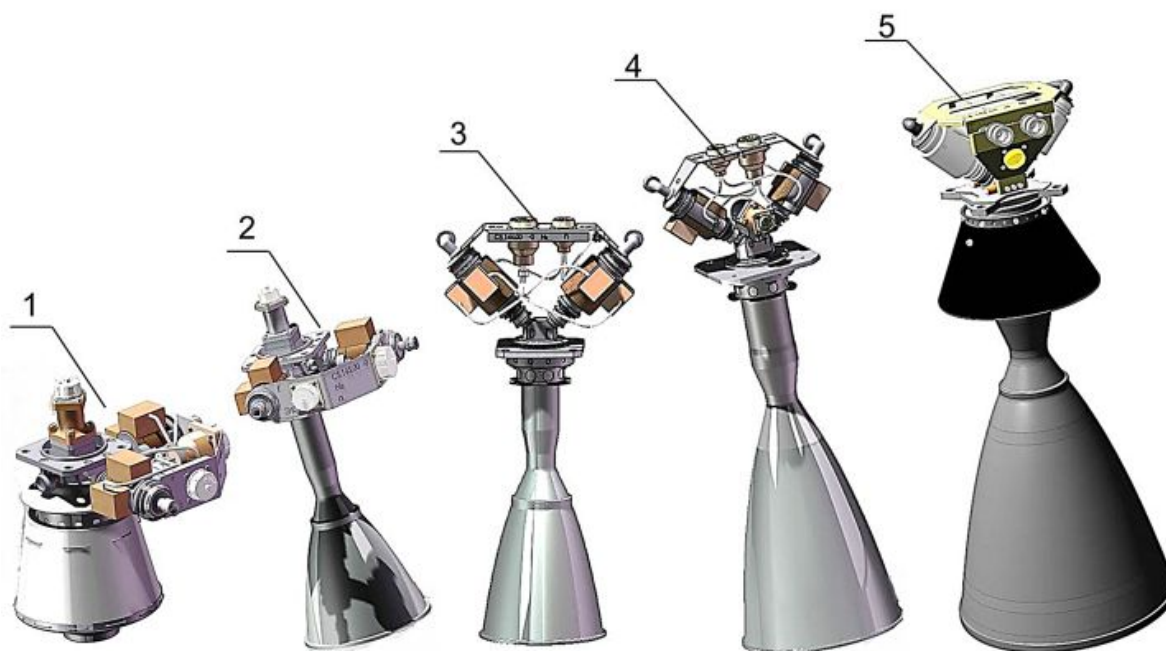


Рис. 2. ЖРДМТ разработки КБхиммаш с дефлекторно-центробежной схемой смесеобразования:  
1 - С5.142 тяга 25 Н ( $J_{уд} = 286$  с); 2 - С5.145 тяга 50 Н ( $J_{уд} = 305$  с); 3 - С5.144 тяга 100 Н ( $J_{уд} = 304$  с); 4 - С5.146 тяга 200 Н ( $J_{уд} = 307$  с); 5 - С5.165 тяга 400 Н ( $J_{уд} = 312$  с)

Анализ применения дефлекторно-центробежной схемы смесеобразования в таком широком диапазоне тяг выявил возможность следующих вариантов растекания и взаимодействия плёнок и «жгутов» на дефлекторе и стенке камеры сгорания, которые представлены на рис. 3.

Были проведены параметрические исследования ЖРДМТ тягой 25, 50, 100, 200, 400 Н по определению степени влияния различных конструктивных и режимных параметров смесительного элемента, таких как угла натекания струй на дефлектор  $\varphi_{\text{дф}}$  (рис. 4) угла натекания первичных плёнок на стенку камеры сгорания  $\varphi_{\text{кам}}$  (рис. 5) длины пробега вторичной плёнки окислителя на стенке камеры  $P_{\text{Гкам}}$  (рис. 6) на показатели эффективности

жидкофазного смешения компонентов топлива. Расчёты проводились при изменении одного из указанных выше параметров  $\varphi_{\text{дф}}$ ,  $\varphi_{\text{кам}}$ ,  $P_{\text{Гкам}}$  с сохранением величин других конструктивных параметров постоянными.

С увеличением угла натекания струй окислителя на дефлектор  $\varphi_{\text{дф}}$  (рис. 4) образуются более широкие и тонкие первичные плёнки и уменьшается относительный расход окислителя  $\bar{m}$  в плёнку и увеличивается в «жгуты». Это по-разному влияет в дальнейшем на формирование вторичных плёнок на стенке камеры сгорания и их параметры [1, 2], а следовательно, и на показатели эффективности жидкофазного смешения компонентов  $\varphi_{\text{жфс}}$  и  $\varphi_{\text{мас}}$ .



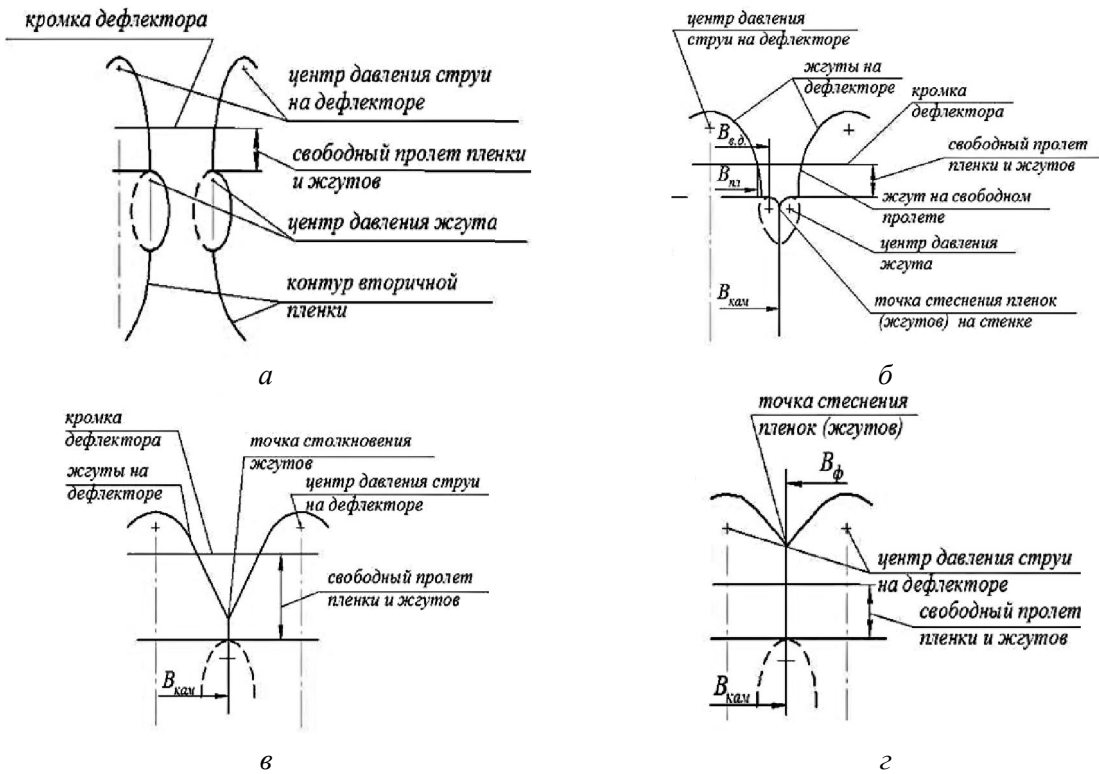


Рис. 3. Возможные схемы растекания плёнок по дефлектору и стенке камеры:  
 а) - С5.142 тяга 25 Н; б) - С5.145 тяга 50 Н; в) - С5.144 тяга 100 Н;  
 г) - С5.146 тяга 200 Н; С5.165 тяга 400 Н

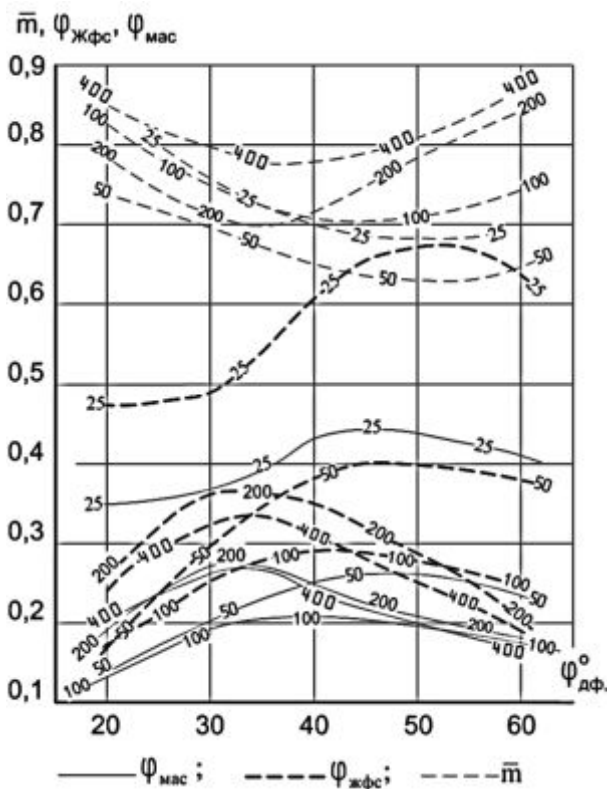


Рис. 4. Зависимости  $\varphi_{жфс}$ ,  $\varphi_{мас}$  от  $\varphi_{оф}$

Влияние угла натекания первичных плёнок окислителя на внутреннюю стенку камеры сгорания  $\varphi_{кам}$  более значительное

(рис. 5). С уменьшением угла встречи первичной плёнки окислителя с поверхностью стенки камеры сгорания  $\varphi_{кам}$  показатели  $\varphi_{жфс}$  и  $\varphi_{мас}$  увеличиваются. С увеличением угла  $\varphi_{кам}$  увеличивается ширина вторичной плёнки и уменьшается её толщина. Это приводит к большим потерям скорости и количества движения вторичной плёнки и ухудшению взаимного проникновения компонентов в слое смешения. С увеличением угла  $\varphi_{кам}$  уменьшается относительный расход окислителя во вторичную плёнку и увеличивается в «жгуты».

На рис. 6 приведено влияние длины пробега вторичной плёнки окислителя на стенке камеры сгорания  $R_{гкам}$  на  $\varphi_{жфс}$  и  $\varphi_{мас}$ . Видно, что с уменьшением  $R_{гкам}$  показатели  $\varphi_{жфс}$  и  $\varphi_{мас}$  значительно увеличиваются, поскольку сказываются потери на трение. Однако с целью обеспечения эффективного охлаждения стенки камеры сгорания, как показали огневые испытания,  $R_{гкам}$  необходимо обеспечить в диапазоне  $R_{гкам}=8...12$  мм в зависимости от уровня тяги ЖРДМТ.

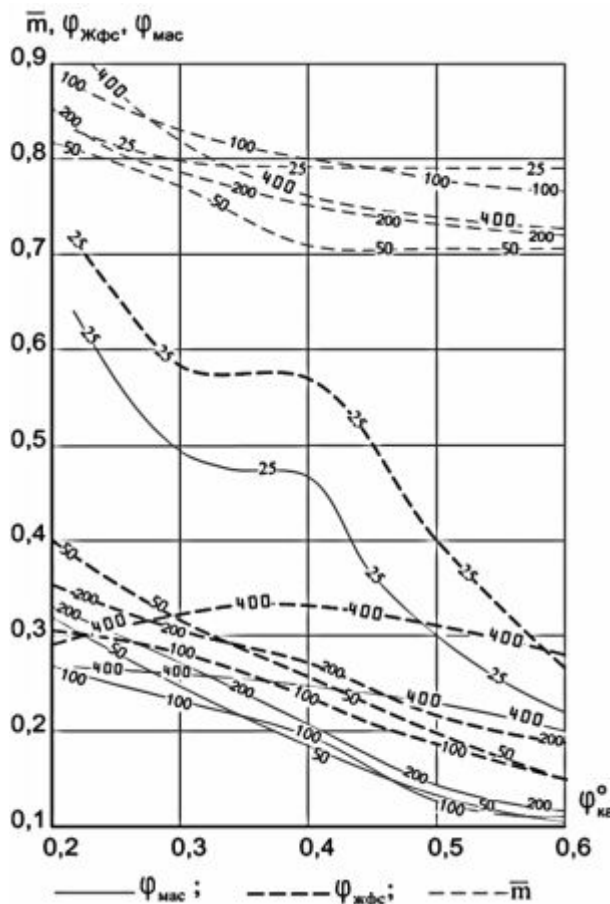


Рис. 5. Зависимости  $\bar{m}$ ,  $\varphi_{жфс}$ ,  $\varphi_{мас}$  от  $\varphi_{кам}$

Необходимо отметить, что несмотря на широкий диапазон тяг 25...400 Н и различные схемы растекания плёнок на дефлекторе и камере сгорания (рис. 3), кривые зависимостей  $\bar{m}$ ,  $\varphi_{жфс}$ ,  $\varphi_{мас}$  от  $\varphi_{дф}$ ,  $\varphi_{кам}$ ,  $Pr_{кам}$  расположены эквидистантно, что говорит об идентичном влиянии конструктивных параметров различных ЖРДМТ (диапазон тяг 25...400 Н) на эффективность жидкофазного смешения компонентов. Эти конструктивные параметры получены путём расчётов по указанной выше методике. Это подтверждает повышенную энергетическую эффективность ЖРДМТ тягой 25, 50, 100, 200, 400 Н с дефлекторно-центробежной схемой смесеобразования, выраженную в высоком удельном импульсе ( $J_{уд} > 300$  с, табл. 1 и 2) с одновременным большим запасом по температуре элементов двигателя (рис. 7).

Распределение температур по элементам двигателей тягой 25, 50, 100, 200, 400 Н при их огневых испытаниях представлено на рис. 7 [1, 2].

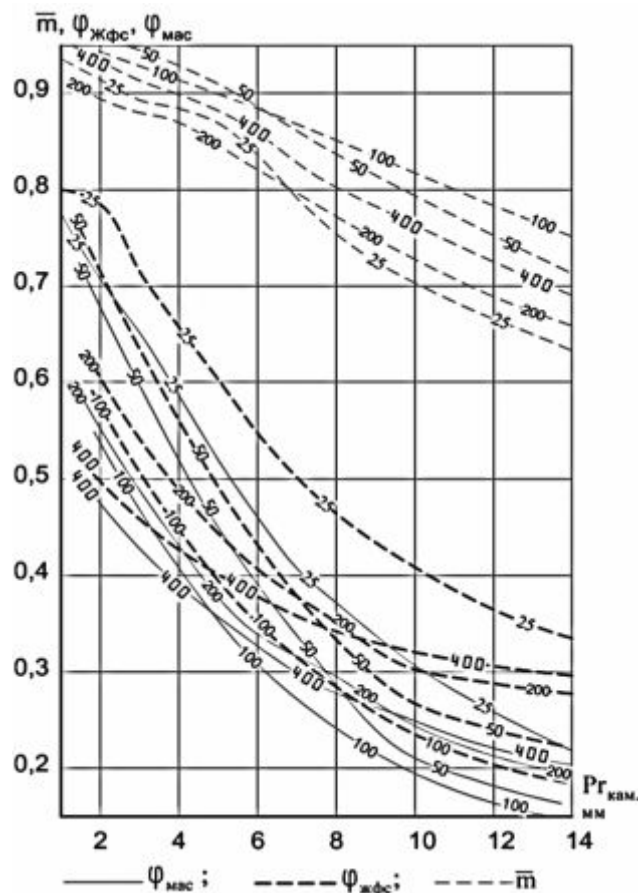


Рис. 6. Зависимости  $\bar{m}$ ,  $\varphi_{жфс}$ ,  $\varphi_{мас}$  от  $Pr_{кам}$

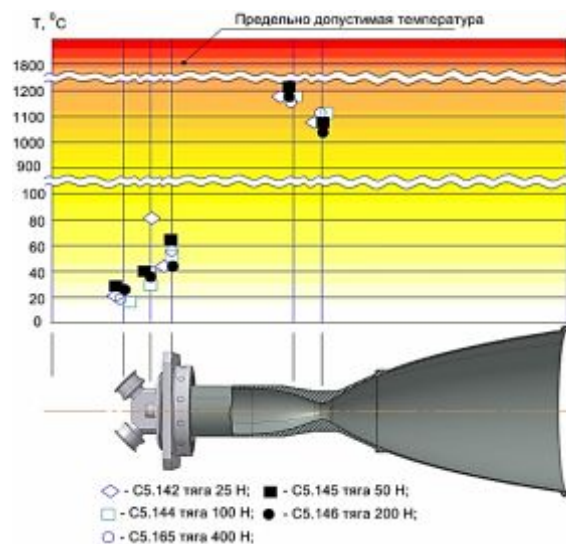


Рис. 7. Распределение температур по элементам ЖРДМТ при огневых испытаниях

Как видно, имеется большой запас по температурам. Максимальная температура стенки камеры сгорания достигает  $1200^\circ\text{C}$ , что обеспечивается с запасом около  $600^\circ\text{C}$ , поскольку допустимая температура материала камеры – ниобиевого сплава с дисилицидным покрытием молибдена  $\text{MoSi}_2$  -  $1800^\circ\text{C}$ .

Необходимо отметить, что, несмотря на значительное различие в уровне тяги (диапазон 25...400 Н) точки значений температур элементов двигателей расположены кучно, что подчеркивает преимущество дефлекторно-центробежной схемы смесеобразования этих двигателей.

Также следует отметить, что ЖРДМТ разработки КБхиммаш им. А.М. Исаева по своим характеристикам не уступают зарубежным образцам.

В табл. 1 и 2 представлены характеристики ЖРДМТ разработки российских и зарубежных предприятий [3-9].

Таблица 1 - Сравнительные характеристики двухкомпонентных ЖРДМТ тягой от 10 Н до 129 Н

Компания разработчик	DASA (Daimler Chrysler Aerospace)	EADS (Airbus Defence & Space)	Kaiser Marquardt (Boeing)	НИИмаш	НИИмаш	КБ Химмаш	КБ Химмаш	КБ Химмаш
Индекс ЖРДМТ	S10/1	22N (for ESA's ATV)	R-1E-3	11Д428 А-16	11Д457Ф	С5.142	С5.144	С5.145
Тяга, Н	10	22	110	129	54	25	100	50
Юд, с	287 (289)*	290	281(291)*	290 (307)*	294 (310)*	286 (303)*	304 (312)*	305 (310)*
Топливо	ММГ+МОН	ММГ+МОН	ММГ+АТ	НДМГ+АТ (ММГ+АТ)*	НДМГ+АТ (ММГ+АТ)*	НДМГ+АТ (ММГ+АТ)*	НДМГ+АТ (ММГ+АТ)*	НДМГ+АТ (ММГ+АТ)*
$k$	1,65	1,65	1,65	1,85 (1,65)*	1,85 (1,65)*	1,85 (1,65)*	1,85 (1,65)*	1,85 (1,65)*
$\tau_B, c$	-	-	-	0,03...2000	0,03...2000	0,03... 4000	0,03... 4000	0,03... 4000
$\bar{F}$	90 (150)*	150	40 (150)*	56 (150)*	52 (150)*	45 (150)*	100 (150)*	200(150)*
Длина, мм	138 (188)*	212	100 (120)*	289 (370)*	257 (308)*	189 (256)*	342 (400)*	280 (256)*
Масса, кг	0,35 (0,42)*	0,65	1,6 (1,9)*	1,5 (1,8)*	1,3 (1,4)*	0,9 (1,0)*	1,6 (1,9)*	1,2 (1,1)*

Таблица 2 - Сравнительные характеристики двухкомпонентных ЖРДМТ тягой от 200 Н до 555 Н

Компания разработчик	EADS (Airbus Defence & Space)	EADS (Airbus Defence & Space)	Kaiser Marquardt (Boeing)	Royal Ordnance (Lockheed Martin)	НИИмаш	КБ Химмаш	КБ Химмаш
Индекс ЖРДМТ	200N (for ESA's ATV)	S400-12	R-4D	LEROS 2R	11Д458М	С5.146	С5.165
Тяга, Н	216	420	490	555	392	200	392
Юд, с	270	318 (316)*	312	316	302 (310)*	307 (315)*	312 (320)*
Топливо	ММГ+АТ или (МОН)	ММГ+АТ или (МОН)	ММГ+АТ	ММГ+ АТ	НДМГ+АТ (ММГ+АТ)*	НДМГ+АТ (ММГ+АТ)*	НДМГ+АТ (ММГ+АТ)*
$k$	1,65	1,65	1,65	1,65	1,85 (1,65)*	1,85 (1,65)*	1,85 (1,65)*
$\tau_B, c$	0,05...1500	-	-	-	0,05...1000	0,03...4000	0,05...4000
$\bar{F}$	-	220 (150)*	164	150	100 (150)*	100 (150)*	100 (150)*
Длина, мм	-	503 (390)*	554,1	710	470 (575)*	420 (500)*	485 (590)*
Масса, кг	-	3,6 (2,9)*	3,63	3,77	3 (3,7)*	1,7 (2,1)*	2,7 (3,4)*

Для корректности сравнения удельный импульс российских ЖРДМТ приведён к одной и той же (как и у зарубежных ЖРДМТ) геометрической степени расширения сопла  $\bar{F} = 150$  с учётом энергетической добавки компонентов АТ + ММГ и с учётом коэффициента соотношения ком-

понентов  $k=1,65$  (вместо 1,85 для АТ + НДМГ). Приведённые значения удельного импульса обозначены (\*). Как видно, показатели ЖРДМТ разработки КБхиммаш не хуже зарубежных и подтверждают их повышенную энергетическую эффективность.

### Библиографический список

1. Агеенко Ю.И. Исследование параметров смесеобразования и методический подход к расчётам и проектированию ЖРДМТ со струйно-центробежной схемой смешения компонентов АТ и НДМГ на стенке камеры сгорания // Вестник СГАУ. 2009. № 3(19), ч. 2. С. 171–177.
2. Агеенко Ю.И., Ильин Р.В., Пегин И.В., Шаламов Е.А. Исследование возможности создания ЖРДМТ тягой 400 Н по дефлекторно-центробежной схеме смесеобразования компонентов топлива АТ и НДМГ // Вестник СГАУ. 2012. № 3(34), ч. 1. С. 71–76.
3. Козлов А.А., Воробьев А.Г., Боровик И.Н. Жидкостные ракетные двигатели малой тяги. М.: МАИ, 2013. 208 с.
4. Двухкомпонентный ракетный двигатель малой тяги 11Д428А-16. Официальный сайт ФГУП «НИИМАШ». <http://niimashspace.ru/index.php/produce/rkt/33-rdmt/7-11428-16>
5. Двухкомпонентный ракетный двигатель малой тяги 11Д458М. Официальный сайт ФГУП «НИИМАШ». <http://niimashspace.ru/index.php/produce/rkt/33-rdmt/12-114582>.
6. 400 N Bipropellant Apogee Motors. Официальный сайт Airbus Defence & Space. <http://cs.astrium.eads.net/sp/spacecraft-propulsion/apogee-motors/400n-apogee-motor.html>.
7. 22 N Bipropellant Thruster. Официальный сайт Airbus Defence & Space. <http://cs.astrium.eads.net/sp/spacecraft-propulsion/bipropellant-thrusters/22n-thruster.html>.
8. 200 N Bipropellant Thrusters for ESA's ATV. Официальный сайт Airbus Defence & Space. <http://cs.astrium.eads.net/sp/spacecraft-propulsion/bipropellant-thrusters/220n-atv-thrusters.html>.
9. Liquid rocket systems. Официальный сайт Делфтского технического университета. <http://www.lr.tudelft.nl/index.pdf?id=26229&L=1>.

### Информация об авторах

**Агеенко Юрий Иванович**, кандидат технических наук, главный конструктор, начальник отдела жидкостных ракетных двигателей малой тяги, «Конструкторское бюро химического машиностроения им. А.М.Исаева» - филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева». E-mail: [kbhimmash@korolev-net.ru](mailto:kbhimmash@korolev-net.ru). Область научных интересов: организация рабочих процессов в жидкостных ракетных двигателях малой тяги, исследование параметров смесеобразования.

**Пегин Иван Вячеславович**, заместитель начальника отдела жидкостных ракетных двигателей малой тяги, «Конструкторское бюро химического машиностроения им. А.М.Исаева» - филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева». E-mail: [kbhimmash@korolev-net.ru](mailto:kbhimmash@korolev-net.ru). Область научных интересов: проектирование жидкостных ракетных двигателей малой тяги, исследование организации рабочих процессов.

## **VERIFICATION OF ENERGY EFFICIENCY OF A LOW-THRUST LIQUID-PROPELLANT ENGINE WITH THE DEFLECTOR-CENTRIFUGAL INJECTING PATTERN**

© 2014 Y.I. Ageenko, I.V. Pegin

Isaev Chemical Machinery Design Bureau – the Branch of federal State Unitary Enterprise  
“Khrunichev State Research and Production Space Center”,  
Korolev, Moscow region, Russian Federation

The article gives information about developed in Design Bureau Chemical Machinery behalf A.M. Isaev deflector centrifugal pattern mixing of propellants nitrogen tetroxide and unsymmetrical dimethylhydrazine, in which established liquid rocket engines (LREST) in a wide range of rods from 25 to 400 N. Design Bureau Chemical Machinery behalf A.M. Isaev on the basis of joint with KUAI (now SSAU named after Korolev, Samara) and studies on the characterization of the primary oxidant film on the deflector, the parameters of the secondary oxidant film on the inner wall of the combustion chamber, the parameters of the film cone spray nozzle centrifugal fuel in a venue with a secondary film oxidant parameters of the layer of liquid-phase mixing the oxidizer and fuel components on the inner wall of the combustion chamber was established mathematical model calculations of liquid-phase mixing of the components in the mixing element LREST with centrifugal deflection circuit mixing the components on the wall of the combustion chamber. Based on this Design Bureau Chemical Machinery behalf A.M. Isaev developed technique of calculations and design of LREST with centrifugal deflection circuit mixing fuel. Using this method in Design Bureau Chemical Machinery behalf A.M. Isaev designed iPart LREST 25, 50, 100, 200, 400N, with deflector centrifugal mixing scheme. Parametric studies were conducted LREST of 25, 50, 100, 200, 400 N to determine the degree of influence of various design and operational parameters of the element, such as the angle of leakage jets on the deflector angle leakage of primary films on the wall of the combustion chamber, the mean free path of the secondary oxidant film the wall of the chamber performance-liquid phase mixing of the fuel components. The results of experimental studies have confirmed the increased energy efficiency of small thrust jet engine thrust of 25, 50, 100, 200, 400 N with deflection centrifugal mixing scheme, expressed in a high specific impulse of more than 3000 m / s at the same time a large margin the temperature of engine components. Maximum temperature of the wall of the combustion chamber is at 1200 °C that is provided by a large margin – 600 °C (permissible material temperature chamber - niobium alloy with molybdenum coating bi-silicified MoSi<sub>2</sub> – 1800 °C).

*Engine, deflector-centrifugal scheme, injector head, deflector, spray atomizer, centrifugal atomizer.*

### **References**

1. Ageenko Y.I. Mixing parameters investigations and methods of approach to calculations and development of the thrusters with a spray-centrifugal scheme of NT and NDMH mixing on the confusion chamber wall in considered // Vestnik of the Samara State Aerospace University. 2009. No. 3(19), part 2. P. 171-177. (In Russ.)
2. Ageenko Y.I., Ilin I.V., Pegin I.V., Shalamov E.A. Investigation of the possibility of the creation lrest by thrust 400 n with a baffle-centrifugal scheme of NT and NDMG mixing // Vestnik of the Samara State Aerospace University. 2012. No. 3(34), part 1. P. 71-76. (In Russ.)
3. Kozlov A.A., Vorobiev A.G., Borovik I.N. Zhidkostnyye raketnyye dvigateli maloi tyagi [Liquid propellant rocket engine of small thrust]. Moscow: MAI Publ., 2013 208 p.
4. Dvukhkomponentnyy raketnyy dvigatel' maloy tyagi 11D428A-16. Ofitsial'nyy sayt FGUP «NIIMASH» [Two component thruster 11D428A-16. Official site of FSUE R&DIME]. Available at: <http://niimashspace.ru/index.php/produce/rkt/33-rdmt/7-11428-16>. (accessed 03.06.2014).
5. Dvukhkomponentnyy raketnyy dvigatel' maloy tyagi 11D458M. Ofitsial'nyy sayt FGUP «NIIMASH». [Two component thruster 11D458M. Official site of FSUE R&DIME]. Available at: <http://niimashspace.ru/index.php/produce/rkt/33-rdmt/12-114582>. (accessed 03.06.2014).
6. 400 N Bipropellant Apogee Motors. The official website for Airbus Defence & Space. Available at: <http://cs.astrium.eads.net/sp/spacecraft-propulsion/apogee-motors/400n-apogee-motor.html>. (accessed: 03.06.2014).
7. 22 N Bipropellant Thruster. The official website for Airbus Defence & Space. Avail-

able at: <http://cs.astrium.eads.net/sp/spacecraft-propulsion/bipropellant-thrusters/22n-thruster.html>. (accessed: 03.06.2014)

8. 200 N Bipropellant Thrusters for ESA's ATV. The official website for Airbus Defence & Space. Available at:

<http://cs.astrium.eads.net/sp/spacecraft-propulsion/bipropellant-thrusters/220n-atv-thrusters.html>. (accessed: 03.06.2014).

9. Liquid rocket systems. Official site of Delft University of Technology. Available at: <http://www.lr.tudelft.nl/index.pdf?id=26229&L=1>. (accessed: 03.06.2014).

#### **About the authors**

**Ageenko Yuri Ivanovich**, Candidate of Science (Engineering), chief designer lines, chief designer, renowned designer. E-mail: [kbhimmash@korolev-net.ru](mailto:kbhimmash@korolev-net.ru). Area of Research: the organization of work processes in liquid engines of small thrust, the study of parameters of mixture.

**Pegin Ivan Vyichoslavovich**, deputy of the chief of the department liquid rocket engines of the small thrust. E-mail: [kbhimmash@korolev-net.ru](mailto:kbhimmash@korolev-net.ru). Area of Research: designing the liquid rocket engines of the small thrust, the organization of work processes in liquid engines of small thrust.

УДК 621.431.75

## К ВОПРОСУ ОБ ИССЛЕДОВАНИИ ВИБРАЦИОННОГО СОСТОЯНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ В УСЛОВИЯХ ОБЛЕДЕНЕНИЯ

© 2014 С.Ю. Данилкин, В.А. Телешев

Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова, г. Москва

Применительно к авиационной технике особое внимание уделяется проблемам динамической прочности агрегатов и узлов авиадвигателей, а именно сопротивлению материала под действием различных колебательных процессов (вибраций), возникающих при эксплуатации таких двигателей. Важным аспектом данной проблемы является обеспечение безопасности полётов в атмосферных условиях обледенения. Актуальность исследования определяется, прежде всего, недостаточной изученностью процессов обледенения. В статье представлены обобщённые результаты обработки экспериментальных данных, полученных при испытании газотурбинных двигателей (ГТД) в условиях обледенения на специализированном наземном стенде. Рассмотрены этапы процесса обледенения в отношении вибрационного состояния двигателя. В ходе экспериментов по обледенению были обнаружены в спектре вибраций диагностические признаки автоколебаний лопаток. Одной из вероятных причин таких опасных процессов может быть дросселирование вентилятора из-за нарастания льда на лопатках спрямляющего аппарата или на входных деталях вентилятора. Однако, для более детального описания данных явлений, возникающих в условиях обледенения, требуются дополнительные исследования, эксперименты, расчёты. Описаны особенности исследования вибрационных процессов в двигателе при таких испытаниях, обсуждены направления дальнейших исследований данной проблемы.

*Обледенение, вибрации, испытания ГТД, диагностика колебаний, спектральный анализ.*

Обеспечение безопасности полётов является основной проблемой разработки и проектирования новой авиационной техники. В рамках данной задачи весьма актуальным остаётся вопрос о безопасности полётов в условиях атмосферного обледенения узлов и агрегатов летального аппарата и, в частности, двигателя самолёта.

Согласно нормативному документу [1], авиационный двигатель при обледенении не должен допускать снижение мощности или тяги ниже величины, указанной в Руководстве по эксплуатации этого двигателя. Однако, даже при соблюдении данного условия, остаётся открытым вопрос о влиянии процесса обледенения двигателя на его прочностные характеристики. В частности, налёт льда изменяет геометрию проточной части и лопаток, что в свою очередь приводит к изменениям режима работы рабочего колеса компрессора.

В данной статье представлены результаты исследования вибрационных процессов, возникающих при обледенении авиационного двигателя. Объектом исследования являлись ГТД типа SaM-146

и двигатель семейства ПС-90А. Испытания проведены на специализированном стенде ЦИАМ, позволяющем имитировать обледенение в соответствии с нормативными документами [2].

В условиях обледенения на незащищённых элементах двигателя неизбежно образуются ледяные наросты. При этом происходит [3]:

- загромождение проточной части спрямляющего и направляющего аппаратов ледяными наростами и, следовательно, соответствующее дросселирование режима работы рабочего колеса;
- искажение профилей лопаток, связанное с образованием ледяной плёнки переменной толщины на поверхности сжатия;
- появление утолщённых наростов льда на передних кромках профилей рабочего колеса (РК), соплового аппарата (СА) и направляющего аппарата (НА);
- возникновение бугристости и сильной шероховатости обледеневающих поверхностей.

Образование наледи на лопатках вентилятора может привести к нестабильному обтеканию, вращающемуся срыву и

флаттеру. Загромождение протоков может уменьшить тягу или мощность двигателя. Блокирование входных фильтров или защитных устройств может снизить эффективность систем удаления посторонних предметов. Ассиметричное нарастание льда из-за поперечных потоков на входе может приводить к циклическим нагрузкам роторов.

Для оценки вибрационного состояния двигателя использованы сигналы от виброакселерометров, установленных на корпусе двигателя. Испытания проводились в различных условиях преимущественно по схеме, приведённой на рис. 1. Процесс обледенения имитируется на установленном режиме работы двигателя для заданной частоты вращения ротора двигателя.

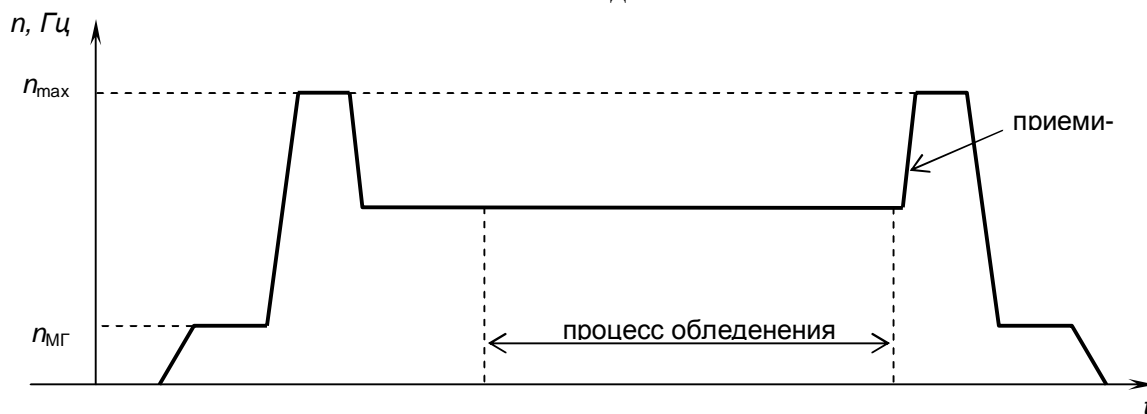


Рис. 1. График изменения оборотов ротора двигателя при испытаниях на обледенение

Важным для оценки вибрационного состояния двигателя в условиях обледенения является уровень 1-й гармоники в спектре вибраций, так как повышение уровня вибраций вызвано в первую очередь дисбалансом ротора вентилятора.

При обработке экспериментальных данных было установлено, что процесс обледенения носит циклический характер. В ходе каждого цикла можно выделить следующие этапы (рис. 2, 3):

- постепенное нарастание льда на поверхностях входного устройства двигателя;
- неравномерное накопление льда на поверхности вентилятора, а также неравномерное скалывание мелких кусков льда

с лопаток вентилятора вызывает появление эксцентриситета вала компрессора, что приводит к увеличению уровня вибраций;

- увеличение уровня вибраций инициирует сброс льда со всех частей проточной части компрессора, сброс льда также происходит вследствие выполнения перегазовок;
- сброс льда уменьшает разбалансировку вала двигателя и, как следствие, уменьшается уровень вибраций, двигатель возвращается почти в первоначальное состояние (некоторое количество льда остается на его поверхностях);
- далее описанный цикл повторяется вновь.

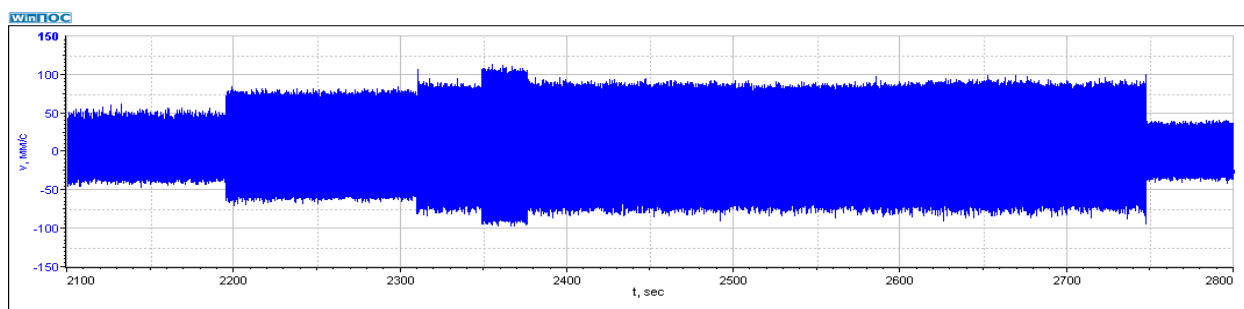


Рис. 2. Оциллограмма виброскорости



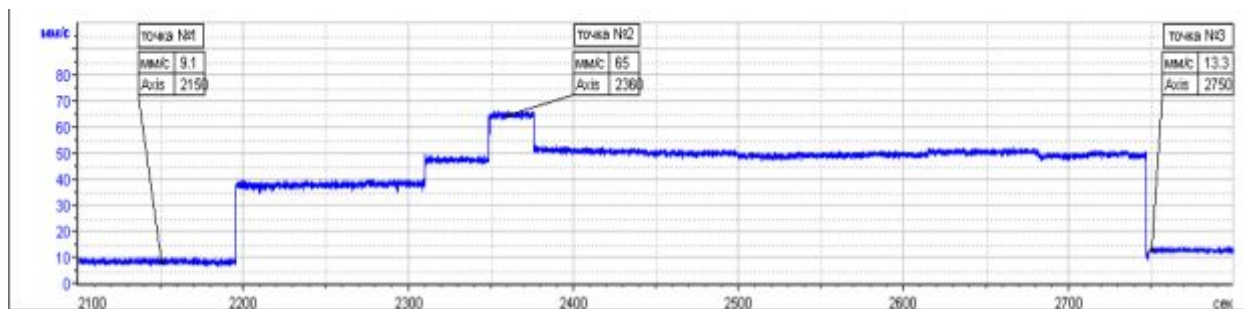
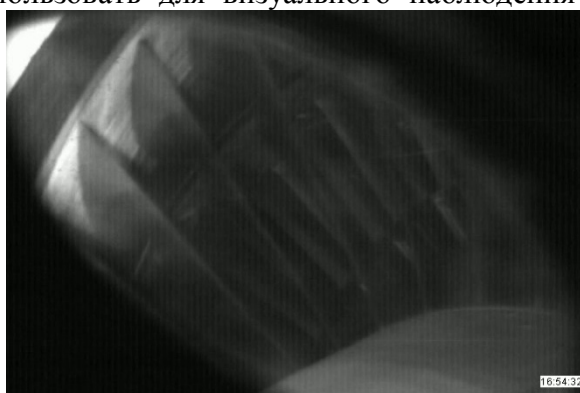


Рис. 3. Амплитуда 1-й гармоники в спектре виброскорости

Для наглядности на рис. 4 представлены кадры видеосъемки входных элементов двигателя во время испытаний на обледенение. Данные кадры можно использовать для визуального наблюдения

за процессом обледенения на входных элементах двигателя и сопоставления с экспериментальными данными о вибрации двигателя.



а

б

Рис. 4. Кадры видеосъемки: в начале цикла обледенения (а), в момент максимального уровня вибраций в цикле обледенения (б)

В спектре вибраций (рис. 5) представляют интерес составляющие с частотой, не кратной частотам вращения роторов двигателя, что может являться диагностическим признаком колебаний лопаток. Поэтому существует необходимость в исследовании данных спектральных составляющих на предмет их физической природы. Для этого вполне подойдет оп-

ределение корреляционных связей частотного спектра вибраций с частотами вращения роторов и частотами следования лопаток, на которых возможно обледенение. И при отсутствии указанных корреляционных связей необходимо своевременно диагностировать аэроупругие или какие-либо другие процессы по сигналам с виброакселерометров.

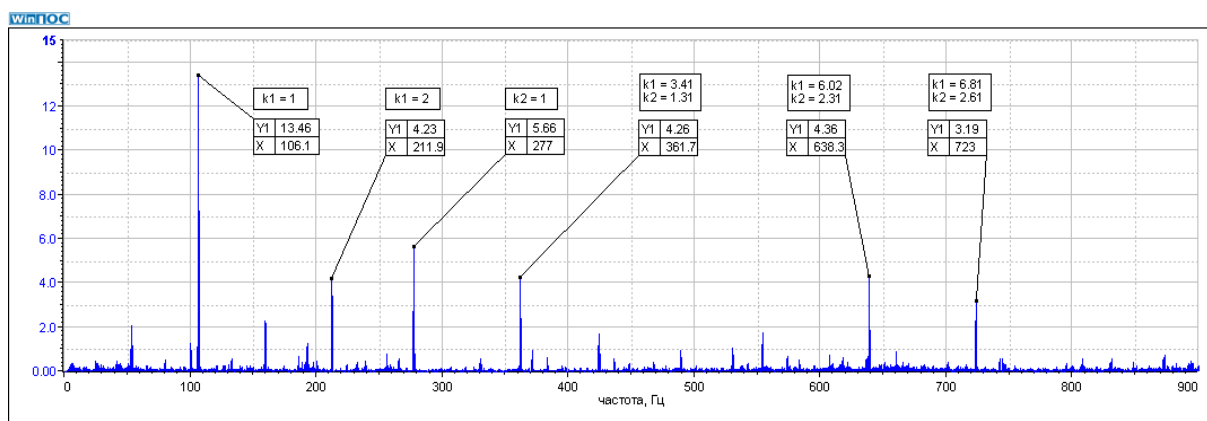


Рис. 5. Спектр виброскорости

Важной особенностью испытаний авиационного газотурбинного двигателя в условиях обледенения является отсутствие возможности тензометрирования лопаток компрессора, т.к. тензометры на лопатках и средства передачи сигналов на регистрирующую аппаратуру станут дополнительными концентраторами для образования льда и будут искажать реальную картину обледенения. Это затрудняет диагностику колебаний лопаток. Диагностика в этом случае возможна с применением бесконтактных методов. Другая особенность испытаний двигателя в условиях обледенения связана с длительностью таких испытаний. При этом процесс обледенения, как правило, занимает значитель-

ное время. Получаемые экспериментальные данные соответственно будут иметь также значительный объём. Это обстоятельство делает обработку экспериментальных данных довольно затруднительной, требующей применения большого количества вычислительных ресурсов.

Учитывая эти особенности испытаний ГТД в условиях обледенения, можно выделить следующие направления дальнейших исследований данной проблемы: разработка и развитие новых методов бесконтактной диагностики колебаний входных элементов ГТД; разработка и развитие алгоритмов автоматизированной обработки экспериментальных данных.

### **Библиографический список**

1. Авиационные правила. Часть 33. Нормы лётной годности двигателей воздушных судов. М.: Авиаиздат, 2004. 46 с.
2. Гельмедов Ф.Ш., Горячев А.В. [и др.] Методические вопросы проведения испытаний авиационных двигателей в условиях обледенения и оценка изменения характеристик ТРДД // Авиационно-космическая техника и технология. 2008. № 7(54). С. 133-138.

3. Анализ факторов, приводящих к появлению вращающегося срыва в процессе обледенения вентилятора ТРДД, и факторов, способствующих сбросу льда с входных элементов двигателя. Технический отчёт № 300-5143. Хориков А.А. совместно с отд. 300. М.: ФГУП ЦИАМ им. П.И. Баранова, 2006.

### **Информация об авторах**

**Данилкин Сергей Юрьевич**, начальник сектора, Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова, г. Москва. E-mail: [danilkin@rtc.ciam.ru](mailto:danilkin@rtc.ciam.ru). Область научных интересов: прочность, динамика, цифровая обработка сигналов.

**Телешев Виктор Анатольевич**, ведущий инженер, Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова, г. Москва. E-mail: [danilkin@rtc.ciam.ru](mailto:danilkin@rtc.ciam.ru). Область научных интересов: прочность, динамика, цифровая обработка сигналов.

## **INVESTIGATION OF THE VIBRATION BEHAVIOR OF A GAS TURBINE ENGINE IN ICING CONDITIONS**

© 2014 S.Y. Danilkin, V.A. Teleshev

P.I. Baranov Central Institute of Aviation Motors, Moscow, Russian Federation

With respect to aeronautical engineering it is focused on the problems of the dynamic strength of parts and units of aircraft engines, namely the resistance of the material under the action of various oscillatory processes (vibration) arising from the operation of such engines. An important aspect of this problem is to ensure the safety of flight in atmospheric icing conditions. Relevance of study is determined, above all, the lack of study

of the processes of icing. The paper summarizes the results of processing the experimental data obtained in a test of gas turbine engines in icing conditions at a specialized ground test rig. The stages of the process with regard to icing vibration condition of the engine. In the course of experiments on icing were found in the spectrum of the vibration diagnostic signs of the blades self-oscillations. One of the probable causes of such hazardous processes may be throttling the fan due to ice build-up on the blades straightener or on input parts of the fan. However, for a more detailed description of these phenomena occurring in icing conditions, additional studies, experiments, calculations. This article describes the features of the study of vibrating processes in the engine in such trials. It is discussed the directions for further research on this issue.

*Icing, vibrations, GTE testing, vibration diagnostics, spectral analysis.*

### References

1. Aviatsionnye pravila. Chast' 33. Normy letnoy godnosti dvigateley voz-dushnykh sudov [Aviation Regulations. Part 33. Standards of airworthiness of aircraft engines]. Moscow: Aviaizdat Publ., 2004. 46 p.
2. Gelmedov F.SH., Goryachev A.V. and others. Methodological aspects of testing aircraft engines in icing conditions and assessment of changes in the characteristics of turbofan // *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*. 2008. No. 7(54). P. 133-138. (In Russ.)
3. Analiz faktorov, privodyashchikh k poyavleniyu vrashchayushchegosya sryva v protsesse obledeneniya ventilyatora TRDD, i faktorov, sposobstvuyushchikh sbrosu l'da s vkhodnykh elementov dvigatelya [Analysis factors that lead to the rotating stall in the icing fan turbofan engines, and factors contributing to the discharge of ice from the input elements of the engine]. Tech. report No. 300-5143. Khorikov A.A. in conjunction with the department 300. Moscow: CIAM Publ., 2006. (In Russ.)

### About the authors

**Danilkin Sergey Yurievich**, chief of group, P.I. Baranov Central Institute of Aviation Motors, Moscow. E-mail: [danilkin@rtc.ciam.ru](mailto:danilkin@rtc.ciam.ru). Area of Research: strength, dynamics, experiment-calculated analysis.

**Teleshev Victor Anatolievich**, leading engineer, P.I. Baranov Central Institute of Aviation Motors, Moscow. E-mail: [danilkin@rtc.ciam.ru](mailto:danilkin@rtc.ciam.ru). Area of Research: strength, dynamics, experiment-calculated analysis.

## ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТОНАЛЬНОГО ШУМА СТУПЕНИ ВЕНТИЛЯТОРА ДВУХКОНТУРНОГО ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

© 2014 К.Р. Пятунин<sup>1,2</sup>, Н.В. Архарова<sup>1</sup>, А.Е. Ремизов<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Научно-производственное объединение «Сатурн», г. Рыбинск

<sup>2</sup>Рыбинский государственный авиационный технический университет  
имени П.А. Соловьёва

С ужесточением норм ИКАО по шуму воздушных судов на местности необходимо большее внимание уделять акустическому проектированию силовых установок. Для современных гражданских авиационных двигателей с большой степенью двухконтурности характерно доминирующее влияние вентилятора на суммарный уровень шума. В связи с тем, что конструкция вентилятора и компрессора низкого давления в значительной степени определяет облик будущего двигателя, необходимо на этапе проектирования иметь возможность оценки акустических характеристик данного узла. Такую возможность предоставляет использование методов вычислительной аэроакустики. В данной статье представлены результаты численного моделирования тонального шума вентилятора с использованием коммерческого программного обеспечения. Расчёты выполнены на режиме захода на посадку. Результаты расчётов включают в себя диаграммы направленности акустического излучения на расстоянии 50 м от двигателя в передней полусфере. Моделирование выполнено в полной постановке для всех межлопаточных каналов рабочего колеса и спрямляющего аппарата ступени вентилятора при отсутствии осевой симметрии ступени. В статье дана оценка возможности использования представленного подхода для анализа акустических характеристик элементов авиационных двигателей. Также представлена трудоёмкость и затраты вычислительных ресурсов при выполнении моделирования.

*Аэроакустика, численное моделирование, ротор-статор взаимодействие, вентилятор, двухконтурный турбореактивный двигатель (ТРДД), преобразование Фурье, звуковое давление.*

Пристальное внимание общества к экологическим проблемам и острая конкурентная борьба на рынке авиаперевозок привели в настоящее время к новой шкале приоритетов при создании самолётов, в которой второе место после безопасности полётов прочно заняла проблема шума на местности. При этом определяющая роль в снижении шума воздушных судов принадлежит двигателям.

В настоящее время проектирование малошумных силовых установок для летательных аппаратов является комплексной задачей, решение которой требует не только оптимизации отдельных элементов двигателя, но и всего конструктивного облика в целом. Очень часто требования акустики вступают в противоречия с требованиями прочности, надёжности, технологичности и стоимости конструкции.

Для современных авиационных двигателей с высокой степенью двухконтурности характерно доминирующее влияние

вентилятора на суммарный уровень шума. В связи с этим достижение требуемых акустических характеристик вентиляторной ступени должно является одной из первоочередных целей на всех этапах проектирования гражданского авиационного двигателя. При этом для оценки эффективности конструктивных мероприятий требуется проведение большого количества экспериментальных работ на открытом испытательном стенде или в специализированных акустических камерах.

Однако процесс натурального эксперимента очень дорогостоящий, поэтому решать задачу о снижении шума необходимо ещё на этапе проектирования. Хотя сегодня трехмерные аэроакустические расчёты имеют достаточно высокую трудоёмкость и требуют наличия серьёзных вычислительных мощностей, прогресс в области вычислительной техники, совместно с последними достижениями в численных методах, позволяет решить задачу

о моделировании нестационарного ротор-статор взаимодействия и распространения акустических волн на достаточно высоком уровне.

Таким образом, основным путём решения проблемы проектирования малошумного двигателя является разработка комплексной акустической модели, включающей как основные источники шума, так и элементы системы шумоглушения.

В работе представлены результаты численного моделирования шума вентиляторной ступени перспективного гражданского авиационного двигателя в дальнем поле. Наиболее точным подходом к оценке шума от вентилятора с теоретической точки зрения является аэродинамическое моделирование области образования источников; выделение в ближнем поле контрольной поверхности (поверхности Кирхгоффа); определение на этой поверхности нестационарных параметров потока и расчёт распространения акустических пульсаций в дальнее поле с использованием аналитических подходов. В качестве области ближнего поля выбирается область вентиляторной ступени, канал воздухозаборника и некоторое пространство перед ним. В связи с тем, что конструкция ступени вентилятора не имеет осевой симметрии (рис. 1) и нет возможности смоделировать ступень вентилятора в виде секторов с кратным числом лопаток, аэродинамические расчёты выполнены в «полной» постановке с моделированием всех межлопаточных каналов рабочего колеса и спрямляющего аппарата вентилятора. В общем случае такой подход приводит к чрезмерно большой размерности сеточной модели. Поэтому целью данной работы является также и оценка возможности и трудоёмкости промышленного применения данной методики для анализа акустических характеристик вентилятора.

Гексагональная блочно-структурированная расчётная сетка построена с помощью автоматического сеткопостроителя Numesa AutoGrid. Размерность сетки составляет порядка 60 млн. узлов.

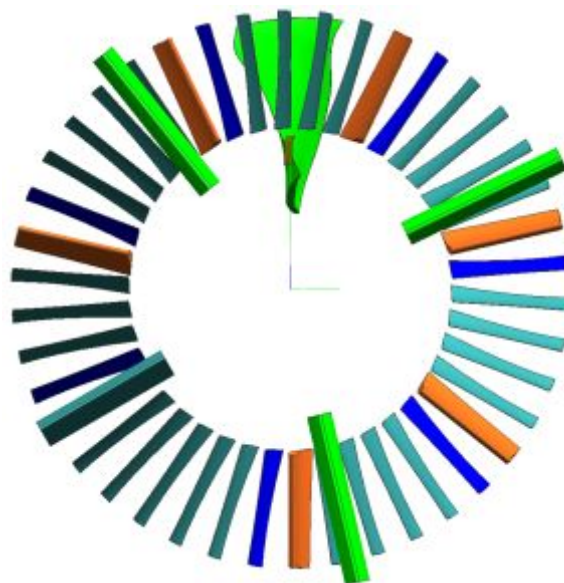


Рис. 1. Геометрическая модель вентиляторной ступени

Для получения установившегося периодического решения необходимо исключить отражение параметров потока от границ расчётной области. Для этого при построении сетки на входе и выходе расчётной области добавлены специальные участки с сильным разгущением расчётной сетки. На таких ячейках увеличивается вязкость конечно-разностной схемы, что приводит к затуханию волн давления, идущих к границам расчётной области. Общий вид сеточной модели представлен на рис. 2.

Первоначально был выполнен стационарный расчёт ступени вентилятора на режиме захода на посадку. Данные результаты были использованы в качестве исходных данных для выполнения нестационарного аэродинамического расчёта. Расчёты нестационарного ротор-статор взаимодействия выполнены в программном комплексе ANSYS CFX. В целом для оценки тональной составляющей шума достаточно RANS-подхода [1]. Однако результаты решения модельных задач, а также результаты расчётов шума вентилятора, представленные в статье [2], говорят о необходимости применения вихререшающих моделей турбулентности для аэродинамического моделирования. Размерность задачи не позволяет использовать метод моделирования крупных вих-

рей (LES), т.к. для этого потребуются огромные вычислительные ресурсы и значительно более подробные расчётные сет-

ки. Поэтому в расчётах использована SAS (Scale Adaptive Simulation) – модель турбулентности.

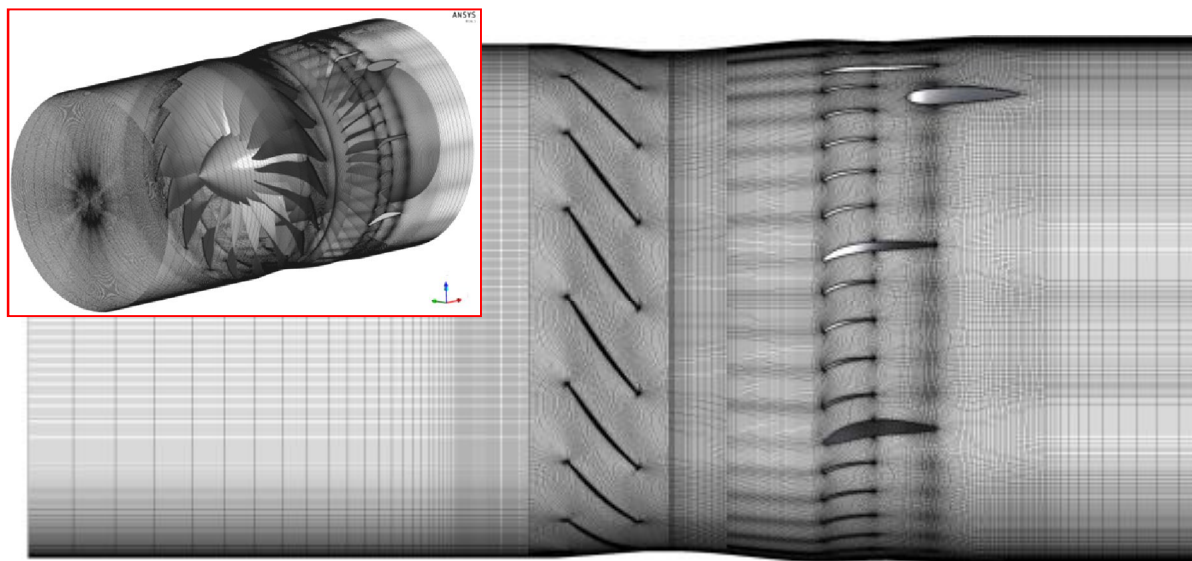


Рис. 2. Сеточная модель для расчёта акустических характеристик вентилятора

Вообще применение вихреразрывающих моделей (LES, DES, SAS) позволяет также выполнять расчёты с учётом широкополосной составляющей шума, однако для этого потребуется адаптация сеточной модели в области образования акустических источников. При этом следует отметить, что определяющее значение на общий уровень шума имеют несколько первых гармоник частоты следования лопаток (обычно первые четыре гармоники). Именно на эти частоты приходится максимум акустического излучения.

В расчётах использован постоянный шаг по времени, равный  $1.118e-5$  с, что соответствует 2500 итерациям на один оборот рабочего колеса. Данный шаг по времени выбран из условия равенства числа Куранта единице. Для выхода на установившееся периодическое решение потребовалось два полных оборота. Запись нестационарных результатов также производилась в течение двух оборотов. Такие величины времени позволяют рассмотреть звуковые колебания в диапазоне частот от 17 до 45000 Гц.

На рис. 3 представлено мгновенное распределение энтропии в проточной части вентилятора, а также поле статического

давления перед рабочим колесом, полученные в результате нестационарного расчёта ротор-статор взаимодействия.

Полученное в результате расчётов нестационарное поле статического давления перед вентилятором преобразовано в распределённые акустические источники (диполи) с помощью преобразования Фурье (рис. 4).

Расчёты распространения звуковых волн в дальнее акустическое поле выполнены в программном комплексе LMS Sysnoise в постановке Exterior Direct BEM (направленный метод граничных элементов). Расчёты выполнены в частотной области для первых четырёх гармоник частоты следования лопаток рабочего колеса (643.8 Гц, 1287.6 Гц, 1931.4 Гц, 2575.2 Гц соответственно) без учёта среднего поля скоростей в канале воздухозаборника и непосредственно вокруг него. Выбор расчётного метода обусловлен имеющимся в распоряжении программным обеспечением. Метод граничных элементов позволяет использовать только поверхностные расчётные сетки, что даёт возможность расчёта трёхмерных акустических полей при любой конфигурации входного устройства при низкой вычислительной стоимости.

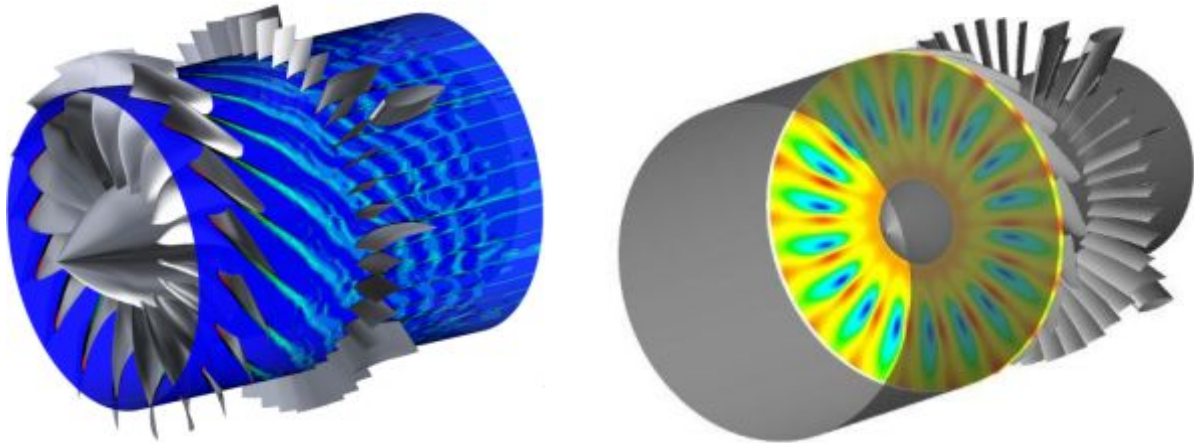


Рис. 3. Результаты расчёта ротор-статор взаимодействия

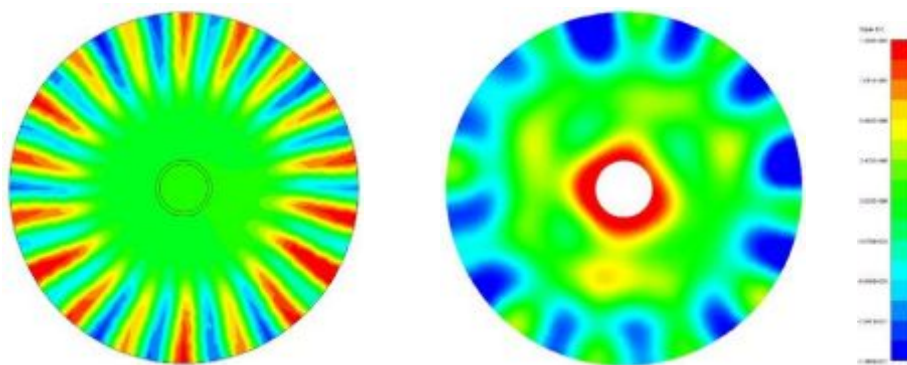


Рис. 4. Распределение эквивалентных источников звука (диполей) на входе в вентилятор для первых двух гармоник частоты следования лопаток рабочего колеса

В результате получены уровни звукового давления в точках на расстоянии 50 м от двигателя и построена диаграмма направленности акустического излучения.

На рис. 5 представлена суммарная диаграмма направленности акустического излучения, построенная по первым четырём гармоникам частоты следования лопаток рабочего колеса. Следует отметить,

что расчёты выполнены без учёта звукопоглощающих конструкций в канале воздухозаборника. Однако используемое программное обеспечение позволяет вводить в расчётную модель элементы системы шумоглушения, смоделированные в виде специальных импедансных граничных условий.

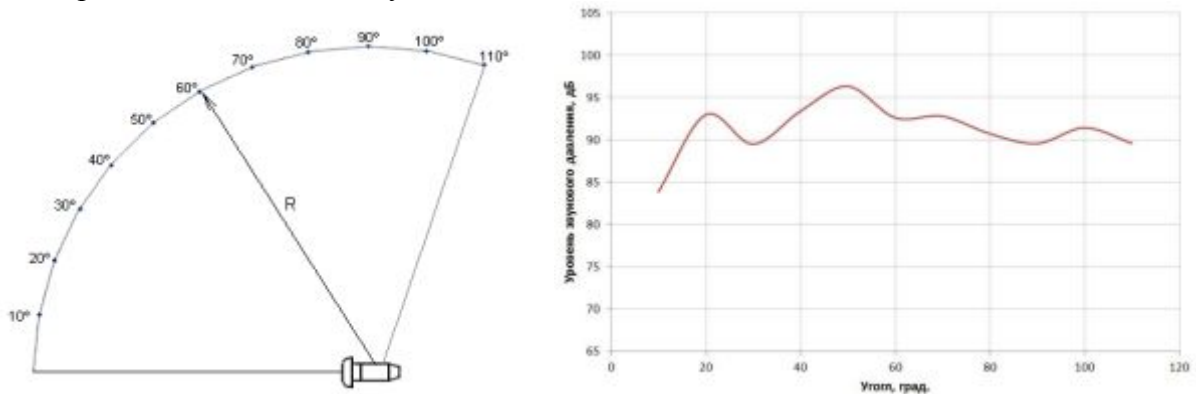


Рис. 5. Суммарная (по первым четырём гармоникам) диаграмма направленности акустического излучения

Наиболее затратным с точки зрения затрат вычислительных ресурсов является нестационарное аэродинамическое моделирование. Общее время расчётов (время на установление периодического решения и время на запись результатов) составляет около 2.5 недель процессорного времени с использованием 40 расчётных узлов (CPU – 2 x Intel Xeon (2 x 4 ядра)) с 8GB оперативной памяти на узле. При этом время на выполнение акустических расчётов составляет около 20 мин. на одной частоте.

Представленная методика может быть использована для разработки конст-

руктивных мероприятий по улучшению акустических характеристик вентиляторов и входных устройств ТРДД. Введение в расчётную модель специальных граничных условий на стенках входного и выходного каналов вентилятора позволит выполнять оценку эффективности элементов системы шумоглушения. Результаты расчётов, также могут быть использованы в качестве исходных данных для оценки соответствия летательного аппарата международным нормам по шуму на местности на этапе проектирования.

#### Библиографический список

1. Августиневич В.Г., Шмотин Ю.Н. и др. Численное моделирование нестационарных явлений в газотурбинных двигателях. М.: Машиностроение, 2005. 536 с.
2. Reese H., Carolus T. Axial fan noise: towards sound prediction based on numerical unsteady flow data – a case study // 7th European Conference on Noise Control: Advanced Solutions for Noise Control, Euronoise: 2008., Paris.
3. Giles M.B. Calculation of of Unsteady Wake Rotor Interaction // AIAA Journal of Propulsion and Power. 1988. V. 4. P. 356-362.

4. Crocker M.J., Ivanov. N.I. Noise and vibration control in vehicles. St. Petersburg: Politekhnik Publ., 1993. 290 p.

5. Tournour M., El Hachemi Z., Read A., Barone F., Investigation of The Tonal Noise Radiated By Subsonic Fans Using The Aeroacoustic Analogy // Proceedings of Fan Noise Symposium, CETIM Senlis, 2003.

6. Maaloum A., Koudri S., Rey R., Aeroacoustic Performance Evaluation of Axial Flow Fans Based on the Unsteady Pressure Field on the Blade Surface // Applied Acoustics. 2004. V. 65, no. 4. P. 367-384.

#### Информация об авторах

**Пятунин Кирилл Романович**, начальник бригады анализа аэродинамики, акустики и динамической прочности, конструкторский отдел систем инженерного анализа, Научно-производственное объединение «Сатурн». E-mail: [kodlin@bk.ru](mailto:kodlin@bk.ru). Область научных интересов: нестационарная аэродинамика, аэроакустика.

**Архарова Наталия Владимировна**, инженер-конструктор, конструкторский отдел систем инженерного анализа, Научно-производственное объединение «Са-

турн». E-mail: [arkharova\\_nata@mail.ru](mailto:arkharova_nata@mail.ru). Область научных интересов: аэроакустика, акустические измерения.

**Ремизов Александр Евгеньевич**, доктор технических наук, заведующий кафедрой «Авиационные двигатели», Рыбинский государственный авиационный технический университет имени П.А. Соловьёва. E-mail: [ad@rsatu.ru](mailto:ad@rsatu.ru). Область научных интересов: аэродинамика лопаточных машин.



## NUMERICAL SIMULATION OF TONAL NOISE OF A BYPASS ENGINE FAN STAGE

© 2014 K.R. Pyatunin<sup>1,2</sup>, N.V. Arharova<sup>1</sup>, A.E. Remizov<sup>2</sup>

<sup>1</sup>JSC “NPO Saturn”, Rybinsk, Russian Federation

<sup>2</sup>Rybinsk State Aviation Technical University, Rybinsk, Russian Federation

With the tightening of the norms of ICAO aircraft noise on the ground is necessary to pay more attention to the acoustic design of power plants. For modern civil aircraft engines with high bypass fan is characterized by a dominant influence on the overall noise level. Due to the fact that the design of the fan and LPC largely determines the design of the engine must still at the project stage to be able to assess the acoustic characteristics of this module. This provides an opportunity to use methods of computational aeroacoustics. The results of numerical simulation of fan tonal noise using commercial code were presented. The results of calculations include the sound pressure level and sound radiation directivity for approach. The simulation was carried out for full non-axisymmetric case. The possibility of using this method for evaluation of acoustic characteristics aircraft engines fan are analyzed.

*Aeroacoustics, numerical simulation, rotor-stator interaction, fan, bypass engine, Fourier transformation, sound pressure.*

### References

1. Avgustinovich V. G., Shmotin Yu.N. et al. Chislennoe modelirovanie nestatsionarnykh yavlenii v gazoturbinykh dvigatelyakh [Numerical simulation of unsteady effects in gas turbine engines]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 2005. 536 p.
2. Reese H., Carolus T., Axial fan noise: towards sound prediction based on numerical unsteady flow data – a case study // 7<sup>th</sup> European Conference on Noise Control: Advanced Solutions for Noise Control, Euronoise: 2008., Paris.
3. Giles M. B. Calculation of Unsteady Wake Rotor Interaction // AIAA Journal of Propulsion and Power. 1988. V. 4. P. 356-362.
4. Crocker M. J., Ivanov. N. I. Noise and vibration control in vehicles. St. Petersburg: Politekhnik Publ., 1993. 290 p.
5. Tournour M., El Hachemi Z., Read A., Barone F., Investigation of The Tonal Noise Radiated By Subsonic Fans Using The Aeroacoustic Analogy // Proceedings of Fan Noise Symposium, CETIM Senlis, 2003.
6. Maaloum A., Koudri S., Rey R., Aeroacoustic Performance Evaluation of Axial Flow Fans Based on the Unsteady Pressure Field on the Blade Surface // Applied Acoustics. 2004. V. 65, no. 4. P. 367-384.

### About the authors

**Pyatunin Kirill Romanovich**, head of the team of Aerodynamics, Aeroacoustics and Dynamic Strength, Engineering Analysis Department, JSC «NPO «Saturn» (Rybinsk). E-mail: [kodlin@bk.ru](mailto:kodlin@bk.ru). Area of Research: unsteady aerodynamics, aeroacoustics.

**Arharova Natalia Vladimirovna**, JSC «NPO «Saturn» (Rybinsk), design engineer, Team of Aerodynamics, Aeroacoustics and Dynamic Strength, Engineering Analysis

Department, E-mail: [arkharova\\_nata@mail.ru](mailto:arkharova_nata@mail.ru). Area of Research: aeroacoustics, acoustic measurements.

**Remizov Alexander Evgenievich**, Doctor of Science (Engineering), head of the aircraft engines department, Rybinsk State Aviation Technical University E-mail: [ad@rsatu.ru](mailto:ad@rsatu.ru). Area of Research: aerodynamics of turbomachines.

УДК 539.3+669

## СОПРОТИВЛЕНИЕ ДЕФОРМИРОВАНИЮ И РАЗРУШЕНИЮ МОНОКРИСТАЛЛИЧЕСКИХ ЖАРОПРОЧНЫХ СПЛАВОВ ПРИ СТАТИЧЕСКОМ И ЦИКЛИЧЕСКОМ НАГРУЖЕНИИ

©2014 А.С. Семёнов<sup>1</sup>, Л.Б. Гецов<sup>2</sup>, С.Г. Семёнов<sup>1</sup>, А.И. Грищенко<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Санкт-Петербургский государственный политехнический университет  
(национальный исследовательский университет)

<sup>2</sup>Научно - производственное объединение «Центральный котлотурбинный институт»,  
г. Санкт-Петербург

Рассматриваются особенности сопротивления кратковременному растяжению/сжатию, ползучести, длительной прочности и термической усталости монокристаллических жаропрочных сплавов на никелевой основе для различных кристаллографических ориентаций и температур. Предложены критерии разрушения с использованием единого представления мер эквивалентных напряжений (деформаций) для кубической сингонии, позволяющие адекватно рассчитывать прочность и долговечность монокристаллических материалов при сложном многоосном неоднородном напряжённом состоянии, характерном для лопаток газотурбинных двигателей в процессе эксплуатации. Верификация критериев осуществляется как на основе сравнения с результатами экспериментов, так и с прогнозами микромеханической модели.

*Монокристаллические жаропрочные сплавы, длительная прочность, термоусталостная прочность, коэффициент анизотропии, пластичность, ползучесть, тензорно-полиномиальный критерий.*

### Введение

Использование монокристаллических жаропрочных сплавов при изготовлении лопаток газовых турбин современных высокотемпературных авиационных двигателей приводит к необходимости тщательного экспериментального исследования долговечности, сопротивлению деформированию и разрушению для указанных сплавов при статическом и циклическом термомеханическом воздействии, а также требует разработки надёжных моделей неупругого деформирования и разрушения монокристаллических материалов при высоких температурах.

Упругие и пластические свойства, характеристики ползучести, параметры длительной и термоусталостной прочности жаропрочных монокристаллических сплавов демонстрируют ярко выраженную анизотропию [1]. В ряде случаев учёт анизотропии в расчётах может приводить к значительным ошибкам в оценке напряжённо-деформированного состояния, прочности и долговечности. Монокристаллические сплавы на основе никеля на макроуровне обнаруживают свойства кубической симметрии, при которой механические свойства оказываются прак-

тически одинаковыми для трёх взаимно перпендикулярных направлений.

Целью настоящего исследования является анализ возможности введения единой математической формулировки феноменологических критериев пластичности, потенциалов ползучести, критериев статической, длительной и термоусталостной прочности жаропрочных монокристаллических материалов с учётом анизотропии. Рассматривается как традиционный квадратичный критерий Хилла [2], так и введённый в [3] критерий четвёртой степени. Верификация критериев осуществляется как на основе сравнения с результатами экспериментов, так и с прогнозами микромеханической модели. Предложены методы идентификации параметров анизотропии рассматриваемых критериев и представлены результаты исследования изменения указанных параметров с ростом температуры.

### Критерий пластичности

Одним из простейших вариантов феноменологических критериев пластичности для ортотропного материала является квадратичный критерий Хилла. Феноменологические модели не учитывают реальных механизмов неупругого деформирования кристаллов и особенностей

эволюции его микроструктуры, используя идеализацию монокристалла анизотропной гомогенной сплошной средой и принимая во внимание только исходную и деформационно индуцированную анизотропию. Использование критерия Хилла [2, 4] для кубической сингонии приводит к следующей формулировке условия текучести:

$$\sqrt{\frac{1}{2}I_1 + K_p I_2} = \sigma_T, \quad (1)$$

$$I_1 = (\sigma_{11} - \sigma_{22})^2 + (\sigma_{22} - \sigma_{33})^2 + (\sigma_{33} - \sigma_{11})^2, \quad (2)$$

$$I_2 = \sigma_{12}^2 + \sigma_{23}^2 + \sigma_{31}^2, \quad (3)$$

где  $\sigma_{ij}$  - компоненты тензора напряжений в системе координат, связанных с кристаллографическими осями  $\langle 100 \rangle$ ,  $\langle 010 \rangle$ ,  $\langle 001 \rangle$ ;  $\sigma_T$  - предел текучести (обычно выбирается  $\sigma_T = \sigma_{0,2\langle 001 \rangle}$ );  $K_p$  - коэффициент анизотропии предела текучести, который может быть найден из условия перехода материала в пластическое состояние при двух произвольных различных напряжённых состояниях, например по одной из формул:

$$K_p = 3 \left( \frac{\sigma_{0,2\langle 001 \rangle}}{\sigma_{0,2\langle 111 \rangle}} \right)^2, \quad K_p = 4 \left( \frac{\sigma_{0,2\langle 001 \rangle}}{\sigma_{0,2\langle 011 \rangle}} \right)^2 - 1. \quad (4)$$

Для изотропного материала  $K_p = 3$ .

В этом случае следствием (1) получаем критерий Мизеса. На рис. 1 показаны зависимости  $K_p$  от температуры для различных жаропрочных монокристаллических сплавов, полученные на основе экспериментальных данных, представленных в литературе и обработанных с использованием соотношения (4).

Кривые, показанные на рис. 1, имеют монотонно возрастающий характер, изменяясь от минимальных значений из диапазона 1÷2 при комнатной температуре и достигая максимальных значений 3 и выше в области высоких температур. Следует отметить, что при повышенных температурах анизотропия пределов текучести практически вырождается ( $K_p$  стремится к 3).

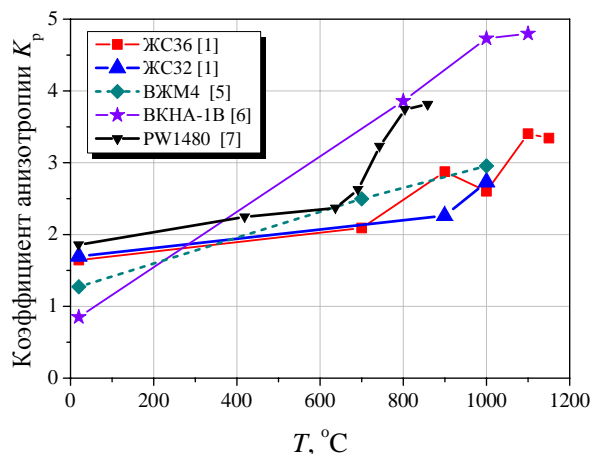


Рис. 1. Зависимость коэффициента анизотропии предела текучести  $K_p$  от температуры для различных сплавов

В работе [3] было показано, что использование квадратичного критерия Хилла (1) не позволяет описать наличие минимума у предела текучести для направления нагружения, среднего между  $[001]$  и  $[011]$ , при рассмотрении отклонений в плоскости  $(100)$ , наблюдаемого и в экспериментах [7] и при использовании кристаллографического критерия Шмида [8]. Одним из возможных путей устранения указанного недостатка является использование критерия четвертой степени [3]:

$$\mathbf{s}^2 \cdot \mathbf{4N} \cdot \mathbf{s}^2 - (\mathbf{s} \cdot \mathbf{4M} \cdot \mathbf{s})^2 - 1 = 0, \quad (5)$$

где  $\mathbf{s} = \boldsymbol{\sigma} - \frac{1}{3} \mathbf{1} \text{tr} \boldsymbol{\sigma}$  - девиатор тензора напряжений;  $\mathbf{1}$  - единичный тензор;  $\mathbf{4M}$  и  $\mathbf{4N}$  - тензора четвертого ранга, характеризующие анизотропию поверхности нагружения. Для кубической группы симметрии кристалла тензора  $\mathbf{4M}$  и  $\mathbf{4N}$  (так же, как и тензор упругих модулей) в системе координат, связанной с кристаллографическим базисом, имеют следующую структуру, характеризуемую тремя константами  $M_{11}, M_{12}, M_{44}$ :

$$[\mathbf{M}] = \begin{bmatrix} M_{11} & M_{12} & M_{12} & 0 & 0 & 0 \\ M_{12} & M_{11} & M_{12} & 0 & 0 & 0 \\ M_{12} & M_{12} & M_{11} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & M_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & M_{44} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & M_{44} \end{bmatrix}. \quad (6)$$

Уравнение (1) с учётом введённых обозначений может быть переписано в виде:

$$\mathbf{s} \cdot \mathbf{M} \cdot \mathbf{s} - 1 = 0, \tag{7}$$

где коэффициенты уравнения (1) могут быть выражены через компоненты тензора  $\mathbf{M}$  при помощи соотношений

$$\sigma_T = \sqrt{\frac{3}{2(M_{11} - M_{12})}} \quad \text{и}$$

$$K_p = \frac{3M_{44}}{2(M_{11} - M_{12})}.$$

Так как в выражениях (7) и (5) используются только девятка, то (7) характеризуется не тремя, а только двумя независимыми константами ( $M_{11} - M_{12}, M_{44}$ ), а (5) - не шестью, а пятью константами ( $N_{11}, N_{12}, N_{44}, M_{11}, M_{12}, M_{44}$ ). Они могут быть найдены из условий совпадения пределов текучести для пяти характерных направлений (например, для ориентаций  $[001], [011], [111], [025]$  и  $[112]$ ). Константы материала могут выбираться как из условия совпадения преде-

лов текучести с экспериментом, так и из условия совпадения с прогнозом по закону Шмида при нехватке экспериментальных данных.

Критерий (5), как и критерий Шмида позволяет описать наличие минимума предела текучести (рис. 2) в середине интервала  $0 \leq \theta \leq 45^\circ$  между  $[001]$  и  $[011]$  при рассмотрении различных отклонений в плоскости (100) направления приложения нагрузки от кристаллографической оси  $[001]$ . При сравнении результатов прогнозов (5) с данными опытов удаётся получить удовлетворительное совпадение (рис. 2), в то время, как критерий (1) (или (7)) не способен описать появления минимума.

Таким образом, оба критерия (1) и (5), в отличие от критерия Мизеса, позволяют учесть анизотропию пределов текучести монокристалла. Критерий (5) является более точным, но требует гораздо больше экспериментальных данных для идентификации.

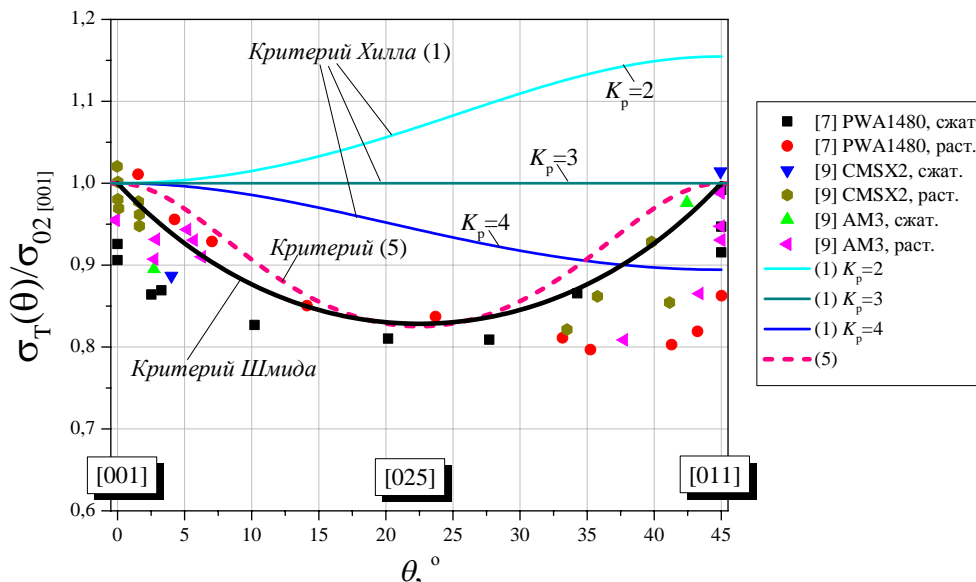


Рис. 2. Сравнение зависимости предела текучести для критерия (5) с экспериментальными данными при различных углах отклонения нагрузки от направления  $[001]$  в плоскости (100)

### Силовой критерий статической прочности

Силовые феноменологические критерии, аналогичные критериям второй (1) и четвёртой степени (5), могут быть введены в рассмотрение при анализе статиче-

ской прочности монокристаллических сплавов. При анализе статической прочности в условиях наличия развитых зон пластичности рассматриваемый далее деформационный критерий является более предпочтительным. Использование сило-

вого квадратичного критерия для кубической сингонии приводит к следующей формулировке условия статической прочности:

$$\sqrt{\frac{1}{2}I_1 + K_B I_2} = \sigma_B, \quad (8)$$

где  $\sigma_B$  - предел прочности (обычно выбирается  $\sigma_B = \sigma_{B\langle 001 \rangle}$ );  $K_B$  - коэффициент анизотропии предела прочности, который может быть найден по пределам кратковременной прочности при двух произвольных различных напряжённых состояниях, например по одной из:

$$K_B = 3 \left( \frac{\sigma_{B\langle 001 \rangle}}{\sigma_{B\langle 111 \rangle}} \right)^2, \quad K_B = 4 \left( \frac{\sigma_{B\langle 001 \rangle}}{\sigma_{B\langle 011 \rangle}} \right)^2 - 1. \quad (9)$$

Для изотропного материала  $K_B = 3$ . На рис. 3 показаны зависимости  $K_B$  от температуры для различных жаропрочных монокристаллических сплавов, полученные на основе данных, представленных в литературе и обработанных с использованием соотношения (9). Следует отметить сходство кривых, представленных на рис. 1 и рис. 3. Коэффициент анизотропии пределов прочности также является возрастающей функцией температуры, стабилизируясь при повышенных температурах около значения 3, соответствующему изотропному материалу.

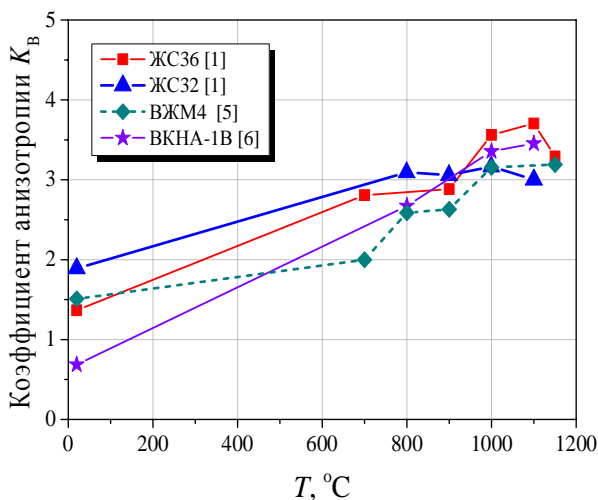


Рис. 3. Зависимость коэффициента анизотропии пределов прочности  $K_B$  от температуры для различных сплавов

### Деформационный критерий статической прочности

При оценке кратковременной статической прочности в условиях сложного напряжённого состояния при наличии развитых пластических деформаций рационально применение деформационных критериев. Обобщением используемых при оценке деформационной способности поликристаллических материалов критериев Ханкука-Маккензи [10] или Махутова Н.А. [11] соответственно являются соотношения:

$$\varepsilon_{eq} = \varepsilon_{r\langle 001 \rangle} 1.7 \exp\left(-\frac{1.5\sigma_{mean}}{\sigma_{eq}}\right), \quad (10)$$

$$\varepsilon_{eq} = \varepsilon_{r\langle 001 \rangle} \frac{K_e \sigma_{eq}^2}{3\sigma_1 \sigma_{mean}}. \quad (11)$$

Здесь  $\varepsilon_{r\langle 001 \rangle}$  - предельная деформация (деформационная способность) в направлении  $\langle 001 \rangle$ , определяемая из опытов при кратковременном растяжении;  $\sigma_{mean} = (\sigma_{11} + \sigma_{22} + \sigma_{33})/3$  - среднее напряжение;  $\sigma_1$  - максимальное главное значение тензора напряжений;  $K_e$  - характеристика состояния материала (при хрупком состоянии  $K_e = 1$ , при вязком -  $K_e = 1,2$ ); величины  $\varepsilon_{eq}$  и  $\sigma_{eq}$  определяются при помощи выражений:

$$\varepsilon_{eq} = \sqrt{\frac{2}{9}J_1 + \frac{1}{K_r}J_2}, \quad (12)$$

$$\sigma_{eq} = \sqrt{\frac{1}{2}I_1 + K_r I_2}, \quad (13)$$

$$J_1 = (\varepsilon_{11} - \varepsilon_{22})^2 + (\varepsilon_{22} - \varepsilon_{33})^2 + (\varepsilon_{33} - \varepsilon_{11})^2, \quad (14)$$

$$J_2 = \gamma_{12}^2 + \gamma_{23}^2 + \gamma_{31}^2, \quad (15)$$

где  $\varepsilon_{ij}$  - компоненты тензора деформаций в системе координат, связанных с кристаллографическими осями  $\langle 100 \rangle$ ,  $\langle 010 \rangle$ ,  $\langle 001 \rangle$ ;  $\gamma_{ij} = 2\varepsilon_{ij}$ ;  $K_r$  - коэффициент анизотропии деформационной способности при

кратковременном статическом нагружении, для определения которого может быть использована любая из формул:

$$K_r = 3 \left( \frac{\varepsilon_{r(111)}}{\varepsilon_{r(001)}} \right)^2, \quad K_r = 9 \left[ 4 \left( \frac{\varepsilon_{r(001)}}{\varepsilon_{r(011)}} \right)^2 - 1 \right]^{-1}. \quad (16)$$

Формула (10) и ей подобные основаны на механизме образования и развития пор, формула (11) является эмпирической и нуждается в экспериментальной проверке применительно к монокристаллическим сплавам.

Для изотропного материала  $K_r = 3$ . На рис. 4 показаны зависимости  $K_r$  от температуры для различных жаропрочных монокристаллических сплавов, обработанные с использованием соотношения (16).

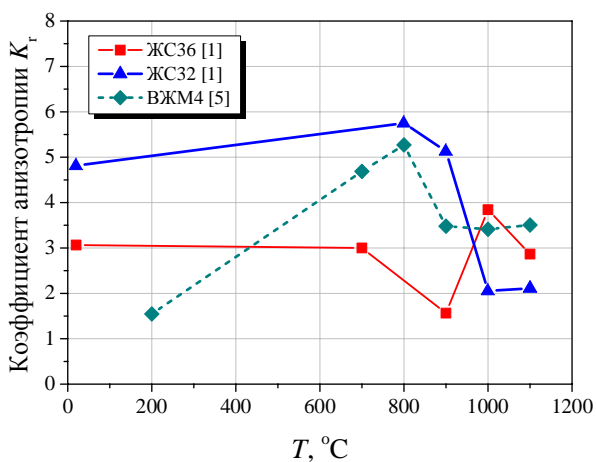


Рис. 4. Зависимость коэффициента анизотропии деформационной способности  $K_r$  от температуры для различных сплавов

Наблюдается значительный разброс экспериментальных данных. Точность результатов для  $K_r$  оказалась значительно ниже, чем при вычислении  $K_p$  и  $K_B$ , что затрудняет поиск характерных зависимостей. Просматривается тенденция стремления  $K_r$  к 3 при повышенных температурах.

### Критерий длительной прочности

Коэффициент запаса длительной прочности  $n_\sigma$  для монокристаллических лопаток определялся выражением

$$n_\sigma = \frac{\sigma_{R<001>}}{\bar{\sigma}_{es}} = \frac{\sigma_{R<001>}}{m_{e<001>} \sqrt{\frac{1}{t} \int_0^t [\sigma_{eq}(\tau)]^{m_{e<001>}} d\tau}}.$$

Здесь  $\sigma_{R<001>} = f(T, t)$  - предел длительной статической прочности при растяжении в направлении  $\langle 001 \rangle$ ;  $m_{e\langle 001 \rangle}$  - показатель степени кривой длительной прочности для кристаллографического направления  $\langle 001 \rangle$ ;  $\sigma_{eq}$  - эквивалентное напряжение, задаваемое аналогично (1) на основе квадратичного критерия:

$$\sigma_{eq} = \sqrt{\frac{1}{2} I_1 + K_R I_2}, \quad (17)$$

где  $K_R$  - коэффициент анизотропии длительной статической прочности, который может быть найден по формулам, аналогичным (2):

$$K_R = 3 \left( \frac{\sigma_{R(001)}}{\sigma_{R(111)}} \right)^2, \quad K_R = 4 \left( \frac{\sigma_{R(001)}}{\sigma_{R(011)}} \right)^2 - 1. \quad (18)$$

На рис. 5 приведены значения  $K_R$  для пределов длительной прочности для сплава ВЖМ4, полученные регуляризацией с использованием кривых Ларсона-Миллера на основе данных испытаний на длительную прочность при температурах 750-1150°C образцов с различной кристаллографической ориентацией.

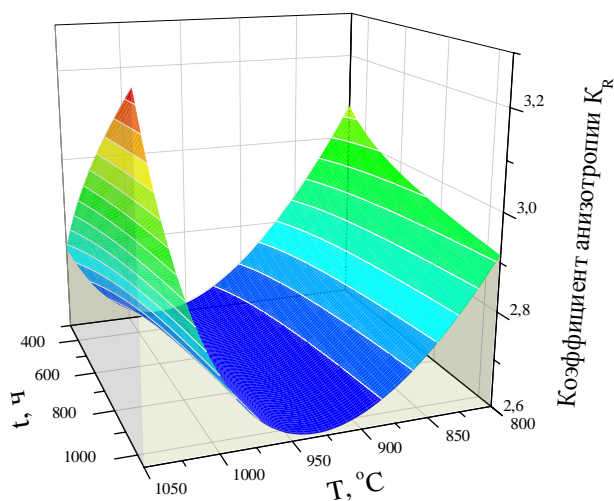


Рис. 5. Зависимость коэффициента анизотропии длительной прочности  $K_R$  сплава ВЖМ4 от времени до разрушения и температуры

На рис. 6 для пределов длительной прочности на базе 100 ч. показаны зависимости  $K_R$  от температуры для различных жаропрочных монокристаллических сплавов, полученные с использованием соотношения (18)<sub>1</sub>. В отличие от зависимостей  $K_p$  и  $K_B$ , для  $K_R$  наблюдается наличие минимума при температурах 900-1000°C, вызванного микроструктурными изменениями (формированием «рафт»-структуры).

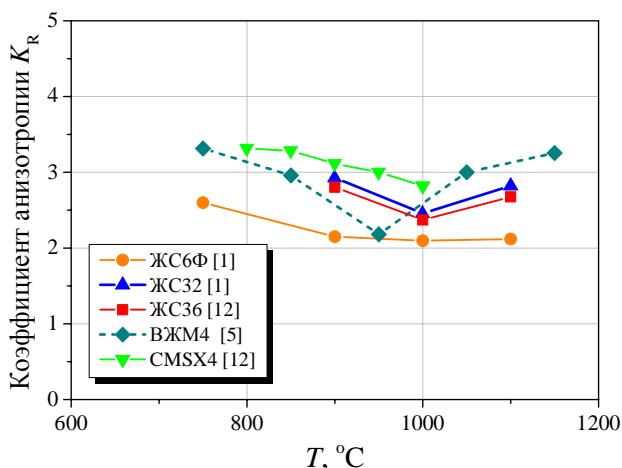


Рис. 6. Зависимость коэффициента анизотропии длительной прочности  $K_R$  от температуры для различных сплавов

### Критерий многоциклового усталости

Зависимости  $K_{-1}(T)$  (рис. 7), аналогичные  $K_p(T)$  и  $K_B(T)$  (рис. 1 и 3), наблюдаются и при использовании квадратичного критерия при исследовании многоциклового усталости монокристаллического сплава:

$$\sqrt{\frac{1}{2}I_1 + K_{-1}I_2} = \sigma_{-1}, \quad (19)$$

где  $\sigma_{-1}$  - предел выносливости (обычно выбирается  $\sigma_{-1} = \sigma_{-1(001)}$ );  $K_{-1}$  - коэффициент анизотропии предела выносливости, который может быть найден по одной из формул:

$$K_{-1} = 3 \left( \frac{\sigma_{-1(001)}}{\sigma_{-1(111)}} \right)^2, \quad K_{-1} = 4 \left( \frac{\sigma_{-1(001)}}{\sigma_{-1(011)}} \right)^2 - 1. \quad (20)$$

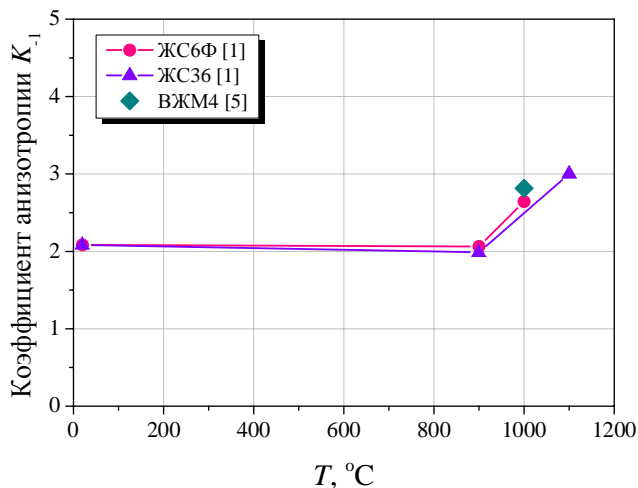


Рис. 7. Зависимость коэффициента анизотропии предела выносливости  $K_{-1}$  от температуры для гладких образцов различных сплавов

### Критерий термоусталостной прочности

Для прогнозирования термоусталостного разрушения монокристаллических материалов рациональным является использование деформационного критерия [13-14]. Критерием зарождения макротрещин является условие достижения критической величины суммарной меры повреждений, описываемой следующим соотношением:

$$D_1(\Delta \varepsilon_{eq}^p) + D_2(\Delta \varepsilon_{eq}^c) + D_3(\varepsilon_{eq}^p) + D_4(\varepsilon_{eq}^c) = 1. \quad (21)$$

Введённый критерий основывается на линейном суммировании повреждений, вызванных изменением пластической деформации в пределах цикла

$$D_1 = \sum_{i=1}^n \frac{(\Delta \varepsilon_{eq_i}^p)^k}{C_1(T_i)}, \quad (22)$$

изменением деформации ползучести в пределах цикла

$$D_2 = \sum_{i=1}^n \frac{(\Delta \varepsilon_{eq_i}^c)^m}{C_2(T_i)}, \quad (23)$$

односторонне накопленной пластической деформацией

$$D_3 = \max_{0 \leq t \leq t_{max}} \frac{\varepsilon_{eq}^p}{\varepsilon_r^p(T)} \quad (24)$$

и односторонне накопленной деформацией ползучести

$$D_4 = \max_{0 \leq \epsilon_r \leq \epsilon_r^c} \frac{\epsilon_{eq}^c}{\epsilon_r^c(T)}, \quad (25)$$

где  $C_1, C_2, k, m, \epsilon_r^p, \epsilon_r^c$  - параметры материала, зависящие от температуры и КГО. Обычно принимают  $k=2, m=\frac{5}{4}$ ,  $C_1 = (\epsilon_r^p)^k, C_2 = (\frac{3}{4}\epsilon_r^c)^m$ , где  $\epsilon_r^p$  и  $\epsilon_r^c$  - предельные деформации пластичности и ползучести при одноосном растяжении.

В качестве эквивалентной меры деформаций  $\epsilon_{eq}$  в (21)-(25) используется выражение:

$$\epsilon_{eq} = \sqrt{\frac{2}{9}J_1 + \frac{1}{K_N}J_2}, \quad (26)$$

где  $K_N$  - коэффициент анизотропии термоусталостной прочности, который может быть найден по формулам:

$$K_N = 9 \left[ 4 \left( \frac{\epsilon_{r(001)}}{\epsilon_{r(011)}} \right)^2 - 1 \right]^{-1}, \quad K_N = 3 \left( \frac{\epsilon_{r(111)}}{\epsilon_{r(001)}} \right)^2. \quad (27)$$

Процесс верификации критерия проводился по данным, полученным для сплавов ЖС36 и ВЖМ4 (рис. 8).

Видно, что прогнозируемая долговечность до образования магистральной трещины отличается от экспериментальной не более чем в 3 раза.

### Библиографический список

1. Шалин Р.Е., Светлов И.Л., Качанов Е.Б., Толораия В.Н., Гаврилин О.С. Монокристаллы никелевых жаропрочных сплавов. М: Машиностроение, 1997. 333 с.
2. Hill R. A theory of the yielding and plastic flow of anisotropic metals // Proceedings of the Royal Society of London. 1948. V. 193, no. 1033. P. 281-97.
3. Семёнов А.С. Идентификация параметров анизотропии феноменологического критерия пластичности монокристаллов на основе микромеханической модели // Научно-технические ведомости Санкт-Петербургского государственного политехнического университета. Физико-

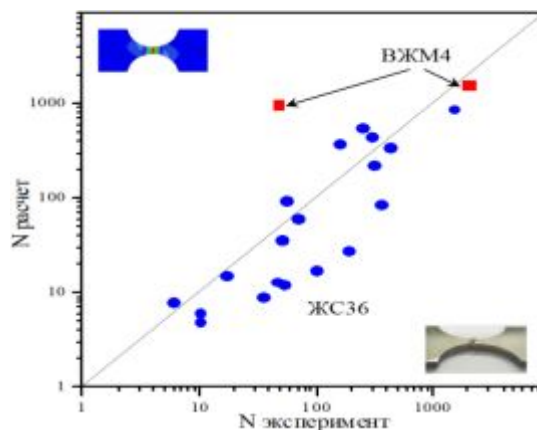


Рис. 8. Сравнение экспериментальных и расчётных значений долговечности сплавов ЖС36 и ВЖМ4

### Заключительные замечания

Предложены модели для расчётного определения сопротивления деформированию и разрушению монокристаллических материалов при сложном многоосном напряженном состоянии с использованием единого представления мер эквивалентных напряжений (деформаций) и проведена их верификация. Сравнение результатов оценки прочности неоптимизированной рабочей охлаждаемой лопатки из монокристаллического сплава с использованием разработанных критериев и критериев для изотропного материала позволило установить неконсервативный характер последних и актуальность учёта анизотропии, соответствующей кубической сингонии.

4. Гецов Л.Б., Михайлов В.Е., Семенов А.С., Кривоносова В.В., Ножницкий Ю.А., Блинник Б.С., Магеррамова Л.А. Расчётное определение ресурса рабочих и направляющих лопаток ГТУ. Ч. 2. Монокристаллические материалы // Газотурбинные технологии. 2011. № 8. С. 18-25.
5. Каблов Е.Н., Петрушин Н.В., Светлов И.Л., Демонис И.М. Никелевые литейные жаропрочные сплавы нового поколения // Труды ВИАМ. 2012. С. 36-52.
6. Булыгин И.П., Бунтушкин В.П., Базылева О.А. Литейный сплав на основе интерметаллида Ni3Al для монокристал-



лических рабочих лопаток турбин ГТД // Авиационная промышленность. 1997. № 3-4. С. 61-65.

7. Shah D.M., Duhl D.N. The effect of orientation, temperature and grain size on the yield strength of a single crystal nickel base superalloy // Superalloys. The Metallurgical Society of AIME. 1984. P. 105-114.

8. Schmid E., Boas W. Kristallplastizität mit besonderer Berücksichtigung der Metalle. Springer. 1935. 373 p.

9. Hoinard G., Estevez R., Franciosi P. Hardening anisotropy of  $\gamma/\gamma'$  superalloy single crystals-1. Experimental estimates at 650 °C from a homogeneous analysis // Acta Metallurgica et Materialia. 1995. V. 43, no. 4. P. 1593–1607.

10. Hancock J.W., Mackenzi A.C. On the mechanisms of ductile failure in high strength steel subjected to multi-axial stress state // Journal of the Mechanics and Physics of Solids. 1976. 24, no. 2-3. P. 147-160.

11. Гецов Л.Б., Марголин Б.З., Федорченко Д.Г. Вопросы определения запасов

прочности элементов машиностроительных конструкций при расчётах методом конечных элементов // Труды НПО ЦКТИ. Выпуск 296. Прочность материалов и ресурс элементов энергооборудования. Санкт-Петербург: НПО ЦКТИ, 2009. С. 51-66.

12. Голубовский Е.Р., Светлов И.Л. Температурно-временная зависимость анизотропии характеристик длительной прочности монокристаллов никелевых жаропрочных сплавов // Проблемы прочности. 2002. № 2. С. 5-19.

13. Гецов Л.Б., Семенов А.С. Критерии разрушения поликристаллических и монокристаллических материалов при термоциклическом нагружении // Труды ЦКТИ. Вып. 296. Санкт-Петербург: НПО ЦКТИ, 2009. С. 83-91.

14. Семенов А.С., Гецов Л.Б. Критерии термоусталостного разрушения монокристаллических жаропрочных сплавов и методы определения их параметров // Проблемы прочности. 2014. № 1. С. 50-62.

### Информация об авторах

**Семенов Артём Семёнович**, кандидат физико-математических наук, доцент кафедры «Механика и процессы управления», Санкт-Петербургский государственный политехнический университет. E-mail: [Semenov.Artem@googlemail.com](mailto:Semenov.Artem@googlemail.com). Область научных интересов: теория пластичности, механика разрушения, вычислительная механика.

**Гецов Леонид Борисович**, доктор технических наук, ведущий научный сотрудник, Научно производственное объединение «Центральный котлотурбинный институт». E-mail: [guetsov@yahoo.com](mailto:guetsov@yahoo.com). Область научных интересов: металло-

ведение и механика жаропрочных материалов.

**Семенов Сергей Георгиевич**, инженер, Санкт-Петербургский государственный политехнический университет. E-mail: [ssgrus@gmail.com](mailto:ssgrus@gmail.com). Область научных интересов: экспериментальная механика, механика разрушения, вычислительная механика.

**Грищенко Алексей Иванович**, студент, Санкт-Петербургский государственный политехнический университет. E-mail: [gai-gr@yandex.ru](mailto:gai-gr@yandex.ru). Область научных интересов: теория упругости, теория пластичности, вычислительная механика композитов.

## DEFORMATION AND FRACTURE STRENGTH OF SINGLE-CRYSTAL SUPERALLOYS UNDER STATIC AND CYCLIC LOADING

© 2014 A.S. Semenov, L.B. Getsov, S.G. Semenov, A.I. Grishchenko

Saint Petersburg State Polytechnical University, Saint-Petersburg, Russian Federation

The peculiarities of short-term resistance to tension/compression, creep, long-term strength and thermal fatigue of single-crystal superalloys for different crystallographic orientations and temperatures are considered. The failure criteria are proposed using a unified measures equivalent stress (strain) for the cubic system, allowing to compute adequate strength and durability of single crystal materials under complex multi-axial inhomogeneous stress state, which is characteristic for gas turbine engine blades during the operation.

*Single crystal superalloys, creep rupture strength, thermal fatigue resistance, the coefficient of anisotropy, plasticity, creep, the tensor-polynomial criterion.*

### References

1. Shalin R.E. Svetlov I.L. Kachanov E.B. Toloraiia V.N. Gavrilin O.S. Monokristally` nikel'evy`kh zharoprochny`kh splavov [Single crystals of nickel superalloys]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1997. 333 p.
2. Hill R. A theory of the yielding and plastic flow of anisotropic metals // Proceedings of the Royal Society of London. 1948. V. 193, no. 1033. P. 281–97.
3. Semenov A.S. The identification of anisotropy parameters of phenomenological plasticity criterion for single crystals worked out on the micromechanical model basis // St. Petersburg State Polytechnical University Journal. Physics and Mathematics. 2014. No. 2(194). P. 15-29. (In Russ.)
4. Getsov L.B., Mihailov V.E., Semenov A.S., Krivonosova V.V., Nozhnitckii Iu.A., Blinnik B.S., Magerramova L.A. Estimated resource definition of blades and vanes of GTU. Part 2. Single-crystal materials // Gas Turbo Technology. 2011. No. 8. P. 18-25. (In Russ.)
5. Kablov E.N., Petrushin N.V., Svetlov I.L., Demonis I.M. Casting nickel superalloys of a new generation // Proceedings of VIAM. 2012. P. 36-52. (In Russ.)
6. Buly`gin I.P., Buntushkin V.P., Bazy`leva O.A. Cast alloy on the basis of Ni3Al intermetallic compound for single-crystal turbine blades of GTE // Aviatcionnaia promyshlennost`. 1997. No. 3-4. P. 61-65. (In Russ.)
7. Shah D.M., Duhl D.N. The effect of orientation, temperature and gamma prime size on the yield strength of a single crystal nickel base superalloy // Superalloys. The Metallurgical Society of AIME. 1984. P. 105-114.
8. Schmid E., Boas W. Kristallplastizitaet mit besonderer Beruecksichtigung der Metalle. Springer. 1935. 373 p.
9. Hoinard G., Estevez R., Franciosi P. Hardening anisotropy of  $\gamma/\gamma'$  superalloy single crystals-1. Experimental estimates at 650 °C from a homogeneous analysis // Acta Metallurgica et Materialia. 1995. V. 43, no. 4. P. 1593–1607.
10. Hancock J.W., Mackenzi A.C. On the mechanisms of ductile failure in high strength steel subjected to multi-axial stress state // Journal of the Mechanics and Physics of Solids. 1976. V. 24, no. 2-3. P. 147-160.
11. Getsov L.B., Margolin B.Z., Fedorchenko D.G. Voprosy` opredeleniia zapasov prochnosti e`lementov mashinostroitel`ny`kh konstrukcii` pri raschetakh metodom konechny`kh e`lementov // Trudy NPO TsKTI. Vypusk 296. Prochnost` materialov i resurs e`lementov e`nergooborudovaniia. Sankt-Peterburg: NPO TsKTI Publ., 2009. P. 51-66. (In Russ.)
12. Golubovskii` E.R., Svetlov I.L. Time-temperature dependence of long-term strength anisotropy in single crystals of ni-based superalloys // Strength of Materials. 2002. V. 34, no. 2. P. 109-119.
13. Getsov L.B., Semenov A.S. Kriterii razrusheniia polikristallicheskih i monokristallicheskih materialov pri termotcic-

licheskom nagruzhenii // Trudy NPO TsKTI. V. 296. 2009. P. 83-91. (In Russ.)

14. Semenov A.S., Getsov L.B. Thermal fatigue fracture criteria of single crystal heat-

resistant alloys and methods for identification of their parameters // Strength of Materials. 2014. V. 46, no. 1. P. 38-48.

#### **About the authors**

**Semenov Artem Semenovich**, Candidate of Science (physics and mathematics), Associated professor of the Department of «Mechanics and Control Processes», Saint Petersburg State Polytechnical University. E-mail: [Semenov.Artem@googlemail.com](mailto:Semenov.Artem@googlemail.com). Area of Research: theory of plasticity, fracture mechanics, computational mechanics.

**Getsov Leonid Borisovich**, Doctor of Science (Engineering), chef of sciences NPO CKTI. E-mail: [guetsov@yahoo.com](mailto:guetsov@yahoo.com). Area of Research: physical metallurgy and mechanics of heat-resistant materials.

**Semenov Sergei Georgievich**, engineer of the Department «Strength of Materials» of Saint Petersburg State Polytechnical University. E-mail: [ssgrus@gmail.com](mailto:ssgrus@gmail.com). Area of Research: experimental mechanics, fracture mechanics, computational mechanics.

**Grishchenko Alexei Ivanovich**, Bachelor in applied mechanics, graduate student of Saint Petersburg State Polytechnical University. E-mail: [gai-gr@yandex.ru](mailto:gai-gr@yandex.ru). Area of Research: theory of elasticity, theory of plasticity, computational mechanics of composites.

УДК 621.45.026.8

## ВЛИЯНИЕ СВЯЗАННОСТИ КОЛЕБАНИЙ НА СОБСТВЕННЫЕ ФОРМЫ РАБОЧЕГО КОЛЕСА С НЕИДЕНТИЧНЫМИ ЛОПАТКАМИ

©2014 А.И. Ермаков<sup>1</sup>, А.В. Урлапкин<sup>1</sup>, Д.Г. Федорченко<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва  
(национальный исследовательский университет)

<sup>2</sup>ОАО «Металлист – Самара», г. Самара

В статье рассмотрены колебания рабочих колёс с неидентичными лопатками. У собственных форм таких колёс вследствие нарушения поворотной симметрии всегда имеет место искажение гармонического закона распределения смещений по окружности (искажение собственных форм). Установлено, что величина этого искажения, а, следовательно, и степень нарушения поворотной симметрии в колесе, зависит не только от того, насколько сильно отличаются лопатки друг от друга, но и от связанности колебаний. Расчётным и экспериментальным путём на примере модельного рабочего колеса исследован процесс искажения собственных форм рабочих колёс с нарушением поворотной симметрии при уменьшении связанности колебаний лопаток (путём увеличения толщины диска) вплоть до её полного исчезновения. Введён коэффициент, количественно оценивающий степень нарушения поворотной симметрии. В качестве примера представлены формы колебаний рабочего колеса компрессора двигателя НК-12. Показано, что уменьшение связанности колебаний приводит вначале к искажению гармонического закона распределения смещений, а затем и к локализации форм. Отмечено, что локализованные формы не являются самоуравновешенными и могут приводить к возбуждению колебаний ротора.

*Искажение форм, связанность колебаний, резонанс, гармоническое распределение смещений, амплитуда колебаний, локализованные формы.*

В статье проведён анализ влияния связанности колебаний в рабочем колесе с неидентичными лопатками на искажение собственных форм.

Исследования выполнялись для модельного и натурных рабочих колёс с помощью вычислительного комплекса

ANSYS. Расчёты велись на суперкомпьютере «Сергей Королёв» Самарского государственного аэрокосмического университета. Модельное колесо изготовлено из круглой пластины толщиной  $h=7$  мм и имеет 16 лопаток, его размеры приведены на рис. 1.

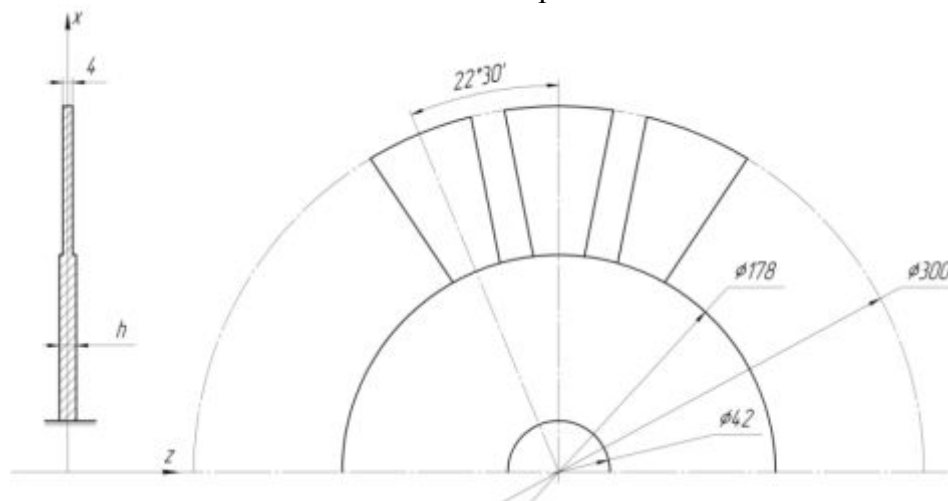


Рис. 1. Конструкция модельного рабочего колеса

При расчётных и экспериментальных исследованиях колесо жёстко заделывалось в центре по площади, ограниченной окружностью диаметром 42 мм. На рис. 2 приведён фрагмент спектра соб-

ственных частот колебаний модельного колеса для форм без узловых окружностей. Спектр определён расчётом и экспериментально.

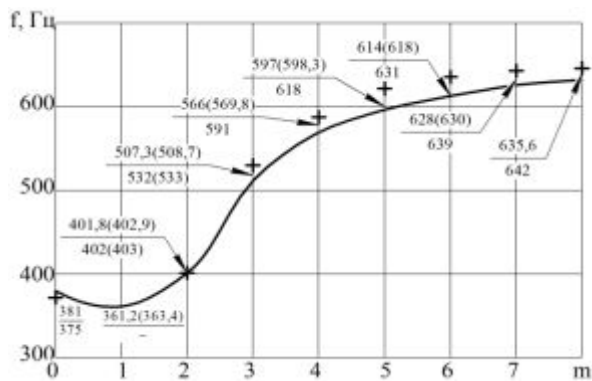


Рис. 2. Спектр собственных частот колебаний исходной конструкции:

— - расчёт, +- эксперимент;

$f_m^{(1)}(f_m^{(2)}) / f_{mэ}^{(1)}(f_{mэ}^{(2)})$  - собственные частоты парных форм, определённые расчётом ( $f_m^{(1)}, f_m^{(2)}$ ) и экспериментально ( $f_{mэ}^{(1)}, f_{mэ}^{(2)}$ )

В табл. 1 приведены парциальные частоты лопаток при колебаниях по первой изгибной форме. Они найдены при жёсткой заделке диска по всей площади с помощью толстых пластин и массивных тисков.

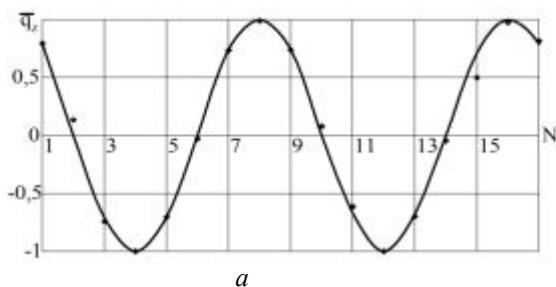


Таблица 1 - Парциальные собственные частоты колебаний лопаток модельного рабочего колеса

Номер лопатки	1	2	3	4	5	6	7	8
f, Гц	675	670	684	663	676	688	687	684
Номер лопатки	9	10	11	12	13	14	15	16
f, Гц	684	675	670	679	686	687	684	673

Неидентичность лопаток моделировалась размещением на их периферии точечных масс. Экспериментально удалось обнаружить расслоение кратных частот [1] только для форм с двумя и тремя узловыми диаметрами. Для парных форм с двумя узловыми диаметрами на рис. 3 приведены расчётное и экспериментальное распределение смещений по периферии лопаток. Экспериментальные смещения определены по интерферограммам.

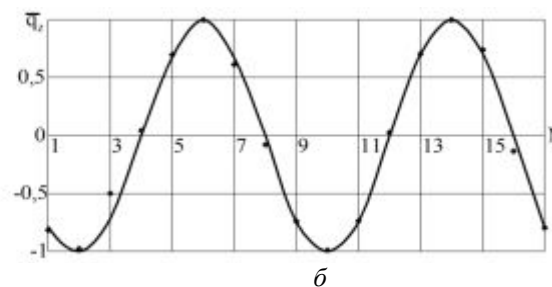


Рис. 3. Распределение смещений периферийных точек лопаток при колебаниях исходной модели по парным формам с  $t=2$ : — - расчёт, • - эксперимент

Степень нарушения в рабочем колесе поворотной симметрии оценивалась с помощью коэффициента  $\lambda_{nm}$ , который вычислялся по формуле

$$\lambda_{nm} = \frac{\overline{W}_N - \overline{W}_R}{\overline{W}_N - \overline{W}_O}, \quad (1)$$

где  $\lambda_{nm}$  - коэффициент нарушения поворотной симметрии для формы с  $n$  узловыми окружностями и  $t$  узловыми диаметрами;

$\overline{W}_N$  - кинетическая энергия лопаточного венца рабочего колеса, обладающего номинальной геометрией и строгой поворотной симметрией;

$\overline{W}_R$  - кинетическая энергия лопаточного венца рабочего колеса с реальной геометрией;

$\overline{W}_O$  - кинетическая энергия лопаточного венца при полном отсутствии связанности колебаний (кинетическая энергия одиночной лопатки, установленной на абсолютно жёстком диске).

Кинетические энергии  $\overline{W}_N$ ,  $\overline{W}_R$ ,  $\overline{W}_O$  определялись для нормированных форм колебаний. Нормирование осуществляется по максимальной пространственной амплитуде линейных смещений. В нормированной форме эта амплитуда рав-

на единице. Коэффициент  $\lambda_{nm}$  зависит от связанности колебаний лопаток и в связи с этим отличается для разных собственных форм колеса. При наличии строгой поворотной симметрии он равен нулю. В случае отсутствия связанности колебаний  $\lambda_{nm} = 1$ . Исходное модельное колесо обладает небольшим отклонением от поворотной симметрии. Это хорошо видно из рис. 4, на котором показана зависимость коэффициента  $\lambda_{nm}$  от числа узловых диаметров для собственных форм, частоты которых приведены на рис. 2.

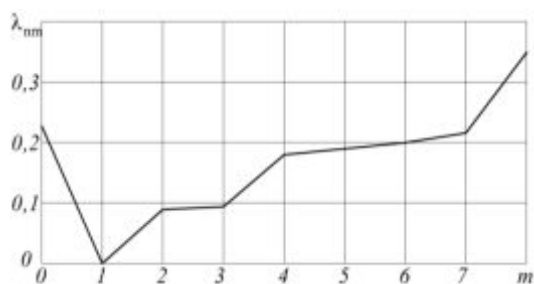


Рис. 4. Зависимость коэффициента нарушения поворотной симметрии от числа волн деформаций в исходной конструкции модели

Из представленных данных видно, что для исходной конструкции модельного колеса расчётные результаты хорошо согласуются с экспериментальными данными.

При проведении исследований изменение связанности колебаний лопаток в модельном колесе осуществлялось за счёт увеличения толщины диска.

Плавное изменение толщины диска и соответственно связанности колебаний лопаток в модельном колесе позволило проследить процесс искажения собственных форм от начала нарушения окружного гармонического характера распределения смещений до возникновения полной локализации. Фрагменты процесса искажения собственных форм модельного колеса показаны на рис. 5-7. Цифрой 1 на них обозначена исходная форма колебаний, цифрами 2, 3 и 4 – различные стадии её искажения. В подрисуночных подписях даны величины коэффициента  $\lambda_{nm}$ .

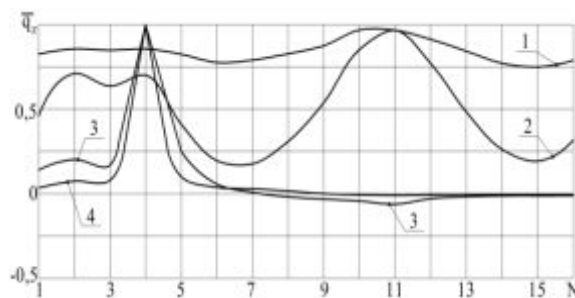


Рис. 5. Изменение формы колебаний с  $t=0$  при утолщении диска модельного рабочего колеса: 1 -  $\lambda_{nm} = 0,29$ ; 2 -  $\lambda_{nm} = 0,75$ ; 3 -  $\lambda_{nm} = 0,99$ ; 4 -  $\lambda_{nm} = 0,998$

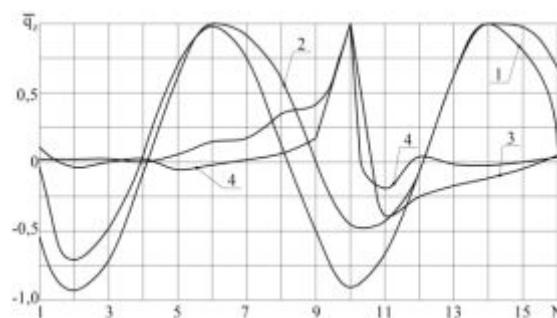


Рис. 6. Изменение формы колебаний с  $t=2$  при утолщении диска модельного рабочего колеса: 1 -  $\lambda_{nm} = 0,08$ ; 2 -  $\lambda_{nm} = 0,27$ ; 3 -  $\lambda_{nm} = 0,86$ ; 4 -  $\lambda_{nm} = 0,96$

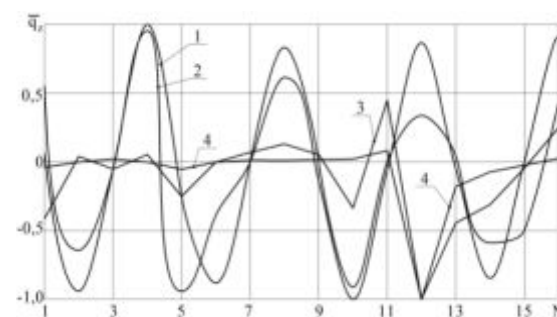


Рис. 7. Изменение формы колебаний с  $t=4$  при утолщении диска модельного рабочего колеса: 1 -  $\lambda_{nm} = 0,16$ ; 2 -  $\lambda_{nm} = 0,41$ ; 3 -  $\lambda_{nm} = 0,87$ ; 4 -  $\lambda_{nm} = 0,99$

В табл. 2 приведены номера лопаток, имеющих максимальную амплитуду при колебаниях по каждой из рассматриваемых форм. Из анализа таблицы следует, что при уменьшении связанности колебаний лопатка, в которой в конечном итоге локализуется та или иная форма модельного колеса, выделяется не сразу.

Таблица 2 - Номера лопаток, имеющих максимальную амплитуду колебаний

$h \cdot 10^3, \text{ м}$	$f, \text{ Гц}$	$m$								
		0	1	2	3	4	5	6	7	8
7	$f_m^{(1)}$	11	3	8	2	4	5	12	3	7
	$f_m^{(2)}$	—	15	14	11	11	11	6	14	—
14	$f_m^{(1)}$	11	4	8	2	10	16	3	9	7
	$f_m^{(2)}$	—	10	14	11	11	10	15	7	—
28	$f_m^{(1)}$	4	2	16	5	12	15	9	8	6
	$f_m^{(2)}$	—	11	10	1	8	3	13	14	—
38	$f_m^{(1)}$	4	2	16	1	12	15	9	7	6
	$f_m^{(2)}$	—	11	10	5	8	3	13	14	—

Деформация спектра собственных частот колебаний номинального модельного колеса при утолщении его диска показана на рис. 8. На рис. 9-11 изображены

те же самые собственные формы, что и на рис. 5-7, но в разложенном в ряд Фурье виде. Хорошо видно, что локализованные формы в качестве составляющих содержат практически все разрешённые порядком симметрии гармоники, амплитуды которых сопоставимы по величине.

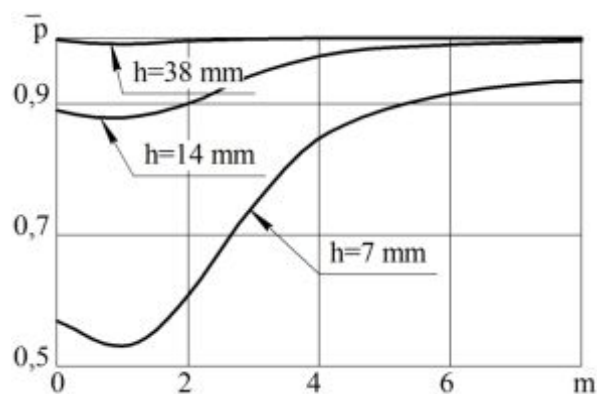


Рис. 8. Деформация спектра собственных частот колебаний модели как поворотно-симметричной системы при утолщении диска

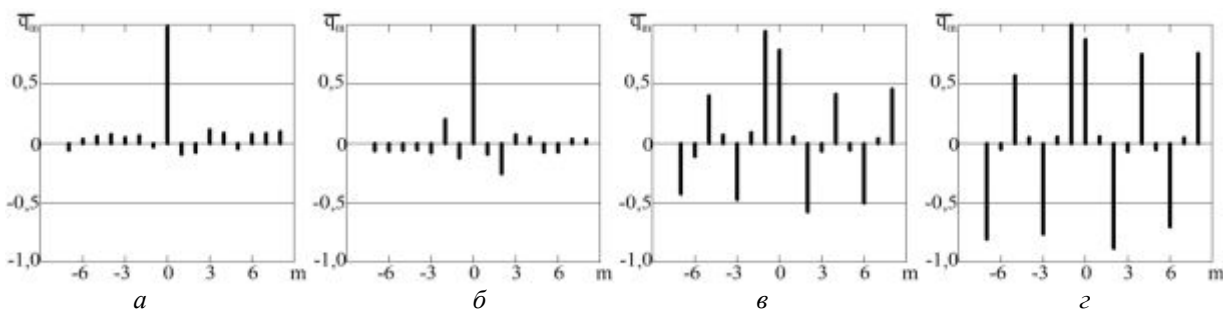


Рис. 9. Изменение гармонического состава формы колебаний с  $t=0$  при утолщении диска модельного рабочего колеса: а)  $h=7 \text{ мм}$ , б)  $h=14 \text{ мм}$ , в)  $h=24 \text{ мм}$ , г)  $h=38 \text{ мм}$

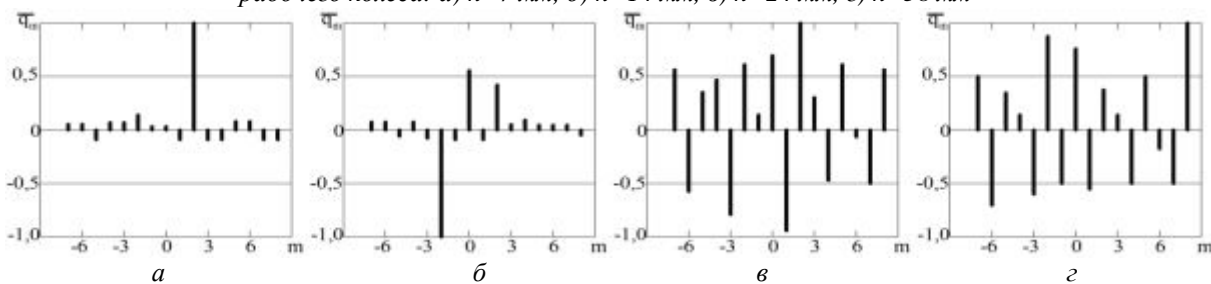


Рис. 10. Изменение гармонического состава формы колебаний с  $t=2$  при утолщении диска модельного рабочего колеса: а)  $h=7 \text{ мм}$ , б)  $h=14 \text{ мм}$ , в)  $h=24 \text{ мм}$ , г)  $h=38 \text{ мм}$

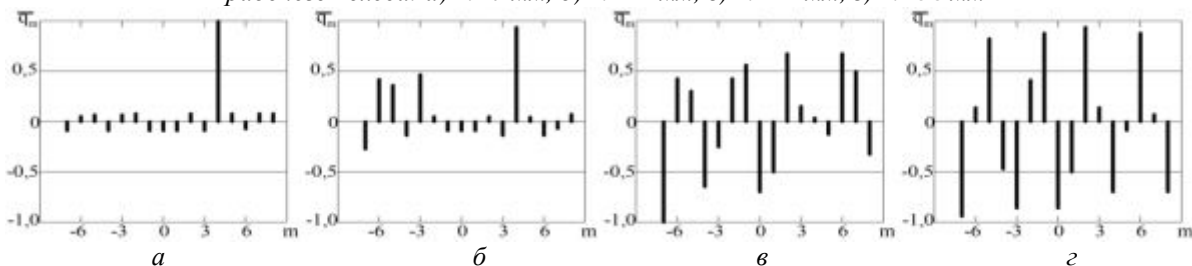


Рис. 11. Изменение гармонического состава формы колебаний с  $t=4$  при утолщении диска модельного рабочего колеса: а)  $h=7 \text{ мм}$ , б)  $h=14 \text{ мм}$ , в)  $h=24 \text{ мм}$ , г)  $h=38 \text{ мм}$

В качестве примера на рис. 12 и 13 приведены собственные формы колебаний с четырьмя узловыми диаметрами для двух рабочих колёс двигателя НК-12. Одна из них является незначительно искажённой, а другая – локализованной. Цифры на рис. 13 соответствуют значениям парциальных частот лопаток, над номерами которых они нанесены. Следует обратить внимание на то, что значимые смещения в локализованной форме имеют не только лопатки с равными или близкими парциальными частотами. Например, лопатка под номером 13 имеет ту же парциальную частоту, что и лопатка с максимальной амплитудой колебаний, однако её смещения при колебаниях близки к нулю.

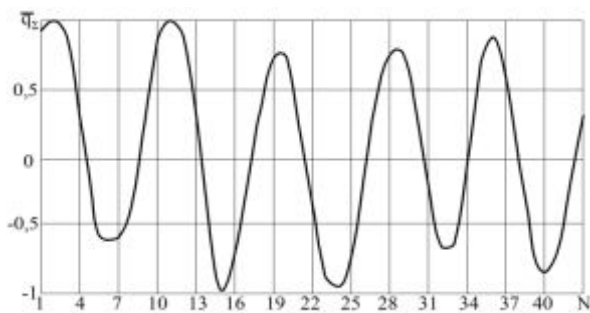


Рис. 12. Форма колебаний с  $t=4$  рабочего колеса 2-ой ступени компрессора двигателя НК-12

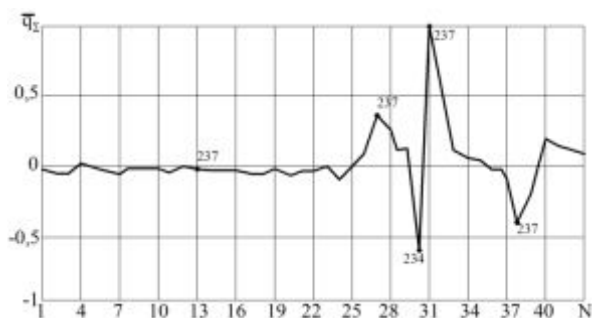


Рис. 13. Форма колебаний с  $t=4$  рабочего колеса 4-ой ступени компрессора двигателя НК-12

Проведённые исследования позволяют сделать заключение о том, что степень искажения собственных форм колебаний натуральных рабочих колёс зависит не только от того, насколько их лопатки неидентичны, но и от связанности колебаний. Чем последняя меньше, тем больше окружное искажение собственных форм. Для любой конструкции колеса уменьшение связанности колебаний качественно приводит к одному и тому же процессу искажения собственных форм. В нём можно выделить два этапа. На первом происходит нарастание искажения формы, что выражается в относительном уменьшении амплитуд колебаний большинства лопаток. Максимальная амплитуда при этом может проявляться то у одной, то у другой лопатки. Этап заканчивается, когда форма принимает ярко выраженный локализованный вид. При колебаниях по данной форме рабочее колесо нельзя рассматривать как имеющее малое отклонение от поворотной симметрии. На втором этапе искажения локализация усиливается. Колебания начинают стягиваться к одной лопатке и в конечном итоге превращаются в её одиночные смещения. На этом этапе максимальная амплитуда всегда сохраняется у одной и той же лопатки. Следует отметить, что локализованные формы бессмысленно характеризовать числом узловых диаметров. Данные формы не являются самоуравновешенными и поэтому могут являться источником возбуждения колебаний ротора.

Работа выполнена при финансовой поддержке Правительства Российской Федерации (Минобрнауки) на основании Постановления правительства РФ №218 от 09.04.2010.

### Библиографический список

1. Иванов В.П. Колебания рабочих колёс турбомашин. М.: Машиностроение, 1983. 224 с.

### Информация об авторах

**Ермаков Александр Иванович**, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры конструкции и проектирования двигателей летательных аппа-

ратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). E-mail:



[fdla@ssau.ru](mailto:fdla@ssau.ru). Область научных интересов: статическая и динамическая прочность турбомашин.

**Урлапкин Александр Викторович**, инженер, отраслевая научно-исследовательская лаборатория «Вибрационная прочность и надёжность авиационных изделий», Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail:

[urlapkin@gmail.com](mailto:urlapkin@gmail.com). Область научных интересов: статическая и динамическая прочность турбомашин.

**Федорченко Дмитрий Геннадьевич**, кандидат технических наук, главный конструктор, ОАО «Металлист-Самара», г. Самара. E-mail: [dgfedorchenko@yandex.ru](mailto:dgfedorchenko@yandex.ru). Область научных интересов: статическая и динамическая прочность турбомашин.

## INFLUENCE OF VIBRATION CONNECTEDNESS ON EIGENMODE SHAPES OF BLADED DISKS WITH NON-IDENTICAL BLADES

©2014 A.I. Ermakov<sup>1</sup>, A.V. Urlapkin<sup>1</sup>, D.G. Fedorchenko<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

<sup>2</sup>Joint-Stock Company «Metallist-Samara», Samara, Russian Federation

The paper discusses the vibrations of bladed disks with non-identical blades. Eigenvalues of this disks due to violation of rotational symmetry is always the case of the harmonic distortion of the distribution of the displacement along the circumference (the eigenvalues distortion). It has been established that the magnitude of distortion, and hence the degree of disruption of rotational symmetry of a wheel depends not only on how much different vanes from one another, but also from connection oscillations. By the calculation and experimental way it is studied distortion of eigenvalues of bladed disks in violation of rotational symmetry with decreasing vibration connectedness up (by increasing the thickness of the disk) to its complete disappearance on an example of a model bladed disk. Introduced a coefficient of quantitatively assessing the value of the degree of violation of rotational symmetry. As an example of mode shapes represented by the bladed disks of the NK-12 compressor. A decrease in the vibration connectedness leads to a distortion in the beginning of the distribution of the harmonic offsets, and then to localized forms. It was noted that localized forms are not self-equilibrated and may lead to excitation of oscillations of the rotor.

*Eigenvalues distortion, oscillation connectedness, resonance, harmonic distribution of displacement, oscillation amplitude, localized eigenvalues.*

### References

1. Ivanov V.P. Kolebaniya rabochikh Disks in Turbomachinery]. Moscow: koles turbomashin [Vibrations of Bladed Mashinostroenie Publ., 1983. 224 p.

### About the authors

**Ermakov Aleksander Ivanovich**, Doctor of Science (Engineering), Professor, Samara State Aerospace University. E-mail: [fdla@ssau.ru](mailto:fdla@ssau.ru). Area of Research: static and dynamic strength of turbomachinery.

**Urlapkin Aleksandr Viktorovich**, engineer of sectoral research laboratory "Vibration resistance and reliability of aeronautical products", Samara State Aerospace Universi-

ty. E-mail: [urlapkin@gmail.com](mailto:urlapkin@gmail.com). Area of Research: static and dynamic strength of turbomachinery.

**Fedorchenko Dmitriy Gennadievich**, Candidate of Science (Engineering), chief designer of JSC «Metallist-Samara». E-mail: [dgfedorchenko@yandex.ru](mailto:dgfedorchenko@yandex.ru). Area of Research: static and dynamic strength of Turbomachinery.

УДК 621.431.75

## АКТУАЛЬНОСТЬ И НАПРАВЛЕНИЯ РАЗВИТИЯ РОТОРНО – ПОРШНЕВОЙ ТЕМАТИКИ

© 2014 В.В. Окорочков<sup>1</sup>, В.М. Окорочкова<sup>2</sup>, В.В. Шафранов<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Открытое акционерное общество «Кузнецов», г. Самара

<sup>2</sup>Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва  
(национальный исследовательский университет)

<sup>3</sup>Открытое акционерное общество «АвтоВАЗ», г. Тольятти

Рассмотрены вопросы развития тематики роторно-поршневых двигателей и их применения в лёгкомоторной авиации, дистанционно пилотируемых летательных аппаратах (ДПЛА) и для привода генераторов, насосов, компрессоров и т.д. при наземном использовании за рубежом и в России. Приведена разработка проекта мощного ряда двигателей в диапазоне 8...200 л.с. с использованием материальной части трёх типоразмеров.

*Роторно-поршневые двигатели, модуль, ротор, статор, системы охлаждения и зажигания, легкомоторная авиация, ДПЛА, генератор, компрессор.*

Практически полное отсутствие производства отечественных авиационных поршневых двигателей (ПД) в нашей стране в настоящее время является одним из серьёзных факторов, сдерживающих развитие малой авиации и, в частности, беспилотных летательных аппаратов (ЛА). Особо остро это ощущается в об-

ласти дистанционно пилотируемых летательных аппаратах военного назначения, где по определению, должны использоваться отечественные комплектующие. В табл. 1 представлен неполный перечень отечественных ДПЛА, использующих поршневые двигатели. Ни на одном из ЛА нет двигателя, производимого в России.

Таблица 1 - Перечень отечественных ДПЛА с ПД

№№ п/п	Фирма	ДПЛА	Взлётная масса, кг	Мощность двигателя, л.с.
1.	ОАО «Камов»	КА-37 КА-137 КА-135	250 280 300	2x33 65 80
2.	НПЦ « АнтиГрад-Авиа»	Нарт	1100	2x90
3.	ОКБ «Сокол»	Данем Дань-Барук»	450 500	100 100
4.	ОАО «Кулон»	Пчела Пчела-1Т»	100 140	20 32
5	ОАО «Иркут»	Иркут-200 Иркут-850	180 860	60 100
6.	ОАО «Луч»	Типчак	50	15
7.	ОАО «Транзас»	Дозор-2 Дозор-3 Дозор-4 Дозор-600	38 500 85 600	5,5 100 12 80
8.	ОАО «Эникс»	Е 08Д «Берга» М850 «Астра» Элерон-10Д	150 130 12	40 40 5
9.	ОАО «Туполев»	Проект	1000	160
10.	ООО «ZalaAero»	421-02x 421-09	90 70	38 (AR-731) 20
11.	НПЦ « Вега»	Аист	600	2x60
12.	НПЦ «СА Лавочкин»	Калибри	380	75

Для ДПЛА необходимы двигатели с высокими требованиями по удельным параметрам: массе, габаритам, экономичности и надёжности. Этим требованиям в наибольшей степени отвечают роторно – поршневые двигатели (РПД), в виду меньшего, чем у традиционных ПД количества деталей (рис.1), отсутствия возврата – поступательного движения подвижных частей, меньшего отношения массы и габаритов к мощности, меньшего уровня вибрации и шума, высокой равномерности крутящего момента и простоте конструкции. К положительным качествам РПД относится многотопливность и возможность обеспечения работоспособности на авиационном керосине и дизтопливе.



Рис. 1. Сравнение количества деталей (модулей) четырёхтактного четырёхцилиндрового двигателя и двухсекционного РПД одинаковой мощности

РПД, обладая простотой конструкции 2-х тактного двигателя (отсутствуют клапаны, распределительный вал с приводом и т.д.), работает по 4-х тактному циклу и имеет лучшую экономичность во

всём диапазоне мощности, а с уровня мощности ~30 л.с. и лучшие массогабаритные параметры. В табл. 2 представлены данные авиационных двигателей для ДПЛА: 2-х тактного П – 032 с параметрами, соответствующими мировому уровню, и РПД AR-731, производства английской фирмы UAV. Сравнение параметров показывает существенное преимущество РПД по всем позициям.

За рубежом и в России разработаны и опубликованы теоретические вопросы проектирования РПД, позволяющие получать необходимые параметры двигателей. [1, 2]. Решены технологические проблемы изготовления специфических для РПД деталей. РПД серийно производятся рядом зарубежных фирм (табл. 3). Фирма «Freedom motors» (США) производит широкий ряд РПД мощностью от 2,5 до 270 л.с. для авиации и наземного применения (бензогенераторы, компрессоры, водопомпы, колёсный и водный транспорт и т.д.) [3]. Английская фирма «UAV» выпускает РПД для ДПЛА ряда стран (более 30 ДПЛА) в диапазоне мощностей 38... 120 л.с. [3]. Японская фирма «Mazda» производит РПД автомобильного и авиационного применения в диапазоне мощностей 230...690 л.с. с литровой мощностью до 265 л.с./л. с удельным расходом ~205...220 г/л.с.ч. (рис. 2).

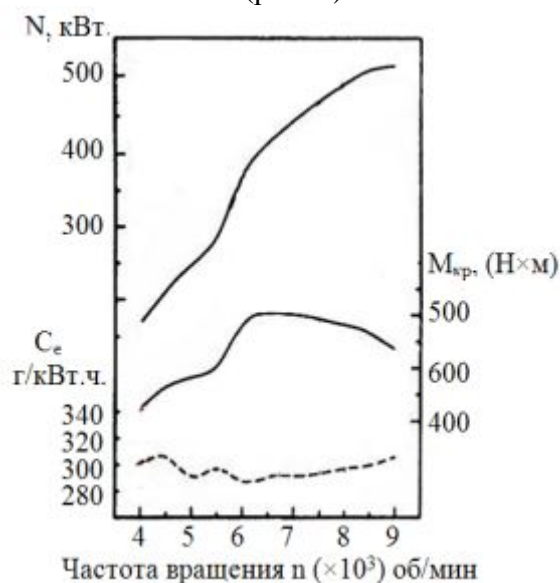


Рис. 2. Параметры 4-х секционного РПД с ТН фирмы «Mazda»

Таблица 2 – Сравнение параметров двигателей с воздушным охлаждением: двухтактного ПД П-032М и РПД АR-731

	ПД П - 032М	РПД АR – 731	Преимущество РПД
Топливо	2х - тактная смесь	2х - тактная смесь	
Рабочий объём, см <sup>3</sup>	444	208	< в 2,15 раз
Мощность, л.с.	32	38	> в 1,2 раз
Удельный расход топлива, г/л.с.ч.	0,35	0,24	< в 1,46 раз
Литровая мощность, л.с./л.	72	182	> в 2,5 раз
Частота вращения, об/мин	6800	7500	> в 1,1 раз
Масса, кг	12,5	9,9	< в 1,26 раз

Таблица 3 - Перечень стран (фирм), производящих РПД

Страна	Фирма	Двигатель
Англия	UAV Cubewano Rotron	AR-731, AR-741, AR-801, AR-682 Sonic 20,-25,-35 (N=1,5; -5,5; -11 л.с) 22 л.с. n= 7600см <sup>3</sup> V=220 см <sup>3</sup>
Германия	Woelfle Engineering G mbH WST AUDI MWE Wesley Mahler Wankel Rotary G mbH	Aikro XR 50 56л.с. m=17кг n= 11000 об/мин V= 294см <sup>3</sup>  Audi –AI  2х2х407 n=6000 об/мин N= 160 л.с
Швейцария	Mistral	G-360T3, G-300, G-200, G-230TS
Австрия	Austro engine	AE-50 , AE-75
США	Freedom motors	2,5.... 270 л.с. (1,2,3,4,6 секционный)
Канада	WST, OMC, LML	
Япония	Mazda  Nitto	12A, 13B, - 230 л.с./8200 20ER -3л.с./1000, 20EP- 1,8 л.с./10000 20EN-3л.с./18000
Южная Корея	WST LML	
Китай	Chery	V=800см <sup>3</sup> Для гибридной СУ авто
Индия	Nishant	N=55л.с. n= 8100 об/мин M=30кг V=324см <sup>3</sup> 71x11,6x0,5x75,2
Италия		
Нидерланды	LML, WST	

В России РПД мощностью 40...45 л.с. производились во ВНИИМОТОР-ПРОМе (г. Серпухов) для тяжёлых мотоциклов. СКБ РПД «АвтоВАЗ» разработаны и производились РПД автомобильного и авиационного назначения в диапазоне мощностей 40...300 л.с. (~30 типов двигателей) (рис. 3). Нарботка лидерных автодвигателей составляла 3000 ч.

Следует отметить, что особенности конструкции и рабочего процесса РПД

определяют характеристику двигателя, неблагоприятную для использования его на автомобиле в городских условиях, т.к. на частичных углах открытия дросселя (меньше 50%) РПД уступают традиционным ПД в экономичности. При использовании РПД в авиации, лодочных моторах и других изделиях, работающих преимущественно в верхнем диапазоне открытия дросселя, этот недостаток минимизируется.



Рис. 3. Авиационные РПД АвтоВаза

Небольшая серийность авиационных двигателей не позволяет обеспечить высокую рентабельность их выпуска и, следовательно, заинтересованность предприятий осваивать производство. Выходом из этой ситуации является двойное применение материальной части авиационных РПД как двигателя для подвесных лодочных моторов (ПЛМ), компрессоров и приводов электрогенераторов, насосов и т.д.

Одним из перспективных направлений развития роторно-поршневой тематики может быть компрессоростроение. Компрессорная тематика является серьезным самостоятельным направлением развития технологии роторно – поршневой техники, не менее значимой и высокотехнологичной в своей области, чем РПД в двигателестроении [4].

Оценка роли компрессоростроения в экономике развитых стран, а также изучение ситуации на компрессорном рынке в

России по номенклатуре и качеству представленного на нём оборудования показывает, что успешное решение компрессорной проблемы послужит укреплению технологического, энергетического и оборонного потенциала страны. Целесообразность развития этой темы обусловлена высоким уровнем рентабельности компрессорного оборудования высокого класса, характеризуемым удельными показателями его цены (табл. 4).

Высокие удельные параметры роторно – поршневых компрессоров (РПК) обусловлены не только способностью этой схемы работать на высоких частотах вращения в виду отсутствия возвратно – поступательного движения, но и возможностью в одной секции организовать две рабочие ветви нагнетания воздуха. Габаритные размеры и масса обычного поршневого компрессора и РПК приведены на рис. 4.

Таблица 4 – Количественные и стоимостные характеристики компрессорного оборудования в России

	Классы компрессоров по качеству сжатого воздуха		
	Промышленный	Индустриальный	Медицинский
Объём продаж, шт/год	Более миллиона	Тысячи	Сотни
Доля изделий импортного производства, %	>95	>99	100
Цена 1 кг товарной продукции, руб/шт	350...500	600...1000	20000...30000
Цена 1 кВт мощности, руб/кВт	5000...10000	25000...35000	50000...100000

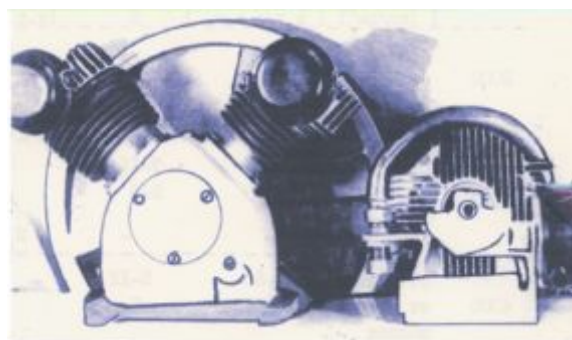
Видно, что РПК вчетверо компактней и легче традиционного ПК. По ряду важнейших свойств компрессоры других схем уступают РПК:

- по степени повышения давления ~ вдвое;
- по объёмной эффективности (отношение подачи к рабочему объёму) ~ в полтора раза;
- по скажности (отношение времени непрерывной работы при полной нагрузке к общему времени эксплуатации) ~ в полтора раза;
- по равномерности подачи, удельному энергопотреблению, загрязнению воздуха маслом, долговечности и себестоимости.

Сравнение параметров компрессоров различных типов приведены в табл.5. Как видно из приведённых данных, РПК имеет существенное преимущество по всем позициям.

Пример использования РПК в составе автомобильного кондиционера показан на рис. 5. Компрессоры широко используются не только в промышленных предприятиях, но и в транспортных средствах:

в системах кондиционирования воздуха, пневмотормозов и др. Это обуславливает их большую серийность при изготовлении, что способствует снижению себестоимости.



Давление нагнетания 0,8 МПа  
Производительность, м<sup>3</sup>/мин.:

0,593	0,666
67.2	16.5
Масса, кг:	

Рис. 4. Габаритные размеры и масса поршневой и роторно – поршневой воздушных компрессорных головок

Таблица 5 – Сравнение параметров компрессоров различных типов (с давлением 0,7 МПа)

Параметры компрессора	Винтовой	Поршневой	РПК
Масса (кг)			
-компрессорные головки	120	565	35
-компрессорные установки	600	1800	200
Габаритный объём, м <sup>3</sup>	0,70	2,6	0,35
Ресурс (2×10 <sup>3</sup> )	20	8	20
Производительность, м <sup>3</sup> /м	120	225	300
Энергопотребление, Дж/л	560	315	295
Цена, тыс. руб.	270	111	100
Себестоимость 1000 м <sup>3</sup> газа с производительностью 300 м <sup>3</sup> /м, руб	432	445	116

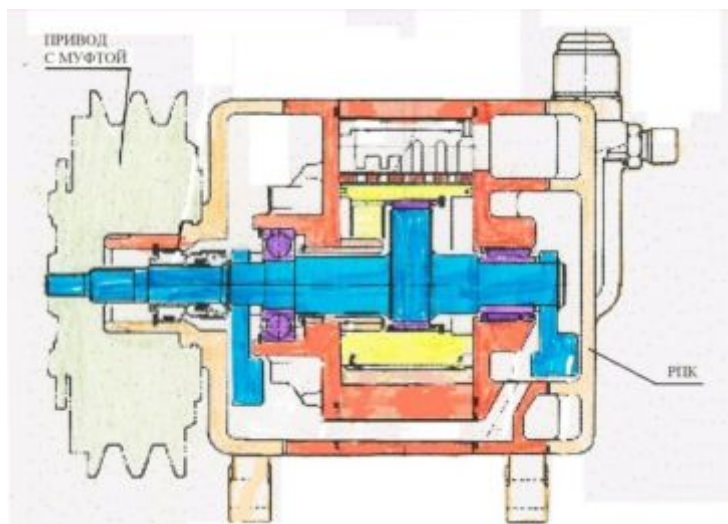


Рис. 5. Роторно – поршневой компрессор автомобильного кондиционера

Для удовлетворения потребностей малой и беспилотной авиации в ОАО «Кузнецов» разработан ряд РПД разной размерности в диапазоне мощностей 8...200 л.с. [5,6]. Размерность РПД определяется объёмом рабочей камеры, который зависит от четырёх характерных параметров:

$a$  – производящего радиуса;

$e$  – эксцентриситета;

$k$  – эквидистанты;

$H$  – ширины секции или высоты ротора. Величины этих характерных параметров связаны оптимальными соотношениями и не могут выбираться произвольно друг от друга. [5].

С учётом стандартного ряда подшипников выбраны три размерности РПД, на основе которых разработаны проекты ряда двигателей в одно- и двухсекционном исполнении при различных частотах вращения (табл. 6).

Таблица 6 - Мощностной ряд РПД

Типо-размер	Кол-во секций	Частота вращения об/мин	Мощность, л.с.
I 52×8х0,5×35 V=76 см <sup>3</sup>	1	7000	8
	1	10000	12
	1	15000	18
	2	7000	16
	2	10000	24
II 80×12×1×68 V=345см <sup>3</sup>	1	5200	30
	1	6500	40
	1	8500	50
	2	5200	60
	2	6500	80
	2	8500	100
III 100×14х2×80 V=594см <sup>3</sup>	1	6500	70
	2	6500	140
	2	7500	180
	2	9000	200

Мощностной ряд может быть расширен увеличением числа секций и установкой турбонагнетателя. Двигатели мощностью 8...24 л.с. имеют воздушное охлаждение статора от набегающего по-

тока при полёте ЛА или от встроенного вентилятора при использовании РПД в качестве привода электрогенераторов, насосов и т.д., а охлаждение внутренней полости (ротора, подшипников) – свежим топливным зарядом. Для двигателей большей мощности охлаждение статора – жидкостное, а внутренней полости – свежим воздухом с добавлением дозированной подачи масла (~1...1,5%).

Прокачка воздуха выполняется вентилятором на входе и отсосом на выходе эжектором, работающем на выпускных газах. В табл. 7 приведены параметры двухсекционного РПД – 100 с объёмом секции 345см в атмосферном исполнении, а на рис. 6 – продольный разрез эскизного проекта силовой установки с РПД-100 с редуктором и встроенным генератором. Вид основных деталей двигателей мощностью 8 и 100 л.с. приведён на рис. 7.

Таблица 7 - Параметры РПД-100

Наименование параметра	Значение параметра	Примечание
Мощность, кВт/л.с. - эффективная взлётная -действительная, с учётом отборов на генератор, глушитель, вентилятор, помпу	73,5 (100) 81,9 (117)	
Частота вращения вала двигателя, об/мин	8500	
Удельный расход топлива на крейсерском режиме, кг/кВтч (кг/л.с.ч)	0,3/0,22	
Редуктор	Шестерёнчатый, двухступенчатый	
Передаточное отношение редуктора	3,739	
Частота вращения вала винта	2270	Воздушный винт - толкающий
Мощность генератора, кВт	5,0	Встроенный, расположен на валу двигателя
Система топливопитания	Распределённый впрыск низкого давления	По две форсунки на каждую секцию
Система зажигания	Электронная, дублированная питанием 27 В	Без высоковольтных проводов
Габаритные размеры (мм): длина × ширина × высота	630 × 400 × 400	
Сухая масса, кг	50	С генератором, редуктором, выпускной системой, без радиатора

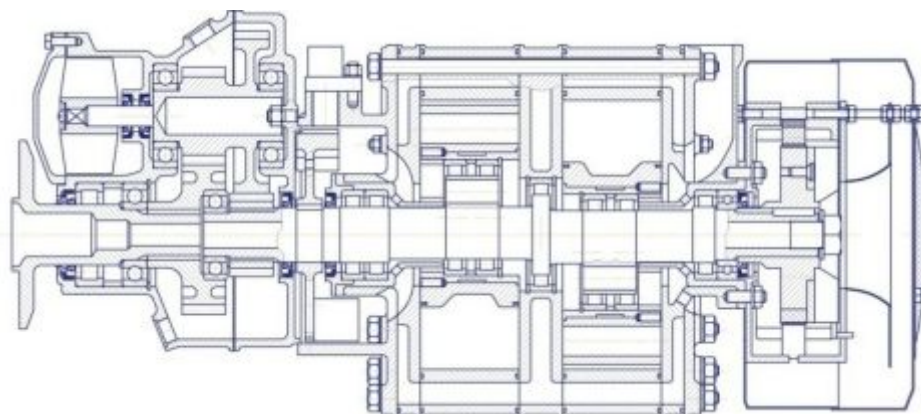


Рис. 6. Продольный разрез двухсекционного РПД - 100



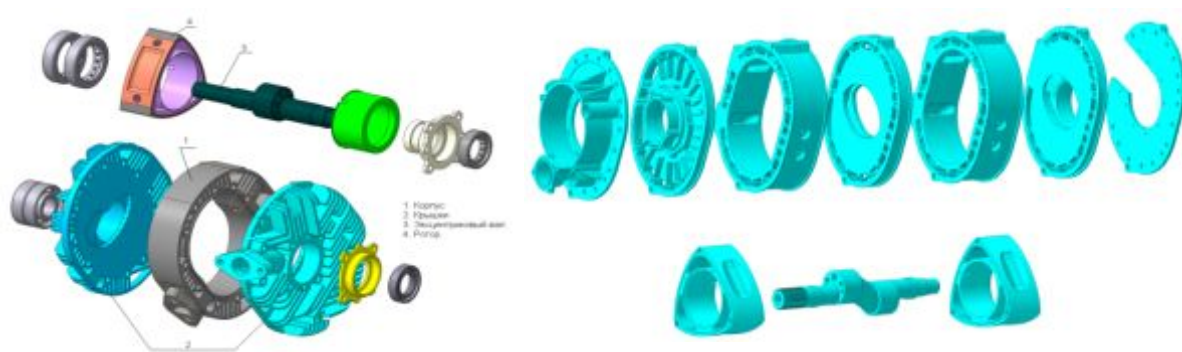


Рис.7. Основные детали модулей двигателей РПД-8 и РПД-100

С целью увеличения серийности и рентабельности производства целесообразно использовать спроектированные двигатели в подвесных лодочных моторах. Замена двухтактного двигателя «Вихрь – 30» на РПД с сохранением дейдвуда и подвески позволит существенно улучшить потребительские свойства ПЛМ: снизить уровень вибрации и шума,

уменьшить удельные расходы бензина и масла в 1,5 раза с одновременным увеличением мощности в 1,5 раза [7]. Сравнение модулей РПД – 45 и «Вихрь – 30» приведено на рис. 8. В виду меньших размеров при большей мощности РПД помещается в существующий поддон и под капот ПЛМ «Вихрь – 30».

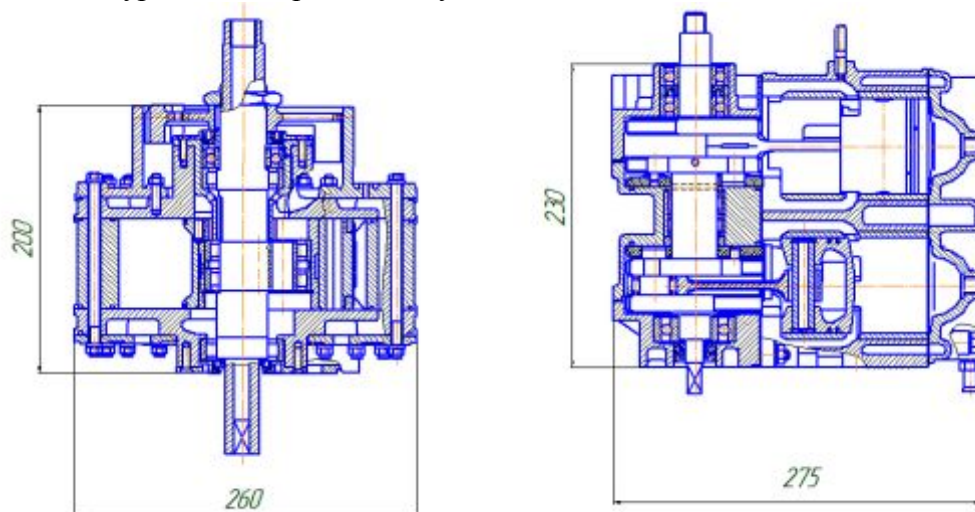


Рис.8. Сравнение модулей РПД – 45 и Вихрь - 30

Таким образом, тематика РПД, как приоритетное направление развития ПД, открывает широкие возможности и позволяет:

- разрабатывать лёгкие и компактные авиационные двигатели необходимой мощности с учётом изложенных предложений до 200 л.с. в атмосферном исполнении и до 300 л.с. с турбонаддувом;
- обеспечить низкую себестоимость двигателя ввиду простоты конструкции, ограниченного количества деталей, малой

металлоёмкости и трудоёмкости изготовления;

- обеспечить востребованность и устойчивый спрос на изделия с РПД благодаря высоким потребительским свойствам, удельным параметрам, надёжности и ресурсу двигателей;
- обеспечить высокую серийность и рентабельность производства за счёт высокого уровня унификации и двойного применения матчасти (авиадвигатели, ПЛМ, привод генераторов и насосов, компрессоры).

### Библиографический список

1. Бениович В.С., Апазиди Г.Д., Бойко А.М. Ротопоршневые двигатели. М.: Машиностроение, 1968. 151 с.
2. Kenichi Yamamoto. Rotary Engine. Published by SankaidoCO.Ltd, Tokyo-Japan, 1981. 67 p.
3. Кочеров Е.П., Кононов В.А., Окорочков В.В., Окорочкова В.М., Иванова К.П. К вопросу о развитии тематики роторно-поршневых двигателей за рубежом и России // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2011. № 3(27), ч. 4. С. 207-214.
4. Лебедев Н.В. Позиционирование конструкции роторно-поршневого компрессора на стадии разработки // Компрессорная техника и пневматика. 2005. № 6. С. 34-38.
5. Технический отчёт № ТО-166-к-2010. Определение основных параметров РПД для мотогенератора мощностью 3кВт. Самара: ОАО «СКБМ», 2010. 34 с.
6. Технический отчёт № ТО-73-к-2011. Авиационный поршневой двигатель РПД –160. Самара: ОАО «Кузнецов», 2011. 57 с.
7. Технический отчёт № ТО-176-94ПJM. Результаты отработки подвесного лодочного мотора с роторно-поршневым двигателем мощностью 40 л.с. Самара: ОАО «СКБМ», 1994. 23 с.

### Информация об авторах

**Окорочков Владислав Владимирович**, начальник отдела поршневых двигателей ОКБ ОАО «Кузнецов», г. Самара. E-mail: [yv.okor@mail.ru](mailto:yv.okor@mail.ru). Область научных интересов: двигателестроение.

**Окорочкова Валентина Михайловна**, кандидат технических наук, доцент кафедры «Теория двигателей летательных аппаратов», Самарский государственный аэрокосмический университет

имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [pauka@ssau.ru](mailto:pauka@ssau.ru). Область научных интересов: двигателестроение.

**Шафранов Виктор Всеволодович**, специалист по роторно – поршневым компрессорам СКБ РПД «АвтоВАЗ», г. Тольятти. E-mail: [victor.shafranov@yandex.ru](mailto:victor.shafranov@yandex.ru). Область научных интересов: двигателестроение.

### SIGNIFICANCE AND DIRECTIONS OF DEVELOPMENT OF ROTARY PISTON AREA OF RESEARCH

© 2014 V.V. Okorochkov<sup>1</sup>, V.M. Okorochkova<sup>2</sup>, V.V. Shafranov<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Open Joint-Stock Company “KUZNETSOV”, Samara, Russian Federation

<sup>2</sup>Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

<sup>3</sup>Open Joint-Stock Company «AutoVAZ», Toljatty, Russian Federation

The development of small and unmanned aircraft in Russia is hampered by the lack of production of domestic aircraft engines in the power range up to 200 h.p. The main requirement for the aircraft engine is minimal ratio of mass and overall dimensions to output. In a greater degree that is matched by the engines of rotor piston layout. The intensive work on rotor piston engines is carried out abroad by companies of many countries: Britain (UAV), USA (Freedom Motors), Austria (Austro engine) etc. In Russia, at SKBM the works on rotor piston engines were conducted for outboard motor application in cooperation with Rotor Piston Engines Design Bureau of AVTOVAZ. For the satisfaction of needs for small and unmanned aircraft a project of creation of rotor piston engines in the power range of 8-200 h.p. was developed.

*Rotor, stator, module; cooling, ignition, fuel supply systems, compressor.*

## References

1. Beniovitch V.S., Apazidi G.D., Boiko A.M. Rotoporshnevyye dvigateli [Rotary piston engines]. Moscow: Mashinostoyeniye Publ., 1968. 151 p.
2. Kenichi Yamamoto. Rotary Engine. Published by SankaidoCO.Ltd, Tokyo, Japan, 1981. 67 p.
3. Kocherov E.P., Kononov V.A., Okorochkov V.V., Ivanova K.P., Okorochkova V.M. Issues of evolution of rotor piston engines subject abroad and in Russia // Vestnik of the Samara State Aerospace University. 2011. No. 3(27), part 4. P. 207-214. (In Russ.)
4. Lebedev N.V. Positioning of dising of rotary piston compressors under development // Compressors and Pneumatics. 2005. No. 6. P. 34-38. (In Russ.)
5. Technical report No. TO-166-к-2010. Opredelenie osnovnykh parametrov RPD dlya motogeneratora moshchnost'yu 3kVt [Determination of rotary piston engine main parameters for 3kW motogenerator]. Samara: JSC SKBM, 2010. 34 p. (In Russ.)
6. Technical report No. TO-73-k-2011. Aviatsionnyi porshnevoi dvigatel' RPD-160 [Aviation piston engine RPE-160]. Samara. JSC «Kuznetsov», 2011. 57 p. (In Russ.)
7. Technical report No. TO-176-94PLM. Rezul'taty otrabotki podvesnogo lodochnogo motora s rotorno-porshnevym dvigatelem moshchnost'yu 40 l.s. [Results of development work on 40 h.p. outboard motor having rotary piston engine]. Samara: JSC SKBM, 1994. 23p. (In Russ.)

## About the authors

**Okorochkov Vladislav Vladimirovich**, Head of rotary piston engine department of Engineering Center, Open Joint-Stock Company “KUZNETSOV”. E-mail: [vv.okor@mail.ru](mailto:vv.okor@mail.ru). Area of Research: engine building.

**Okorochkova Valentina Mikhailovna**, Candidate of Science (Engineering), associate professor of Department of aircraft

engines theory of Samara State Aerospace University. E-mail: [nauka@ssau.ru](mailto:nauka@ssau.ru). Area of Research: engine building.

**Shafranov Victor Vsevoldovich**, specialist of RPC and RPE of Open Joint-Stock Company «AutoVAZ». E-mail: [victor.shafranov@yandex.ru](mailto:victor.shafranov@yandex.ru). Area of Research: engine building.

УДК 621.9.08

## РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ПРОВЕДЕНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ПОГРЕШНОСТИ ИЗМЕРЕНИЯ ГРУПП ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ НА ОБОРУДОВАНИИ С ЧИСЛОВЫМ ПРОГРАММНЫМ УПРАВЛЕНИЕМ НА ПРИМЕРЕ ДИСКА ТУРБИНЫ

© 2014 М.А. Болотов, В.П. Алексеев, Н.Д. Проничев

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва  
(национальный исследовательский университет)

Разработана методика проведения экспериментальных исследований погрешности измерения групп геометрических параметров на оборудовании с числовым программным управлением (ЧПУ) на примере радиально – углового расположения диска турбины. Данная методика состоит из ряда последовательных этапов: анализ детали и групп геометрических параметров; калибровка измерительной системы; привязка к детали; выбор измерительного цикла; разработка управляющей программы для измерений; проведение измерений на оборудовании с ЧПУ и на контрольно-измерительном оборудовании; сравнение результатов измерений; анализ погрешностей, установление причин их возникновения и предложение по их снижению. Для анализа полученных результатов используется статистический метод определения суммарной погрешности. Случайная составляющая оценивалась многократным повторением процесса измерения центрирующих отверстий на оборудовании с ЧПУ и статистической обработкой результатов. Систематическая погрешность оценивалась путём сравнения данных, полученных в результате контроля на оборудовании с ЧПУ, с эталонными значениями. В качестве эталонных данных приняты результаты измерений на координатно-измерительной машине (КИМ) Global Performance 07.10.07. Контроль радиально – углового расположения центрирующих отверстий диска турбины возможен с использованием стандартных измерительных циклов оборудования. Стоит отметить зависимость точности измерения от номинального угла расположения центрирующих отверстий. С увеличением угла увеличивается погрешность измерения. Данная методика является универсальной и применима к измерению многих геометрических параметров различных деталей.

*Методика, эксперимент, погрешность измерения, группа геометрических параметров, случайная погрешность, систематическая погрешность, диск турбины, координатно – измерительная машина.*

При изготовлении сложных изделий на оборудовании с числовым программным управлением возникает необходимость в межоперационном и внутриоперационном контроле геометрических параметров на их соответствие техническим требованиям, предъявляемым к детали.

Реализация встроенного контроля возможна с помощью аппаратных возможностей станков с ЧПУ [1], а именно измерительных щупов, которые в основном используются для базирования заготовок. Точность измерения щупов достаточна для контроля многих ответственных технологических параметров деталей машиностроения.

Целью работы является разработка методики проведения экспериментальных исследований погрешности измерения групп геометрических параметров деталей газотурбинного двигателя (ГТД) на оборудовании с ЧПУ на примере измерения

радиально – углового расположения центрирующих отверстий диска турбины.

При исследовании точности измерения на станке необходимо определить инструментальную погрешность и погрешность метода измерения.

Экспериментальные исследования проводились на фрезерном обрабатывающем центре Mikron UCP 800 Duro, оснащённом измерительной контактной системой Renishaw. На центре установлена система ЧПУ Heidenhain [2].

Разрабатываемая методика проведения экспериментальных исследований по оценке погрешностей измерений на оборудовании с ЧПУ включает в себя ряд последовательных этапов [1]:

- 1) анализ детали и групп геометрических параметров;
- 2) калибровка измерительной системы;
- 3) привязка к детали, установленной на станке;

- 4) выбор измерительного цикла;
- 5) разработка управляющей программы для измерений;
- 6) проведение измерений на оборудовании с ЧПУ;
- 7) измерение детали на КИМ;
- 8) сравнение результатов измерений, полученных на оборудовании и на КИМ, формирование вывода о возможности внутриоперационного контроля рассматриваемой детали, исходя из требуемой точности измерений;
- 9) анализ погрешностей, установление причин их возникновения и предложение по их снижению.

Исследование процесса измерений на станке требует выбора определённой

детали. В качестве практического примера выберем деталь - диск турбины, к которой предъявляются высокие требования по точности изготовления. Точность изготовления определяется, главным образом, радиально - угловым расположением центрирующих отверстий.

Анализ детали необходим для определения групп измеряемых геометрических параметров, выделения технологических баз для задания системы координат и составления методик выполнения измерений.

Деталь (рис. 1) представляет собой диск сложной формы, имеющий выступ с одного торца и фланец с другого торца. На рис. 2 представлена 3D модель диска турбины.

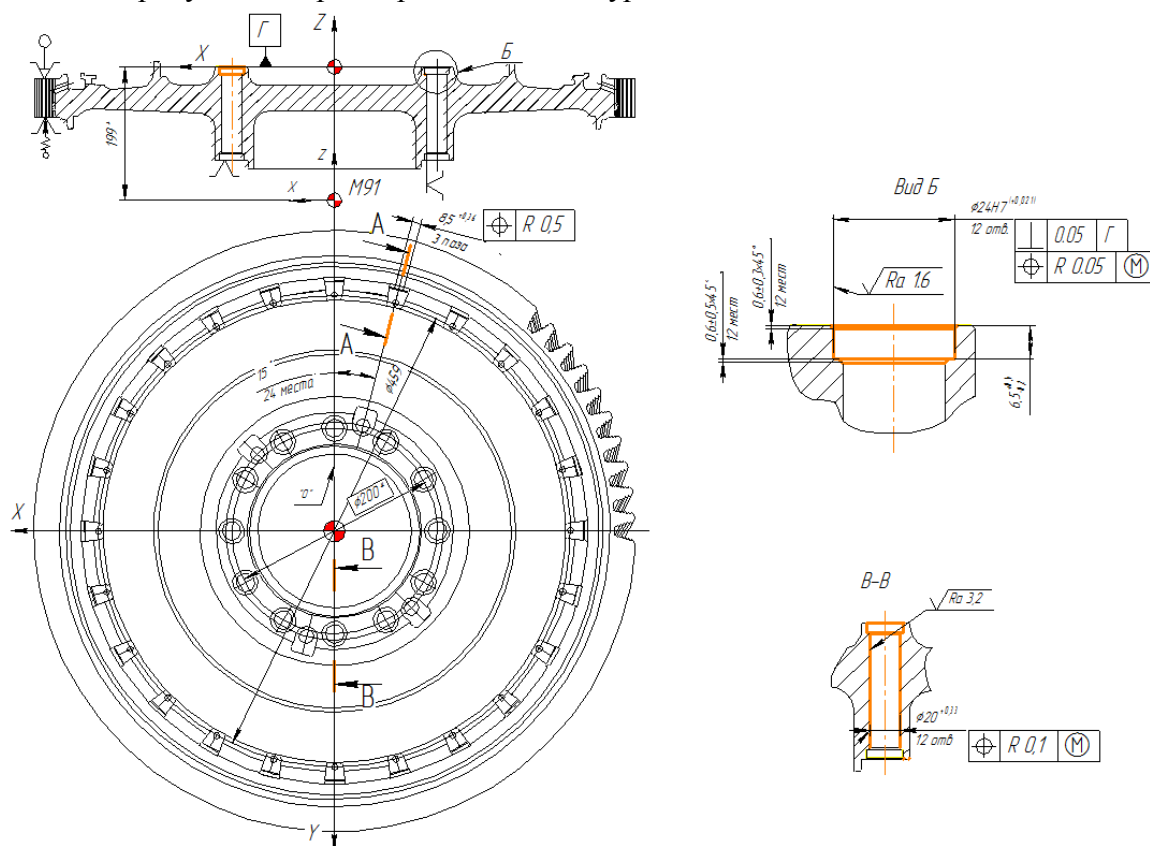


Рис. 1. Чертёж диска турбины

На периферии диска имеются поверхности, на которых располагаются пазы для установки лопаток. На полоте диска имеются 12 равномерно расположенных отверстий  $\varnothing 24$ . Конструкторские базы детали имеют высокую точность размеров и высокую чистоту поверхности ( $Ra =$

1.25). Рабочими поверхностями детали являются поверхности, по которым диск собирается в ротор и поверхности для установки лопаток.

Исходя из технических требований, начало системы координат необходимо положить в центр центрирующего пояса.

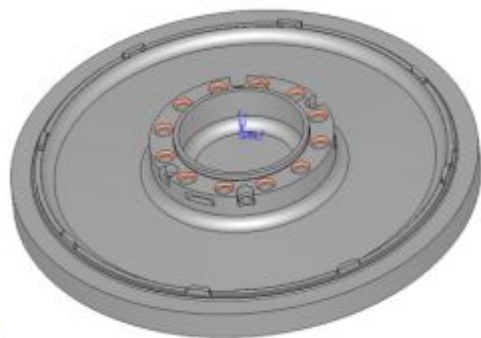


Рис. 2. 3D модель диска турбины

Следующим этапом является калибровка измерительной системы. При исследовании точности измерения на станке необходимо определить инструментальную погрешность и погрешность метода измерения. Погрешности, связанные с точностью формы и размеров детали должны быть сведены к нулю. В связи с этим необходимо выбрать эталонную деталь, которая может использоваться для калибровки или поверки. В качестве детали было выбрано калибровочное кольцо. Диаметр выбранного калибровочного кольца равен 25 мм. Схема замера калибровочного кольца представлена на рис. 3.

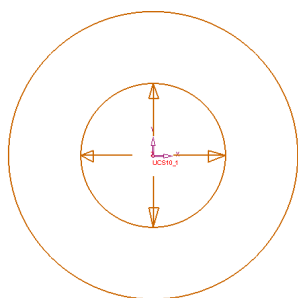
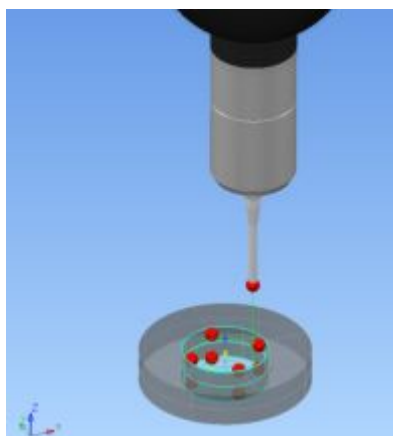


Рис. 3. Схема замера калибровочного кольца

Для более точного определения вылета щупа, радиуса шарика и биения его центра необходимо выполнить несколько повторов калибровочных циклов. Затем определяется среднее арифметическое значение всех параметров и заносится в память системы ЧПУ.

Следующим этапом является базирование заготовки. Базирование применяется, если деталь не обрабатывалась до измерения и её реальное положение в пространстве не совпадает с номинальным, заданным в САI или САМ системе. Такая задача возникает, если деталь возвращается для доработки либо ремонта или отсутствуют приспособления для точного установа. Данную задачу обеспечивают стандартные циклы измерений, заложенные в стойках ЧПУ.

Наклонное положение детали может привести к искажениям результатов измерений, и поэтому его необходимо исключить. Для устранения данного эффекта используется цикл измерительного щупа 405, который определяет угловое смещение между положительной осью Y активной системы координат и осевой линией отверстия, а также угловое смещение между заданным и фактическим положениями центра отверстия. Полученное угловое смещение система ЧПУ компенсирует путём вращения по оси Z. При этом зажим детали на круглом столе может быть любым, однако координата Y отверстия должна быть положительной [2]. Схема измерения представлена на рис. 4.

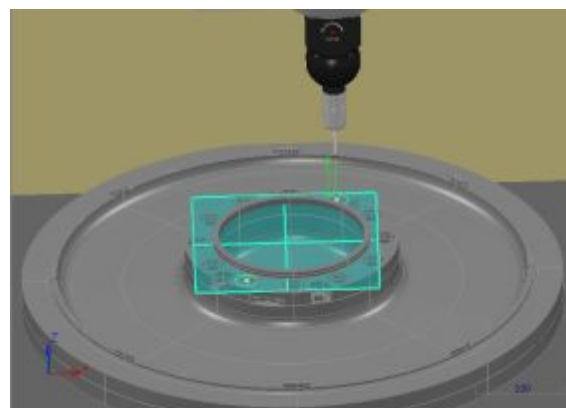


Рис. 4. Схема компенсации наклонного положения детали по двум отверстиям

Далее необходимо определить привязку системы координат детали относительно стола оборудования. Исходя из технических требований, положим систему координат в центр кругового кармана и определим этот центр как базовую точку. Измерение кругового кармана осуществляется с помощью 412 цикла измерительного щупа (рис. 5). На выбор системы ЧПУ может записывать этот центр в таблицу нулевых точек или в таблицу предварительных установок.

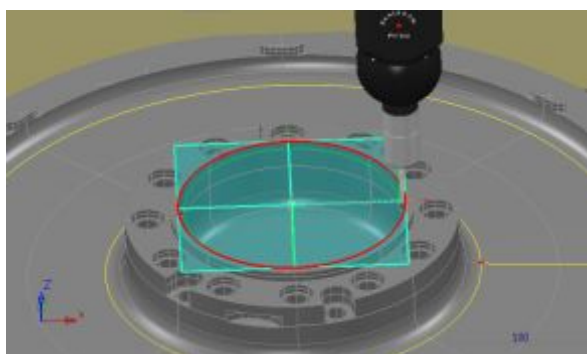


Рис. 5. Измерение центра круглого кармана

Привязка диска турбины по оси Z осуществляется по плоскости торца. Схема измерения плоскости представлена на рис. 6.

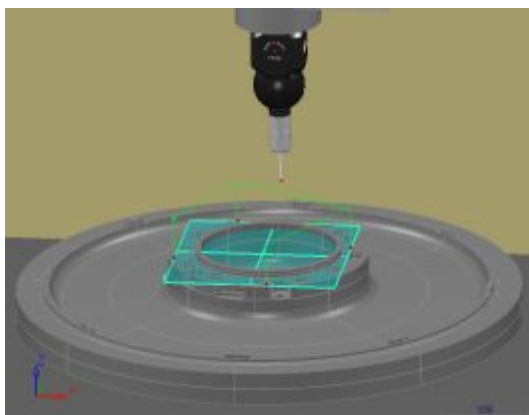


Рис. 6. Измерение торца для определения расположения диска по оси Z

Следующим этапом необходимо произвести автоматическое измерение детали с использованием циклов стойки ЧПУ.

Цикл измерительного щупа 421 определяет центр и диаметр отверстия (рис. 7). В цикле зададим соответствующие значения допуска (-0,033), и ЧПУ осуще-

ствяет сравнение заданного и фактического значения и записывает это отклонение в системных параметрах.

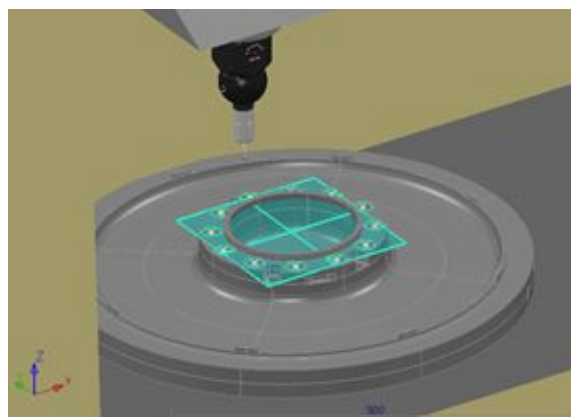


Рис. 7. Измерение центрирующих отверстий диска турбины на оборудовании с ЧПУ

Перед определением цикла должен быть запрограммирован вызов инструмента для определения оси измерительного щупа (рис. 8). Чем меньше запрограммированный угловой шаг, тем менее точно ЧПУ рассчитывает размеры отверстия.



Рис. 8. Вызов измерительного щупа

Результаты измерений записываются в один общий файл, что достаточно удобно для анализа. Вывод результата представлен на рис. 9.

Further measuring results: Center of 1st hole in 1st axis: 77.5064  
Center of 1st hole in 2nd axis: 0.0075  
Angle of 1st hole : 0.0173  
Diameter of 1st hole : 24.0130  
  
Center of 2nd hole in 1st axis: 67.1147  
Center of 2nd hole in 2nd axis: 38.7580  
Angle of 2nd hole : 30.0062  
Diameter of 2nd hole : 24.0170  
  
Center of 3rd hole in 1st axis: 38.7294  
Center of 3rd hole in 2nd axis: 67.1359  
Angle of 3rd hole : 60.0088  
Diameter of 3rd hole : 24.0146

Рис. 9. Фрагмент протокола измерения

На фрагменте данного протокола представлены результаты измерения трёх отверстий. Как видно из протокола, система ЧПУ выводит результаты измерений в виде фактического измеренного значения, что достаточно удобно для сравнения с номинальным значением.

Следующим этапом является измерение детали на координатно – измерительной машине. Данный этап необходим для оценки систематической погрешности измерения. В ходе измерения на оборудовании с ЧПУ и координатно – измерительной машине Global Performance 07.10.07 реализовывалась следующая методика, включающая ряд этапов. На первом этапе осуществляется базирование диска, в ходе которого обеспечивается выстраивание осей детали относительно рабочего пространства КИМ. На втором этапе выполняется измерение рабочих поверхностей, применительно к которым заданы геометрические параметры. На третьем этапе осуществляется синтезирование геометрических элементов в случае необходимости расчёта геометрических параметров и вывод размерной информации в протокол.

Для анализа полученных результатов используется статистический метод определения суммарной погрешности.

При статистическом анализе точности необходимо соблюдение следующих требований:

- для анализа брать детали, изготовленные при стабильных условиях, т.е. од-

ним размерным инструментом до его переточки или при одной наладке станка;

- число деталей в совокупности должно быть значительным, поскольку чем больше взято деталей для анализа, тем с большей достоверностью будут определены характеристики распределения;

- измерение деталей должно выполняться инструментом, цена деления которого должна быть  $(1/6-1/10)\delta$ , где  $\delta$  – допуск на измеряемый размер.

Для датчика линейных перемещений указывается интервальная оценка погрешности показаний, применимая ко всей длине перемещений и включающая в себя систематическую и случайную составляющие.

Случайная составляющая оценивалась многократным повторением процесса измерения центрирующих отверстий на оборудовании с ЧПУ и статистической обработкой результатов.

Случайная составляющая погрешности оценивалась по методу моментных характеристик. Вычислялись среднее арифметическое значение размера для совокупности  $X_{ср}$ , равное 24,012, и среднеквадратическое отклонение, которое составило  $\sigma = 0,000452$ .

На основании практической выборки и моментных характеристик построена практическая гистограмма распределения (рис. 10). Практическая гистограмма распределения служит для приближённой оценки точности процесса и решения вопроса о выборе теоретического закона для характеристики данного распределения [3].



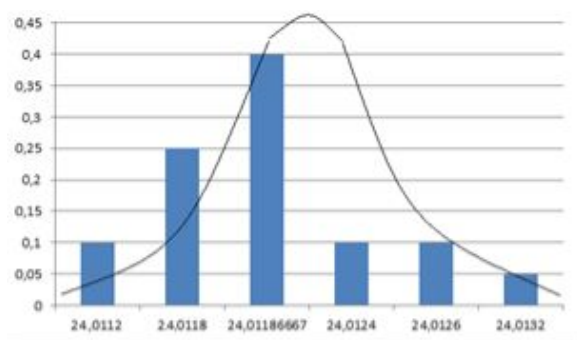


Рис. 10. Практическое и теоретическое распределения по диаметру

На основе оценки погрешности видно, что данный закон достаточно близко соответствует нормальному закону распределения (рис. 10, 11).

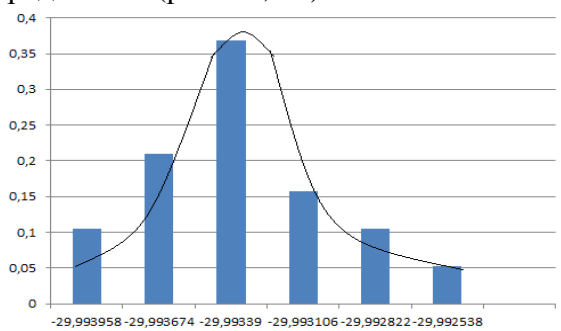


Рис. 11. Практическое и теоретическое распределения по углу

На основании наблюдаемого закона принято поле рассеивания равным шести сигмам, т.е. в рассматриваемом случае  $\omega_p = 0,003$  мм.

Систематическая погрешность оценивалась путём сравнения данных, полученных в результате контроля на оборудовании с ЧПУ, с эталонными значениями. В качестве эталонных данных приняты результаты измерений на координатно – измерительной машине Global Performance 07.10.07.

Определение систематической погрешности производят при допущении, что найденное в эксперименте положение кривой распределения является одним из крайних, другое крайнее положение будет зеркальным, симметричным. При этих допущениях:

$$\omega_{n\_d} = 2\omega'_n = 2|x_{cp.cm\_d} - x_{cp.ким\_d}\sigma| = 0,$$

$$\omega_{n\_a} = 2\omega'_{n\_a} = 2|x_{cp.cm\_a} - x_{cp.ким\_a}\sigma| = 0,216^\circ,$$

где  $x_{cp.cm\_d}$ ,  $x_{cp.cm\_a}$  – средние значения величин диаметра и угла, замеренных на оборудовании с ЧПУ;

$x_{cp.ким\_d}$ ,  $x_{cp.ким\_a}$  – средние значения величин диаметра и угла, полученных в результате измерения на координатно – измерительной машине.

Стоит отметить зависимость точности измерения от номинального угла расположения центрирующих отверстий: с увеличением угла увеличивается погрешность измерения.

Суммарная погрешность диаметрального размера использованного в примере метода измерения составляет 0,030 мм. Вычисленная величина не превышает допуск на выполненный размер, равный +0,033 мм.

### Выводы

Разработана методика проведения экспериментальных исследований погрешности измерения групп геометрических параметров на оборудовании с ЧПУ на примере радиально – углового расположения диска турбины. Контроль радиально – углового расположения центрирующих отверстий диска турбины возможен с использованием стандартных измерительных циклов оборудования. Данная методика является универсальной и применима к измерению многих геометрических параметров различных деталей. Для контроля геометрических параметров, которые невозможно измерить, необходимо: измерение геометрического параметра с использованием стандартных циклов и осуществление вычислений геометрического параметра по результатам измерений отдельных циклов.

Работа выполнена при финансовой поддержке Правительства Российской Федерации (Минобрнауки) на основании Постановления Правительства РФ №218 по договору №27/13 от 15.02.2013.

### Библиографический список

1. Алексеев В.П., Болотов М.А., Быданов В.В. Разработка методики проведения экспериментальных исследований погрешности измерения групп геометрических параметров деталей ГТД на оборудовании с ЧПУ // Сборник тезисов международной научно-технической конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения». Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет, 2014. С. 28-29.

2. Renishaw Карманный справочник по датчикам для станков с ЧПУ. Спектр ре-

шений для контроля процесса обработки. Выпуск № 1111. 2011. 40 с.

3. Алексеев В.П., Болотов М.А. Экспериментальное исследование погрешностей измерения радиально-углового расположения центрирующих отверстий диска турбины на оборудовании с ЧПУ // Сборник тезисов 40-ой международной молодежной научной конференции «Гагаринские чтения». М.: Российский государственный технологический университет, 2014.

### Информация об авторах

**Болотов Михаил Александрович**, кандидат технических наук, доцент кафедры производства двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [maikl.bol@gmail.com](mailto:maikl.bol@gmail.com). Область научных интересов: координатные измерения, математические методы, процессы сборки.

**Алексеев Вячеслав Петрович**, аспирант кафедры производства двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский универси-

тет). E-mail: [alexeev\\_v.p@mail.ru](mailto:alexeev_v.p@mail.ru). Область научных интересов: механическая обработка и производственный контроль.

**Проничев Николай Дмитриевич**, доктор технических наук, профессор кафедры производства двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [pronichev@rambler.ru](mailto:pronichev@rambler.ru). Область научных интересов: электрохимическая обработка, современные информационные технологии, механическая обработка, умное производство.

### DEVELOPMENT OF METHODS OF CARRYING OUT EXPERIMENTAL RESEARCH OF MEASUREMENT ERRORS FOR SETS OF GEOMETRICAL PARAMETERS ON NC EQUIPMENT AS IN THE CASE OF A TURBINE DISK

© 2014 M.A. Bolotov, V.P. Alexeev, N.D. Pronichev

Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

The technique of experimental studies of measurement error groups of geometrical parameters on CNC equipment on example radial-angular positions of turbine disk is developed. This technique consists of a series of successive stages: analysis of parts and groups of geometric parameters; calibration of the measurement system; binding to the details; selection of the measurement cycle; development of the control program to be measured; measurements on CNC equipment and KIM; comparison of measurement results; error analysis, the establishment of their causes and the proposal to reduce them. For the analysis of obtained results is used a statistical

method for determining the total error. The random component was evaluated by multiple repetition of the process of measuring the centering holes on CNC equipment and statistical processing of the results. The systematic error was estimated by comparing the data obtained as a result of control on CNC equipment with reference values. As reference data taken measurements on coordinate-measuring machine Global Performance 07.10.07. Control radial-angular arrangement centering holes turbine disk is possible using standard measuring cycle equipment. It is worth noting the dependence of the accuracy of measurement of the nominal angle of the dowel holes. With the increase in the angle measurement error increases. This technique is universally applicable to the measurement of many geometric parameters of the different parts.

*The technique of experimental research of measurement error, group geometric parameters, random and systematic error, disks turbine, coordinate - measuring machine, CNC machines.*

### References

1. Alekseev V.P., Bolotov M.A., Bydanov V.V. Razrabotka metodiki provedeniya eksperimental'nykh issledovaniy pogreshnosti izmereniya grupp geometricheskikh parametrov detalei GTD na oborudovanii s ChPU // Sbornik tezisev mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «Problemy i perspektivy razvitiya dvigatelestroeniya». Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2014. P. 28-29. (In Russ.)
2. Renishaw Karmanyi spravochnik po datchikam dlya stankov s ChPU [Pocket Guide to sensors for CNC]. Range of solutions for process control. Issue № 1111. 2011. 40 p.
3. Alekseev V.P., Bolotov M.A. Eksperimental'noe issledovanie pogreshnosti izmereniya radial'no-uglovogo raspolozheniya tsentriruyushchikh otverstii diska turbiny na oborudovanii s ChPU // Sbornik tezisev 40-oy mezhdunarodnoy molodezhnoy nauchnoy konferentsii «Gagarinskie chteniya». Moscow: Russian State Technological University Publ., 2014. (In Russ.)

### About the authors

**Bolotov Mikhail Aleksandrovich**, Candidate of Science (Engineering), Associate professor of the Department production of aircraft engines, Samara State Aerospace University. E – mail: [maikl.bol@gmail.com](mailto:maikl.bol@gmail.com). Area of Research: coordinate measurement, mathematical methods, assembly processes.

**Alexeev Vyacheslav Petrovich**, Post-graduate Student of the Department production of aircraft engines, Samara State Aerospace University. E – mail: [@](mailto:alexeev.v.p)

[mail.ru](mailto:mail.ru). Area of Research: machining and production control.

**Pronichev Nikolay Dmitrievich**, Doctor of Science (Engineering), Professor of the Department production of aircraft engines, Samara State Aerospace University. E – mail: [pronichev@rambler.ru](mailto:pronichev@rambler.ru). Area of Research: electrochemical machining, modern information technology, machining, smart production.

УДК 621.923.46

## ИССЛЕДОВАНИЕ СТРУКТУРЫ СФЕРИЧЕСКИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ РОЛИКОВ ПРИ ШЛИФОВАНИИ

© 2014 Н.В. Носов, Л.Н. Михайлова

Самарский государственный технический университет

Рассмотрены методы шлифования сферических торцов конических роликов торцом и периферией круга. Показаны пути повышения точности сферического торца при обработке периферией шлифовального круга, заправленного по радиусу, и обеспечения качества поверхности, связанной с неравномерным износом круга. Установлено, что повышение эффективности шлифования сферических поверхностей ролика осуществляется путём снижения случайной и систематической составляющей погрешности обработки. Представлены результаты шлифования корригированным радиусом обработки и устройства для непрерывного шлифования сферических торцов роликов. Исследована структура поверхностей сферических торцов роликов с помощью оптико-электронного комплекса, способного уменьшить влияние кривизны исследуемой поверхности на её изображение. Рассмотрен алгоритм использования бинаризации исходного полутонового изображения для анализа структуры обработанной поверхности, обеспечивающий обработку и вывод результатов на экран монитора ПЭВМ. Приведены бинарные изображения структуры поверхностей сферических торцов роликов с различной шероховатостью. Выполнены исследования влияния средней амплитуды колебания автокорреляционной функции от шероховатости поверхности. Показаны связи шероховатости профиля поверхности с параметрами автокорреляционной функции. Определены оптимальные параметры структуры поверхности, амплитуды автокорреляционной функции и математическое ожидание, которые будут обеспечивать повышение эксплуатационных свойств контактных поверхностей.

*Шлифование сферических торцов, роликов, конических подшипников.*

Для успешной работы подшипникового узла необходимо, чтобы величина момента трения была минимальной и находилась в узких пределах. Момент трения имеет наименьшее и стабильное значение при полном прилегании роликов к опорному борту. Характер контакта торца ролика с опорным бортом может быть различным в зависимости от соотношения конструктивных параметров и внутренней геометрии конического роликоподшипника. Ролики со сферическим торцом имеют минимальные контактные напряжения и максимальное сопротивление перекоосу. Наилучшие результаты даёт сопряжение сферического торца ролика и сферического борта внутреннего кольца.

Даже при неточном изготовлении контактирующих сферических поверхностей площадь их контакта будет больше, чем при других сопряжениях. Погрешности сферических контактирующих поверхностей существенно влияют на кинематику подшипника, а также на уровень вибрации и шума.

Для повышения надёжности работы подшипника необходимо при определении радиуса сферы торца ролика обеспечить условие, при котором контактная площадка располагается в середине опорного борта внутреннего кольца. Это зависит как от точности, так и структуры обработанной сферической поверхности.

Форма рабочей поверхности инструмента, взаимное расположение детали с инструментом, характер подачи, вид базирования и количество одновременно обрабатываемых деталей определяют метод обработки сферических торцов роликов и их технологические возможности.

Существуют следующие методы шлифования сферических торцов роликов: врезное шлифование торцом и периферией круга и сквозное шлифование торцом и периферией круга (рис.1).

Недостатком врезного шлифования (рис.1а, б), как торцом, так и периферией круга являются высокие требования, предъявляемые к обеспечению точности устройства для правки круга. При сквоз-

ном шлифовании торцом чашечного круга (рис.1в) можно осуществлять предварительную обработку сферического торца ролика.

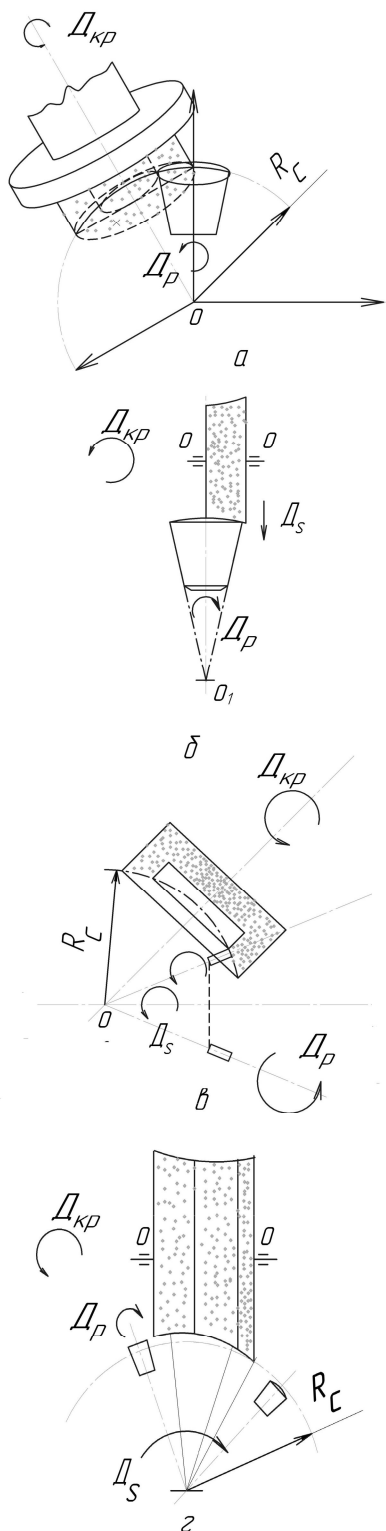


Рис.1. Методы шлифования сферических торцов конических роликов:  
 а – врезной торцом круга, б – врезной периферией круга, в – сквозной торцом круга, г – сквозной периферией круга

Наибольшее распространение получил метод сквозного или непрерывного шлифования периферией круга.

При данном методе шлифования обрабатываемая деталь имеет два вращательных движения: вокруг собственной геометрической оси и оси круговой подачи. Третьим движением является вращение шлифовального круга. В отличие от врезного шлифования форма образующей круга не копируется на изделии.

В работе [1] рассмотрено образование погрешности формы сферического торца конического ролика при непрерывном шлифовании поверхностью периферии круга, заправленного по радиусу (рис.1г), равному радиусу сферической поверхности торца ролика.

Для повышения точности обработки предлагались: дополнительная операция суперфиниширования, исправляющая погрешность сферы торца ролика; введение увеличенных размеров диаметра большого основания и угла конуса заготовки ролика для обработки радиусом, меньшим заданного на величину допускаемого отклонения, дополнительная операция для исправления диаметра большого основания и угла конуса при шлифовании образующей конуса роликов.

Для повышения точности сферического торца ролики обрабатывались периферией шлифовального круга, заправленного радиусом с учётом коррекции на величину возникающей погрешности.

Результаты исследований шлифования сферического торца роликов с корригированным радиусом обработки, определяемым по предлагаемой зависимости в работе [1], показали, что осуществлено повышение точности сферических торцов роликов путём снижения погрешности обработки.

Наряду с радиусом сферы торца при производстве роликов малозумных подшипников имеется трудность в обеспечении качества сферической поверхности, связанной с износом шлифовального круга. Вследствие периодического воздействия роликов на круг при их заходе в рабо-

чую зону, происходит неравномерный износ, который приводит к образованию волнообразного профиля периферии круга на глубину до 0,2 мм с шагом, близким к угловому шагу расположения гнёзд сепаратора.

Причиной образования волн является периодическая нагрузка, приходящаяся на одни и те же участки образующей круга, из-за пульсации силы резания при заходе с постоянным шагом роликов в рабочую зону.

Для повышения качества сферической поверхности использовалась конструкция устройства для непрерывного шлифования сферических торцов роликов с переменным шагом расположения гнёзд сепаратора, методика расчёта которых изложена в работе [2].

Исследование влияния износа шлифовального круга на качество сферических торцов роликов проводилось при равномерном и неравномерном расположении гнёзд сепаратора и, следовательно, деталей в зоне обработки.

Установлено, что при конструкции сепаратора с равномерным шагом гнёзд в межправочный период торцовое биение увеличивается в два-три раза, шероховатость поверхности имеет разброс  $Ra = 0,2 - 0,6$  мкм, огранка у 30% роликов была выше нормы.

При шлифовании с использованием конструкции устройства для непрерывного шлифования сферических торцов роликов 6-7705У с переменным шагом расположения гнёзд сепаратора в течение четырёх часов работы станка волнистость и огранка поверхности находились в допустимых пределах, а торцовое биение снизилось до 2,5...3,8 мкм.

При дальнейших исследованиях было проверено, как изменяется торцовое биение, огранка и шероховатость в начале и в конце межправочного периода при использовании скорректированного радиуса обработки и конструкции с переменным шагом гнёзд сепаратора.

Результаты показали, что процесс стабилизировался: параметры торцового

биения в конце межправочного периода были в допустимых пределах значений до 5 мкм, шероховатость обработанной поверхности имела  $Ra < 0,16$  мкм, особенно улучшилось качество по огранке – не менее 98% роликов соответствовали значениям до 4 мкм.

Особое внимание уделялось в работе анализу структуры сферической поверхности торца ролика, которая является комплексной величиной и определяет условия контакта двух сферических поверхностей. Параметры исследовательского оптико-электронного комплекса были настроены таким образом, чтобы уменьшить влияние кривизны исследуемой поверхности на её изображение в фокальной плоскости оптической системы. В данном случае участок анализируемой поверхности имел размер  $1,2 \times 1$  мм, а формат записываемого в память компьютера изображения составлял  $720 \times 576$  пикселей. Кроме того, при направлении опорного светового потока перпендикулярно направлению поверхности, из-за её сильной кривизны в фокальной плоскости оптической системы, наблюдается либо очень сильное светлое пятно при небольших углах падения светового потока ( $\alpha = 0^\circ - 15^\circ$ ), либо появление тени от кромки ролика при больших углах падения потока ( $\alpha > 15^\circ$ ). В связи с выявленными особенностями, опорный световой поток при исследовании структуры сферической поверхности был направлен под углом  $\alpha = 70^\circ$  (рис. 2).

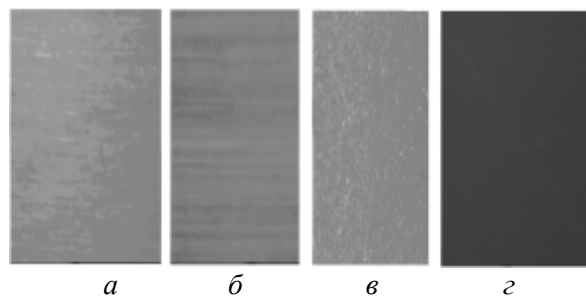


Рис. 2. Изображения поверхностей сферических торцов роликов из стали ШХ – 15 при формате кадра  $720 \times 576$  пикселей: а-  $Ra=0,13$  мкм, б-  $Ra=0,084$  мкм, в-  $Ra=0,048$  мкм, г-  $Ra=0,025$  мкм

Полученные изображения нельзя идентифицировать и поэтому разработана

специальная программа по анализу структуры поверхностей [3]. Отметим, что в настоящее время не существует формального способа выбора вида предварительной обработки и типа критериальной функции. В связи с этим синтез квазиоптимальных корреляционных алгоритмов производится эвристически. На основе проведенного анализа для построения двумерных автокорреляционных функций были выбраны парные критериальные функции, которые предполагают обработку изображений в цифровой форме с числом уровней квантования два и более.

С помощью метода парных критериальных функций может быть получено несколько корреляционно – экстремальных алгоритмов. При исследовании был выбран алгоритм, построенный с использованием парной критериальной функции, в виде:

$$R_r(\Delta) = \frac{1}{N} \sum_{i=0}^{2^{n-1}} F_{ii}(\Delta),$$

где  $R_r(\Delta)$  - отклонение парной критериальной функции;

$N$  – количество сравниваемых элементов в эталонном изображении размером  $n_1 \times n_2$  и текущем изображении с шагом в 1 пиксель;

$F_{ii}(\Delta)$  – площадь изображения по координатам в пикселях.

Для анализа структуры поверхности проводилась бинаризация исходного полутонового изображения по следующему алгоритму.

Всё исходное изображение исследуемой поверхности разбивалось на независимые квадратные фрагменты (окна) и в каждом окне подсчитывался средний уровень яркости видеосигнала  $B_T(x, y)$ . Этот средний уровень и являлся порогом бинарного преобразования для яркости пикселей в данном окне, то есть скользящим порогом.

В выделенном окне преобразовывался каждый пиксель, а перемещение окна по преобразуемому изображению осуществлялся с шагом, определяемым

размерами окна. Отмеченное преобразование использует все три вида фильтрации изображения, то есть каузальную, некаузальную и полукаузальную фильтрации.

В результате сравнения каждого байта  $B_i(x, y)$  с пороговым значением  $B_T(x, y)$  ему придавалось новое значение по правилу:  $B_i(x, y) = 0FFH$ , если  $B_i(x, y) \geq B_T(x, y)$  и  $B_i(x, y) = 00H$ , если  $B_i(x, y) < B_T(x, y)$ . Такой формат бинарного изображения был выбран для того, чтобы обеспечить возможность его обработки языками высокого уровня и вывода результатов обработки на экран монитора ПЭВМ. На рис. 3 приведены бинарные изображения эталонных образцов, полученные при использовании адаптивного окна бинарного преобразования с размерами  $16 \times 16$  пикселей структуры поверхностей сферических торцов роликов с различной шероховатостью.

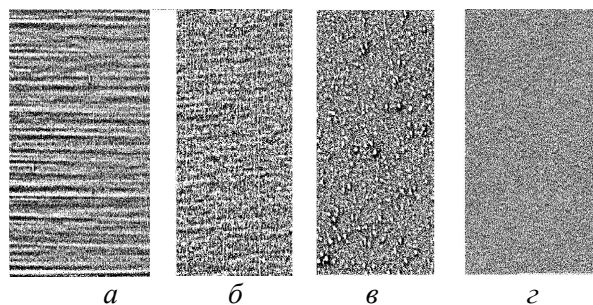


Рис. 3. Бинарные изображения структуры поверхностей сферических торцов роликов: а-  $Ra=0,13$  мкм, б-  $Ra=0,084$  мкм, в-  $Ra=0,048$  мкм, з-  $Ra=0,025$  мкм

Для микрорельефа рассматриваемых поверхностей с помощью оптико-электронного комплекса были выполнены исследования влияния эталонных образцов на среднюю амплитуду переменной составляющей автокорреляционной функции  $Ra = f(U_{CP})$ . Зависимость средней амплитуды колебания автокорреляционной функции  $U_{CP}$  от шероховатости поверхности при формате изображения поверхности  $720 \times 576$  пикселей приведены в табл. 1.

Таблица 1 - Результаты исследований шероховатости поверхности

Шероховатость поверхности $Ra$ , мкм	0,13	0,084	0,048	0,025
Амплитуда автокорреляционной функции, $U_{cp}$	16,0	12,2	9,9	7,86
$\sigma$	1,7	1,3	0,8	0,1

Из приведённых данных видно, что в зависимости от величины шерохо-

ватости изменяются параметры структуры поверхности, которые влияют на эксплуатационные свойства сферической поверхности роликов. С этой точки зрения наиболее предпочтительной является поверхность с однородной, равной во всех направлениях структурой, т. е. поверхность с  $Ra = 0,025$  мкм,  $U_{cp} = 7,86$  и  $\sigma = 0,1$ .

### Библиографический список

1. Носов Н.В., Михайлова Л.Н. Повышение точности обработки сферических торцов конических роликов подшипников // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2012. № 3(34), ч. 1. С. 259-264.

2. Михайлова Л.Н. Повышение качества шлифования сферических торцов конических роликов // Материалы Всероссийской науч.-техн. интернет-конференции с международным участием

«Высокие технологии в машиностроении». Самара: Самарский государственный технический университет, 2011. С. 12-15.

3. Абрамов А.Д., Носов Н.В., Хаустов В.И. Исследование шероховатости поверхности бомбинированных роликов на основе анализа их автокорреляционных функций // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2009. № 3(19), ч. 2. С. 45-54.

### Информация об авторах

**Носов Николай Васильевич**, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой «Технология машиностроения». Самарский государственный технический университет. E-mail: [nosov@samgtu.ru](mailto:nosov@samgtu.ru). Область научных интересов: инновационные технологии в машиностроении.

**Михайлова Людмила Николаевна**, кандидат технических наук, доцент кафедры «Автоматизированные станочные и инструментальные системы». Самарский государственный технический университет. E-mail: [mih ln@mail.ru](mailto:mih ln@mail.ru). Область научных интересов: шлифование сферических торцов, роликов, подшипников.

## STUDY OF THE STRUCTURE OF SPHERICAL ROLLER SURFACES IN GRINDING

© 2014 N.V. Nosov, L.N. Mikhailova

Samara State Technical University, Samara, Russian Federation

The methods of grinding the spherical ends of tapered rollers using the wheel end and periphery are considered. The ways of improving the accuracy of the spherical end when processing using the periphery of a grinding wheel, radially refilled, and ensuring the surface quality due to uneven wear of a wheel are shown. It has been established that increasing the efficiency of grinding the spherical surfaces of a roller is carried out by reducing random and systematic error components of processing. The results of grinding using the corrected radius and the processing device for continuous grinding of spherical roller ends are represented. The structure of surfaces of spherical roller ends using the optical-electronic complex that could reduce the influence of the cur-



vature of the surface under study on its image is investigated. An algorithm of using binarization of an original halftone image for analyzing the structure of the treated surface, which provides processing and output of the results on the PC screen is considered. The binary images of the surface structure of spherical roller ends with different roughness are shown. The studies of the effect of the average amplitude of oscillation of the autocorrelation function depending on the surface roughness are performed. Thus, the relationship of roughness of the surface profile with the parameters of the autocorrelation function is shown. The optimum parameters of the surface structure, the amplitude of the autocorrelation function and the mathematical expectation that will provide an increase in performance properties of the contact surfaces are determined.

*Grinding spherical ends, rollers, tapered roller bearings.*

### References

1. Nosov N.V., Mikhailova L.N. *tehnologii v mashinostroenii». Samara: Samara State Technical University, 2011. P. 12-15. (In Russ.)*
2. Mikhailova L.N. *Povyshenie kachestva shlifovaniya sfericheskikh tortsov konicheskikh rolikov // Materialy Vserossiyskoy nauch.-tekhn. internet-konferentsii s mezhdunarodnym uchastiem «Vysokie*
3. Nosov N.V., Abramov A.D., Haustov V.I. *Research of roughness of surface rollers with modified contact on the basis of analysis of their autocorrelation functions // Vestnik of the Samara State Aerospace University. 2009. No. 3(19), part 2. P. 45-54. (In Russ.)*

### About the authors

**Nosov Nikolai Vasilyevich**, Doctor of Science (Engineering), Professor, Head of the Department "Mechanical Engineering". Samara State Technical University. E-mail: [nosov@samgtu.ru](mailto:nosov@samgtu.ru). Area of Research: innovative technologies in mechanical engineering.

**Mikhailova Lyudmila Nikolayevna**, Candidate of Science (Engineering). Associate Professor of the Department "Automated machine tools and tooling systems." Samara State Technical University. E-mail: [mih\\_ln@mail.ru](mailto:mih_ln@mail.ru). Area of Research: grinding spherical ends, rollers, tapered bearings.

УДК 621.91.01+621.431.75

## ИССЛЕДОВАНИЕ ОБРАБАТЫВАЕМОСТИ ЖАРОПРОЧНОЙ СТАЛИ 10X11H23T3MP-ВД ДЛЯ ДЕТАЛЕЙ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

© 2014 О.С. Сурков, А.И. Кондратьев, В.П. Алексеев, А.И. Хаймович

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет)

В статье рассмотрены вопросы обрабатываемости жаропрочной хромоникелевой стали 10X11H23T3 MP-ВД. Для исследования обрабатываемости жаропрочного материала использовалось современное фрезерное оборудование с числовым программным управлением (ЧПУ), динамометрический стол Kistler, современный монолитный фрезерный инструмент фирмы Seco. В виде оправки использовался термозажим, обеспечивающий наибольшую жёсткость закрепления. Поставлена серия экспериментов по измерению усилий резания, возникающих в процессе обработки. Для эксперимента были выбраны заготовки в виде пластин. Поверхность каждого образца предварительно обрабатывалась так, чтобы исходная шероховатость у всех образцов была одинаковой Ra 1,25. Материал заготовок - сталь ЭП33 ВД (10X11H23T3MP-ВД). В качестве режущего инструмента в модели используется фреза фирмы Seco. Проведены анализ и обработка результатов эксперимента. По экспериментальным данным построены зависимости усилия резания от скорости, глубины резания и подачи. Зависимости получены с использованием нейросетевых моделей, увязывающих усилия резания с технологическими параметрами. Установлено, что нейросетевая модель даёт более точный прогноз усилий резания, особенно в области повышенных скоростей резания. Смоделирован процесс резания с заданными экспериментальными условиями для сопоставления данных эксперимента и моделирования. Использовано виртуальное моделирование процесса обработки в среде DEFORM 3D.

*Механическая обработка, экспериментальные исследования, обрабатываемость, жаропрочные и нержавеющие стали и сплавы, режущий инструмент, усилия резания, режимы резания, нейросетевая модель, модель процесса фрезерования.*

В настоящее время многие детали, к которым предъявляют повышенные требования по жаростойкости, изготавливаются из труднообрабатываемых сплавов, обладающих повышенными вязкопластическими свойствами. Механическая обработка данных деталей вызывает ряд трудностей при назначении технологических режимов обработки и подбора геометрии режущей части инструмента.

Сталь 10X11H23T3MP-ВД относится к классу аустенитных. Процесс обработки материалов данного класса сопровождается:

- 1) повышенной температурой в зоне резания, большим трением по контактным поверхностям, что приводит к ухудшению обрабатываемости и износу инструмента;
- 2) повышенной истирающей способностью жаропрочных материалов, что вызывает необходимость применять инструментальные материалы, имеющие наряду с большой прочностью и высокую износостойкость.

Основные особенности резания жаропрочных и нержавеющих сталей и

сплавов, затрудняющие их механическую обработку это вязкопластическое упрочнение материала в процессе деформации резанием.

Для исследования рациональных областей обработки резанием обычно требуется большой объём натуральных испытаний. Целью данной работы является не только определение этой области, но и методическое обоснование уменьшения объёма экспериментальных исследований. Для этой цели было использовано виртуальное моделирование процесса обработки в среде DEFORM 3D.

Пониженная виброустойчивость движения резания обусловлена высокой упрочняемостью нержавеющих и жаропрочных материалов при неравномерности протекания процесса их пластического деформирования. Возникновение вибраций приводит к переменным силовым и тепловым нагрузкам на рабочие поверхности инструмента и, следовательно, к микро- и макрорывкам режущих кромок. При наличии вибраций особенно неблагоприятное влияние на износ инст-

румента оказывают явления схватывания стружки с его передней поверхностью.

Для исследования обрабатываемости жаропрочного материала использовалось современное фрезерное оборудование с ЧПУ, динамометрический стол Kistler, современный монолитный фрезерный инструмент фирмы Seco. В качестве оправки использовался термозажим, обеспечивающий наибольшую жёсткость закрепления.

Калибровочный проход выполняется всегда на одних и тех же режимах резания (одинаковая подача, скорость резания, глубина резания и т.д.). Калибровочный проход необходим для обеспечения при проведении эксперимента однотипных условий, таких как шероховатость поверхности, вылет заготовки и т.д.

Для эксперимента были выбраны заготовки  $D \times B \times L = 40 \times 24 \times 6$  (мм). Поверхность каждого образца предваритель-

но обрабатывалась так, чтобы исходная шероховатость у всех образцов была одинакова  $Ra = 1,25$ . Материал заготовок: сталь ЭП33 ВД (10X11H23T3MP-ВД).

При проведении эксперимента скорость резания изменялась от 45 до 75 м/мин, подача на зуб 0,05 ... 0,2 мм/зуб, боковой съём  $a_e$  0,1 ... 0,5 мм. Этот диапазон скоростей, подач и величина съёма являются наиболее применяемыми при механической обработке резанием.

Регистрация изменения составляющих усилия резания  $F_x$ ,  $F_y$ ,  $F_z$  в реальном времени регистрировались динамометром Kistler модели 9257B, установленным на столе станка ALZMETALL BAZ 15 CNC.

При измерении сил резания были получены графические зависимости составляющих  $F_x$ ,  $F_y$ ,  $F_z$  силы резания от времени. На рис. 1 представлены данные по 8 каналам измерения и зависимости  $F_x$ ,  $F_y$ ,  $F_z$  для сплава 10x11h23t3mp-вд.

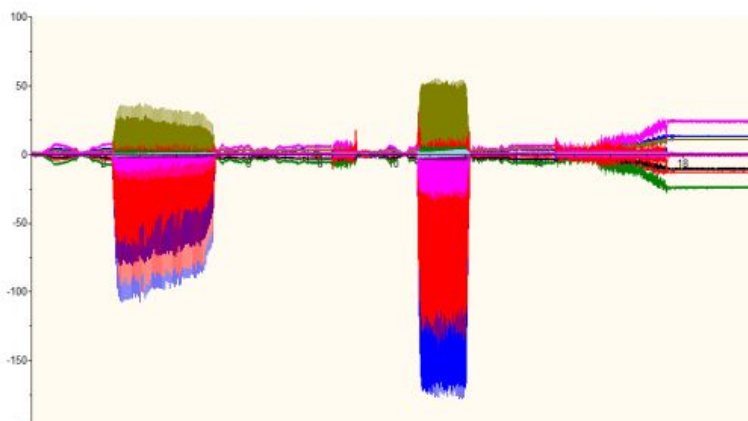


Рис.1. Данные по 8 каналам измерения и зависимости  $F_x$ ,  $F_y$ ,  $F_z$

По экспериментальным данным построены зависимости усилия резания от скорости, глубины резания и подачи. Зависимости получены с использованием нейросетевых моделей, увязывающих усилия резания с технологическими параметрами (рис. 2).

Для сравнения была апробирована регрессионная модель для силы резания (рис. 3).

Установлено, что нейросетевая модель даёт более точный прогноз усилий резания, особенно в области повышенных скоростей резания.

Анализ полученных моделей свидетельствует, что в диапазоне скоростей резания 45-50 м/мин независимо от глубины резания (в пределах 0,1...0,55 мм) при снижении подачи на зуб менее 0,14 мм/зуб наблюдается усиленный наклёп поверхности и увеличение контактного трения. С увеличением скорости резания (более 50 м/мин) при небольших подачах 0,03 ... 0,10 мм/зуб за счёт разогрева металла в зоне стружкообразования по контактными поверхностям происходит дальнейшее увеличение коэффициента трения вплоть до предельного значения ( $\mu = 0,577$ ).

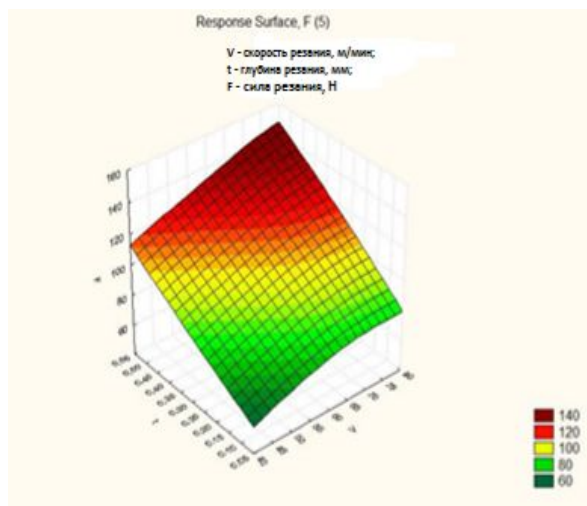


Рис. 2. Поверхность отклика зависимости силы резания от скорости и глубины резания. Нейросетевая модель

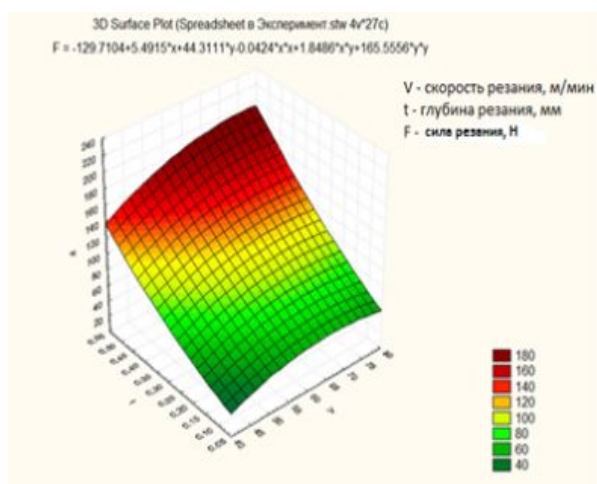


Рис. 3. Поверхность отклика зависимости силы резания от скорости и глубины резания. Регрессионная квадратичная модель

В области скоростей резания 45-55 м/мин наиболее рациональные режимы резания с точки зрения минимизации силы резания (менее 100Н) реализуются при подачах 0,12 ... 0,22 мм/зуб.

При подачах более 0,12 с ростом скорости резания (более 60 м/мин) наблюдается интенсивный рост усилия резания за счёт термического эффекта пластической деформации, приводящей к повышению вязких свойств материала и упрочнению за счёт роста интенсивности скорости деформации. Как следует из рис. 4, обработка со скоростями резания выше 60м/мин возможна только в ограниченном диапазоне подач – менее 0,08 мм/зуб.

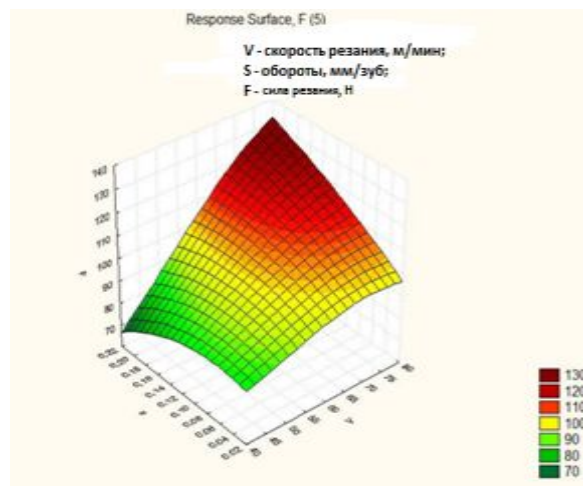


Рис. 4. Поверхность отклика зависимости силы резания от скорости и подачи на зуб. Нейросетевая модель

Поскольку проведение натурных испытаний связано со значительными затратами на закупку опытного инструмента и заготовки, целесообразно смоделировать процесс резания, с заданными экспериментальными условиями для сопоставления данных эксперимента и моделирования. Для этого предлагается применять следующую модель процесса фрезерования. В качестве режущего инструмента в модели используется фреза фирмы Seco. Модель инструмента представлена на рис. 5.



Рис. 5. Трёхмерная модель фрезы

Модель заготовки представлена в упрощённом виде, но является полным аналогом, используемым в натурном эксперименте. На заготовке был выполнен срез глубиной 0,5 мм, имитирующий по-

верхность после работы предыдущего зуба. Данная операция была выполнена с целью сокращения времени расчёта за счёт оптимальной генерации сетки программой.

Следует отметить, что большое число элементов в сетке повышает точность расчёта, но снижает его скорость. Поэтому необходимо подобрать оптимальное количество элементов, удовлетворяющих требованиям точности и скорости расчёта.

Чтобы представить реальные усло-

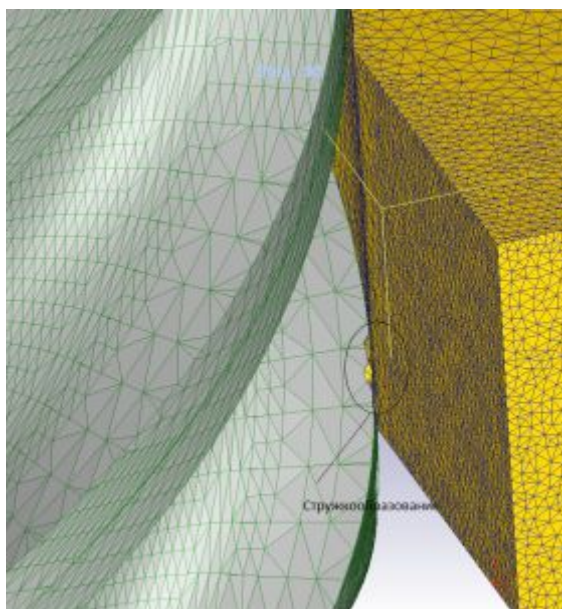


Рис. 6. Модель процесса фрезерования

### Выводы

1. По результатам обработки данных экспериментов по боковому фрезерованию образцов из стали 10X11H23T3MP-ВД с диапазоном изменения параметров резания ( $V = 45-75$  м/мин;  $F = 0,05-0,2$  мм/зуб;  $a = 0,1-0,5$  мм) были получены нейросетевые и регрессионные модели усилий резания.

2. Нейросетевая модель даёт более точный результат прогнозирования усилий обработки.

вия резания, были определены два типа граничных условий: механических и температурных. Для механической части нижняя грань заготовка закреплена в направлении резания, а скорость резания применяется как жёсткий инструмент. Начальные тепловые граничные условия соответствуют комнатной температуре. Теплообмен с окружающей средой не учитывается.

Другим физическим параметром, который был рассмотрен, является температура резания. На рис. 6 показана модель процесса фрезерования в DEFORM 3D. Распределение температуры по длине контакта пары «инструмент – заготовка» представлено на рис. 7.

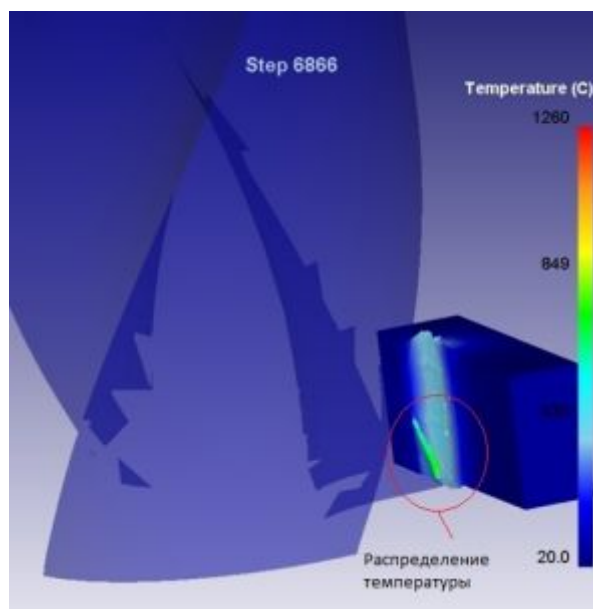


Рис. 9. Распределение температуры в зоне контакта:  $V = 45$  м/мин;  $F = 0,1$  мм/зуб;  $a = 0,5$  мм

3. Выявлено, что область рациональных режимов обработки лежит в диапазоне значений:  $V = 45-55$  м/мин;  $F = 0,12-0,22$  мм/зуб;  $a = 0,1-0,5$  мм.

4. Разработана имитационная модель процесса обработки в среде программного обеспечения DEFORM 3D. Погрешности прогнозирования усилий резания не превышает значения 20%. Для более адекватного результата требуется уточнение данных по реологическим свойствам материала в процессе обработки.

Работа выполнена при финансовой поддержке Правительства Российской Федерации (Минобрнауки) на основании Постановления

Правительства РФ №218 по договору №27/13 от 15.02.2013

### **Библиографический список**

1. Бобров В.Ф. Основы теории резания металлов. М.: Машиностроение, 1975. 343 с.

2. Johnson G.R., Cook W.H. A constitutive model and data for metals subjected to large strains, high strain rates and high // Proceedings of the 7th International Symposium on Ballistics, 1983. P. 541–547.

3. Follansbee P.S., Kocks U.F. A constitutive description of the deformation of copper based on the use of the mechanical threshold // Acta Metallurgica. 1988. V. 36, no. 1. P. 81-93.

4. Хаймович А.И., Кузнецов А.В. Аналитическое моделирование силового режима высокоскоростного фрезерования материала с вязкопластическим упрочнением // Тезисы докладов симпозиума с

международным участием «Самолётостроение. Проблемы и перспективы». Самара: Артпрестиж, 2011. С. 402.

5. Кондратьев А.И., Кузнецов А.И., Проничев Е.Д. Анализ точностных параметров токарно-фрезерного оборудования, изменяющегося в процессе эксплуатации при изготовлении высокоточных деталей ГТД // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2012. № 3(34), ч. 3. С. 240-244.

6. Кондратьев А.И., Проничев Н.Д. Пути повышения точности при создании современных технологий многоинструментальной обработки // Известия Самарского научного центра РАН. 2013. Т. 15, № 6-3. С. 718-723.

### **Информация об авторах**

**Сурков Олег Станиславович**, кандидат технических наук, доцент кафедры производства двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [ossvbm@mail.ru](mailto:ossvbm@mail.ru). Область научных интересов: механическая обработка.

**Кондратьев Александр Игоревич**, аспирант кафедры производства двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [kondalexigor1987@mail.ru](mailto:kondalexigor1987@mail.ru). Область научных интересов: технология производства авиадвигательостроения.

**Алексеев Вячеслав Петрович**, аспирант кафедры производства двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [alexeev\\_v.p@mail.ru](mailto:alexeev_v.p@mail.ru). Область научных интересов: механическая обработка и производственный контроль.

**Хаймович Александр Исаакович**, кандидат технических наук, доцент кафедры производства двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [berill\\_samara@bk.ru](mailto:berill_samara@bk.ru). Область научных интересов: технология и машины обработки давлением.

## **RESEARCH OF MACHINABILITY OF HEAT RESISTANT STEELS 10X11HN23T3MP-ВД USED IN PARTS OF GAS TURBINE ENGINES**

© 2014 O.S. Surkov, A.I. Kondrat'ev, V.P. Alexeev, A.I. Haymovich

Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

In article questions the workability of heat-resistant chromium-nickel steel 10X11H23T3MP-ВД are considered. To investigate the machinability of heat-resistant material used modern milling machines, CNC torque table Kistler, modern monolithic milling tool company Seco, in the form of the mandrel used termic clamping provides the highest rigidity fixing. Posed a series of experiments to measure the cutting forces that arise during processing. For the experiment were selected workpiece in the form of plates. The surface of each sample is pre-treated so that the initial surface roughness for all samples was the same Ra 1,25. Materials blanks: Steel ЭП33 ВД (10X11H23T3MP-ВД). As a cutting tool in the model used milling company Seco. The analysis and processing of the experimental results are provided. According to experimental data are constructed dependences of the cutting force on the speed, depth of cut and feed. Depending obtained using neural network models, linking cutting forces with the technological parameters. It is established that the neural network model provides a more accurate prediction of cutting forces, especially in the field of higher cutting speeds. Since the full-scale testing was costly for the purchase of an experienced tool and workpiece, the cutting process was modeled with the given experimental conditions for comparison of experimental data and modeling. For this purpose, it was used a virtual simulation of the machining in the environment DEFORM 3D.

*Machining, experimental research, machinability, heat-resistant and corrosion-resistant steels and alloys, cutting tools, cutting force, cutting conditions, the neural network model, the milling process in the software DEFORM 3D.*

### **References**

1. Bobrov V.F. Osnovy teorii rezaniya metallov [Fundamentals of the theory of metal cutting]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1975. 343 p.
2. Johnson G.R., Cook W.H. A constitutive model and data for metals subjected to large strains, high strain rates and high // Proceedings of the 7th International Symposium on Ballistics, 1983. P. 541-547.
3. Follansbee P.S., Kocks U.F. A constitutive description of the deformation of copper based on the use of the mechanical threshold // Acta Metallurgica. 1988. V. 36, no. 1. P. 81-93.
4. Haimovich A.I., Kuznetsov A.V. Analysis of the cutting forge of heat resisting alloys during high-speed milling // Proceedings of Symposium "Aircraft. Problems and Prospects." Samara: Artprestizh Publ., 2011. P. 402. (In Russ.)
5. Kondratiev A.I., Kuznetsov A.I., Pronichev N.D. Analysis of the precision parameters of the turning-milling equipment varying in operation in the manufacture of precision parts GTE // Vestnik of the Samara State Aerospace University. 2012. No. 3(34), part 3. P. 240-243. (In Russ.)
6. Kondratiev A.I., Pronichev N.D. Ways of increase of accuracy at creation of modern technologies of multitool processing // Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra RAN. 2013. V. 15, no. 6-3. P. 718-723. (In Russ.)

### **About the authors**

**Surkov Oleg Stanislavovich**, Candidate of Science (Engineering), associate professor of the Department production of aircraft engines, Samara State Aerospace University. E – mail: [ossvbm@mail.ru](mailto:ossvbm@mail.ru). Area of Research: machining.

**Kondratiev Alexander Igorevich**, Postgraduate Student of the Department pro-

duction of aircraft engines, Samara State Aerospace University. E – mail: [kondalexigor1987@mail.ru](mailto:kondalexigor1987@mail.ru). Area of Research: Production technology aeroengine .

**Alexeev Vyacheslav Petrovich**, Postgraduate Student of the Department production of aircraft engines, Samara State Aerospace University. E – mail: [alexeev\\_v.p@](mailto:alexeev_v.p@)

[mail.ru](mailto:berill@mail.ru). Area of Research: machining and production control.

**Наумович Александр Исаакович**,  
Candidate of Science (Engineering), associate professor of the Department production

of aircraft engines, Samara State Aerospace University. E – mail: [berill\\_samara@bk.ru](mailto:berill_samara@bk.ru).  
Area of Research: Technology and machines for pressure treatment.



УДК 621.431.75

## АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ СИСТЕМА ДЛЯ ВИРТУАЛЬНЫХ ИСПЫТАНИЙ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

© 2014 А.Ю. Ткаченко, В.Н. Рыбаков, И.Н. Крупенич, Я.А. Остапюк, Е.П. Филинов

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва  
(национальный исследовательский университет)

В статье описана концепция разработки виртуальной лаборатории, которая включает в себя подсистему моделирования газотурбинного двигателя (ГТД), подсистему планирования эксперимента, подсистему внесения погрешностей измерений, подсистему идентификации и др. За основу разработки виртуальной лаборатории была принята САЕ-система «АСТРА». Описаны особенности разработанной математической модели неустановившихся режимов работы газотурбинных двигателей. Основным отличием математической модели неустановившихся режимов работы ГТД от модели установившихся режимов является то, что не выполняется условие баланса мощности компрессора и турбины. На основе разработанных математических моделей разработана автоматизированная система для виртуальных испытаний газотурбинных двигателей. Разработанная система позволяет решать задачи расчёта эксплуатационных характеристик (дрессельных, скоростных, климатических и высотных), исследовать динамику переходных процессов, выбирать рациональные законы управления двигателем. Автоматизированная система для виртуальных испытаний является наглядной демонстрацией рабочего процесса и закономерностей совместной работы узлов двигателя. Описан интерфейс рабочего окна системы и приведены скриншоты основных элементов интерфейса. Разработанная система позволит сократить трудоёмкость по проведению испытаний двигателей, в процессе обучения существенно расширить количество потенциальных лабораторных работ и повысить качество подготовки специалистов.

*Моделирование имитационное, модель математическая, двигатель газотурбинный, процесс переходный, интерфейс, испытания виртуальные, моделирование.*

Наиболее эффективным, а часто и единственным средством изучения сложных систем является метод их моделирования. Поэтому он широко используется при разработке, проектировании и исследовании объектов и средств управления в технических системах. Метод имитационного моделирования может рассматриваться как своеобразный экспериментальный метод исследования. От обычных прямых экспериментальных методов он отличается тем, что испытанию подвергается не сам объект, а реализованная на ЭВМ его имитационная модель.

Проведение физических экспериментов по испытаниям авиационных газотурбинных двигателей – трудоёмкий и дорогостоящий процесс. Поэтому в процессе доводки и проектирования двигателей целесообразно сочетать натурные испытания ГТД с имитацией их испытаний на ЭВМ.

На кафедре теории двигателей летательных аппаратов СГАУ разработана автоматизированная система термогазоди-

намического расчёта и анализа «АСТРА» [1,2]. Термогазодинамическая модель ГТД, сформированная с помощью автоматизированной системы «АСТРА», позволяет решать задачи выбора оптимальных параметров рабочего процесса, выполнения проектного термогазодинамического расчёта, расчёта и анализа эксплуатационных характеристик, формирования исходных данных для проектирования основных узлов, а также выбора закона и программы управления ГТД.

Разработана концепция построения виртуальной лаборатории испытаний ГТД [3,4,5]. В состав виртуальной лаборатории входят следующие основные компоненты (рис. 1): подсистема математического моделирования ГТД «АСТРА»; подсистема планирования эксперимента; подсистема имитации погрешностей измерений; подсистема идентификации математической модели; подсистема документирования; подсистема визуализации процесса испытаний; информационная подсистема.

Подсистема планирования эксперимента предназначена для формирования плана проведения виртуального эксперимента.

Подсистема имитации измерений позволяет вносить в расчётные величины случайную погрешность измерения  $\delta$  и отклонение параметров испытываемого двигателя от проектных значений  $\Delta$ , имитирующее индивидуальные особенности каждого конкретного экземпляра двигателя, которые возникают при его изготовлении (например, погрешности изготовления лопаток, сборки ротора, камеры сгорания и т.п.). Это необходимо, например, для изучения методик обработки результатов эксперимента.

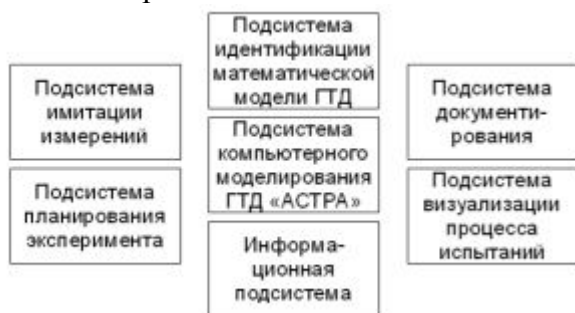


Рис. 1. Структура виртуальной лаборатории

Схема моделирования погрешности измерений и отклонений представлена на рис. 2.



Рис. 2. Схема моделирования погрешностей измерений и отклонений

Подсистема идентификации математической модели ГТД. В настоящее время в практике создания двигателя чаще всего используются математические модели первого уровня. Это система нелинейных уравнений, описывающая рабочий процесс и совместную работу узлов двигателя и связывающая параметры двигателя  $P$  с параметрами его узлов  $Q$  и входными воздействиями  $X$  (внешними условиями и режимом работы):

$$P = f(Q, X).$$

Идентификация такой математической модели заключается в уточнении оценок параметров узлов  $Q$  по значениям параметров двигателя  $P$ , определённым в результате испытаний. При испытаниях двигателя количество  $M$  неизвестных параметров  $Q$  намного больше, чем измеренных параметров двигателя  $P$ .

Подсистема документирования предназначена для формирования протоколов испытаний и построения характеристик двигателя.

Подсистема визуализации процесса испытаний обеспечивает мультимедийную (графическую и звуковую) имитацию испытаний - шум двигателя, имитацию движения рабочего тела по проточной части двигателя, графическое отображение измеряемых параметров и т.д.

Информационная подсистема представляет собой совокупность баз данных: база данных (БД) математических моделей ГТД; БД исходных данных; БД результатов испытаний (рис.3).



Рис. 3. Структура информационной подсистемы виртуальной лаборатории испытаний ГТД

В САЕ-системе «АСТРА» для выполнения расчёта значений параметров и их изменения в процессе работы двигателя в зависимости от различных факторов используется модуль операции численного интегрирования, позволяющий, в том числе, контролировать и изменять параметры в процессе вычисления в реальном масштабе времени. Это позволяет создавать на основе программного комплекса «АСТРА» системы имитационного моделирования ГТД различных типов и схем, которые могут решать следующие задачи:

- исследование зависимости параметров двигателя от режима работы, атмосферных и полётных условий;

- исследование динамики переходных процессов двигателя в различных условиях и её зависимости от параметров системы автоматического управления;
- выбор рациональных законов изменения управляющих факторов в процессах разгона и сброса газа;
- наглядная демонстрация рабочего процесса и закономерностей совместной работы узлов двигателя.

Основным отличием математической модели неустановившихся режимов работы ГТД от модели установившихся режимов является то, что не выполняется условие баланса мощностей компрессора  $N_k$  и турбины  $N_t$ . В этом случае разность эффективной мощности турбины и мощности компрессора определяет величину производной кинетической энергии вращающейся массы ротора:

$$N_t \cdot \eta_m - N_k = \frac{dE}{dt},$$

где  $\eta_m$  – КПД трансмиссии;  $E = I \cdot \omega^2 / 2$  – кинетическая энергия вращающихся масс ротора;  $I$  – полярный момент инерции ротора относительно оси вращения;  $\omega = \pi n / 30$  – угловая скорость.

При расчёте неустановившихся режимов значения мощностей, вырабатываемой турбиной и потребляемой компрессором при заданном расходе топлива в камере сгорания, определяются в зависимости от сочетания значений параметров цикла и частоты вращения ротора в конкретный момент времени. Их соотношение, в свою очередь, определяет величину ускорения ротора. Изменение частоты вращения ротора во времени рассчитывается путём численного интегрирования уравнения движения ротора. Значения остальных параметров двигателя определяются в квазистационарной постановке с помощью алгоритмов, используемых для расчёта установившихся режимов.

Таким образом, в термогазодинамической модели неустановившихся режимов работы ГТД используются модели основных узлов выполненного двигателя, модифицированная модель трансмиссии, модели элементов системы регулирования.

Разработанная система неустановившихся режимов работы ГТД является основой построения системы имитационного моделирования, реализации виртуальных прототипов различных испытательных стендов, которые могут быть использованы при подготовке, планировании и проведении реальных испытаний ГТД или отдельных его узлов.

За счёт задания необходимых данных при формировании математической модели двигателя возможно реализовать виртуальный аналог испытательного стенда, который может быть использован при подготовке, планировании и проведении реальных испытаний ГТД.

На основе материала, изложенного выше, с помощью автоматизированной системы «АСТРА» была сформирована термогазодинамическая модель микроГТД, которая позволяет решать задачи выбора оптимальных параметров рабочего процесса, выполнения проектного термогазодинамического расчёта, расчёта и анализа эксплуатационных характеристик, формирования исходных данных для проектирования основных узлов, а также выбора закона и программы управления микроГТД. На основе термогазодинамической модели реализован автоматизированная система для виртуальных испытаний «АСТРА 5.0.т микроГТД» в виде программного комплекса, написанного на языке объектно-ориентированного программирования Java. Главное окно системы показано на рис. 4. Программный комплекс работает на персональных компьютерах под управлением операционных сред Windows, Linux и MacOS.

В правой части панели расположены элементы, позволяющие изменять значения внешних факторов (скорости полёта, высоты полёта, отклонений температуры и давления от стандартных атмосферных условий на заданной высоте) и параметров, определяющих режим работы двигателя (частоты вращения ротора и площади выходного сечения сопла). Значения управляемых параметров могут изменяться в широких пределах с помощью «мы-

ши» или вводом конкретных значений в текстовые поля.

В средней верхней части панели представлена схема микроГТД, на которой изображены основные узлы, обозначены характерные сечения проточной части и в процессе моделирования цветом отображается изменение полной температуры рабочего тела вдоль тракта двигателя.

Под схемой расположены графики изменения полных параметров рабочего

тела и числовые значения соответствующих параметров в расчётных сечениях.

Справа сверху отображаются значения параметров двигателя в виде стрелочных и цифровых индикаторов.

Ниже индикаторов находится изображение характеристики компрессора, на которой отмечается положение рабочей точки в разные моменты времени. В этой же области отображаются графики изменения во времени выбранного параметра двигателя (рис. 5).

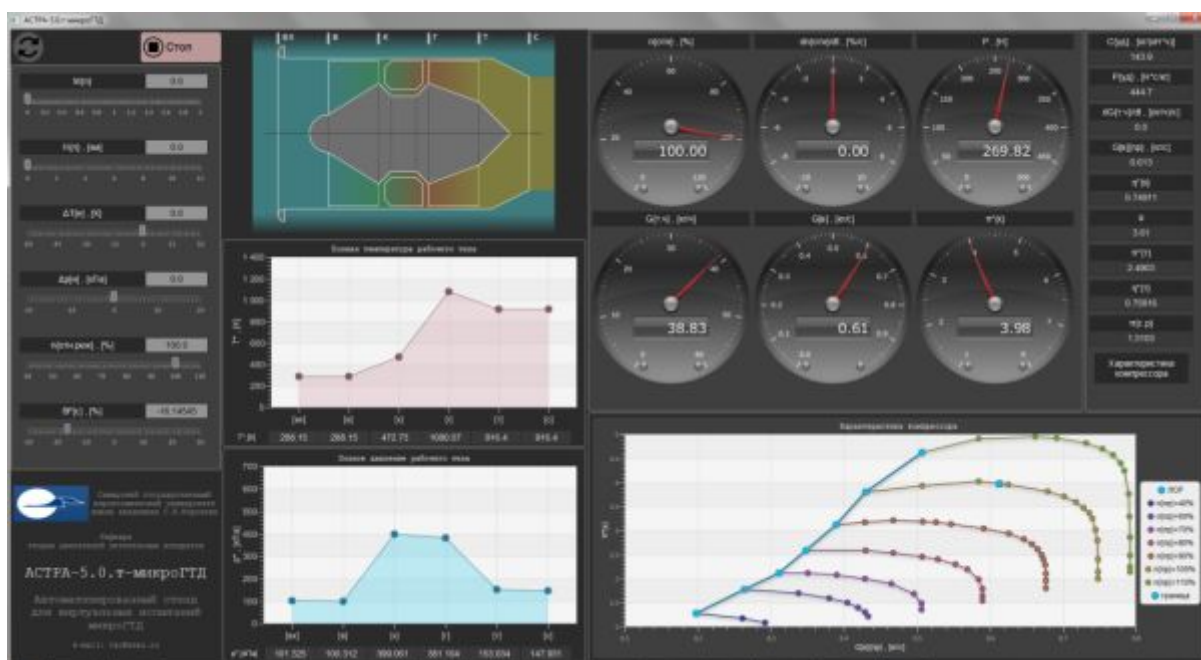


Рис. 4. Виртуальная лаборатория испытаний микроГТД

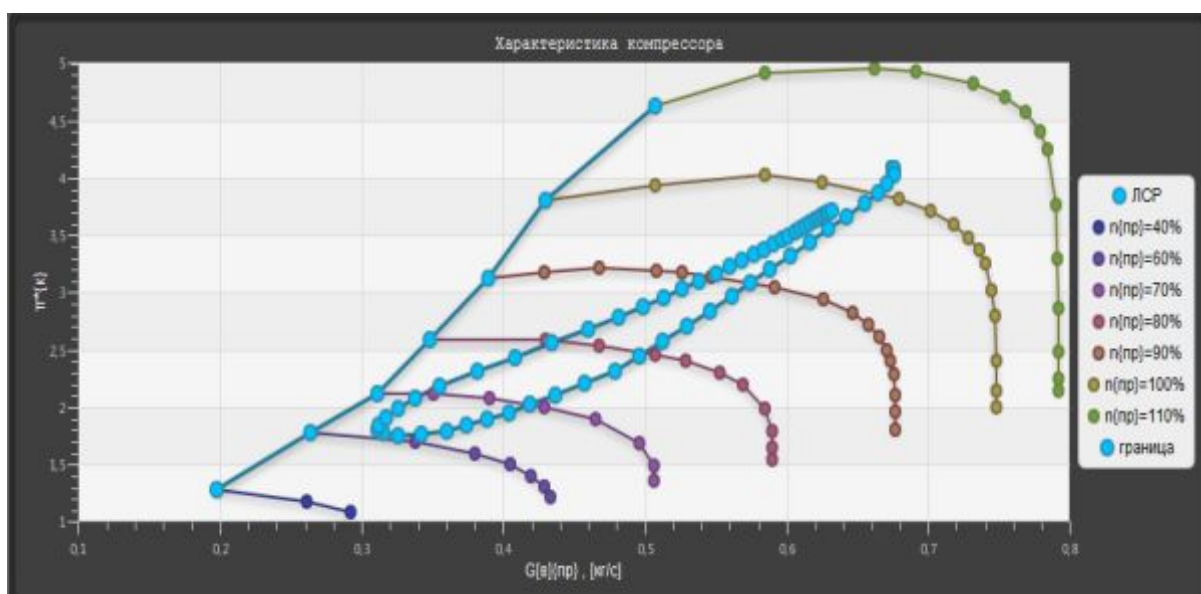


Рис. 5. Характеристика компрессора с положениями рабочих точек в различные моменты времени

При разработке авиационного двигателя одним из приоритетных направлений является создание виртуальной модели ГТД, которая охватывает весь его жизненный цикл. Из-за невозможности получения полностью адекватных моделей авиационных ГТД большая часть всех возникающих проблем решаются при помощи испытаний, которые проводятся на различных этапах жизненного цикла. Виртуальная лаборатория испытаний ГТД

предназначена для имитации испытаний двигателя по определению основных эксплуатационных характеристик двигателей (дрессельных, скоростных, высотных и климатических) и является составной частью его виртуальной модели.

Работа выполнена при финансовой поддержке Минобрнауки России в рамках базовой части государственного задания

### Библиографический список

1. Ткаченко А.Ю., Кузьмичёв В.С., Кулагин В.В., Крупенич И.Н., Рыбаков В.Н. Автоматизированная система термогазодинамического расчёта и анализа (АСТРА-4) газотурбинных двигателей и энергетических установок // Материалы докладов международной науч.-техн. конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения». Ч. 2. Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет, 2009. С. 80-82.

2. Ткаченко А.Ю., Крупенич И.Н. Разработка виртуального прототипа ГТД в САЕ-системе «АСТРА» на этапе концептуального термогазодинамического проектирования // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2012. № 3(34), ч. 2. С. 333-342.

3. Рыбаков В.Н., Кузьмичёв В.С., Ткаченко А.Ю. Концепция построения виртуальной лаборатории испытаний ГТД // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2011. № 3(27), ч. 3. С. 326-331.

4. Рыбаков В.Н., Кузьмичёв В.С., Кулагин В.В., Крупенич И.Н., Фёдоров Д.В. Информационное обеспечение виртуальной лаборатории испытаний ГТД // Вестник Самарского государственного аэрокосмического ун-та. 2011. № 3(27), ч. 3. С. 320-325.

5. Кузьмичёв В.С., Рыбаков В.Н. Принципы и методы создания виртуальной лаборатории испытаний ГТД // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2012. Т. 16, № 2(47). С. 199-202.

### Информация об авторах

**Ткаченко Андрей Юрьевич**, кандидат технических наук, доцент кафедры теории двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [tau@ssau.ru](mailto:tau@ssau.ru). Область научных интересов: теория газотурбинных двигателей, математическое моделирование, управление газотурбинными двигателями, разработка методов поиска областей наиболее выгодных параметров, численные методы оптимизации.

**Рыбаков Виктор Николаевич**, кандидат технических наук, ассистент ка-

федры теории двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [viktor.rybakov@gmail.com](mailto:viktor.rybakov@gmail.com). Область научных интересов: теория газотурбинных двигателей, виртуальные испытания газотурбинных двигателей, математическое моделирование.

**Крупенич Илья Николаевич**, кандидат технических наук, доцент кафедры теории двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследо-

вательский университет). E-mail: [kru@ssau.ru](mailto:kru@ssau.ru). Область научных интересов: теория газотурбинных двигателей, математическое моделирование, проектирование турбокомпрессора ГТД, численные методы оптимизации.

**Остапюк Ярослав Анатольевич**, студент, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail:

[oya92@mail.ru](mailto:oya92@mail.ru). Область научных интересов: теория газотурбинных двигателей.

**Филинов Евгений Павлович**, студент, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [filinov.evg@gmail.com](mailto:filinov.evg@gmail.com). Область научных интересов: теория газотурбинных двигателей.

## COMPUTER-AIDED SYSTEM OF VIRTUAL GAS TURBINE ENGINE TESTING

© 2014 A.Yu. Tkachenko, V.N. Rybakov, I.N. Krupenich, Ya.A. Ostapuk, E.P. Filinov

Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

The article describes the concept of a virtual lab that includes subsystem of gas turbine engine simulation, subsystem of experiment planning, subsystem of measurement errors simulation, subsystem of simulator identification and others. The basis for virtual lab development is the computer-aided system of thermogasdynamic research and analysis "ASTRA". The features of gas turbine engine transient modes simulator are described. The principal difference between the simulators of transient and stationary modes of gas turbine engines is that the energy balance of the compressor and turbine becomes not applicable. The computer-aided system of virtual gas turbine engine testing was created using the developed transient modes simulator. This system solves the tasks of operational (throttling, speed, climatic, altitude) characteristics calculation, analysis of transient dynamics and selection of optimal control laws. Besides, the system of virtual gas turbine engine testing is a clear demonstration of gas turbine engine working process and the regularities of engine elements collaboration. The interface of the system of virtual gas turbine engine testing is described in the article and some screenshots of the interface elements are provided. The developed system of virtual gas turbine engine testing provides means for reducing the laboriousness of gas turbine engines testing. Besides, the implementation of this system in the learning process allows the diversification of lab works and therefore improve the quality of training.

*Simulation, mathematical model, gas turbine engine, transient mode of operation, interface, virtual testing, modeling*

### References

1. Tkachenko A.Yu., Kuzmichev V.S., Kulagin V.V., Krupenich I.N., Rybakov V.N. Avtomatizirovannaya sistema termogazodinamicheskogo rascheta i analiza (ASTRA-4) gazoturbinnnykh dvigatelei i energeticheskikh ustanovok // Materialy dokladov mezhdunarodnoy nauch.-tekhn. konferentsii «Problemy i perspektivy razvitiya dvigatelestroeniya». Part 2. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2009. P. 80-82. (In Russ.)
2. Tkachenko A.Yu., Krupenich I.N. Development of a virtual prototype of gasturbine engine at the stage of conceptual thermogasdynamic design using the CAE-system «ASTRA» // Vestnik of the Samara State Aerospace University. 2012. No. 3(34), part 2. P. 333-342. (In Russ.)
3. Rybakov V.N., Kuzmichev V.S., Tkachenko A.Yu. Concept of construction of virtual lab for gas turbine engine testing // Vestnik of the Samara State Aerospace University. 2011. No. 3(27), part 3. P. 326-331. (In Russ.)
4. Rybakov V.N., Kuzmichev V.S., Kulagin V.V., Krupenich I.N., Fedorov D.V. Dataware of virtual lab for gas turbine engine testing // Vestnik of the Samara State Aer-

ospace University. 2011. No. 3(27), part 3. P. 320-325. (In Russ.)

5. Kuzmichev V.S., Rybakov V.N. Principles and methods of gas turbine engine test-

ing virtual laboratory design // Vestnik UGATU. 2012. V. 16, no. 2(47). P. 199-202.

(In Russ.)

#### **About the authors**

**Tkachenko Andrey Yurievich**, Candidate of Science (Engineering), Associate professor at Department of Theory of Aircraft Engine, Samara State Aerospace University. E-mail: [tau@ssau.ru](mailto:tau@ssau.ru). Area of Research: gas turbine engines theory, mathematical simulation, gas turbine engine controlling, design methods of field-performance data, numerical method of optimization.

**Rybakov Viktor Nikolaevich**, Candidate of Science (Engineering), Lecturer at Department of Theory of Aircraft Engine, Samara State Aerospace University. E-mail: [viktor.rybakov@gmail.com](mailto:viktor.rybakov@gmail.com). Area of Research: gas turbine engines theory, virtual test of gas turbine engines, mathematical simulation.

**Krupenich Iliya Nikolaevich**, Candidate of Science (Engineering), Associate professor at Department of Theory of Aircraft Engine, Samara State Aerospace University. E-mail: [kru@ssau.ru](mailto:kru@ssau.ru). Area of Research: gas turbine engines theory, mathematical simulation, gas turbine engine's turbocompressor design, numbering method of optimization.

**Ostapuk Yaroslav Anatol'evich**, Student, Samara State Aerospace University. E-mail: [oya92@mail.ru](mailto:oya92@mail.ru). Area of Research: gas turbine engines theory.

**Filinov Evgeny Pavlovich**, Student, Samara State Aerospace University. E-mail: [filinov.evg@gmail.com](mailto:filinov.evg@gmail.com). Area of Research: gas turbine engines theory.

## КРИТЕРИЙ ОПТИМАЛЬНОСТИ МЕДЛЕННОГО РОСТА УСТАЛОСТНОЙ ТРЕЩИНЫ В МЕТАЛЛАХ И СПЛАВАХ

© 2014 Ю.И. Кольцун, Д.П. Молявко, А.Д. Игнатовский, Т.А. Хибник

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва  
(национальный исследовательский университет)

На основе макроструктурного анализа типичного усталостного излома цилиндрического образца из сплава Д16Т с кольцевым надрезом при изгибе представлена методика построения кинетической диаграммы медленного роста усталостной трещины с учётом третьей координаты – количества циклов нагружения. Кинетическая диаграмма медленного роста усталостной трещины позволяет оценивать начало интенсивного выхода на уровень стабильного роста трещины, соответствующий  $10^{-6}$ – $10^{-4}$  мм/цикл. На данном уровне скорости технически трудно следить за развитием усталостной трещины. Поэтому начальный этап перехода от медленно растущей усталостной трещины к стабильно растущей трещине является важным технологическим показателем безопасной эксплуатации детали с трещиной. Предлагается новый критерий оценки оптимальности роста усталостной трещины на примере алюминиевого сплава Д16Т.

*Механика разрушения, макроструктурный анализ, усталостная трещина, коэффициент интенсивности напряжений, кинетическая диаграмма медленного роста усталостной трещины, многоцикловая усталость, критерий оптимальности.*

### Введение

В авиации проблема роста усталостных трещин в высоконагруженных деталях является наиболее актуальной в силу опасности их катастрофического разрушения во время полёта самолётов и вертолётов. В этой связи исследования в условиях многоциклового усталости алюминиевого сплава Д16Т на трещинообразование при скоростях, значительно ниже средних скоростей интенсивного роста усталостных трещин, относятся к задачам важной народнохозяйственной значимости. Однако, в эксплуатационном и технологическом планах, решение таких задач затруднительно в связи с проблемой теоретических основ оценки момента перехода безопасной медленно растущей трещины в состояние интенсивного и последующего быстрого роста.

Целью настоящей работы является создание критериальной оценки оптимальности медленного роста усталостной трещины в металлах и сплавах, основанной на описании соответствующей кинетической диаграммы полиномом четвёр-

той степени диаграммы в относительных координатах. Наиболее экономичными исследованиями являются работы, связанные с макро анализом усталостных изломов, как реальных деталей, так и лабораторных образцов.

На рис. 1 показан усталостный излом круглого поперечного сечения диаметром 25 мм с мелким кольцевым полукруглым надрезом радиуса 0,3 мм из сплава Д16Т, предварительно упрочнённым поверхностным пластическим деформированием.

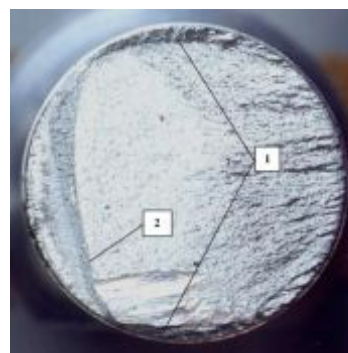


Рис.1. Излом образца из сплава Д16Т с медленно растущей усталостной трещины:  
1, 2 – зона долома



Данный излом получен путём принудительного разрыва после испытаний при изгибе на сопротивление усталости на базе трёх миллионов циклов при частоте 19,5 Гц с амплитудой внешнего нагружения, равной  $\sigma_{-1} = 98$  МПа. Из рис.1 также видно, что в условиях предельного нагружения в зоне надреза, как элемента детали, в поперечном сечении сформированы две серповидные, симметричные относительно нейтральной оси при изгибе, усталостные трещины 1. Данные трещины, расположенные в пределах центрального угла, равного  $90^\circ$ , с максимальной глубиной по сечению, равной 1,8 мм, не привели к разрушению лабораторного образца, выстоявшего заданную базу испытаний. Это свидетельствует о том, что снижение несущей способности так называемого аналога детали не произошло. Следовательно, любые медленно растущие трещины с меньшей глубиной будут являться безопасными. Однако важно знать закономерности медленного роста таких трещин, так как, вопреки ожиданию образования трещины по типу I нормального отрыва, в данном сплаве выросла усталостная трещина по типу III антиплоского сдвига. Данный факт усложняет понимание механизма развития медленно растущих усталостных трещин после критической глубины которых происходит их устойчивый рост до разрушения деталей.

### Анализ кинетической диаграммы медленного роста усталостной трещины (КДмРУТ) сплава Д16Т

В работе [1] разработана методика построения кинетической диаграммы медленного роста усталостной трещины (КДмРУТ) в трёхмерной системе координат для сталей и металлических сплавов, на базе которой построена КДмРУТ для алюминиевого сплава Д16Т.

На рис. 2 изображена КДмРУТ в трёхмерной системе координат для сплава Д16Т, на которой приведены проекции пространственной кривой на фронтальную, переднюю или, можно сказать, лицевую плоскость, профильную - боковую

плоскость и на нижнюю плоскость - вид сверху. Основной проекцией является фронтальная, так как именно она в двухмерной системе координат представляет собой КДмРУТ.

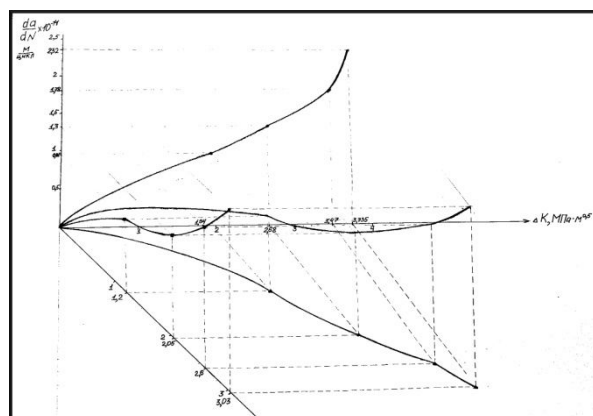


Рис.2. Пространственная модель КДмРУТ

На рис. 3 представлена КДмРУТ в виде проекции на фронтальную плоскость, которая описана многочленом четвертой степени, полученным в среде EXCEL в виде функции  $Y(X)$  (1), в которой по оси  $OX$  — значения коэффициента интенсивности напряжений (КИН) -  $K$ , а по оси  $OY$  — скорость усталостной трещины  $da/dN$ . Можно видеть, что для сплава Д16Т КДмРУТ является гладкой кривой с выпуклостью вниз.

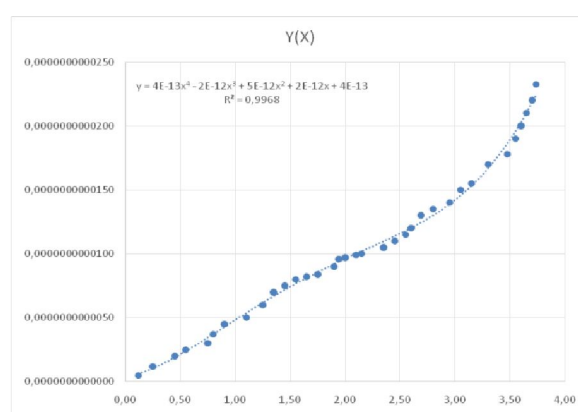


Рис.3. КДмРУТ на фронтальной плоскости  $Y(X)$

При этом касательная к кривой под углом  $45^\circ$  представляет собой геометрический смысл первой производной функции, когда  $Y'(X) = 1$ , что является границей перехода от скорости медленного

роста трещины с малой интенсивностью роста к изменению скорости роста трещины с высокой интенсивностью.

$$Y(X) = +4 \cdot 10^{-13} \cdot X^4 - 2 \cdot 10^{-12} \cdot X^3 + 5 \cdot 10^{-12} \cdot X^2 - 2 \cdot 10^{-12} \cdot X + 4 \cdot 10^{-13}, \quad (1)$$

где  $X = \sigma \cdot \sqrt{\pi a} = K$  — коэффициент интенсивности напряжений (КИН),

$$Y = da/dN.$$

В этом случае первая производная от функции (1) имеет вид:

$$Y'(X) = +16 \cdot 10^{-13} \cdot X^3 - 6 \cdot 10^{-12} \cdot X^2 + 10^{-11} \cdot X - 2 \cdot 10^{-12}. \quad (2)$$

Следует заметить, что если график на рис.3 преобразовать в относительных координатах от 0 до 1 путём деления текущих значений на максимальные, как по оси  $OX$ , так и по оси  $OY$ , то получим область обобщённых кривых, на которых также имеются значения аргументов, при которых первая производная их функций равна единице. Это позволяет создать обобщённые кривые в относительных координатах, которые представлены на рис. 4.

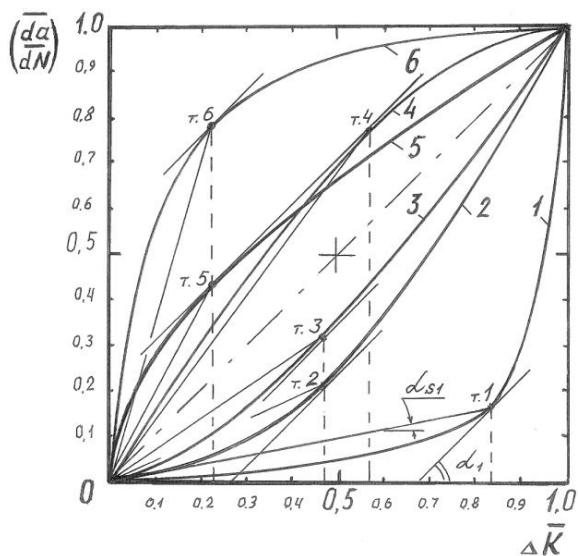


Рис.4. Обобщённые кривые КДМРУТ в безразмерных осях:  $\bar{K} = K / K_{\max}$ ;

$$\left(\frac{da}{dN}\right) = \frac{da/dN}{(da/dN)_{\max}}$$

### Анализ обобщённых КДМРУТ в безразмерных координатах

Анализ шести графиков на рис.4 и данных табл. 1 свидетельствует о том, что

кривые 1, 2, 3, расположенные ниже главной диагонали единичного квадрата, представляют собой менее интенсивный медленный рост усталостной трещины, а выше (кривые 4, 5, 6) — более интенсивный медленный рост усталостной трещины.

Видно, что точка 1 на одноимённой кривой имеет координату по оси абсцисс, соответствующую значению  $\bar{K} = 0,84$  при отношении  $(\alpha_s / \alpha) = 0,27$ .

Это говорит о том, что кривая 1 описывает наиболее замедленный рост усталостной трещины, причём переход к более интенсивному росту трещины справа от точки 1 можно экстраполировать до уровня скоростей  $10^{-6} - 10^{-4}$  мм/цикл, когда наступит переход на прямую, описываемую формулой Пэриса-Эрдогана [2]. Таким образом, график 1, по сравнению с графиком 6, обладает большей перспективой технологического контроля над медленным ростом усталостной трещины, в период которого можно использовать различные существующие способы остановки её развития.

Практический анализ обобщённых графиков КДМРУТ на рис. 4 показал предпочтительную область медленно растущих усталостных трещин ниже главной диагонали единичного обобщённого квадрата при выполнении системы из двух условий:

1.  $Y'(0,5 < K / K_{\max} < 1,0) = 1,$
2.  $(\alpha_s / \alpha) = 1 \pm 0,5.$

Система определяет критериальную оценку безопасности медленного роста усталостной трещины в детали.

Для медленно растущих усталостных трещин с более интенсивным ростом скорости, т. е. когда график КДМРУТ в безразмерных координатах находится выше главной диагонали, критериальная оценка определяется значением координаты аргумента, который должен находиться в диапазоне  $0 < K / K_{\max} < 0,5$ . В этом случае, после скачка роста усталостной трещины при её страгивании, скорость даль-

нейшего роста уменьшается, причём текущие значения производной также уменьшаются, но в условиях выполнения неравенства:  $\overline{Y}'(0 < K / K_{\max} < 0,5) < 1$ .

Из рис. 3 можно видеть, что КДмРУТ имеют три варианта характерных кривых графика:

1 - кривая с диапазоном точки касания  $0,5 < K / K_{\max} < 1,0$ , когда первая производная

безразмерной функции  $\overline{Y}'(0 < K / K_{\max} < 0,5) = 1$ ;

2 - кривая с диапазоном точки касания  $K / K_{\max} = 0,5$ , когда первая производная безразмерной функции  $\overline{Y}'(0 < K / K_{\max} < 0,5) = 1$ ;

3 - кривая с диапазоном точки касания  $0 < K / K_{\max} < 0,5$ , когда первая производная безразмерной функции  $\overline{Y}'(0 < K / K_{\max} < 0,5) = 1$ .

Таблица 1 - Значения секущих углов  $\alpha_s$  и относительных КИН ( $\overline{K}$ )

$i$	1	2	3	4	5	6
$\alpha_s$	12°	24°	34°	54°	62°	74°
$\alpha$	45°	45°	45°	45°	45°	45°
$\overline{K}$	0,84	0,47	0,47	0,57	0,22	0,22
$(\alpha_s / \alpha)$	0,27	0,53	0,75	1,20	1,38	1,64

При эксплуатации транспортных средств, у которых обнаружена деталь с медленно растущей усталостной трещиной, неизвестно, в какой момент времени произошло её страгивание. Поэтому желательно, чтобы трещина развивалась менее интенсивно до момента разрушения детали. Это требование выделяет первую характерную кривую КДмРУТ, как наиболее приемлемую с точки зрения дальнейшей диагностики роста трещины. Следует также отметить, что для кривых 4, 5, 6 с выпуклостью вверх, когда диапазон координаты абсцисс находится в пределах  $0 < K / K_{\max} < 0,2$ , чем ниже точка значения функции  $(da/dN)/(da/dN)_{\max}$ , в данном диапазоне аргумента, тем большая глубина медленного роста.

### Выводы

1. Согласно предложенному критерию, момент перехода от усталостной трещины с малой интенсивностью медленного роста к высокой интенсивности определяется в безразмерных координатах единичного квадрата в точке на КДмРУТ,

в которой первая производная от функции, описывающей данную диаграмму, равна 1,0.

2. Наиболее целесообразной диаграммой медленного роста усталостной трещиной является обобщённая диаграмма выпуклостью вниз при значении координаты по оси абсцисс в интервале от 0,5 до 1,0, когда значение первой производной функции, описывающей эту диаграмму, равно 1,0.

3. Для безразмерного аргумента по оси абсцисс точки перехода от менее интенсивного медленного роста усталостной трещины к более интенсивному росту отношение  $\alpha_s$  к  $\alpha = 45^\circ$ , должно находиться в интервале  $1 \pm 0,5$ .

Таким образом, разработанная критериальная оценка КДмРУТ позволяет, заблаговременно выявив медленно растущую усталостную трещину, оценить во времени перспективу её выхода на уровень скоростей устойчивого роста трещины и предпринять меры по сохранению работоспособности детали с трещиной.

### Библиографический список

1. Кольцун Ю.И., Хибник Т.А. Методика расчёта периода роста усталостной трещины и её графическое обобщение // Вестник Самарского гос. аэрокосмического университета. 2009. № 3(19), ч. 2. С. 70-79.
2. Пестриков В.М., Морозов Е.М. Механика разрушения твёрдых тел. СПб.: Профессия, 2002. 300 с.

### Информация об авторах

**Кольцун Юрий Иванович**, доктор технических наук, профессор кафедры общепрофессиональной подготовки, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [koltsoun\\_y.i@mail.ru](mailto:koltsoun_y.i@mail.ru). Область научных интересов: механика разрушения, механика деформируемого твёрдого тела, динамика и прочность машин, мезомеханика, синергетика.

**Молявко Дарья Павловна**, аспирант кафедры общепрофессиональной подготовки, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [darenok@inbox1.ru](mailto:darenok@inbox1.ru). Область научных интересов: механика разрушения, механика деформируемого твёрдого тела.

**Игнатовский Андрей Дмитриевич**, студент, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [dis164@mail.ru](mailto:dis164@mail.ru). Область научных интересов: механика разрушения, механика деформируемого твёрдого тела.

**Хибник Татьяна Алексеевна**, кандидат технических наук, доцент кафедры основ конструирования машин, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [tanya\\_hib@mail.ru](mailto:tanya_hib@mail.ru). Область научных интересов: механика разрушения, механика деформируемого твёрдого тела, динамика и прочность машин, мезомеханика, синергетика.

## CRITERION OF OPTIMIZATION OF SLOW FATIGUE CRACK GROWTH IN METALS AND ALLOYS

© 2014 Yu.I. Kol'tsun, D.P. Molyavko, A.D. Ignatovskiy, T.A. Khibnik

Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

Based on macro structural analysis of a typical fatigue fracture of a cylindrical specimen of alloy D16T with an annular notch in bending is shown the technique of constructing the kinetic diagram of slow growth of fatigue cracks in the light of the third coordinate - the number of cycles. It is shown the quantification of growth up cracks in the projection plane: of quantity of cycles - the speed of the crack. A kinematic diagram of slow growth of a fatigue crack gives the possibility to assess the beginning of intensive increase to a stable crack growth of  $10^{-6} - 10^{-4}$  mm/cycle. It is technically difficult to monitor fatigue crack growth at this level of growth rate. This is why the beginning stage of the transition from a slow-growing fatigue crack to a stably growing crack is an important technological safety parameter in the operation of parts with cracks. This work proposes a new criterion of assessing the optimality of slow fatigue crack growth on the example of the aluminum alloy D16T.

*Mechanics of fracture, macro structural analysis, fatigue crack, stress intensity coefficient, kinetic diagram of a slow fatigue crack growth, high-cycle fatigue, criterion of optimality.*

### References

1. Kol'tsoun Yu.I., Khibnick T.A. Methods calculation of fatigue crack growth period and her it's graphic generalization // Vestnik of the Samara State Aerospace University. 2009. No. 3(19), part 2. P. 70-79. (In Russ.)
2. Pestrikov V.M., Morozov E.M. Mekhanika razrusheniya tverdykh tel [Mechanics of the solid body fracture]. Saint Petersburg: Professiya Publ., 2002. 300 p.

### About the authors

**Kol'tsoun Yuriy Ivanovich**, Doctor of Science (Engineering), professor at the common engineering education department of Samara state aerospace university. E-mail: [koltsoun\\_y.i@mail.ru](mailto:koltsoun_y.i@mail.ru). Area of Research: mechanics of the cracking, mechanics of a solid deformable body, mezomechanics, synergetics.

**Molyavko Darya Pavlovna**, Post-graduate student of the department at the common engineering education Samara State Aerospace University. E-mail: [dis164@mail.ru](mailto:dis164@mail.ru). Area of Research: mechanics of the cracking, mechanics of a solid deformable body.

**Ignatovskiy Andrey Dmitrievich**, the student of Samara state aerospace university. E-mail: [dis164@mail.ru](mailto:dis164@mail.ru). Area of Research: mechanics of the cracking, mechanics of a solid deformable body.

**Khibnik Tat'yana Alekseevna**, Candidate of Science (Engineering), assistant professor of machine design department of Samara state aerospace university. E-mail: [tanya\\_hib@mail.ru](mailto:tanya_hib@mail.ru). Area of Research: mechanics of the cracking, mechanics of a solid deformable body, mezomechanics, synergetics.

## ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ПРИРАЩЕНИЯ ПРЕДЕЛА ВЫНОСЛИВОСТИ ДЕТАЛЕЙ ЗА СЧЁТ ПОВЕРХНОСТНОГО УПРОЧНЕНИЯ

©2014 В.Ф. Павлов, А.П. Филатов, О.Ю. Семёнова, В.В. Сазанов, Н.Н. Микушев

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва  
(национальный исследовательский университет)

Исследовалось влияние обкатки роликом при различных усилиях на предел выносливости при изгибе образцов из стали 20 диаметром 50 мм с надрезами различных радиусов и напрессованной втулкой. Оценка влияния поверхностного упрочнения на предел выносливости образцов производилась по двум критериям – остаточным напряжением на поверхности опасного сечения и среднеинтегральным остаточным напряжением по толщине опасного сечения, равной критической глубине нераспространяющейся трещины усталости. На основании проведённых экспериментов установлено, что при прогнозировании предела выносливости поверхностно упрочнённых цилиндрических образцов из стали 20 диаметром 50 мм с надрезами и напрессованной втулкой наиболее оправдано использование критерия среднеинтегральных остаточных напряжений с учётом степени концентрации напряжений. Для прогнозирования предела выносливости поверхностно упрочнённых образцов из стали 20 с надрезами и напрессованной втулкой использование в качестве критерия остаточных напряжений на поверхности концентратора не представляется возможным, так как соответствующий коэффициент, учитывающий влияние этого критерия на предел выносливости, имеет существенное рассеяние. Кроме того, в настоящем исследовании подтверждена зависимость критической глубины нераспространяющейся трещины усталости от размеров опасного поперечного сечения образца (детали).

*Поверхностное упрочнение, образцы из стали 20, прогнозирование предела выносливости, концентрация напряжений, критерий среднеинтегральных остаточных напряжений.*

После поверхностного пластического деформирования (ППД) в поверхностном слое деталей изменяется структура, возникают наклёп и сжимающие остаточные напряжения. Известно [1], что основную роль в повышении сопротивления усталости упрочнённых деталей с концентраторами играют сжимающие остаточные напряжения. Для оценки влияния остаточных напряжений на предел выносливости таких деталей применяются два критерия. Первым критерием, использованным в работах [1-4], являются остаточные напряжения на поверхности концентратора. Зависимость для определения предела выносливости  $P_R$  упрочнённой детали в этом случае имеет вид

$$P_R = P_R^0 - \psi_P \cdot \sigma_z^{nov}, \quad (1)$$

где  $P_R^0(\sigma_R^0, \tau_R^0)$  – предел выносливости неупрочнённой детали,  $\psi_P(\psi_\sigma, \psi_\tau)$  – коэффициент влияния поверхностного упрочнения на предел выносливости по критерию,  $\sigma_z^{nov}$ ,  $\tau_z^{nov}$  – осевые (меридиональ-

ные) остаточные напряжения на поверхности концентратора опасного сечения детали. Другие компоненты остаточного напряжённого состояния в соответствии с третьей теорией предельных напряжённых состояний не участвуют, так как радиальные остаточные напряжения на поверхности концентратора равны нулю, а окружные остаточные напряжения являются промежуточными главными напряжениями [5].

Обычно зависимость (1) записывается для приращения  $\Delta P_R$  предела выносливости упрочнённой детали

$$\Delta P_R = \psi_P \cdot |\sigma_z^{nov}|. \quad (2)$$

На практике при упрочнении деталей ППД часто наблюдается подповерхностный максимум сжимающих остаточных напряжений, то есть к поверхности деталей напряжения уменьшаются. Этот спад бывает весьма существенным. Иногда остаточные напряжения снижаются к поверхности до нуля и даже становятся

растягивающими [6]. Однако увеличение предела выносливости наблюдается и в этих случаях. Так, например, авторами исследования [7] определялись остаточные напряжения и сопротивление усталости азотированных и упрочнённых роликом стальных цилиндрических образцов. После нагрева и выдержки этих образцов при температурах 150°C и 200°C наблюдалось снижение сжимающих остаточных напряжений на поверхности и их увеличение на некотором расстоянии от неё, в результате чего повышался предел выносливости.

Всё изложенное выше указывает на то, что критерий оценки влияния поверхностного упрочнения на предел выносливости деталей с концентраторами по остаточным напряжениям должен базироваться на учёте остаточных напряжений не только на поверхности, но и по толщине поверхностного слоя опасного сечения деталей.

При достаточно больших переменных напряжениях, близких к пределу выносливости, в упрочнённых деталях с концентраторами всегда возникают нераспространяющиеся усталостные трещины [3, 8, 9]. В связи с этой особенностью сопротивления усталости в работе [10] было предложено принять за критерий остаточные напряжения на дне нераспространяющейся трещины, в качестве которых рассматриваются дополнительные остаточные напряжения, возникающие за счёт перераспределения остаточных усилий упрочнённой детали в результате образования трещины. При этом исходные остаточные напряжения детали на дне трещины не учитываются в силу их малости по сравнению с дополнительными.

Для определения второго критерия в работе [10] использовалось решение задачи [11] о дополнительных остаточных напряжениях в наименьшем сечении поверхностно упрочнённой детали после нанесения на неё надреза полуэллиптического профиля. Выделив основную часть решения [11], был получен второй критерий  $\bar{\sigma}_{ост}$  влияния остаточных напряжений

на предел выносливости упрочнённой детали в виде

$$\bar{\sigma}_{ост} = \frac{2}{\pi} \cdot \int_0^1 \frac{\sigma_z(\xi)}{\sqrt{1-\xi^2}} d\xi, \quad (3)$$

где  $\sigma_z(\xi)$  – осевые остаточные напряжения в опасном сечении детали,  $\xi = y/t_{кр}$  – расстояние от дна концентратора до текущего слоя, выраженное в долях  $t_{кр}$  (рис. 1),  $t_{кр}$  – критическая глубина нераспространяющейся трещины усталости, возникающей при работе детали (образца) на пределе выносливости.

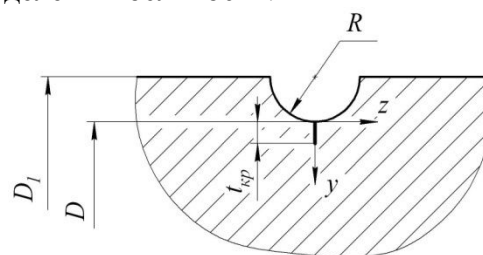


Рис.1. Нераспространяющаяся трещина усталости

Критерий  $\bar{\sigma}_{ост}$  имеет чётко выраженный физический смысл – это остаточное напряжение на дне трещины с точностью до постоянного коэффициента, зависящего от радиуса у дна трещины и её глубины. Приращение предела выносливости  $\Delta P_R(\Delta\sigma_R, \Delta\tau_R)$  упрочнённой детали с концентратором напряжений при использовании критерия  $\bar{\sigma}_{ост}$  определяется по следующей формуле:

$$\Delta P_R = \bar{\psi}_P \cdot |\bar{\sigma}_{ост}|, \quad (4)$$

где  $\bar{\psi}_P(\bar{\psi}_\sigma, \bar{\psi}_\tau)$  – коэффициент влияния поверхностного упрочнения на предел выносливости по критерию  $\bar{\sigma}_{ост}$ . В дальнейшем критерий  $\bar{\sigma}_{ост}$  будем называть критерием среднеинтегральных остаточных напряжений.

В работе [12] для упрочнённых различными методами ППД деталей (образцов) из различных материалов с различными концентраторами напряжений при растяжении-сжатии, изгибе и кручении было экспериментально установлено, что критическая глубина  $t_{кр}$  нераспростра-

няющейся трещины усталости зависит только от размеров опасного поперечного сечения и для цилиндрических деталей определяется соотношением

$$t_{кр} = 0,0216D, \quad (5)$$

где  $D$  – диаметр опасного сечения детали (рис. 1).

Для проверки возможности использования обоих критериев при оценке влияния поверхностного упрочнения на предел выносливости при изгибе в случае симметричного цикла были проведены эксперименты на сплошных цилиндрических упрочнённых и неупрочнённых образцах из стали 20 диаметром 50 мм с круговыми надрезами полукруглого профиля и напрессованной втулкой. Исследуемая сталь 20 имела следующие механические характеристики:  $\sigma_T = 395$  МПа,  $\sigma_s = 522$  МПа,  $\delta = 26,1\%$ ,  $\psi = 65,9\%$ ,  $S_k = 1416$  МПа.

Гладкие образцы диаметром  $D_1 = 50$  мм подвергались обкатке роликом диаметром 60 мм и профильным радиусом 1,6 мм при усилиях  $P = 0,5$  кН (OP1) и  $P = 1,0$  кН (OP2) с подачей 0,11 мм/об и скоростью вращения образца 400 об/мин. Затем на упрочнённые и неупрочнённые гладкие образцы наносились круговые надрезы полукруглого профиля радиусов  $R = 0,3$  мм,  $R = 0,5$  мм и  $R = 1,0$  мм.

Остаточные напряжения в гладких образцах определялись методом колец и полосок [13]. Распределение осевых  $\sigma_z$  остаточных напряжений по толщине поверхностного слоя  $a$  гладких образцов представлено на рис. 2. Можно видеть, что сжимающие остаточные напряжения и глубина их залегания с увеличением усилия обкатки возрастают.

Остаточные напряжения в образцах с надрезами определялись расчётным путём – суммированием дополнительных остаточных напряжений за счёт перераспределения остаточных усилий после опережающего поверхностного пластического деформирования и остаточных напряжений гладких образцов. При этом дополнительные остаточные напряжения вычислялись как аналитическим [11], так

и численным методами. Необходимо заметить, что результаты определения дополнительных остаточных напряжений двумя методами имели хорошее совпадение.

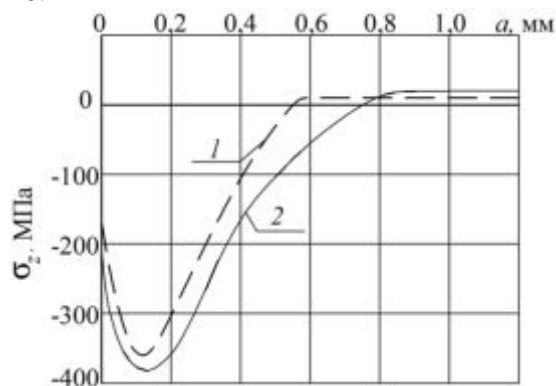


Рис. 2. Осевые остаточные напряжения  $\sigma_z$  в упрочнённых гладких образцах диаметром 50 мм после: 1 – OP1; 2 – OP2

Распределение осевых  $\sigma_z$  остаточных напряжений по толщине поверхностного слоя  $a$  в наименьшем сечении образцов с надрезами  $R = 0,3$  мм и  $R = 0,5$  мм приведено на рис. 3, а значения остаточных напряжений на поверхности дна надрезов  $\sigma_z^{нов}$  представлены в табл. 1.

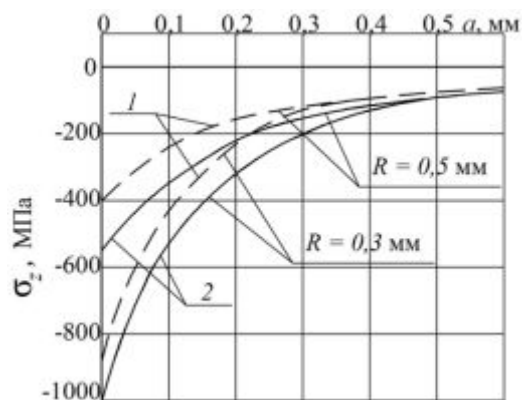


Рис. 3. Осевые остаточные напряжения  $\sigma_z$  в упрочнённых образцах диаметром 50 мм с надрезами  $R = 0,3$  мм и  $R = 0,5$  мм после: 1 – OP1; 2 – OP2

Обращает на себя внимание значительная величина сжимающих остаточных напряжений, достигающих -1004 МПа на дне надреза радиуса  $R = 0,3$  мм, что существенно выше не только предела текучести, но и предела прочности исследуемой стали 20. В работе [14] было показано, что



остаточные напряжения в упрочнённом (наклёпанном) слое могут превышать сопротивление разрыву  $S_k$  материала детали (образца) на 15%. В данном случае этот предел не превышен, так как  $S_k = 1416$  МПа.

Испытания на усталость при изгибе в случае симметричного цикла неупрочнённых и упрочнённых образцов с надрезами и напессованной втулкой проводились на машине УМП-02 [15]; база испытаний –  $3 \cdot 10^6$  циклов нагружения. Резуль-

таты определения предела выносливости  $\sigma_{-1}$  образцов представлены в табл. 1. Упрочнённые образцы, выстоявшие базу испытаний при напряжении, равном пределу выносливости, доводились до разрушения при больших напряжениях. На изломах этих образцов были обнаружены нераспространяющиеся трещины усталости, критическая глубина  $t_{кр}$  которых соответствует зависимости (5) и приведена в табл. 1.

Таблица 1 - Результаты испытаний образцов с надрезами и напессованной втулкой на усталость и определения остаточных напряжений

Концентратор	Неупроч. образцы $\sigma_{-1}$ , МПа	Упрочнённые образцы							$K_\sigma$	$(\bar{\psi}_\sigma)_{расч}$
		обработка	$\sigma_{-1}$ , МПа	$\sigma_z^{нов}$ , МПа	$\psi_\sigma$	$t_{кр}$ , мм	$\bar{\sigma}_{ост}$ , МПа	$\bar{\psi}_\sigma$		
надрез $R = 0,3$ мм	87,5	ОР1	117,5	-898	0,033	1,040	-94	0,322	2,86	0,328
		ОР2	130	-1004	0,042	1,110	-128	0,332		
надрез $R = 0,5$ мм	92,5	ОР1	122,5	-396	0,078	1,077	-82	0,366	2,47	0,353
		ОР2	132,5	-547	0,073	1,024	-112	0,357		
надрез $R = 1,0$ мм	92,5	ОР1	110	-126	0,139	1,073	-46	0,380	2,32	0,363
		ОР2	115	-166	0,136	1,035	-62	0,363		
напессованная втулка	87,5	ОР1	107,5	-180	0,111	1,02	-64	0,313	2,97	0,321
		ОР2	112,5	-170	0,147	1,14	-82	0,305		

Из представленных в табл. 1 данных видно, что поверхностное пластическое деформирование обкаткой роликом образцов с надрезом и напессованной втулкой приводит к существенному повышению предела выносливости, причём с увеличением усилия обкатки с  $P = 0,5$  кН до  $P = 1,0$  кН предел выносливости возрастает. Наблюдаемое явление объясняется большей глубиной залегания сжимающих остаточных напряжений в гладких упрочнённых образцах при увеличении усилия обкатки (рис. 2), результатом чего явилось повышение остаточных напряжений в опасном сечении образцов. Для сохранения эффекта упрочнения при опережающем поверхностном пластическом деформировании с увеличением радиуса надреза необходимо увеличивать толщину слоя со сжимающими остаточными напряжениями гладкой детали (заготовки).

Критерий среднеинтегральных остаточных напряжений  $\bar{\sigma}_{ост}$  вычислялся по

формуле (3) по толщине опасного сечения образцов, равной критической глубине  $t_{кр}$  нераспространяющейся трещины усталости. При этом для образцов с надрезами использовались эпюры остаточных напряжений, приведённые на рис. 3, а для образцов с напессованной втулкой – на рис. 2. Значения критерия  $\bar{\sigma}_{ост}$  представлены в табл. 1.

Оценка влияния поверхностного упрочнения на предел выносливости образцов по первому критерию  $\sigma_z^{нов}$  – остаточным напряжениям на поверхности концентратора – приводит к значительному рассеянию коэффициента  $\psi_\sigma$ . Этот коэффициент в проведённом исследовании изменяется в широких пределах: от 0,033 до 0,147 (табл. 1), то есть изменяется в 4,5 раза, что неприемлемо для прогнозирования предела выносливости поверхностно упрочнённых деталей.

Оценка влияния поверхностного упрочнения по второму критерию  $\bar{\sigma}_{ост}$  –

среднеинтегральным остаточным напряжениям – приводит к существенно меньшему рассеянию соответствующего коэффициента  $\bar{\psi}_\sigma$ . Коэффициент  $\bar{\psi}_\sigma$  в проведённом исследовании изменяется от 0,305 до 0,380, составляя в среднем 0,342.

В работе [16] на основании многочисленных экспериментов была установлена зависимость между коэффициентом влияния  $\bar{\psi}_\sigma$  поверхностного упрочнения на предел выносливости при изгибе по критерию  $\bar{\sigma}_{ост}$  и эффективным коэффициентом концентрации напряжений  $K_\sigma$  в виде

$$\bar{\psi}_\sigma = 0,514 - 0,065 K_\sigma. \quad (6)$$

В табл. 1 приведены значения коэффициента  $K_\sigma$ , определённые по данным работы [9]. Расчётные величины коэффициента  $(\bar{\psi}_\sigma)_{расч}$  представлены также в табл. 1. Из приведённых данных видно, что опытные значения коэффициента  $\bar{\psi}_\sigma$  для каждого радиуса надреза и напрессованной втулки незначительно отличаются от расчётных значений, вычисленных по формуле (6).

Таким образом, проведённое исследование показало, что для прогнозирования предела выносливости поверхностно упрочнённых образцов (деталей) с концентраторами напряжений наиболее оправдано использование критерия среднеинтегральных остаточных напряжений  $\bar{\sigma}_{ост}$ . Для определения приращения предела выносливости при изгибе таких об-

разцов (деталей) следует воспользоваться формулой (4). Критерий  $\bar{\sigma}_{ост}$  при этом вычисляется по зависимости (3) по толщине поверхностного слоя, равной критической глубине  $t_{кр}$  нераспространяющейся трещины усталости и определяемой формулой (5). Коэффициент  $\bar{\psi}_\sigma$  влияния поверхностного упрочнения на предел выносливости по критерию среднеинтегральных остаточных напряжений  $\bar{\sigma}_{ост}$  для упрочнённых деталей с концентраторами определяется по формуле (6) по известному эффективному коэффициенту концентрации напряжений  $K_\sigma$ .

### Выводы

1. Проведённое исследование показало, что при прогнозировании предела выносливости поверхностно упрочнённых цилиндрических образцов с надрезами и напрессованной втулкой наиболее оправдано использование критерия среднеинтегральных остаточных напряжений  $\bar{\sigma}_{ост}$ .

2. Для прогнозирования предела выносливости упрочнённых образцов с надрезами и напрессованной втулкой использование в качестве критерия остаточных напряжений на поверхности концентратора  $\sigma_z^{нов}$  не представляется возможным, так как соответствующий коэффициент, учитывающий влияние этого критерия на предел выносливости, имеет существенное рассеяние.

### Библиографический список

1. Иванов С.И., Павлов В.Ф. Влияние остаточных напряжений и наклёпа на усталостную прочность // Проблемы прочности. 1976. № 5. С. 25-27.
2. Кравченко Б.А., Митряев К.Ф. Обработка и выносливость высокопрочных материалов. Куйбышев: Куйбышевское книжное изд-во, 1968. 131 с.
3. Серенсен С.В., Борисов С.П., Бородин Н.А. К вопросу об оценке сопротивления усталости поверхностно упрочнённых образцов с учётом кинетики остаточной напряжённости. // Проблемы прочности. 1969. № 2. С. 3-7.
4. Туровский М.Л., Шифрин Н.М. Концентрация напряжений в поверхностном слое цементированной стали // Вестник машиностроения. 1970. № 11. С. 37-40.
5. Иванов С.И., Павлов В.Ф. Влияние остаточных напряжений на выносливость ненаклёпанного материала // Вопросы прикладной механики в авиационной технике. Вып. 66. Куйбышев: КуАИ, 1973. С. 70-73.

6. Школьник Л.М., Девяткин В.П. Повышение прочности шестерён дробеструйным наклёпом // Вестник машиностроения. 1950. № 12. С. 7-12.

7. Туровский М.Л., Новик Р.А. Упрочняющая обкатка роликами азотированных стальных деталей // Вестник машиностроения. 1970. № 1. С. 39-42.

8. Кудрявцев П.И. Нераспространяющиеся усталостные трещины. М.: Машиностроение, 1982. 171 с.

9. Серенсен С.В., Когаев В.П., Шнейдерович Р.М. Несущая способность и расчёт деталей машин на прочность. М.: Машиностроение, 1975. 488 с.

10. Павлов В.Ф. О связи остаточных напряжений и предела выносливости при изгибе в условиях концентрации напряжений // Известия вузов. Машиностроение. 1986. № 8. С. 29-32.

11. Иванов С.И., Шатунов М.П., Павлов В.Ф. Влияние остаточных напряжений на выносливость образцов с надрезом // Вопросы прочности элементов авиационных конструкций. Вып. 1. Куйбышев: КуАИ, 1974. С. 88-95.

12. Павлов В.Ф., Кирпичёв В.А., Вакулюк В.С. Прогнозирование сопротивления

усталости поверхностно упрочнённых деталей по остаточным напряжениям. Самара: Самарский научный центр РАН, 2012. 125 с.

13. Иванов С.И. К определению остаточных напряжений в цилиндре методом колец и полосок // Остаточные напряжения. Вып. 48. Куйбышев: КуАИ, 1971. С. 179-183.

14. Радченко В.П., Павлов В.Ф. Наибольшая величина сжимающих остаточных напряжений при поверхностном упрочнении деталей // Труды МНТК «Прочность материалов и элементов конструкций». Киев: ИПП им. Г.С. Писаренко НАН Украины, 2011. С. 354-357.

15. Филатов Э.Я., Павловский В.Э. Универсальный комплекс машин для испытания материалов и конструкций на усталость. Киев: Наукова Думка, 1985. 92 с.

16. Кирпичёв В.А., Букатый А.С., Филатов А.П., Чирков А.В. Прогнозирование предела выносливости поверхностно упрочнённых деталей при различной степени концентрации напряжений // Вестник УГАТУ. 2011. Т. 15, № 4(44). С. 81-85.

### Информация об авторах

**Павлов Валентин Фёдорович**, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой сопротивления материалов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [sopromat@ssau.ru](mailto:sopromat@ssau.ru), Область научных интересов: механика остаточных напряжений.

**Филатов Анатолий Петрович**, кандидат технических наук, доцент кафедры сопротивления материалов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [sopromat@ssau.ru](mailto:sopromat@ssau.ru). Область научных интересов: механика остаточных напряжений.

**Семёнова Ольга Юрьевна**, кандидат технических наук, доцент кафедры высшей математики, Самарский государственный аэрокосмический университет

имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [sopromat@ssau.ru](mailto:sopromat@ssau.ru), Область научных интересов: механика остаточных напряжений.

**Сазанов Василий Вячеславович**, аспирант кафедры сопротивления материалов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [sopromat@ssau.ru](mailto:sopromat@ssau.ru), Область научных интересов: механика остаточных напряжений.

**Микушев Николай Николаевич**, аспирант кафедры сопротивления материалов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [sopromat@ssau.ru](mailto:sopromat@ssau.ru), Область научных интересов: механика остаточных напряжений.

## **FORECASTING AN INCREMENT IN THE PARTS' ENDURANCE LIMIT DUE TO SURFACE HARDENING**

©2014 V.F. Pavlov, A.P. Filatov, O.Yu. Semyonova, V.V. Sazanov

Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

Rolling with various forces influence on the endurance limit of specimens made of steel 20 of 50 mm diameter with cuts of various radiuses and pressurized bush has been examined. The estimation of the surface hardening influence on the specimens endurance limit has been carried out using two criterions, namely: residual stresses on the dangerous section surface and the average integral residual stresses through the dangerous section thickness, equal the fatigue non-propagating crack critical depth. On base of carried out experiments it's been established that the employment of the average integral residual stresses criterion is more rightful for the endurance limit prediction of surface hardened cylindrical specimens made of steel 20 with diameter 50 mm with cuts and pressurized bush taking into account the concentration degree. The residual stresses on the concentrator surface is not acceptable as a criterion for the endurance limit prediction of surface hardened specimens made of steel 20 with cuts and pressurized bush because the corresponding coefficient of the criterion influence on the endurance limit has a essential dispersion. Besides, the dependence of the fatigue non-propagating crack critical depth on the specimen (part) dangerous cross-section sizes has been confirmed.

*Surface hardening, specimens made of steel 20, prediction of the endurance limit, stress concentration, average integral residual stresses criterion.*

### **References**

1. Ivanov S.I. Pavlov V.F. The effect of residual stresses and cold working on fatigue strength // *Strength of Materials*. 1976. V. 8, no. 5. P. 529-531.
2. Kpavchenko B.A., Mitryaev K.F. *Obrabotka i vynoslivost' vysokoprochnykh materialov [Machining and endurance of high-strength materials]*. Kuibyshev: Kuibyshevskoe knizhnoe izdatel'stvo, 1968. 131 p.
3. Serensen S.V., Borisov S.P., Borodin N.A. Evaluation of the fatigue resistance of surface-hardened specimens with residual-stress kinetics taken into account // *Strength of Materials*. 1969. V. 1, no. 2. P. 113-116.
4. Turovsky M.L., Shifrin N.M. Stress concentration in the surface layer of cemented steel // *Vestnik machinostroyeniya*. 1970. No. 11. P. 37- 40. (In Russ.)
5. Ivanov S.I., Pavlov V.F. Vliyanie ostatochnykh napryazhenii na vynoslivost' nenaklepanogo materiala // *Voprosy prikladnoy mekhaniki v aviatsionnoy tekhnike*. Issue 66. Kuibyshev: Kuibyshev Aviation Institute Publ., 1973. P. 70-73. (In Russ.)
6. Shkolnik L.M., Devyatkin V.P. The strength of gear wheels increase by shot peening // *Vestnik machinostroyeniya*. 1950. No. 12. P. 7-12. (In Russ.)
7. Turovsky M.L., Novik R.A. Roller hardening of nitrogenized steel parts // *Vestnik machinostroyeniya*. 1970. No. 1. P. 39-42. (In Russ.)
8. Kudryavtsev P.I. *Nerasprostranyayushchiesya ustalostnye treshchiny [Non-propagating fatigue cracks]*. Moscow: Machinostroyeniye Publ., 1982. 171 p.
9. Serensen S.V., Kogayev V.P., Shneyderovich R.M. *Nesushchaya sposobnost' i raschet detalei mashin na prochnost' [Carrying capacity and strength analysis of machine elements]*. Moscow: Machinostroyeniye Publ., 1975. 488 p.
10. Pavlov V.F. About connection between residual stresses and endurance limit under bending in stresses concentration conditions. // *Izvestiya vusov . Mashinostroeniye*. 1986. No. 8. P. 29-32. (In Russ.)
11. Ivanov S.I., Shatunov M.P., Pavlov V.F. Vliyanie ostatochnykh napryazhenii na vynoslivost' obraztsov s nadrezom // *Voprosy prochnosti elementov aviatsionnykh konstruktsiy*. Issue 1. Kuibyshev: Kuibyshev

Aviation Institute Publ., 1974. P. 88-95. (In Russ.)

12. Pavlov V.F., Kirpichyov V.A., Vakulyuk V.S. Prognozirovanie soprotivleniya ustalosti poverkhnostno uprochnennykh detalei po ostatochnym napryazheniyam [Surface hardened parts fatigue resistance prediction by residual stresses]. Samara: SamarSKIY nauchnyy tsentr RAN Publ., 2012. 125 p.

13. Ivanov S.I. K opredeleniyu ostatochnykh napryazhenii v tsilindre metodom kolets i polosok // Ostatochnye napryazheniya. Issue 48. Kuibyshev: Kuibyshev Aviation Institute Publ., 1971. P. 179-183. (In Russ.)

14. Radchenko V.P., Pavlov V.F. Maximum value of compressive residual stresses under parts surface hardening // Proceedings

of the International Scientific Technical Conference "Strength of materials and structural elements". Kiev: The G.S. Pisarenko Strength Problems Institute of the Ukraine Academy of Sciences Publ., 2011. P. 354-357. (In Russ.)

15. Filatov E.Ya., Pavlovsky V.E. Universal'nyi kompleks mashin dlya ispytaniya materialov i konstruktsii na ustalost' [Universal machine complex for fatigue tests of materials and structures]. Kiev: Naukova Dumka Publ., 1985. 92 p.

16. Kirpichyov V.A., Bukaty A.S., Filatov A.P., Chirkov A.V. Prediction of the endurance limit of superficially strengthened details at various degree of stress concentration // Vestnik UGATU. 2011. V. 15, no. 4(44). P. 81-85. (In Russ.)

#### **About the authors**

**Pavlov Valentin Fyodorovich**, Doctor of Science (Engineering), Professor, Head of Strength of Materials Department, Samara State Aerospace University. E-mail: [sopromat@ssau.ru](mailto:sopromat@ssau.ru). Area of Research: residual stresses mechanics.

**Filatov Anatoly Petrovich**, Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of Strength of Materials Department, Samara State Aerospace University. E-mail: [sopromat@ssau.ru](mailto:sopromat@ssau.ru). Area of Research: residual stresses mechanics.

**Semyonova Olga Yurievna**, Candidate of Science (Engineering), Associate Pro-

fessor of Higher Mathematics Department, Samara State Aerospace University. E-mail: [sopromat@ssau.ru](mailto:sopromat@ssau.ru). Area of Research: residual stresses mechanics.

**Sazanov Vasily Vyacheslavovich**, postgraduate student of Strength of Materials Department, Samara State Aerospace University. E-mail: [sopromat@ssau.ru](mailto:sopromat@ssau.ru). Area of Research: residual stresses mechanics.

**Mikushev Nicolay Nicolaevich**, postgraduate student of Strength of Materials Department, Samara State Aerospace University. E-mail: [sopromat@ssau.ru](mailto:sopromat@ssau.ru). Area of Research: residual stresses mechanics.

## ДИНАМИКА ДРЕНАЖНО-ПРЕДОХРАНИТЕЛЬНОГО КЛАПАНА

©2014 М.В. Макарьянц<sup>1</sup>, Л.В. Кудюров<sup>2</sup>, Ю.К. Мустафаев<sup>2</sup>, Д.В. Туманов<sup>1</sup>

<sup>1</sup>ОАО «РКЦ «Прогресс», г. Самара

<sup>2</sup>Самарский государственный университет путей сообщения

Представлена математическая модель, имитирующая работу дренажно-предохранительного клапана (ДПК) в режиме регулирования давления при помощи чувствительного элемента (ЧЭ). Движение рассмотрено с учётом изменения пневмообъёмов, предусмотренных конструкцией прибора, давления в них при постоянной температуре, наличия перетекания газа между указанными объёмами по специальным каналам, трения тарели о направляющую, а также при наличии внешних возмущений периодического характера с изменяемой частотой. Приведены результаты численного моделирования, а также анализ причин занижения поддерживаемого давления при определённых частотах.

*Клапан, динамика, математическая модель, пневмообъём, давление, трение.*

В системе регулирования давления в топливных баках летательных аппаратов имеют место нежелательные явления, в частности, вибрация тарели дренажно-предохранительного клапана (ДПК), особенно на резонансных режимах, которые могут привести к неустойчивой работе клапана. При выборе метода, способного устранить указанный недостаток в штатной ситуации, предпочтение следует отдать тому, который не приводит к серьёзным изменениям конструкции. В этом смысле достаточно эффективным является увеличение силы трения между стенками тарели и направляющей корпуса ДПК. Поэтому разработка математической модели работы ДПК с учётом всех

пневмообъёмов и соединяющих их специальных каналов, учётом трения тарели клапана о направляющую имеет теоретический и практический интерес и является актуальной.

В поставленной задаче рассматривается двухмассовая модель ДПК (рис. 1) (корпус-клапан). Предполагаемый закон отклонения поверхности основания клапана (стенки бака) от положения статического равновесия имеет вид гармонических колебаний:

$$\Delta_0 = A \cdot \sin(\omega t), \quad (1)$$

где  $A$  – амплитуда колебаний,  $\omega$  – круговая частота, изменяемые в процессе испытаний.

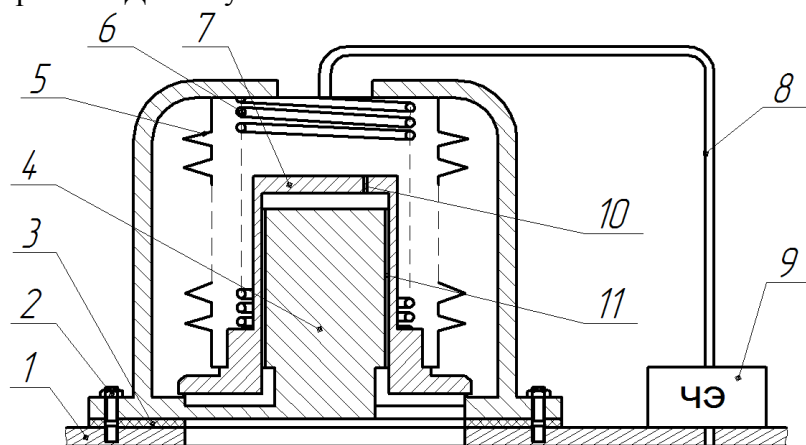


Рис. 1. Дренажно-предохранительный клапан: 1 – стенка бака, 2 – крепёжные болты, 3 – прокладка, 4 – корпус клапана совместно с направляющей тарели клапана, 5 – сильфон, 6 – пружина, 7 – тарель клапана, 8 – дренажный канал сильфона, 9 – чувствительный элемент, 10 – канал в доньшке тарели клапана, 11 – п-образные каналы в направляющей тарели клапана

В положении статического равновесия (положение покоя) в начальный момент времени ( $t = t_0 = 0$ ) клапан закрыт. Тарель клапана 7 прижата к седлу корпуса 4. При этом предварительная деформация (сжатие) эквивалентной пружины клапана 6 равно  $\lambda_2$ . Корпус клапана притянут к основанию через упругую прокладку 3 при помощи болтов 2. Таким образом, можно считать, что корпус клапана взаимодействует с основанием через упруго-демпфирующую связь. Кроме того, в состоянии статического равновесия на рассматриваемые тела системы ДПК действуют силы давления со стороны пневмоёмкостей, к которым относятся:

$V_6$  – пневмоёмкость бака с давлением  $p_6$ ;

$V_1$  – пневмоёмкость между внешней поверхностью тарели клапана, корпусом и сильфоном клапана с давлением  $p_1$  (ёмкость внутри сильфона);

$V_2$  – пневмоёмкость между внутренней поверхностью тарели клапана (доннышком) и внешней поверхностью направляющей с давлением  $p_2$ ;

$V_3$  – пневмоёмкость чувствительного элемента с давлением  $p_3$ .

С учётом этого на элементы ДПК действуют силы:

- на корпус и клапан изнутри объёма  $V_1$

$$P_1 = p_1 \cdot S_1,$$

где  $S_1$  – площадь тарели клапана в горизонтальной проекции;

- на корпус и клапан изнутри объёма  $V_2$

$$P_2 = p_2 \cdot S_2,$$

где  $S_2$  – площадь дна тарели клапана.

В состоянии покоя давление во всех пневмоёмкостях принимается одинаковым и равным начальному давлению в баке, то есть  $p_{10} = p_{20} = p_{30} = p_{60}$ , а подъёмная сила удовлетворяет соотношению:

$$P_0 \leq F_{2ст} + P_1.$$

При наддуве (расход газа на входе в бак,  $G_0 \neq 0$ ) давление в пневмоёмкости бака  $V_6$  повышается, растёт подъёмная сила  $P_0$ , которая согласно [1] принимается равной

$$P_0 = \alpha S_T (p_6 - p_1) + A_2 (z_2 - z_1) p_6 (\dot{z}_2 - \dot{z}_1) + \frac{A_2^2 p_6 R T_6}{S_T}, \quad (2)$$

где  $z_1, z_2$  – перемещения корпуса и тарели клапана вдоль оси симметрии относительно инерциальной системы координат, соответственно;

$R$  – универсальная газовая постоянная;

$T_6$  – температура в пневмоёмкости бака;

$S_T$  – площадь рабочей поверхности тарели клапана;

$\alpha$  – коэффициент подъёмной силы.

$A_2$  вычисляется по формуле [1]:

$$A_2 = \mu_2 \cdot \pi \cdot d_2 \cdot \sqrt{\frac{k}{R \cdot T_6} \cdot \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}},$$

где  $\mu_2$  – коэффициент расхода;

$k$  – показатель адиабаты;

$d_2$  – диаметр седла (или рабочей поверхности тарели).

Давление в пневмоёмкости бака изменяется, и скорость этого изменения равна [1]:

$$\frac{dp_6}{dt} = [G_0 - A_2 (z_2 - z_1) p_6 - S_T \frac{p_6}{RT_6} (\dot{z}_2 - \dot{z}_1)] \frac{nRT_0}{V_6}, \quad (3)$$

где  $G_0$  – расход газа на входе в бак;

$n$  – показатель политропы;

$T_0$  – температура газа на входе в бак.

При этом скорость изменения расхода газа  $G_{k1}$  через канал  $II$  в направляющей (кольцевой зазор между направляющей с п-образными проточками и внутренней поверхностью клапана) согласно [1] равна

$$\frac{dG_{k1}}{dt} = \frac{\pi \cdot d_{k1}}{4 \cdot l_{k1}} (p_6 - p_2 - R_{k1} G_{k1}), \quad (4)$$

где  $d_{k1}$  – приведённый диаметр канала  $II$ ;

$l_{k1}$  – длина канала  $II$ ;

$R_{k1}$  – гидравлическое сопротивление:

$$R_{k1} = \frac{128 \cdot l_{k1}}{\pi \cdot d_{k1}^4} \cdot \nu;$$

$\nu$  – кинематическая вязкость газа.

Аналогично можно получить скорость изменения давления  $p_2$  в пневмоёмкости  $V_2$ :

$$\frac{dp_2}{dt} = \frac{n \cdot R \cdot T_2}{V_{20} + S_2(z_2 - z_1)} \times \left[ G_{k1} - G_{k2} - \frac{P_2}{R \cdot T_2} S_2(\dot{z}_2 - \dot{z}_1) \right], \quad (5)$$

где  $G_{k2}$  – расход газа через канал 10 (отверстие в доньшке тарели клапана);

$V_{20}$  – начальный объём пневмоёмкости 2;

$T_2$  – температура газа в пневмоёмкости 2.

Скорость изменения расхода через канал 10:

$$\frac{dG_{k2}}{dt} = \frac{\pi \cdot d_{k2}^2}{4 \cdot l_{k2}} (p_2 - p_1 - R_{k2} G_{k2}), \quad (6)$$

где  $d_{k2}$  – диаметр канала 10;

$l_{k2}$  – длина канала 10;

$R_{k2}$  – гидравлическое сопротивление канала 10:

$$R_{k2} = \frac{128 \cdot l_{k2}}{\pi \cdot d_{k2}^4} \nu.$$

Скорость изменения давления в пневмоёмкости  $V_1$ :

$$\frac{dp_1}{dt} = \frac{n \cdot R \cdot T_2}{V_{10} - S_1(z_2 - z_1)} \times \left[ G_{k2} - G_{k4} + \frac{P_1}{R \cdot T_1} S_1(\dot{z}_2 - \dot{z}_1) \right], \quad (7)$$

где  $V_{10}$  – начальный объём пневмоёмкости 1;

$T_1$  – температура в пневмоёмкости  $V_1$ ;

$G_{k4}$  – расход через дренажный канал 8 (верхняя часть корпуса).

Учитывая, что открытие клапана происходит при открытом истечении газа из полости  $V_1$  через дренажный канал в пространство с давлением  $p_a$  по команде от чувствительного элемента (ЧЭ) 9, необходимо определить расход  $G_{k4}$  при этом и учесть его в уравнении (7).

Скорость изменения расхода через канал 8 при открытом ЧЭ:

$$\frac{dG_{k4}}{dt} = \frac{\pi \cdot d_{k4}^2}{4 \cdot l_{k4}} (p_a - p_1 - R_{k4} G_{k4}), \quad (8)$$

где  $d_{k4}$  – диаметр канала 8;

$l_{k4}$  – длина канала 8;

$R_{k4}$  – гидравлическое сопротивление канала 8:

$$R_{k4} = \frac{128 \cdot l_{k4}}{\pi \cdot d_{k4}^4} \nu.$$

При снижении давления в баке ниже давления настройки ЧЭ, дренажный канал сильфона запирается на глухую полость объёмом  $V_3$ . При этом скорость изменения расхода через канал равна:

$$\frac{dG_{k4}}{dt} = \frac{\pi \cdot d_{k4}^2}{4 \cdot l_{k4}} (p_3 - p_1 - R_{k4} G_{k4}). \quad (9)$$

Скорость изменения давления в пневмоёмкости  $V_3$  определяется согласно уравнению:

$$\frac{dp_3}{dt} = \frac{n \cdot R \cdot T_2}{V_3} G_{k4}. \quad (10)$$

За время нахождения в открытом состоянии клапана ЧЭ давление  $p_3$  в объёме  $V_3$  снижается до атмосферного  $p_a$ .

Таким образом, определение подъёмной силы связано с необходимостью учёта давлений во всех пневмоёмкостях, соединённых каналами.

В динамике клапана большую роль, как демпфирующие факторы, играют сила трения и диссипативные силы. Примем допущение, что сила трения не зависит от скорости и определяется по закону Кулона. В модели эта сила считается заданной.

Все связи между элементами ДПК обладают упругими и демпфирующими свойствами. Упругие свойства характеризуются коэффициентами жёсткости:

$c_1$  – в контакте корпуса и основания;

$c_2$  – коэффициент жёсткости пружины и сильфона клапана;

$c_7$  – коэффициент жёсткости в контакте тарель клапана – седло;

$c_8$  – коэффициент жёсткости в контакте тарель-корпус при  $(z_2 - z_1)$  больше максимальной величины подъёма тарели относительно корпуса  $h_{max}$ .

Демпфирующие свойства связей характеризуются коэффициентами дис-



сипации  $b_1, b_2, b_7, b_8$  с соответствующими пружинам индексами. С учётом этого силы упругости, действующие в названных, связях равны:

$$F_1 = c_1 \cdot (z_1 - \Delta_0 - \lambda_1),$$

$$F_2 = c_2 \cdot (z_2 - z_1 + \lambda_2),$$

$$F_7 = c_7 \cdot (z_2 - z_1 + \lambda_7), \quad F_8 = c_8 \cdot (z_2 - z_1),$$

где  $\lambda_1 - \lambda_8$  – соответствующие статические деформации, а диссипативные силы равны:

$$R_{g1} = b_1 \cdot (\dot{z}_1 - \dot{\Delta}_0), \quad R_{g2} = b_2 \cdot (\dot{z}_2 - \dot{z}_1),$$

$$R_{g7} = b_7 \cdot (\dot{z}_1 - \dot{z}_2), \quad R_{g8} = b_8 \cdot (\dot{z}_1 - \dot{z}_2).$$

Принимая, что тарель клапана и корпус перемещаются только параллельно оси симметрии, найдём кинетическую энергию в виде:

$$T_1 = \frac{1}{2}(m_1 + m_3) \cdot \dot{z}_1^2; \quad T_2 = \frac{m_2}{2} \dot{z}_2^2.$$

Таким образом, полная кинетическая энергия системы равна:

$$T = \frac{1}{2}[(m_1 + m_3) \cdot \dot{z}_1^2 + m_2 \cdot \dot{z}_2^2]. \quad (11)$$

Потенциальная энергия упругой деформации элементов крепления корпуса к основанию:

$$\Pi_1 = \frac{c_1}{2}(z_1 - \Delta_0 - \lambda_1)^2 - \frac{c_1}{2}\lambda_1^2. \quad (12)$$

Потенциальная энергия пружины клапана:

$$\Pi_2 = \frac{c_2}{2}(z_2 - z_1 + \lambda_2)^2 - \frac{c_2}{2}\lambda_2^2. \quad (13)$$

Потенциальная энергия упругой связи тарель клапана – седло:

$$\Pi_3 = \frac{c_7}{2}(z_1 - z_2 - \lambda_7)^2 - \frac{c_7}{2}\lambda_7^2. \quad (14)$$

Эта связь работает при условии  $z_1 > z_2$ .

Потенциальная энергия упругой связи тарель клапана–корпус (контакт происходит при подъёме тарели на конструктивно допускаемую высоту  $h_{max}$ ):

$$\Pi_8 = \frac{c_8}{2}(z_2 - z_1)^2. \quad (15)$$

Полная потенциальная энергия равна:

$$\Pi = \sum_{i=1}^8 \Pi_i. \quad (16)$$

Из (11) находим:

$$\frac{dT}{dz_1} = 0; \quad \frac{dT}{dz_2} = 0; \quad (17)$$

$$\frac{dT}{dz_1} = (m_1 + m_3) \cdot \dot{z}_1, \quad \frac{dT}{dz_2} = m_2 \cdot \dot{z}_2.$$

Из (16) с учётом (12) – (15) следует:

$$\frac{d\Pi}{dz_1} = -c_2(z_2 - z_1 + \lambda_2) + c_1(z_1 - \Delta_0 - \lambda_1) + c_8\mathcal{G}(z_2 - z_1) + c_7\mathcal{G}(z_1 - z_2 - \lambda_7) = -Q_1; \quad (18)$$

$$\frac{d\Pi}{dz_2} = c_2(z_2 - z_1 + \lambda_2) - c_8\mathcal{G}(z_2 - z_1) - c_7\mathcal{G}(z_1 - z_2 - \lambda_7) = -Q_2; \quad (19)$$

если  $z_1 > z_2$ , то  $\mathcal{G} = 1$ , иначе  $\mathcal{G} = 0$ ,

если  $z_2 - z_1 \geq h_{max}$ , то  $\mathcal{G}_1 = 1$ , иначе  $\mathcal{G}_1 = 0$ ,

$Q_1, Q_2$  – обобщённые силы, обусловленные консервативными силовыми факторами.

Координаты  $z_1, z_2$  независимы и однозначно определяют положение системы в любой момент времени. Поэтому дифференциальные уравнения движения в форме Лагранжа имеют вид:

$$\frac{d}{dt} \left( \frac{\partial T}{\partial \dot{q}_j} \right) - \frac{\partial T}{\partial q_j} = - \frac{\partial \Pi}{\partial q_j} + \frac{\delta A}{\delta q_j}, \quad (20)$$

где  $j = 1, 2; q_1 = z_1, q_2 = z_2$ ;

$\delta A$  – возможная работа неконсервативных сил, рассмотренных выше:

$$\delta A = (P_0 - P_2 + P_3 + F_{mp21} - R_{g1} - R_{g2} - \mathcal{G}R_{g7} - \mathcal{G}_1R_{g8})\delta z_1 + (P_1 + P_2 - P_3 - F_{mp12} - R_{g2} - \mathcal{G}R_{g7} - \mathcal{G}R_{g8})\delta z_2;$$

$$F_{mp12} = F_{mp} \text{sign}(\dot{z}_1 - \dot{z}_2),$$

$$F_{mp21} = F_{mp} \text{sign}(\dot{z}_2 - \dot{z}_1).$$

Поскольку вариации  $\delta q_j$  независимы и виртуальны, возможны варианты:

$$\delta z_1 \neq 0, \quad \delta z_2 = 0;$$

$$\delta z_1 = 0, \quad \delta z_2 \neq 0.$$

С учётом этого получим:

$$\frac{\delta A}{\delta z_1} = P_1 - P_2 + F_{mp12} + F_{mp21} - R_{g1} - R_{g2} - \mathcal{G}R_{g7} - \mathcal{G}_1R_{g8} = Q_{1n}; \quad (21)$$

$$\frac{\delta A}{\delta z_2} = P_0 + P_2 - P_1 - F_{mp21} - R_{g2} - \mathcal{G}R_{g7} - \mathcal{G}_1R_{g8} = Q_{2n}.$$

После подстановки (17) – (19) и (21) в (20) получим дифференциальные урав-

нения движения рассматриваемой механической системы в виде:

$$(m_1 + m_3)\ddot{z}_1 = Q_1 + Q_{1н}; \quad (22)$$

$$m_2\ddot{z}_2 = Q_2 + Q_{2н}.$$

Для численного интегрирования этих уравнений следует перейти к форме Коши:

$$q_1 = z_1, \quad q_2 = z_2,$$

$$q_3 = \dot{z}_1, \quad q_4 = \dot{z}_2.$$

С учётом этого, уравнения (22) сводятся к системе четырёх дифференциальных уравнений первого порядка:

$$\dot{q}_1 = q_3;$$

$$\dot{q}_2 = q_4;$$

$$\dot{q}_3 = (Q_1 + Q_{1н}) \frac{1}{m_1 + m_3}; \quad (23)$$

$$\dot{q}_4 = (Q_2 + Q_{2н}) \frac{1}{m_2}.$$

Начальные условия:

$$q_1(0) = q_2(0) = q_3(0) = q_4(0) = 0. \quad (24)$$

Уравнения (23) с учётом (24) интегрируются численным методом совместно с дифференциальными уравнениями (3) – (10). При этом принимаются следующие обобщённые координаты:

$$q_5 = p_0, \quad q_6 = p_1, \quad q_7 = p_2,$$

$$q_8 = G_{k1}, \quad q_9 = G_{k2}, \quad q_{10} = G_{k4}.$$

Построенная упрощённая математическая модель ДПК после интегрирования дифференциальных уравнений движения позволяет наблюдать динамику прибора при различных возмущениях на заданном временном интервале и решить следующие задачи:

- определить резонансную частоту вынужденных колебаний и построить амплитудно-частотную характеристику клапана;

- оценить влияние демпфирующих факторов на динамику клапана, в том числе силы трения, а также сечения и длины газовых каналов;

- методом фазовых траекторий исследовать и оценить области устойчивой работы клапана.

В качестве примера на рис. 2 – 6 приведены результаты численных расчётов по оценке влияния силы трения, как демпфирующего фактора, на движение тарели клапана.

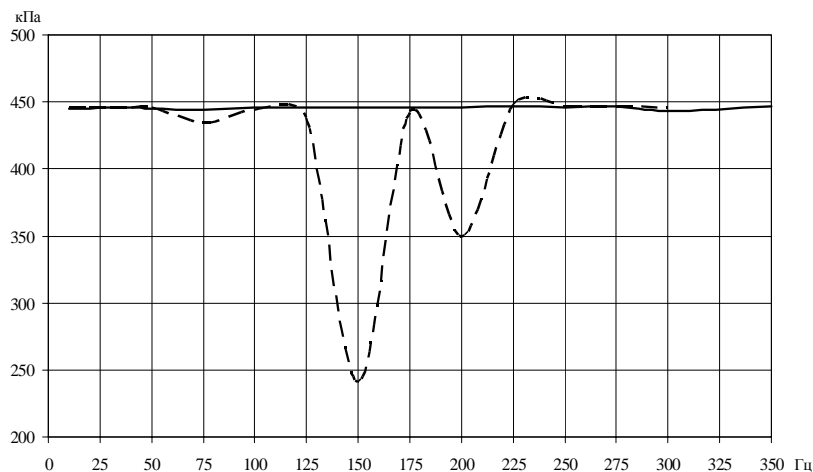


Рис. 2. Расчётная АЧХ клапана при различных значениях силы трения

АЧХ клапана (рис. 2) представляет график изменения поддерживаемого давления в баке при колебаниях вибростола в диапазоне частот 10...350 Гц с постоянной амплитудой виброускорения 5g. Штриховой линией изображён график для клапана при силе трения 5 Н. Сплошная

линия представляет график клапана, построенный для силы трения 25Н при неизменных остальных исходных данных. На АЧХ отчётливо видно падение поддерживаемого давления на определённых частотах для клапана с низким демпфированием и отсутствие падения при увели-

чении степени демпфирования. Причина лученных колебаний клапана (рис. 3-6).  
такого снижения давления - в форме по-

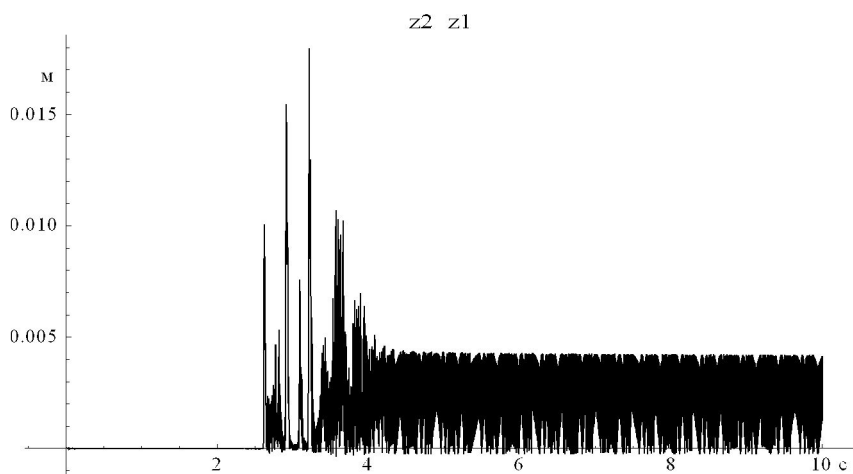


Рис. 3. Колебания клапана на частоте 200 Гц при величине силы трения 5 Н

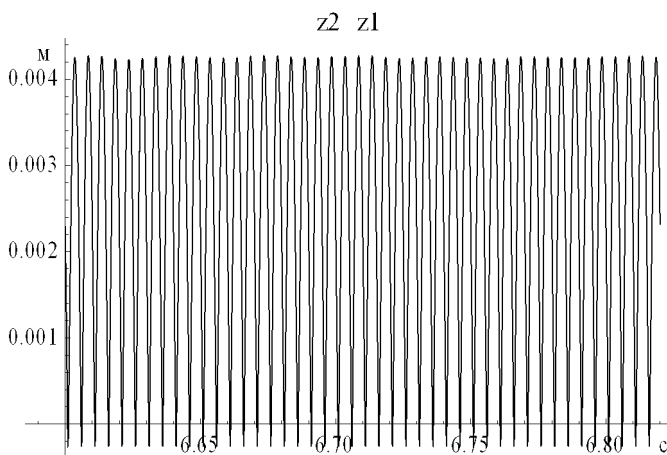


Рис. 4. Увеличенный фрагмент рис. 3, демонстрирующий форму колебаний клапана

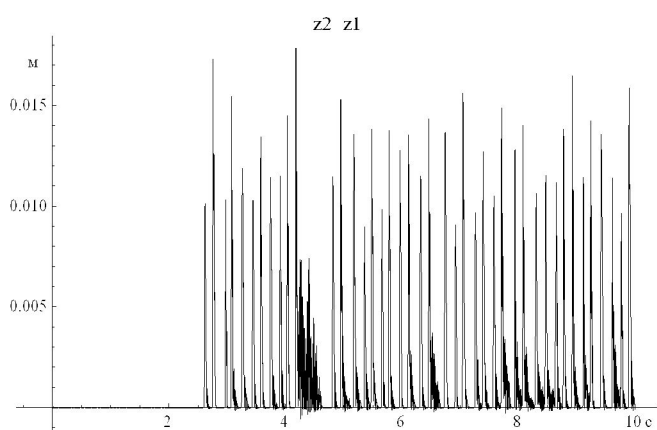


Рис. 5. Колебания клапана на частоте 200 Гц при величине силы трения 25 Н

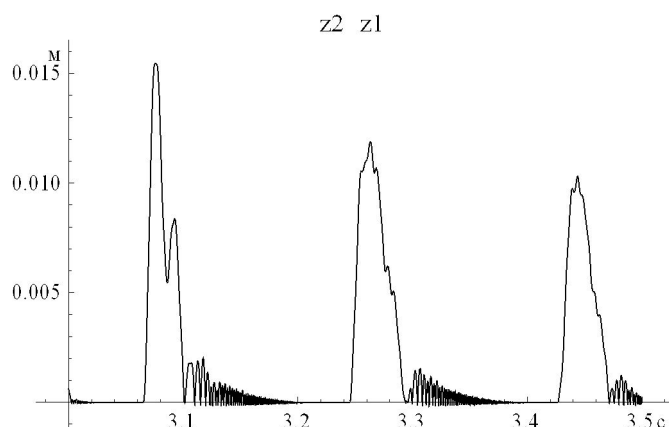


Рис. 6. Фрагмент рис. 5, демонстрирующий изменение формы колебаний при увеличении силы трения

При частоте колебаний 200 Гц средняя (интегральная) высота подъема клапана составила 2,5 мм, а при частоте 150 Гц достигла значения 3,6 мм, вызывая увеличенный расход газа через клапан и просадку поддерживаемого давления в баке, что видно на рис. 3 и 4. В то же время при увеличенной силе трения она не выходила за нормальное значение 1,8-1,9 мм, (рис. 5 и 6), что соответствует расходу клапана, обеспечивающему поддержание давления в районе заданного значения,

благодаря быстрому гашению остаточных колебаний после подскоков клапана, вызванных срабатыванием ЧЭ (последующие подскоки клапана после высоких пиков на графиках). Таким образом, можно сделать вывод, что увеличение силы трения клапана о направляющую позволяет изменить форму колебаний в районе резонансов и обеспечить сохранение требуемого расхода и поддержание заданного давления в ёмкости.

### Библиографический список

1. Стадник Д.М., Свербилов В.Я., Макарьянц Г.М. Обеспечение устойчивости и устранение автоколебаний регулятора давления газа непрямого действия // Век-

тор науки Тольяттинского государственного университета. 2013. № 2. С. 203-211.

2. Тимошенко С.П. Колебания в инженерном деле. М.: Физматлит, 1959. 439 с.

### Информация об авторах

**Макарьянц Михаил Викторович**, заместитель главного конструктора, Ракетно-космический центр «Прогресс». Область научных интересов: механика, космонавтика, ракетная техника.

**Кудюров Лев Владимирович**, доктор технических наук, профессор кафедры «Механика и инженерная графика», Самарский государственный университет путей сообщения. E-mail: [lkudyurov@mail.ru](mailto:lkudyurov@mail.ru). Область научных интересов: теоретическая механика, механика твёрдого тела, механика жидкости и газа, нелинейные колебания, математическое моделирование в механике.

**Мустафаев Юрий Кямалович**, старший преподаватель кафедры «Механика и инженерная графика», Самарский государственный университет путей сообщения. E-mail: [mustafaev.yuri@mail.ru](mailto:mustafaev.yuri@mail.ru). Область научных интересов: теоретическая механика, механика твёрдого тела, механика жидкости и газа, математическое моделирование.

**Туманов Дмитрий Вячеславович**, начальник группы, Ракетно-космический центр «Прогресс». Область научных интересов: механика, ракетная техника, постановка и обработка эксперимента.

## **DYNAMIC OF THE A SAFETY VENT VALVE**

© 2014 M.V. Makaryjants, L.V. Kudyurov, Yu.K. Mustafaev, D.V. Tumanov

Samara Space Centre “Progress”, Samara, Russian Federation

The mathematical model that simulates the running of drainage safety valve is concerned. The valve controls pressure through the sensor. The movement is discussed taking into account the following aspects: alterations of pneumatic capacities specified in device design, alterations of the pressure in pneumatic volumes at the permanent temperature, there is gas overflow occurring in special channels between specified volumes, there is the friction between the valve plate and its sliding rail, there are periodical external dithers of a variable frequency. The results of computational modeling and cause analysis of maintained pressure depreciation by the specified frequencies are provided.

*Valve, dynamic, mathematical model, pneumatic volume, pressure, friction.*

### **References**

1. Stadnik D.M., Sverbilov V.Ya., Makaryants G.M. Providing stability and elimination self-excited oscillations of a pilot-operated gas pressure control valve // *Vektor nauki TGU*. 2013. No. 2. P. 203-211. (In Russ.)
2. Timoshenko S.P. *Kolebaniya v inzhenernom dele* [Vibration problems in engineering]. Moscow: Fizmatlit Publ., 1959. 439 p.

### **About the authors**

**Makaryjants Michael Victorovich**, Deputy General Designer, Head of Department. Samara Space Centre “Progress”. Area of Research: mechanics, cosmonautics, rocket engineering.

**Kudyurov Lev Vladimirovich**, Doctor of Science (Engineering), Professor, sub-faculty of Mechanic and Engineering Graphic. Samara State Railway University. E-mail: [lkudyurov@mail.ru](mailto:lkudyurov@mail.ru). Area of Research: theoretical mechanics, mechanics of solid, mechanics of liquid and gas, nonlinear oscillations, mathematical modeling in mechanics.

**Mustafaev Yuri Kyamalovich**, Professor, sub-faculty of Mechanic and Engineering Graphic. Samara State Railway University. E-mail: [mustafaev.yuri@mail.ru](mailto:mustafaev.yuri@mail.ru). Area of Research: theoretical mechanics, mechanics of solid, mechanics of liquid and gas, mathematical modeling.

**Tumanov Dmitrii Vyacheslavovich**, engineer, Group Manager of Department 1126. Samara Space Centre “Progress”. Area of Research: mechanics, rocket engineering, experimental technique.

УДК 669.295+629.7

## РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИЙ ПОЛУЧЕНИЯ МАТЕРИАЛОВ ПО ЗАДАНЫМ УСЛОВИЯМ ФОРМИРОВАНИЯ СВОЙСТВ СБОРОЧНЫХ ЕДИНИЦ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

© 2014 С.Ф. Глустенко

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва  
(национальный исследовательский университет)

Представлены результаты формирования структуры сортамента из титана технической чистоты в зависимости от крупнозернистого или наноструктурного состояния для обеспечения механических свойств получаемых различными способами деталей сборок. Изучена структура титана в зависимости от условий и характера насыщения водородом при механической обработке. Установлено влияние отдельных режимов нагрева и технологической деформации заготовок на формирование текстуры и на колебания механических свойств металла по его площади и толщине. Показаны результаты исследований связи изменений кристаллографической текстуры образцов из титана с характером формирования микроструктуры сплава в технологических процессах горячей пластической деформации на примере цилиндрических образцов из двухфазного титанового сплава ВТ9 при различных схемах приложения нагрузок и деформации в виде одноосного растяжения, кручения и кручения с одновременным растяжением.

*Деформация, структура, прочность, пластичность, вязкость, обрабатываемость, формообразование.*

Изготовление конструкций из титановых сплавов требует разработки технологических процессов, обеспечивающих значительное упрочнение поверхностных слоёв материала с одновременным повышением микротвёрдости поверхностного слоя. При этом создаются условия для микролегирования поверхности алюминием и другими элементами. Вследствие низкой теплопроводности, высокой химической активности, ограниченных возможностей холодной деформации и пластической деформации при нагреве рассмотрены условия формирования фазового состава, макро- и микроструктуры упрочнённых и легированных слоёв металла. Исследовано влияние насыщения поверхности титанового сплава элементами внедрения как одного из факторов упрочнения, а также поверхностной пластической деформации на характеристики шероховатости и степень деформационного упрочнения поверхностей образцов для испытаний, изготовленных из наиболее широко применяемых видов сортамента титановых сплавов. Изготовление из них деталей, штампованных конструкций, освоение прогрессивных технологий точной штамповки заготовок требует также оценки влияния деформации ковкой, штамповкой и листовой прокаткой в раз-

личных интервалах температур при разных условиях нагрева. Для наиболее распространённого сплава ВТ20 установлено, что не во всех случаях традиционные методы пластической деформации, сварки и термической обработки изготовленных из него деталей и конструкций позволяют получать в них высокие показатели прочности, пластичности и усталостной выносливости. Значительное улучшение механических свойств наблюдается у заготовок из сплава ВТ20 после окончательной объёмной штамповки в интервале температур фазового  $\alpha \rightarrow \beta$  - превращения. При изготовлении отдельных деталей необходимые показатели прочности и пластичности в листовых штамповках из титанового сплава ВТ20 обеспечиваются после электроконтактного нагрева в области фазового  $\alpha \rightarrow \beta$  - превращения и последующего формообразования при естественном охлаждении в соответствующей технологическим процессам оснастке. Исследования проводились и на штампованных конструкциях из псевдо- $\alpha$ -титанового сплава ВТ20 после различных видов листовой и объёмной штамповки и сварки плавлением. Проведённые механические испытания и химический анализ поставляемого сортамента показали, что механические свойства и содержа-

ние примесей газов в исследованных в состоянии поставки полуфабрикатах не зависят от их вида и размера и соответствуют требуемым техническим условиям на поставку. Из общего числа проверенных плавок содержание примесей составляет: водорода – 0,0045%, кислорода – 0,07% и азота – 0,03%. Содержание газовых примесей в сварных соединениях соответствует требованиям ОСТ 1.90013-81 и для большинства их составляет: водорода – 0,0025%, кислорода – 0,054%, азота – 0,032%. Исследования микроструктуры проведены в соответствии с требованиями, предъявляемыми к металлографическому анализу титановых сплавов. Установлено, что введение при определенных условиях в титановые сплавы водорода приводит к существенным структурным изменениям, в том числе в ряде случаев к измельчению зерна. Исходная структура исследованных титановых сплавов была грубой пластинчатой. Легирование водородом вызвало преобразование внутризёрненного строения без измельчения исходного  $\beta$ -зерна. В зависимости от содержания водорода и температуры наводороживания может происходить формирование тонкопластинчатой, глобулярной или смешанной структуры. При этом размеры структурных составляющих могут изменяться в широких пределах, например, толщина  $\alpha$ -пластин – от ~ 0,5 до ~ 8 мкм. Было отмечено, что при этом появляется температурная зависимость показателей ударной вязкости сплава и пластичности, имеющих различный характер в крупнозернистом и наноструктурном состоянии.

На основе обобщения экспериментальных данных были установлены оптимальные фазовый состав и структура, а также количество  $\beta$ -фазы, при которых наблюдаются наиболее высокие характеристики обрабатываемости резанием различных титановых сплавов, легированных водородом. Получены основные температурные зависимости ударной вязкости, позволяющие определять температуру оптимальных условий вязко-хрупкого перехода и интервал температур обработки материала. Зависимости могут быть пред-

ставлены в виде коэффициента парной линейной корреляции  $m$  и коэффициента нелинейной корреляции  $\eta$ , на основе которых можно определить, в частности, силу связи между характеристиками обрабатываемости резанием, количеством  $\beta$ -фазы и толщиной  $\alpha$ -пластин.

Оптимальное содержание водорода обеспечивается при температуре наводороживающего отжига 820°C. При этом может наблюдаться мелкозернистая структура, тонкопластинчатая структура, мелкоглобулярная структура, мелкая смешанная структура - пластинчатая + глобулярная. Наилучшая обрабатываемость резанием наблюдается при мелкой структуре (тонкопластинчатой, мелкоглобулярной или смешанной).

Установлено несколько причин, которые могли бы объяснить изменение механических свойств титановых сплавов в связи с уменьшением размера структурных составляющих для данного фазового состава или из-за преобразования пластинчатой структуры в глобулярную.

Пластинчатая структура обеспечивает меньшие характеристики пластичности, чем глобулярная структура. Вследствие этого при обработке титановых сплавов пластическая деформация не успевает протекать во всем объёме металла и концентрируется в приконтактном слое, в результате чего там возникают высокие давления и температуры, что обуславливает низкую обрабатываемость резанием титановых сплавов. Режимы обработки сплавов оказывают, в свою очередь, влияние на наследственные свойства деталей, изготавливаемых из этих материалов. Объёмный наноструктурный титан и его сплавы, полученные интенсивной пластической деформацией, при проведении испытаний показали высокую статическую и циклическую прочность.

Более высокая пластичность при глобулярной структуре должна способствовать повышению обрабатываемости титановых сплавов резанием. В соответствии с теорией вязкости разрушения уменьшение размера зерна обрабатываемого материала сопровождается умень-

шением критической длины трещины. Можно предположить, что поэтому стружкообразование начинается при меньших размерах макротрещины. Следовательно, для роста трещины будет требоваться меньшая работа разрушения при тех же напряжениях. Исследованию подвергали поковки одного типоразмера и одной и той же плавки после нескольких переходовковки, штамповки, но с различной температурой окончательной штамповки на последнем переходе. Из поволоков вырезали образцы в продольном, поперечном и высотном направлениях для механических испытаний, макро- и микроисследований. Перед испытаниями образцы отжигали при 830°C в течение 1,5 ч для снятия остаточных напряжений после пластической деформации штамповкой.

Оценка механических свойств образцов из сплава ВТ20 в зависимости от условий обработки показывает, что чем меньше толщина заготовки (листа, поковки, плиты, штамповки), тем выше временное сопротивление разрыву. Пластичность зависит от вида заготовок: например, у штамповок она выше, чем у поволоков. Повышение прочностных характеристик полужабрикатов из сплава ВТ20, как известно, связано с накоплением в них дефектов кристаллического строения в основном процессе пластической деформации (ковки, штамповки, прокатки). В зависимости от накопления количества дефектов кристаллического строения изменяется и временное сопротивление разрыву заготовок из сплава ВТ20 от 890 до 1250 МПа при удовлетворительных характеристиках пластичности.

Анализируя изменения механических свойств сварных соединений, можно качественно отметить, что как толщина свариваемых заготовок, так и вид сварки оказывают существенное влияние на накопление дефектов кристаллического строения и в конечном итоге на их свойства. Установлено, что наиболее высокие характеристики прочности и пластичности – у листовых сварных соединений, наименьшее – у штампосварных заготовок после электронно-лучевой сварки.

Результаты исследований влияния температуры окончательной штамповки на свойства титановых заготовок показали, что наилучшие механические свойства наблюдаются у заготовок, подвергавшихся окончательной штамповке в температурной области существования  $\alpha$ -фазы, близкой к температуре  $\alpha \rightarrow \beta$  - превращения. Временное сопротивление разрыву у таких штамповок повысилось на 8 – 10% , а характеристики пластичности – в 1,5 – 2 раза по сравнению со штамповками, деформированными в области существования  $\beta$ -фазы. Кроме того, у штамповок, деформированных в области  $\alpha$ -фазы, наблюдается стабильность, небольшой разброс и меньшая зависимость механических свойств от направления испытания.

Установлено большое разнообразие микроструктур, зависящих от температуры окончательной штамповки. Если деформация проводится в температурном интервале существования  $\beta$ -фазы, то образуется пластичная ( $\beta$ - превращённая) структура с чётко выраженными зёрнами исходной  $\beta$ -фазы, окаймлёнными  $\alpha$ -фазой. Причём  $\beta$ -зёрна состоят из  $\alpha$ -колоний, являющихся пачками  $\alpha$ -пластин, разделённых прослойками  $\beta$ -фазы. Такая структура и определяет пониженные характеристики прочности и пластичности, а также значительную их нестабильность.

Деформация при температуре существования  $\alpha$ -фазы, близкой к температуре полиморфного  $\alpha \rightarrow \beta$  - превращения, приводит к тому, что явных границ зёрен  $\beta$ -фазы не наблюдается. Полученная структура характеризуется пластинчатым строением внутризёрненной  $\alpha$ -фазы с переходом к глобулярной, т.е. к образованию структуры, связанной с процессами рекристаллизации, коагуляции и глобуляризации.

При последеформационном отжиге титановых заготовок происходит уменьшение количества дефектов кристаллического строения в объёме металла, что вызывает повышение пластичности и снижение прочности. Высоким показателям прочности соответствуют предельно низ-



кие значения пластичности, что не позволяет в полной мере реализовать прочность, которой обладает псевдо- $\alpha$ -сплав.

При нагреве заготовки до температуры 970°C наблюдается полиморфное  $\alpha \rightarrow \beta$  - «предпревращение».

Электроконтактный нагрев заготовок из сплава VT20 до температуры полиморфного предпревращения и охлаждение в металлическом штампе по сравнению с традиционными методами штамповки приводят к повышению временного сопротивления разрыву ( $\sigma_B$ ) на 14%; предела текучести ( $\sigma_{0,2}$ ) на 17%; относительного удлинения ( $\delta$ ) на 40%, угла загиба ( $\alpha$ ) на 15%; сопротивления малоциклового усталости на 17%. Существенно снижается и содержание газовых примесей ( $H_2$ ,  $O_2$ ,  $N_2$ ).

Таким образом, при использовании электроконтактного нагрева оказалось возможным в полной мере реализовать прочность и пластичность в листовых штамповках, присущую псевдо- $\alpha$ -титановому сплаву VT20.

Это обусловлено тем, что тепловое воздействие на металл в интервале температур предпревращения приводит к максимальной диффузионной подвижности атомов, и в этих условиях протекают многоуровневые релаксационные процессы.

Исследование связи изменений кристаллографической текстуры с эволюцией микроструктуры [1] при горячей пластической деформации цилиндрических образцов из двухфазного титанового сплава VT9 в процессе одноосного растяжения, кручения и кручения с одновременным растяжением в условиях сверхпластичности показали, что после пропорционального нагружения формирования выраженной металлографической текстуры не происходит (табл.1).

Таблица 1 - Размер зёрен  $\alpha$ -фазы в сплаве VT9 в зависимости от вида нагружения

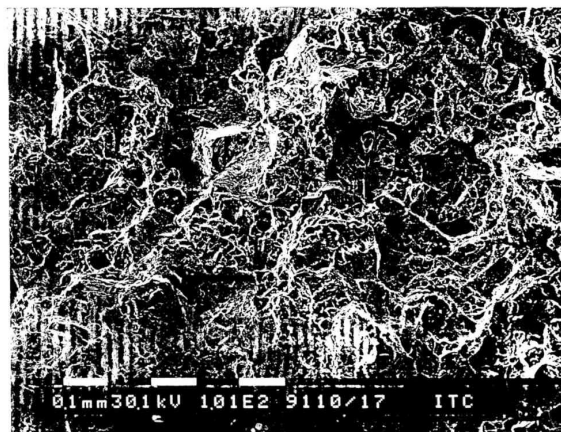
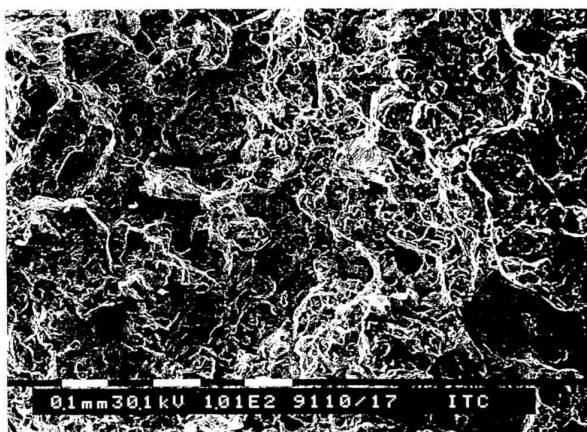
Состояние	$D$ , mm	HRC
Исходное состояние	2,9/3,0	55/55
Одноосное растяжение	3,4/ 3,6	48/48
Кручение	3,7/3,9	50/52
Растяжение + кручение	3,9/4,2	49/52

В числителе дан размер зёрен  $d$  в продольном направлении при фиксированном содержании  $\alpha$ -фазы в центре образца, в знаменателе – у края образца. Температура деформации  $t_{\text{деф}} = 970^\circ\text{C}$ ,  $\varepsilon = 2,1 \cdot 10^{-3} \text{ c}^{-1}$ . Наблюдаемая однородность зёрен по размеру во всём деформируемом объёме образцов изделий выше, чем в исходном материале заготовок. Средний размер зёрен ( $d = 3,9 - 4,1$  мкм) практически одинаков в центре и на периферии образцов. Таким образом, в результате пластической деформации (ковка, штамповка, прокатка) и сварки прочность заготовок из сплава VT20 повышается от 900 до 1280 МПа при предельно допустимых характеристиках, ниже которых использование их в конструкциях не рекомендуется. Отжиг титановых заготовок приводит к повышению их пластических характеристик и снижению прочностных. Проведение окончательной штамповки заготовок из сплава VT20 в интервале температур фазового  $\alpha \rightarrow \beta$  предпревращения улучшает механические свойства штамповок, повышает их прочность при незначительном снижении пластичности. Однако прочность и пластичность псевдо  $\alpha$ -титанового сплава VT20 в полной мере реализуется в штамповках после соответствующего нагрева в области фазового  $\alpha \rightarrow \beta$  предпревращения и последующего охлаждения в металлическом штампе в процессе формообразования.

Был рассмотрен характер разрушения образцов с различной структурой (рис.1,2). На образцах №1 и №2 характер излома является равномерным по всему сечению, структура мелкозернистая, что свидетельствует о высоких прочностных характеристиках материала. Это связано и с тем, что металлографическая текстура практически отсутствует при форме зёрен, близкой к равноосной. На образцах № 3 - 4 наблюдается грубое разрушение материала, при этом наблюдаются несплошности материала в виде тёмных участков. Общий характер изломов представляется как хрупкое разрушение сплавов под действием ударной нагрузки. Более детальная

картина поверхности разрушения образцов была рассмотрена на электронном

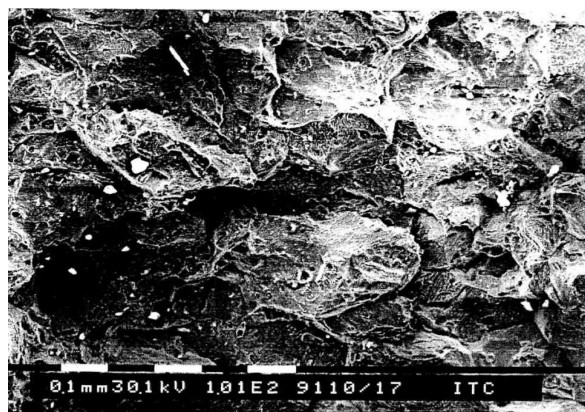
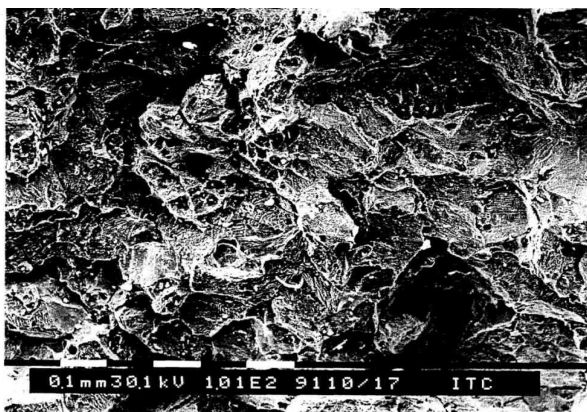
микроскопе «Philips-525» при увеличении 300 крат.



а

б

Рис.1. Разрушение мелкозернистой структуры



а

б

Рис.2. Разрушение крупнозернистой структуры

Поверхность излома образцов №1-2 соответствует большей вязкости материала по отношению к образцам №3 – 4 (рис. 1,б), где излом проходит по границам зёрен, и, кроме того, границы являются очагами разрушения материала. Таким образом, можно сделать вывод о незначительном влиянии температуры обработки на механические свойства сплава. Наличие в образце № 3 структурной неоднородности и дефектов в виде несплошностей материала по границам зёрен может привести к разрушению деталей при их эксплуатации. Анализ полученных результатов показывает, что точность получаемых решений зависит от правильности выбора математической модели технологических процессов обработки сплавов. Математическое моделирование процессов разрушения позволяет также обеспечивать га-

рантированные свойства металла в зависимости от условий эксплуатации, то есть обеспечивать такую структуру, при которой разрушение металла не наступит при допустимых величинах упруго-пластической деформации. Более мелкозернистой структуре соответствует и меньший размер элементов структуры разрушения, показывающий на качественном уровне закономерности изменения пластичности металла в области вязкого разрушения. Показатели, характеризующие протяжённость области хрупкого разрушения, определяются из условия, устанавливающего область существования пластичности:

$$\frac{\delta}{\tau_s} > \left( \frac{\delta}{\tau_s} \right)_n,$$

где  $\delta$  - среднее нормальное остаточное напряжение,  $\tau_s$  - сопротивление деформа-

ции при чистом сдвиге. Характер формирующейся дислокационной структуры, плотность распределения микропор и микротрещин, микродефектов внутренней структуры также зависит от условий тех-

процесса получения заготовок. Это позволяет научно обосновать ресурс деталей из титановых сплавов по основным факторам, определяющим процесс задержанного разрушения.

### **Библиографический список**

1. Колачев Б.А., Ильин А.А., Носов В.К., Мамонов А.М. Водородная технология титановых сплавов. М.: МИСиС, 2002. 392 с.

### **Информация об авторе**

**Тлустенко Станислав Федотович**, кандидат технических наук, доцент, Самарский государственный аэрокосмический университет им. академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [titan250@mail.ru](mailto:titan250@mail.ru). Об-

ласть научных интересов: исследование зависимости механических свойств конструкционных материалов от способов их получения, проектирование технологических процессов сборки в авиастроении.

## **TECHNOLOGICAL PROCESSES OF PRODUCING MATERIALS BY SPECIFIED CRITERIA OF FORMING THE PROPERTIES OF AIRCRAFT ASSEMBLY UNITS**

©2014 S.F. Tlustenko

Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

Results of formation of structure of an assortment from the technical cleanliness titan depending on coarse-grained or nanostructural state for maintenance of mechanical properties received by various ways of details of assemblages are presented. The structure of the titan depending on conditions and character saturation by hydrogen is studied at machining. It is established that modes on character of technological deformation of preparations render proskating rinks of strips and sheets hereditary influence on fluctuations of mechanical properties of metal on its area and a thickness. It is shown the results of studies link changes in crystallographic texture samples of titanium with the nature of the formation of the microstructure of the alloy in the technological processes of hot plastic deformation on the example of cylindrical samples of two-phase titanium alloy VT9 under various schemes application of stress and strain in machining, tension, torsion, ching.

*Deformation, structure, durability, plasticity, viscosity, machining, application of stress, fluctuations.*

### **References**

1. Koulachev B.A., Il'in A.A., Nosov V.K., Mamonov A.M. Vodorodnaya tekhnologiya titanovykh splavov [Hydrogen technology of titan alloys]. Moscow: MISiS Publ., 2002. 392 p.

### **About the author**

**Tlustenko Stanislav Fedotovich**, Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Samara State Aerospace University. E-mail: [titan250@mail.ru](mailto:titan250@mail.ru). Area of

Research: Study on mechanical properties of structural materials by means of obtaining them, design of technological processes of assemblies in the aircraft industry.

## ОБЪЁМНО-КИНЕТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ МЕДЛЕННОГО РОСТА УСТАЛОСТНОЙ ТРЕЩИНЫ В АЛЮМИНИЕВОМ СПЛАВЕ Д16Т

© 2014 Ю.И. Кольцун<sup>1</sup>, Д.П. Молявко<sup>2</sup>, А.Д. Игнатовский<sup>1</sup>, Т.А. Хибник<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва  
(национальный исследовательский университет)

<sup>2</sup>ОАО НПП «Салют»

На основе макроструктурного анализа типичного усталостного излома цилиндрического образца из сплава Д16 Т с кольцевым надрезом при изгибе представлена методика построения диаграммы предельных коэффициентов интенсивности напряжений (КИН) и определён период роста усталостной трещины. Благодаря экспериментальным данным усталостных изломов из алюминиевого сплава Д16Т, расчётным путём установлено изменение показателя степени  $m$  в формуле скорости роста усталостной трещины (РУТ) Пэриса по глубине  $a$  в системе с ростом числа циклов  $N$  многоциклового усталости. Это позволило для сплава Д16Т построить кинетическую диаграмму медленного роста усталостной трещины (КДмРУТ) в трёхмерной системе координат. Проанализированы и численно определены объёмы, сформированные под пространственной кривой кинетической диаграммы медленного роста усталостной трещины. Установлена новая кинетическая характеристика РУТ — объём работы коэффициента интенсивности напряжений, позволяющий связать параметры малоциклового и многоциклового усталости.

*Механика разрушения, макроструктурный анализ, усталостная трещина, коэффициент интенсивности напряжений, кинетическая диаграмма медленного роста усталостной трещины, малоциклового и многоциклового усталости, объём работы коэффициента интенсивности напряжений.*

### Введение

Медленный рост усталостных трещин при эксплуатации деталей транспортного и энергетического машиностроения привлекает самое пристальное внимание учёных ведущих стран мира в силу того, что существует возможность выявления таких трещин задолго до разрушения деталей с обнаруженным дефектом и проведения технологических мер по локализации дефектной области. В этой связи актуальным становится вопрос о разработке методики предварительного расчёта безопасного количества рабочих циклов машин с дефектной деталью. Под рабочим циклом машин подразумевается количество полётов самолётов и вертолётов в авиации, количество речных и морских переходов судов различного класса на водном транспорте, а в энергетике — количество циклов «пуск-остановка» энергоблоков. Данные машинные циклы подчиняются механизму разрушения в области малоциклового усталости, в то время, как работа высокоскоростных элементов силовых установок происходит в

условиях многоциклового усталости. Следовательно, неразрешимой остаётся проблема расчёта количественной взаимосвязи малоциклового усталости машин, силовых и энергетических установок и многоциклового усталости их деталей. С этой целью обязательным условием расчётов надёжности и долговечности высокоскоростных систем является знание всех возможных кинетических характеристик медленного роста усталостных трещин.

Целью настоящей работы является расчёт кинетических характеристик медленного роста усталостной трещины и их взаимосвязи в алюминиевом сплаве Д16Т.

На рис. 1 представлен принудительный излом цилиндрического образца из сплава Д16Т с мелким кольцевым надрезом с двумя серповидными усталостными трещинами  $l$  сверху и снизу после испытаний на базе 3-х миллионов циклов при частоте 19,5 Гц с пределом выносливости  $\sigma_{-1} = 98$  МПа. Для решения поставленной задачи необходимо выполнить математический анализ усталостного излома с точки зрения его геометрии во взаимосвязи с

физическими параметрами образования одной из двух трещин. В сплаве Д16Т при переменном изгибе по симметричному циклу в фазе растяжения ожидается рост короткой [1] трещины по типу I. Однако, как видно из рис. 1, две симметричные серповидные трещины сформированы по типу III в пределах центрального угла, равного 90 градусам.

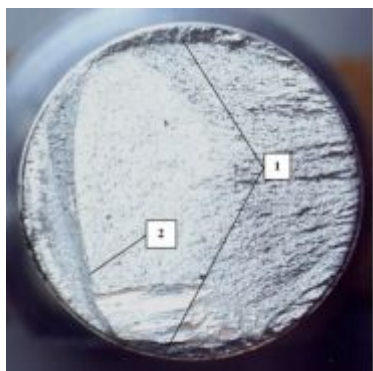


Рис. 1. Излом образца (сплав Д16Т) с медленно растущей усталостной трещиной 1, 2 – зона долома

В главных плоскостях, параллельных плоскости задания нагрузки изгиба по симметричному циклу, углы наклона двух симметричных трещин к продольной оси рассматриваемого цилиндрического образца одинаковы и составляют 45°. Данная особенность алюминиевого сплава накладывает дополнительные условия для

анализа закономерностей медленного развития усталостных трещин. В частности: антиплоский сдвиг усталостной трещины по типу III при нагружении отрывом в фазе растяжения при изгибе определяет расчёт по касательным напряжениям. В этой связи будем рассматривать одновременно параметры трещины по типу III по расчётной глубине  $a_\tau$  и с соответствующей ей измеренной глубиной  $a_i$  в плоскости поперечного сечения детали, перпендикулярной продольной оси, что соответствует расчёту по нормальным напряжениям.

В табл. 1 представлены глубины  $a_i$  в случае отрыва по типу I в пределах половины центрального угла серповидной трещины, расчётные значения глубины  $a_\tau$ , касательных напряжений  $\tau_i$  и вычисленные значения коэффициентов интенсивности напряжений по типу I и типу III:

$$K_I = \sigma_i \cdot \sqrt{\pi \cdot a_i}, \quad (1)$$

$$K_{III} = \tau_i \cdot \sqrt{\frac{\pi \cdot a_\tau}{\cos 45^\circ}}, \quad (2)$$

$$a_\tau = \frac{a_i \cdot \sigma_i}{\cos 45^\circ}, \quad (3)$$

$$\sigma_i = \sigma_{-1} \cdot \cos \theta. \quad (4)$$

Таблица 1 - Расчёт глубины  $a_\tau$  и коэффициентов интенсивности напряжений  $K_I$  и  $K_{III}$

$i$	$\theta$	$a_i$	$a_\tau$	$\tau_i$	$K_I$	$K_{III}$
1	0	1,8	2,54	41,8	6,28	3,74
2	3	1,78	2,51	41,7	6,23	3,70
3	6	1,74	2,45	42,3	6,25	3,72
4	9	1,66	2,34	41,5	6,00	3,57
5	12	1,58	2,23	42,0	5,91	3,52
6	15	1,52	2,14	41,5	5,74	3,41
7	18	1,36	1,92	41,2	5,39	3,20
8	21	1,24	1,75	40,9	5,10	3,03
9	24	1,1	1,55	40,4	4,74	2,82
10	27	0,98	1,38	40,2	4,46	2,65
11	30	0,8	1,13	39,3	3,94	2,34
12	33	0,68	0,96	38,0	3,52	2,09
13	36	0,52	0,73	37,3	3,02	1,79
14	39	0,36	0,51	37,0	2,49	1,48
15	42	0,2	0,28	36,3	1,82	1,08
16	45	0	0	34,0	0	0

### Построение диаграммы предельных КИН в относительных величинах

Одним из основных показателей трещиностойкости металлического материала, таких как расчёт времени роста усталостной трещины или её периода, выраженный количеством циклов до критической глубины, является диаграмма предельных КИН по глубине трещины. Для разных опасных сечений рабочей зоны детали имеют место различные критические значения глубин медленно растущих усталостных трещин.

Как известно [2], для построения диаграммы предельных КИН по глубине усталостной трещины требуется проведение усталостных испытаний по ГОСТ 25.506-85 для образцов прямоугольного сечения различной толщины. Испытания по программе построения диаграммы предельных КИН весьма дорогостоящие. Однако, по методике [3] рекомендуется построить данную диаграмму, исходя из нескольких усталостных испытаний при изгибе по симметричному циклу цилиндрических образцов с мелким кольцевым надрезом с целью получения ярко выраженной серповидной трещины при напряжениях, равных пределу выносливости образца из конкретного материала. Мелкий кольцевой надрез необходим для того, чтобы медленно растущая усталостная трещина имела форму не полуэллиптическую, как в случае в гладкой рабочей зоне образца, т. е. без концентрации напряжений, а серповидную форму, что является результатом концентрации напряжений от наличия кольцевого надреза [4]. Наиболее оптимальной является полукруглая форма кольцевого надреза.

Для анализа берётся один из наиболее информационно ёмких типичных изломов. Изложенный выше подход позволяет использовать данные табл. 1 для построения диаграммы предельных КИН по глубине усталостной трещины.

Использовать диаграмму предельных КИН для вывода формулы периода роста усталостной трещины (долговечности) нецелесообразно, так как нельзя без

дополнительных расчётов взять обобщённую производную в виде отношения приращения КИН к приращению глубины  $a$ , используя углы наклона касательной к кривой функции в градусах. В этой связи рекомендуется перестроить диаграмму предельных КИН в относительных безразмерных величинах по осям абсцисс и ординат, определяемых как отношение текущих значений КИН к максимальному значению  $K/K_{max}$  и отношение соответствующих текущих значений глубины трещины к её максимальному значению  $a/a_{max}$ . Для определения количества циклов безопасной работы детали после обнаружения медленно растущей усталостной трещины необходимо построить графики зависимости  $K_I(a_i)$ ,  $K_{III}(a_\tau)$ , а также безразмерные:  $K_I/K_{Imax}$  ( $a_i/a_{imax}$ ) и  $K_{III}/K_{IIImax}$  ( $a_\tau/a_{tmax}$ ). Все четыре графика представлены на рис. 2, 3, 4, 5 с аппроксимирующим полиномом 4-ой степени с точностью аппроксимации  $R^2$  для каждого конкретного случая.

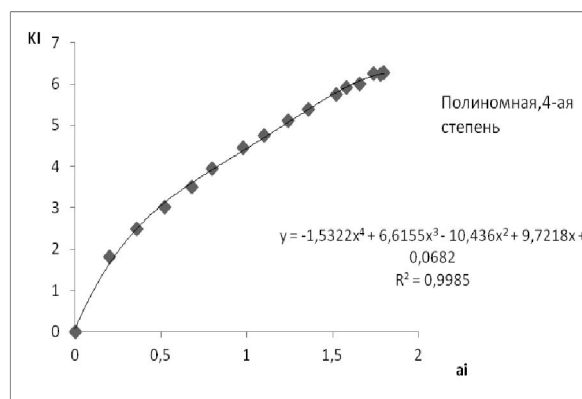


Рис.2. Зависимость  $K_I$  от глубины трещины  $a_i$

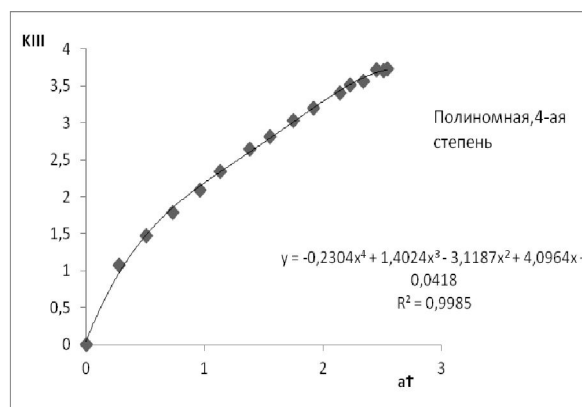


Рис.3. Зависимость  $K_{III}$  от глубины трещины  $a_\tau$

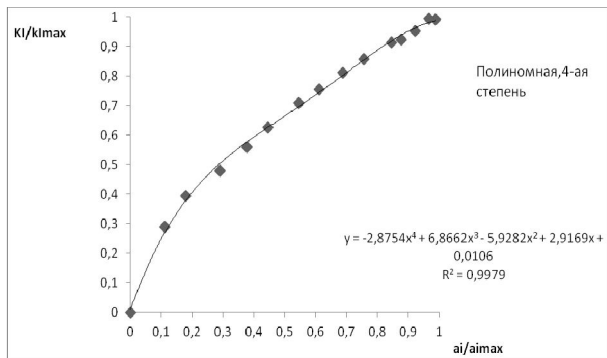


Рис.4. Зависимость KI/KI\_max от ai/ai\_max

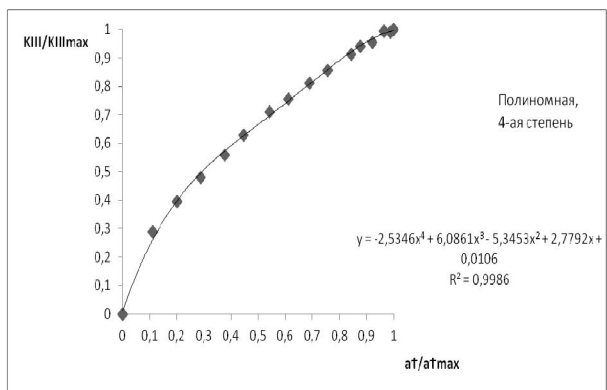


Рис.5. Зависимость KII/KII\_max от at/at\_max

Таким образом, рис. 4,5 являются основополагающими при выводе формулы расчёта количества циклов многоциклового усталости до достижения усталостной трещины критической величины, что в литературе называется периодом роста усталостной трещины [1].

### Определение периода роста усталостной трещины

Практическое значение диаграммы предельных КИН для различных марок металлов заключается в том, что с их помощью можно вычислить период роста усталостной трещины, т.е. вычислить количество циклов многоциклового усталости до достижения трещины критической глубины.

На рис. 6 представлена диаграмма  $K/K_{max} = f(a/a_{max})$  алюминиевого сплава Д16Т в относительных величинах, для которой с помощью графика (рис. 5) были определены 5 углов между касательными и осью абсцисс.

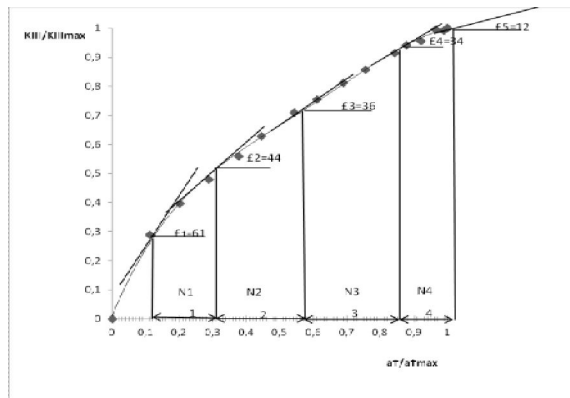


Рис. 6. Диаграмма относительных предельных КИН сплава Д16Т

Известно, что процесс усталостного разрушения материалов демонстрирует кинетическая диаграмма роста усталостной трещины (КДРУТ), для описания которой чаще всего применяют формулу Пэриса -Эрдогана:

$$\frac{da}{dN} = C \cdot K^m, \tag{5}$$

где  $da/dN$  - скорость роста усталостной трещины;

$C$  и  $m$  – параметры, определяемые экспериментально для каждого материала;

$K$  – коэффициент интенсивности напряжений.

Выделив из формулы (5) дифференциал по глубине трещины и, приравняв его к дифференциалу глубины, выраженного тангенсом угла  $\alpha$ , получаем после интегрирования по частям и определения постоянной интегрирования формулу для количества циклов  $N$  (на рис.6 это неизвестные  $N_1...N_4$ ). Данная процедура представляется формулами:

$$tg\alpha = \frac{d\left(\frac{K}{K_{пред}}\right)}{d\left(\frac{a}{a_{пред}}\right)} = \frac{dK}{da} \cdot \frac{a_{пред}}{K_{пред}} \Rightarrow da = \frac{dK}{tg\alpha} \cdot \frac{a_{пред}}{K_{пред}}, \tag{6}$$

$$N = \frac{a_{пред}}{(m-1)K_{пред}C} \times \left[ \frac{1}{K_0^{m-1}tg\alpha_0} + \frac{1}{K_0^{m-1}tg\alpha} - \frac{1}{K_{max}^{m-1}tg\alpha} \right]. \tag{7}$$

**Оценка параметров формулы Пэриса-Эрдогана по глубине усталостной трещины  $a$  и построение кинетической диаграммы её медленного роста**

Анализ формулы Пэриса-Эрдогана (5) показывает, что трудно определить составляющие её значения постоянного размерного коэффициента  $C$  и безразмерного показателя степени  $m$ , которые до недавнего времени считались константами материала. Это, естественно, приводило к недостоверным результатам. В рассматриваемом случае, благодаря разработанной методике, можно путём вариаций определить как численное значение постоянной  $C$ , так и величины  $m$  по глубине трещины.

Вариации значений постоянной  $C$  можно рассчитать при различных  $m$ , если задавать переменные значения количества циклов с глубиной роста усталостной трещины, которым соответствуют определённые значения КИН. В этом случае можно построить пространственную картину номограмм, по которым, зная зарегистрированную глубину усталостной трещины  $a$ ,  $C$ ,  $m$  и  $K_0$ , можно всегда вычислить в первом приближении число циклов до разрушения детали. В дальнейшем  $C$  и  $m$  будем называть коэффициентами. В формуле (7) первоначально в качестве константы показателя степени формулы Пэриса-Эрдогана был принят коэффициент  $m = 5$ , а значение размерного коэффициента  $C$  изменялось в диапазоне от  $5$  до  $24 \cdot 10^{-11}$  (МПа·м<sup>0,5</sup>)<sup>-m</sup> × м/цикл.

Excel предоставляет возможность не только построения графиков и их аппроксимации, но и возможность вывода уравнения этой кривой с точностью коэффициента корреляции  $R^2$ . Таким образом, взяв производную от этого уравнения, можно заменить  $tg\alpha_0$ ,  $tga$  на соответствующие производные, и формула (7) принимает вид:

$$N = \frac{a_{пред}}{(m-1)K_{пред}C} \left[ \frac{1}{K_0^{m-1}y'_{нач}} + \frac{1}{K_0^{m-1}y'_{кон}} - \frac{1}{K_{max}^{m-1}y'_{кон}} \right], \quad (8)$$

где  $y'_{нач}$ -производная аппроксимирующей функции кривой в начале рассматриваемого участка диаграммы,

$y'_{кон}$ - производная аппроксимирующей функции кривой в конце рассматриваемого участка диаграммы [5].

Как видно из рис.6, график можно разделить на четыре части со своими конкретными значениями  $m$ , т.е. сумма количества циклов будет складываться из четырёх частей:  $N_1, N_2, N_3, N_4$ . Уравнение и производная данного графика выглядят следующим образом:

$$y = -2,53 x^4 + 6,09 x^3 - 5,35 x^2 + 2,78 x + 0,01; \quad (9)$$

$$y' = -2,53 4x^3 + 6,09 3x^2 - 5,35 2x + 2,78. \quad (10)$$

Рассчитав производную для начальной и конечной точки каждого участка  $N$ , получаем:

$$N_1: y_{нач}=1,811=tg61^\circ, y_{кон}=0,967=tg44^\circ, N_2: y_{нач}=0,967=tg44^\circ, y_{кон}=0,738=tg36^\circ; N_3: y_{нач}=0,738=tg36^\circ, y_{кон}=0,673=tg34^\circ, N_4: y_{нач}=0,673=tg34^\circ, y_{кон}=0,209=tg12^\circ.$$

Подставив  $y_{нач}$ ,  $y_{кон}$ ,  $a_{пред}$ ,  $K_{пред}$ ,  $m=5=const$  (в первом приближении) в формулу (8), вычислим, при каких значениях  $C$  получится сумма числа циклов  $N_1+N_2+N_3+N_4=3 \cdot 10^6 \pm 3 \cdot 10^5$ . При этом в первом приближении отклонение  $\pm 3 \cdot 10^5$  циклов составляет  $\pm 1\%$  от  $3 \cdot 10^6$ . Из табл. 2 видно, что при  $C = 5,4 \cdot 10^{-11}$  (МПа·м<sup>0,5</sup>)<sup>-m</sup> × м/цикл и  $m = 5$  максимально приближённое к трём миллионам циклов есть  $\sum N = 2,977163 \cdot 10^6$ , что удовлетворяет ожиданию. Определив, что  $C=5,4 \cdot 10^{-11}$  (МПа·м<sup>0,5</sup>)<sup>-m</sup> × м /цикл=const, перейдём ко второму приближению. Используя вариации  $m$  от 3 до 8 с шагом 0,1, вычисляем промежуточные значения количества циклов  $N_1, N_2, N_3, N_4$  и их суммарную величину  $\sum N_i$ . Данные вычислений представлены в табл. 3.

Таким образом, как следует из табл. 2, при  $C=5,4 \cdot 10^{-11}$  (МПа·м<sup>0,5</sup>)<sup>-m</sup> × м/цикл и  $m=5$  суммарное количество циклов  $N$  примерно равно  $3 \cdot 10^6$  с отклонением



0,76% в меньшую сторону, что удовлетворяет математическому ожиданию с точностью до 1%. После этого осуществляется новый вариационный поиск  $m$  при постоянном найденном значении  $C = 5,4 \cdot 10^{-11}$  (МПа·м<sup>0,5</sup>)<sup>-m</sup>×м/цикл, когда отдельные значения количества циклов  $N_i$  в сумме дадут значение базы проведённых испытаний, соответствующей 3-м миллионам циклов [5]. Итог поиска коэффи-

циентов  $m$ , соответствующих интервалам  $N_1, \dots, N_4$ , следующий:  $m_1 = 7,8$ ;  $m_2 = 4,2$ ;  $m_3 = 3,6$ ;  $m_4 = 3,5$ , что при  $C = 5,4 \cdot 10^{-11}$  (МПа·м<sup>0,5</sup>)<sup>-m</sup>×м/цикл в сумме даёт  $N_{\Sigma} = 3\,029\,000$  циклов с отклонением 0,96%. В табл. 4 представлены относительные величины глубины усталостной трещины ( $a/a_{\tau max}$ ), относительные величины КИН ( $K_{III}/K_{III max}$ ), результаты расчёта скорости роста усталостной трещины  $da/dN$ .

Таблица 2 - Определение размерного коэффициента  $C$

$C \cdot 10^{-11}$ , (МПа·м <sup>0,5</sup> ) <sup>-m</sup> × м/цикл	$N_1$	$N_2$	$N_3$	$N_4$	$\Sigma N$
5	2 569 000	482 600	109 800	54 120	3 215 000
5,1	2 518 000	473 100	107 600	53 060	3 152 000
5,2	2 470 000	464 000	105 600	52 040	3 092 000
5,3	2 423 000	455 300	103 600	51 060	3 033 000
<b>5,4</b>	<b>2 378 000</b>	<b>446 800</b>	<b>101 700</b>	<b>50 110</b>	<b>2 977 000</b>
5,5	2 335 000	438 700	99 810	49 200	2 923 000
5,6	2 293 000	430 900	98 030	48 320	2 871 000

Таблица 3 - Определение  $N_1 \dots N_4$  при вариации  $m$  от 3 до 8

$m$	Формула $N_1$	Формула $N_2$	Формула $N_3$	Формула $N_4$	$\Sigma N_i$
3,0	4 638 000	2 433 000	1 217 000	893 400	9 181 000
3,1	4 451 000	2 214 000	1 063 000	765 100	8 492 000
3,2	4 276 000	2 018 000	929 900	656 400	7 880 000
3,3	4 113 000	1 842 000	815 100	564 100	7 335 000
3,4	3 961 000	1 684 000	715 600	485 500	6 846 000
<b>3,5</b>	<b>3 817 000</b>	<b>1 541 000</b>	<b>629 100</b>	<b>418 500</b>	<b>6 406 000</b>
<b>3,6</b>	<b>3 683 000</b>	<b>1 412 000</b>	<b>553 800</b>	<b>361 100</b>	<b>6 009 000</b>
<b>4,2</b>	<b>3 015 000</b>	<b>849 600</b>	<b>263 300</b>	<b>152 300</b>	<b>4 280 000</b>
4,3	2 922 000	782 600	233 200	132 300	4 070 000
...	...	...	...	...	...
7,7	1 233 000	59 360	4 835	1 370	1 299 000
<b>7,8</b>	<b>1 207 000</b>	<b>55 240</b>	<b>4 332</b>	<b>1 203</b>	<b>1 268 000</b>
7,9	1 182 000	51 420	3 881	1 055	1 238 000
8,0	1 157 000	47 860	3 478	926	1 209 000

График зависимости скорости медленного роста усталостной трещины  $da/dN$  от КИН ( $K$ ) представляет собой кинетическую диаграмму медленного роста усталостной трещины (КДмРУТ), которая изображена на рис.7, где по оси

абсцисс  $OX$ —значения КИН ( $K_{III}$ ) с размерностью МПа·м<sup>1/2</sup>, а по оси ординат  $OY$ — скорость усталостной трещины ( $da/dN$ ) с размерностью м/цикл. График кривой описан полиномом  $Y(X)$  4-ой степени.

Таблица 4 - Значения параметров на различных участках

$N$ , цикл	$a_\tau$ , мм	$a_\tau / a_{\tau \max}$	$K_{III}$ , МПа $\cdot\sqrt{м}$	$K_{III} / K_{III \max}$	$m$	$C$ , (МПа $\cdot м^{0,5}$ ) $^{-m}$ $\times$ м/цикл	$da/dN$ , мм/цикл
1207094	0,762	0,30	1,942	0,52	7,8	$5,4 \cdot 10^{-11}$	$0,957 \cdot 10^{-8}$
2056716	1,473	0,58	2,689	0,72	4,2	$5,4 \cdot 10^{-11}$	$1,302 \cdot 10^{-8}$
2610536	2,184	0,86	3,474	0,93	3,6	$5,4 \cdot 10^{-11}$	$1,779 \cdot 10^{-8}$
3029012	2,540	1,00	3,735	1,00	3,5	$5,4 \cdot 10^{-11}$	$2,323 \cdot 10^{-8}$

По данной методике можно выполнять аналогичные расчёты периода роста усталостной трещины для образцов с концентраторами из других материалов при различных видах деформаций и типах трещин по справочнику [6].

ния, определяющую площадь под соответствующей кривой.

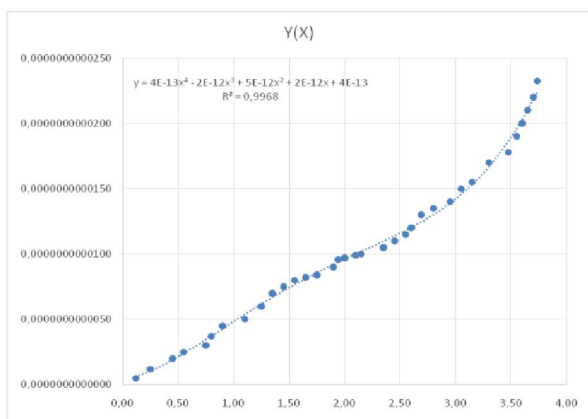


Рис. 7. КДмРУТ

**Построение КДмРУТ для сплава Д16Т в трёхмерной системе координат**

КДмРУТ, приведённую на рис. 7 для Д16Т, можно представить не только в виде кривой в двухмерной системе координат, но, в сопряжении с соответствующим количеством циклов  $N$ , можно представить и в виде пространственной модели, изображённой на рис. 8 [7]. Проекция пространственной кривой КДмРУТ на плоскость  $Y(Z)$  изображена на рис. 9, а на рис. 7 - проекция на плоскость  $Y(X)$ . Из рис. 7 и 9 видно, что проекции пространственной кривой КДмРУТ на соответствующие плоскости хорошо описываются полиномами четвёртой степени. Это позволяет определить как их производные на заданных интервалах аргументов функции полинома, так и осуществить процедуру определённого интегрирования,

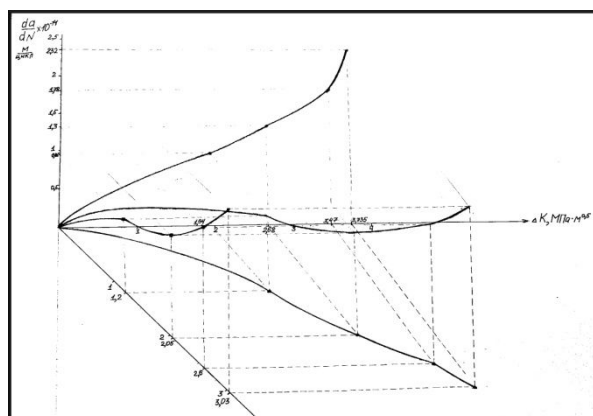


Рис. 8. Пространственная модель КДмРУТ

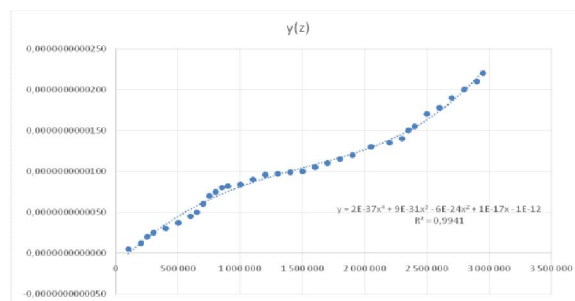


Рис. 9. Проекция на плоскость  $(da/dN)/N$  пространственной кривой КДмРУТ

**Анализ объёмов, образуемых с помощью пространственной кривой КДмРУТ**

Рассматривая пространственную кривую КДмРУТ как граничную линию, на которой любую точку можно спроецировать на три основные плоскости, по мере роста количества циклов можно выделить три объёма, образуемых с участием этой кривой.

Все три вида объёма обладают конкретным физическим смыслом и имеют размерность, соответствующую производной коэффициента интенсивности на-

пряжений на линейный размер в метрах (миллиметрах), относящийся к длине трещины в глубине материала детали. Учитывая, что в литературе не дано определение физического смысла площади под классической кривой КДРУТ, введём новое определение. На основании анализа внешнего нагружения и внутренних процессов при развитии усталостной трещины в окрестности её устья произведение КИН на длину (глубину) трещины  $a$  предлагается назвать внутренней работой КИН. Тогда объёмы, образованные площадями во фронтальной плоскости в направлении увеличения количества циклов, т. е. вдоль третьей ортогональной оси, будут представлять собой объёмы работы КИН. Они соответствуют трём видам площадей, которые численно различны и отличаются физическим смыслом. В частности:

- объём работы КИН с прямоугольными сечениями во фронтальных плоскостях  $V_{кин\ max}$  представляет собой максимальную величину, в пределах которой возможно технологическое управление процессом медленнорастущей усталостной трещины;

- объём работы КИН с треугольным сечением во фронтальных плоскостях  $V_{кин\ пц}$ , равный половине предельного объёма работы КИН, представляет собой численно изменяющуюся величину по мере увеличения числа циклов  $N$ , необходимую

для равномерного, прямо пропорционального, роста усталостной трещины в конкретном материале детали;

- объём работы КИН с площадью под кривой во фронтальных сечениях как интеграл от функции, описывающей КДмРУТ  $V_{кин\ реал}$ , представляет собой неоптимизированный, реальный объём работы КИН для конкретного металла.

Для сплава Д16Т численные значения выше обозначенных объёмов работы КИН имеют следующие значения:

- $V_{кин\ max} = 86,70$  (МПа·м<sup>0,5</sup>)м;

- $V_{кин\ пц} = 43,35$  (МПа·м<sup>0,5</sup>)м;

- $V_{кин\ реал} = 40,20$  (МПа·м<sup>0,5</sup>)м.

Как видно, реальный объём работы КИН для сплава Д16Т меньше значения, соответствующего прямо пропорциональному росту, что говорит о положительных перспективах, связанных с возможностью управления ростом усталостной трещины и возможности расчёта остаточной долговечности для данного материала.

Таким образом, анализируя объёмные кинетические характеристики пространственной кривой КДмРУТ для любого металла и сплава в совокупности с анализом характеристик проекций этой кривой на три плоскости трёхмерной прямоугольной системы координат, можно с высокой степенью достоверности оценить надёжность эксплуатации детали с трещиной.

### Библиографический список

1. Шанявский А.А. Безопасное усталостное разрушение элементов авиа конструкций. Синергетика в инженерных приложениях. Уфа: Монография, 2003. 803 с.

2. Пестриков В.М., Морозов Е.М. Механика разрушения твёрдых тел. СПб.: Профессия, 2002. 300 с.

3. Кольцун Ю.И., Хибник Т.А. Методика расчёта периода роста усталостной трещины и её графическое обобщение // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2009. № 3(19), ч. 2. С. 70-79.

4. Троценко В.Т., Красовский А.Я., Покровский В.В., Сосновский Л.А., Стрижало В.О. Сопротивление материалов деформированию и разрушению: справочник. Ч. 2. Киев: Наукова Думка, 1994. 701 с.

5. Подлеснова Д.П. Агаповичев А.В., Игнатовский А.Д. Особенности расчёта безопасного числа циклов многоциклового усталости для алюминиевого сплава Д16Т // Тезисы докладов 63-й молодёжной научной конференции. Самара: СГАУ, 2013. С. 84-85.

6. Мураками Ю. Справочник по коэффициентам интенсивности напряжений. Т. 1. М.: Мир. 1990. 448 с.

7. Хибник Т.А., Кольцун Ю.И. Кинетическая диаграмма медленного роста ус-

талостной трещины. Подрастание трещины // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2011. № 3(27), ч. 4. С. 110-116.

### Информация об авторах

**Кольцун Юрий Иванович**, доктор технических наук, профессор кафедры инженерной подготовки, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [koltsoun\\_y.i@mail.ru](mailto:koltsoun_y.i@mail.ru). Область научных интересов: механика разрушения, механика деформируемого твёрдого тела, динамика и прочность машин, мезомеханика, синергетика.

**Молявко Дарья Павловна**, специалист отдела прочности ОАО НПП «Салют». E-mail: [darenok@inbox1.ru](mailto:darenok@inbox1.ru). Область научных интересов: механика разрушения, механика деформируемого твёрдого тела.

**Игнатовский Андрей Дмитриевич**, студент, Самарский государствен-

ный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [dis164@mail.ru](mailto:dis164@mail.ru). Область научных интересов: механика разрушения, механика деформируемого твёрдого тела.

**Хибник Татьяна Алексеевна**, кандидат технических наук, доцент кафедры основ конструирования машин, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [tanya\\_hib@mail.ru](mailto:tanya_hib@mail.ru). Область научных интересов: механика разрушения, механика деформируемого твёрдого тела, динамика и прочность машин, мезомеханика, синергетика.

## 3D-KINETIC CHARACTERISTICS OF SLOW FATIGUE CRACK GROWTH IN THE ALUMINUM ALLOY D16T

© 2014 Yu.I. Kol'tsun<sup>1</sup>, D.P. Molyavko<sup>2</sup>, A.D. Ignatovskiy<sup>1</sup>, T.A. Khibnik<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

<sup>2</sup>JSC Research and Production Enterprise "Salyut", Samara, Russian Federation

It is presented the technique based on macro structural analysis of a typical fatigue fracture of a cylindrical specimen of alloy D16T with an annular notch in bending of constructing the diagram of stress intensity coefficient defined the period growth of fatigue crack. Analytical calculation of the change in the exponent  $m$  in Peris' formula for calculating the speed of fatigue crack growth with respect to depth  $a$  in a system with consideration of the increase in the number of cycles  $N$  of high-cycle fatigue has be established using experimental data of fatigue fractures of the aluminum alloy D16T. This made it possible to draw the kinematic diagram of a slow fatigue crack growth of D16T in a 3-dimensional coordinate system. Analyzed and numerically determine volumes are formed with the space curve the kinetic diagram of a slow fatigue crack growth. Installed a new kinetic characteristic of fatigue crack growth; i.e. the amount of work of the stress intensity coefficient used to connect parameters of low-cycle fatigue and high-cycle fatigue.

*Mechanics of fracture, macro structural analysis, fatigue crack, stress intensity coefficient, kinetic diagram of a slow fatigue crack growth, low-cycle fatigue and high-cycle fatigue, the amount of work of the stress intensity coefficient.*

## References

1. Shaniavski A.A. Bezopasnoe ustalostnoe razrushenie elementov aviakonstruktsii. Sinergetika v inzhenernykh prilozheniyakh [Tolerance fatigue failures of aircraft components. Synergetics in engineering applications]. Ufa: Monographiya Publ., 2003. 803 p.
2. Pestrikov V.M., Morozov E.M. Mekhanika razrusheniya tverdykh tel [Mechanics of the fracture solid body]. Saint-Petersburg: Professiya Publ., 2002. 300 p.
3. Kol'tsoun Yu.I., Khibnick T.A. Methods calculation of fatigue crack growth period and her it's graphic generalization // Vestnik of the Samara State Aerospace University. 2009. No. 3(19), part 2. P. 70-79. (In Russ.)
4. Troshchenko V.T., Krasovskiy A.J., Pokrovsky V.V., Sosnowsky L.A., Strizhalo V.O. Soprotivlenie materialov deformirovaniyu i razrusheniyu [The resistance of materials deformation and fracture. A Guide]. V. 2. Kiev: Naukova Dumka Publ., 1994. 701 p.
5. Podlesnova D.P., Agapovichev A.V., Ignatovskiy A.D. Osobennosti rascheta bezopasnogo chisla tsiklov mnogotsiklovoi ustalosti dlya alyuminievogo splava D16T // Tezisy dokladov 63-y molodezhnoy nauchnoy konferentsii. Samara: Samara State Aerospace University Publ., 2013. P. 84-85. (In Russ.)
6. Murakami S. Spravochnik po koeffitsientam intensivnosti napryazhenii [Reference coefficient of intensity of stresses. V. 1]. Moscow: Mir Publ., 1990. 448 p.
7. Khibnick T.A., Kol'tsoun Yu.I. Kinetic diagram of slow fatigue crack growth. Crack growth // Vestnik of the Samara State Aerospace University. 2011. No. 3(27), part 4. P. 110-116. (In Russ.)

## About the authors

**Kol'tsoun Yuriy Ivanovich**, Doctor of Science (Engineering), professor at the common engineering education department of Samara state aerospace university. E-mail: [koltoun.y.i@mail.ru](mailto:koltoun.y.i@mail.ru). Area of Research: mechanics of the cracking, mechanics of a solid deformable body, mezomechanics, synergetics.

**Molyavko Darya Pavlovna**, Specialist in the department of strength OAO "Salut". E-mail: [dis164@mail.ru](mailto:dis164@mail.ru). Area of Research: mechanics of the cracking, mechanics of a solid deformable body.

**Ignatovskiy Andrey Dmitrievich**, the student of faculty of aircraft engines Samara state aerospace university. E-mail: [dis164@mail.ru](mailto:dis164@mail.ru). Area of Research: mechanics of the cracking, mechanics of a solid deformable body.

**Khibnik Tat'yana Alekseevna**, Candidate of Science (Engineering), assistant professor of machine design department of Samara state aerospace university. E-mail: [tanya\\_hib@mail.ru](mailto:tanya_hib@mail.ru). Area of Research: mechanics of the cracking, mechanics of a solid deformable body, mezomechanics, synergetics.

## АВТОМАТИЗИРОВАННОЕ ПРОФИЛИРОВАНИЕ ЭЛЕКТРОДОВ-ИНСТРУМЕНТОВ ПРИ ИМПУЛЬСНОЙ ЭЛЕКТРОХИМИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКЕ

© 2014 М.В. Нехорошев, Н.Д. Проничев, Г.В. Смирнов

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва  
(национальный исследовательский университет)

Лопатки компрессора являются наиболее сложными и ответственными деталями газотурбинного двигателя, что обуславливается стоимостью их изготовления, а также требованиями по надёжности и ресурсу. Перспективным способом изготовления лопаток является импульсная электрохимическая обработка (ЭХО), основные преимущества которой заключаются в отсутствии силового и теплового воздействия на обрабатываемую поверхность, в долговечности инструмента, в низких значениях параметров шероховатости при работе на высоких плотностях тока, в высокой точности копирования формы и в стабильности процесса при работе на достаточно малых межэлектродных зазорах. Изложены принципы для реализации модели электрохимического формообразования применительно к импульсной ЭХО, которые позволят реализовать инженерную методику имитации обработки и профилирование электрода-инструмента в условиях производства. При решении задачи электрохимического формообразования, с учётом факторов влияющих на процесс, предложен алгоритм описания процесса импульсной ЭХО, который базируется на применении численного метода при дискретизации обработки во времени и в пространстве. Данный алгоритм позволит автоматизировать профилирование электродов-инструментов при импульсной электрохимической обработке.

*Электрохимическая обработка, симуляция, детали газотурбинного двигателя, электролит.*

Развитие современного авиадвигателестроения требует применения новых высокопрочных материалов, разработки более сложных конструкций изделий, повышения технических требований к точности и качеству обрабатываемых поверхностей. Механическая обработка обладает целым рядом недостатков, в частности приводит к быстрому износу режущего инструмента, имеет ограничения по формообразованию сложнофасонных поверхностей, оказывает негативное силовое и температурное воздействие на обрабатываемую заготовку в зоне обработки. Технологические показатели при механической обработке в значительной степени зависят от физико-механических свойств обрабатываемого материала.

Лопатки компрессора являются наиболее сложными и ответственными деталями газотурбинного двигателя (ГТД), что обусловлено стоимостью их изготовления, а также требованиями по надёжности и ресурсу. Перспективным способом изготовления лопаток следует признать при-

менение метода импульсной электрохимической обработки, основные преимущества которой формулируются следующим образом: отсутствие силового и теплового воздействия на обрабатываемую поверхность, долговечность инструмента, низкие значения параметров шероховатости при работе на высоких плотностях тока и высокая точность копирования формы и стабильность процесса при работе на достаточно малых межэлектродных зазорах (МЭЗ). При проектировании технологии ЭХО лопаток компрессора ГТД необходимо решить следующие основные задачи [1,2]:

- осуществить выбор состава электролита с учётом требуемой производительности, точности и качества обработанной поверхности;
- выбрать технологическое оборудование, исходя из площади обработки, электрических характеристик источника питания, кинематики станка и т.д.;

- назначить режимы обработки с учётом электрохимических характеристик системы «материал заготовки - электролит», а также величины и неравномерности припусков на обработку, точности геометрических параметров и т.д.;
- провести профилирование электрода-инструмента (ЭИ) для формообразования трактовых поверхностей лопатки;
- провести размерный анализ технологической системы и выбор схемы базирования;
- спроектировать технологическую оснастку с обеспечением защиты от раскраивания поверхностей заготовки.

Данные задачи не поддаются теоретическому описанию в полной мере, так как процессы в межэлектродном промежутке являются очень сложными и могут быть решены лишь на основе системного подхода [2,3].

Накопленный опыт по созданию технологий ЭХО пера лопаток показывает, что расчёты профиля электрода-инструмента не обеспечивают требуемой точности. На производстве окончательную доводку операций ЭХО обеспечивают при опытной отработке, т.е. экспериментально дорабатывается профиль электрода-инструмента и корректируются режимы обработки.

Исходя из вышеизложенного, можно заключить, что существующие методы проектирования операций электрохимического формообразования (ЭХФ) характеризуются низким качеством проектных решений, что приводит к необходимости выполнения большого объёма доводочных работ по корректировке формообразующих поверхностей ЭИ и уточнению режимов обработки и, как следствие, к снижению эффективности операций ЭХФ. Повысить эффективность проектирования операций сложного ЭХФ возможно с применением современных CAD/CAM/CAE систем, на основе единых трёхмерных геометрических моделей ЭИ и заготовки.

Целью работы являлось создание основ проектирования процессов объём-

ного электрохимического формообразования для повышения качества проектных решений, сокращения объёма доводочных работ, трудоёмкости и сроков технологической подготовки производства.

Поставленная в работе задача создания цифровой модели процесса анодного высокоскоростного растворения поверхности заготовки в условиях реализации импульсной электрохимической обработки является сложной, требует отработки специальных инженерных подходов и принятия корректных допущений [4]. Данный процесс на всех этапах его протекания остаётся нестационарным. При этом на поверхности анода при коротких импульсах проявляются специфические эффекты, связанные с тем, что ионизация металла в начальный момент растворения (в каждом импульсе) зависит от количества электричества, протекающего в данный момент времени в каждой точке поверхности. Имеется критическое (минимальное) количество электричества, обуславливающее начало растворения, т.е. в модели должна быть задана кинетика процессов, протекающих на аноде в каждой точке при заданной форме импульса. Кроме длительности импульса количество электричества в точке будет зависеть от величины электродной поляризации, выхода по току, электропроводности электролита (с учётом нагрева и газонаполнения), а также длины силовых линий между данной точкой анода и катодом (это линия, проходящая перпендикулярно к поверхности анода и эквипотенциалам электрического поля в зазоре).

Методом конечных элементов при использовании различных пакетов можно проводить моделирование электрических полей в электролите и находить распределение потенциалов и направления токов, но для получения достоверных результатов необходимо задать начальные и граничные условия, учитывающие кинетику электродных процессов для заданной системы «металл-электролит».

При разработке моделей высокого уровня, адекватно описывающих процес-

сы формообразования при ЭХО для практики, важно не только провести моделирование электрического поля при изменении формы анода, но и определить форму катода-инструмента, при которой будет достигаться требуемая точность обработанной поверхности детали (анода).

При решении поставленной задачи с учётом анализа, приведённого выше, был предложен алгоритм описания процесса импульсной ЭХО (рис. 1), который базировался на применении численного метода при дискретизации обработки во времени и в пространстве.

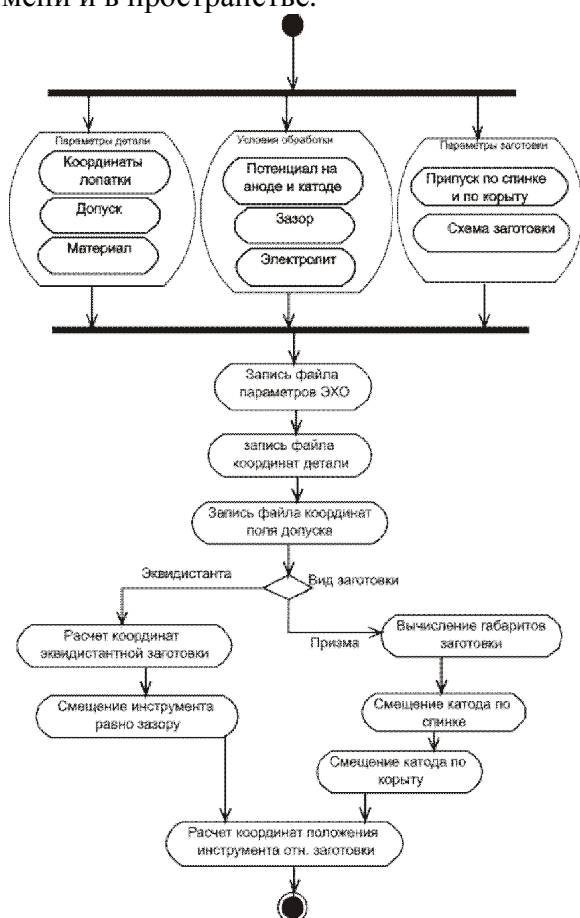


Рис. 1. Основной алгоритм электронной модели, реализуемой в среде ANSYS

Комплекс ANSYS состоит из ряда модулей, называемых процессорами, каждый из которых предназначен для реализации отдельных этапов проведения расчёта методом конечных элементов (КЭ): подготовка системы КЭ, выполнение расчёта, геометрическая интерпретации результатов. Комплекс ANSYS имеет один препроцессор, один процессор решения,

два постпроцессора и несколько вспомогательных процессоров.

Система организации функций комплекса ANSYS в виде модулей-препроцессоров, отчасти определяет структуру макросов параметрического моделирования процесса ЭХО. Каждый макрос предназначен для выполнения одним процессором. С другой стороны, для обеспечения управляемости программного кода, разработанные макросы реализуют законченный прецедент (этап прецедента) электронной модели.

На рис. 2 представлена диаграмма основного алгоритма подготовки, расчёта и получения результатов в среде ANSYS.

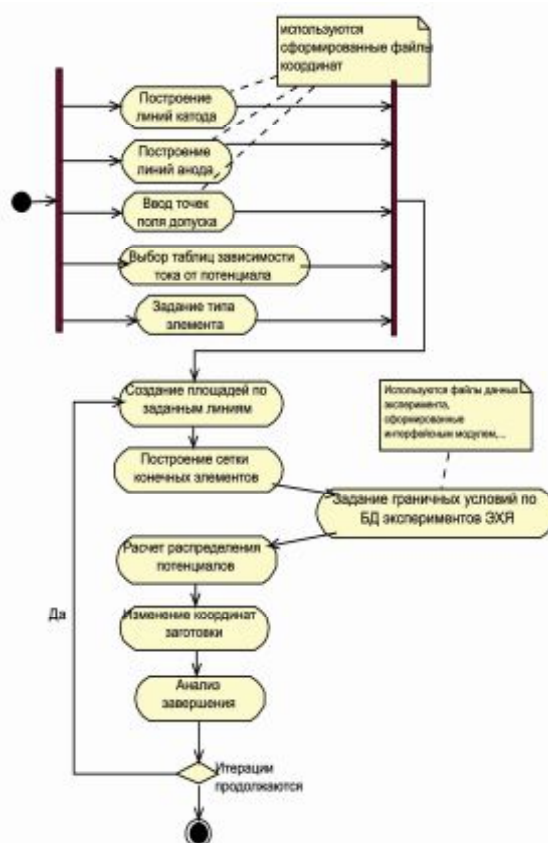


Рис. 2. Алгоритм электронной модели ЭХО, реализуемой в среде ANSYS для импульсной ЭХО

Рассмотрим расчётные блоки более подробно.

#### Блок материалов

Блок материалов представляет из себя базу данных, содержащую характеристики выбранных материалов и электролитов, зависимости выхода по току от



МЭЗ, зависимости тока от величины потенциалов на электродах. Зависимости заданы в табличной форме. Таблицы ANSYS – эффективное средство хранения данных. В случае запроса промежуточного значения, не содержащегося в явной форме в таблице, ANSYS интерполирует и выдаёт результат. Параметры нагружения, время дискредитации вводятся из файла параметров ЭХО и соответствуют значениям, введённым пользователем. Свойства электролита задаются через удельное сопротивление, определяемое из значений базы данных по коду электролита, указанному в файле параметров ЭХО.

Параметры материала заготовки определяются электрохимическим эквивалентом и плотностью материала, которые находятся из базы данных по коду материала, указанному в файле параметров ЭХО.

#### *Блок построения линий анода*

Исходные координаты точек анода вводятся из файла координат заготовки.

С помощью функций ANSYS по введенным координатам строится сплайн, который подвергается дискретизации на более мелкие отрезки (определяются координаты большего числа точек).

Полученные координаты соединяются линиями, образующими контур заготовки.

*Блок построения линий катода* полностью аналогичен блоку построения линий анода.

*Блок определения координат допуска*

Исходные координаты, соответствующие точкам лопатки с учётом верхнего и нижнего отклонений, вводятся из файла координат верхнего допуска и файла координат нижнего допуска.

#### *Блок задания типа элемента*

Для реализуемой модели необходим плоский (2-D) элемент. Из множества элементов, относящихся к магнитно-электрическому анализу, к плоским элементам относятся лишь Plane53, Plane121 и Plane230. После анализа элементов и их свойств выбран Plane230 как наиболее со-

ответствующий условиям решаемой задачи.

#### *Блок построения геометрии*

Используя массив сформированных линий модели, макрос строит замкнутые площади. Всего формируется 5 областей: 4 вспомогательных области вокруг катода и основная область, в которой размещается контур заготовки.

#### *Блок построения сетки КЭ*

Для построения сетки конечных элементов (КЭ) выбран свободный режим построения с размером ячейки 0,0002 м. Свободный режим построения сетки КЭ необходим, т.к. конфигурация анода, положение инструмента и размеры протока изменяются автоматически в процессе моделирования. Размер ячейки задаётся на основе проведения большого количества экспериментов.

Все вышеуказанные блоки выполняются препроцессором PREP7.

#### *Расчёт распределения потенциалов*

Расчёт по методу КЭ выполняется с помощью специального модуля ANSYS – SOLUTION.

В блоке выполняется задание нагрузок и определение граничных условий, затем запускается функция решателя ANSYS. Для задания нагрузок и определения граничных условий электронной модели выбран режим нагружения линий. На линиях катода и анода последовательно задаются напряжения с учётом их поляризации.

#### *Блок изменения контура заготовки*

Процесс формообразования анода рассматривается как последовательность малых отрезков времени. Поверхность анода представляется в виде совокупности точек.

За малый отрезок времени точки поверхности перемещаются в зависимости от плотности тока, возникающей на прилегающей области. В результате перемещения всех точек получается новая геометрия поверхности анода.

Алгоритм расчёта перемещения точек анода значительно влияет на резуль-

таты моделирования. На рис. 3 демонстрируется схема предлагаемого алгоритма.

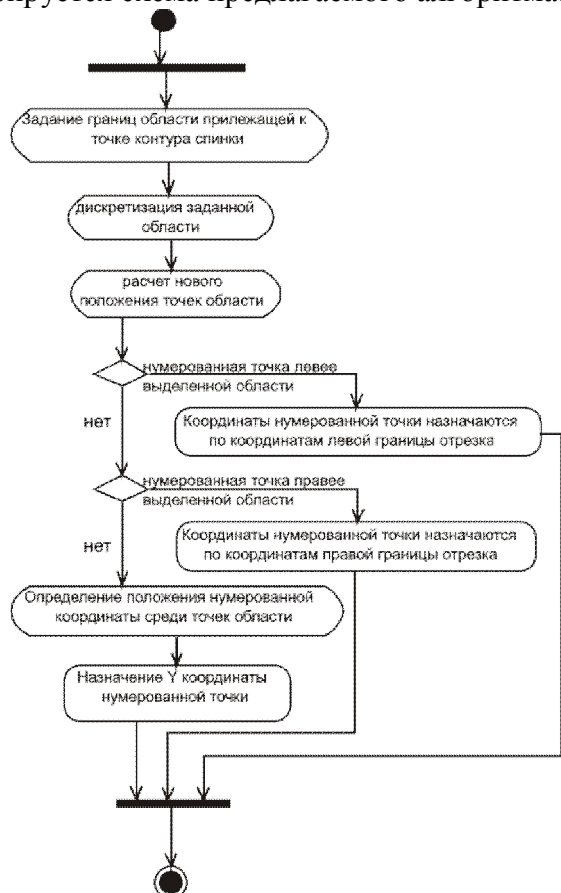


Рис. 3. Алгоритм расчёта перемещений точек заготовки со стороны спинки

При растворении перемещение контура заготовки должно происходить «в тело заготовки». При этом изменяется расположение  $X$  координат точек контура спинки. Это может приводить к вырождению КЭ, получению сетки КЭ с дефектными элементами. Преодоление этих трудностей потребовало разработки более сложного алгоритма.

Для расчёта нового положения точки первоначально определяется некая область прилегающих узлов, т.е. для каждой нумерованной точки контура выделяется отрезок прилегающих к ней точек. Границы отрезка задаются от предыдущей точки контура до следующей точки контура. В выделенной области дискретизируются точки слева и справа. Рассчитываются координаты точек области.

Специальным образом определяются границы отрезка. В этом случае слева (для

первой нумерованной точки) или справа (для последней нумерованной точки) границы выделяемой области определяются по координатам точек контура корыта.

По известным соотношениям рассчитываются новые координаты точек области в зависимости от скорости электрохимического растворения, плотности тока, соответствующей рассчитанной по методу КЭ величине потенциала в ближайшем к точке узле сетки КЭ. Действие выполняется в блоке «Расчёт нового положения точек области» (рис. 3).

Для каждой точки определяется ближайший узел сетки конечных элементов. Значение потенциала в точке принимается равным значению потенциала, рассчитанному для ближайшего конечного элемента.

По величине потенциала с помощью интерполяционной таблицы определяется плотность тока.

Новые координаты точки определяются из соотношений:

$$X_i = X_i - \Delta X_i,$$

$$Y_i = Y_i - \Delta Y_i.$$

$\Delta X_i$ ,  $\Delta Y_i$  рассчитываются аппроксимацией кривой зависимости съёма материала от плотности тока.

Далее проверяется соотношение координат исходной точки контура спинки и рассчитанных координат прилегающей области. Если координата исходной точки находится вне области, то изменяется  $X$  координата исходной точки и соответствующая ей  $Y$  координата (рис. 3).

Если исходная координата точки находится внутри области, то изменяется только её  $Y$  координата. Для определения нового значения  $Y$  координаты  $X$  координата нумерованной точки должна удовлетворять соотношению:

$$X_i \leq X \leq X_i + 1,$$

где индекс  $i$  указывает номер отрезка, внутри которого находится координата нумерованной точки.

Действие выполняет в блоке «Определение положения нумерованной координаты среди точек области» (рис. 3).

**Блок проверки завершения расчёта**

Реализован в виде отдельного макроса. Результаты анализа в блоке изменяют значение вспомогательной переменной, используемой для выбора логики продолжения алгоритма.

В блоке проверяется соотношение координат точек заготовки и соответствующих им точек с координатами допусков. X координаты этих точек могут не совпадать (в результате пересчёта координат точек заготовки), и поэтому выполняется процедура поиска интервала точек допуска, к которому можно отнести точку на контуре заготовки (рис. 4).

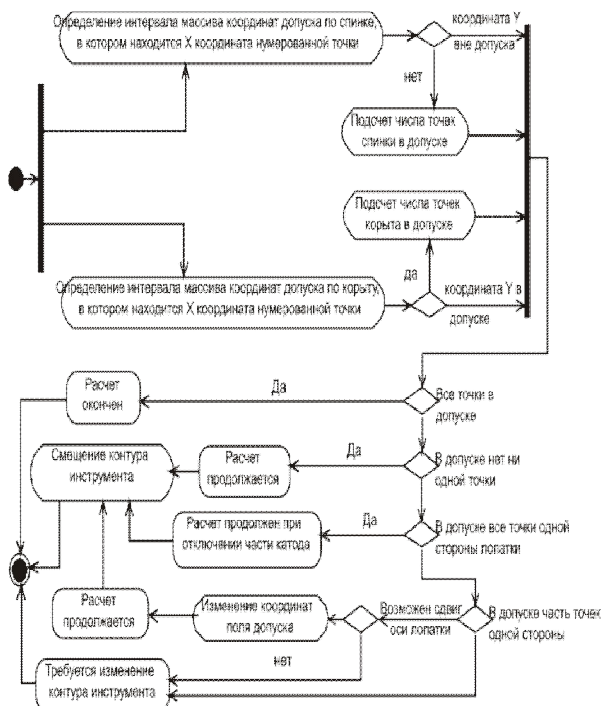


Рис. 4. Алгоритм проверки результатов итерации

При сравнении координат точек заготовки и координат допусков подсчитывается количество точек в допуске. В зависимости от результатов этого подсчёта выявляется наступление следующих прецедентов модели (рис. 4).

**Блок смещения инструмента**

Блок выполняется в случае продолжения итерационного процесса моделирования (рис. 5).

Реальный инструмент ЭХО обеспечивает постоянную величину зазора между анодом-заготовкой и катодом-инструментом. В электронной модели по-

стоянная величина зазора имитируется пересчётом координат инструмента.

Сдвиг координат инструмента зависит от минимального расстояния между координатами точек заготовки и соответствующей ей (координаты X совпадают) точкой контура инструмента.

Величины расстояний определяются отдельно по спинке и по корытцу.

Сдвиг отключённой части катода не производится.

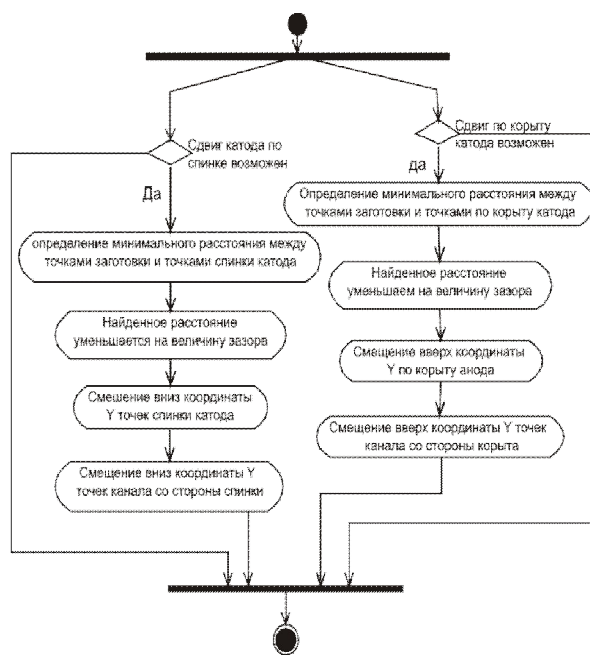


Рис. 5. Алгоритм перемещения инструмента

Контур протока определяются точками, координаты которых зависят от координат габаритных точек инструмента. После изменения координат точек инструмента требуется пересчёт координат вспомогательных точек области.

**Блок изменения контура инструмента**

На рис. 6 приведена схема алгоритма, предлагаемого для корректировки формы инструмента. Для изменения контура инструмента проверяется соотношение координат заготовки и координат массива допусков. Исходными для изменения являются координаты инструмента в начальном положении (данные вводятся из файла). Последовательное изменение координат проводится отдельно для контура спинки и контура корытца.

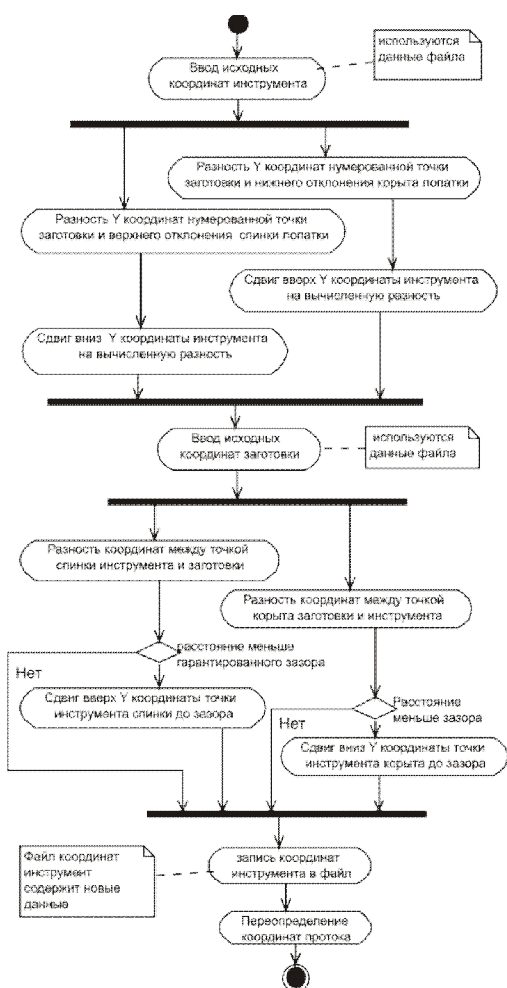


Рис. 6. Алгоритм изменения контура инструмента

После изменения контура инструмента численный эксперимент должен начаться заново, и поэтому с помощью данных файла восстанавливается исходная форма заготовки.

Для предотвращения ситуации, когда области инструмента и заготовки пересекаются, необходимо проверить соотношение координат точек заготовки и инструмента. При выявлении такой ситуации требуется скорректировать положение инструмента.

Новые координаты инструмента записываются в файл, что позволит повторить процедуру корректировки инструмента.

Данные этого файла по окончании процесса расчёта будут содержать координаты искомого инструмента. Примеры расчёта профиля электродов - инструментов показаны на рис. 7.

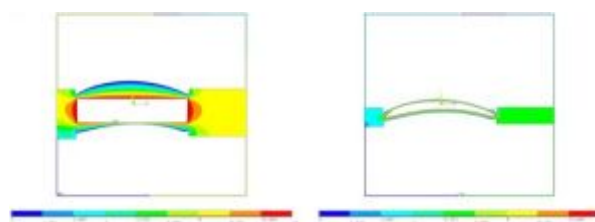


Рис. 7. Примеры расчёта профиля электродов-инструментов в начальный и конечный момент времени

Для реализации данной модели при использовании импульсной ЭХО необходимо получить зависимости тока и напряжения от МЭЗ для данного вида обработки и провести коррекцию исходного кода некоторых макросов.

При рассмотренном подходе расчёт в пределах временного цикла позволил принять ряд инженерных допущений:

- в интервалах малого временного шага в каждой расчётной точке характеристики электрохимического процесса (электропроводность электролита, выход по току, величина электродных потенциалов на аноде и катоде) принимаются постоянными;
- длительность и скважность импульсов, амплитудное значение напряжения на электродах задаются постоянными в соответствии с рекомендациями для данной электрохимической системы;
- граничное условие на поверхности анода задаётся в виде условной эквивалентной величины ( $\varphi_{ЭКВ}$ ), которая зависит от плотности тока и определяется экспериментально для системы «металл-электролит» и заданных параметрах импульсного источника питания.

Таким образом, в работе заложены принципы для реализации модели электрохимического формообразования применительно к импульсной ЭХО, которые позволят реализовать инженерную методику имитации обработки и профилирование электрода-инструмента в условиях реального производства.

Работа выполнена при финансовой поддержке Правительства Российской Федерации (Минобрнауки) на основании Постановления Правительства РФ №218 от 09.04.2010 г. (шифр темы 2013-218-04-4777).

### Библиографический список

1. Проничев Н.Д., Нехорошев М.В., Смелов В.Г. и др. Обработка технологии электрохимической прошивки отверстий с использованием компьютерного моделирования // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. Спец. выпуск «Актуальные проблемы машиностроения». 2009. № 5. С. 221-224.
2. Шманев В.А., Филимошин В.Г., Каримов А.Х. и др. Технология электрохимической обработки деталей в авиадвигателестроении. М.: Машиностроение, 1986. 168 с.
3. Нехорошев, М.В. Компьютерное моделирование процесса электрохимического скругления острых кромок // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. Спец. выпуск «Актуальные проблемы машиностроения». 2009. № 5. С. 206-209.
4. Шитарев И.Л., Смирнов Г.В., Смелов В.Г., Нехорошев М.В. Разработка имитационной модели процесса электрохимической обработки пера лопаток авиадвигателей // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. Спец. выпуск «Актуальные проблемы машиностроения». 2009. № 5. С. 248-251.

### Информация об авторах

**Нехорошев Максим Владимирович**, ассистент кафедры производства двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [maxnogood@gmail.com](mailto:maxnogood@gmail.com). Область научных интересов: компьютерное моделирование электрохимической обработки. CAD и CAE компьютерное моделирование технологических процессов.

**Проничев Николай Дмитриевич**, доктор технических наук, профессор кафедры производства двигателей летательных аппаратов, Самарский государствен-

ный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [pdla@ssau.ru](mailto:pdla@ssau.ru). Область научных интересов: наводоохлаждение поверхности титановых сплавов при ЭХО.

**Смирнов Геннадий Владиславович**, доктор технических наук, профессор кафедры производства двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [pdla@ssau.ru](mailto:pdla@ssau.ru). Область научных интересов: локализация процесса растрескивания при ЭХО.

## AUTOMATED PROFILING OF TOOL ELECTRODE IN ELECTROCHEMICAL PULSE MACHINING

© 2014 M.V. Nekhoroshev, N.D. Pronichev, G.V. Smirnov

Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

Compressor blades are the most complex and critical parts of a gas turbine engine. It is driven by the cost of their production, as well as the requirements in terms of reliability and service life. A promising method for manufacturing the blades is a pulse electrochemical machining (ECM), the main advantages of which are the lack of power and thermal effects on the treated surface, the longevity of the tool, at low values of roughness parameters when working at high current densities in high-precision copy form and stability during operation of the process at a sufficiently small interelectrode gaps. In this paper we have set out the principles for the implementation of the model applied to the electrochemical shaping pulse echo that will deliver engineering simula-

tion methodology for processing and profiling tool electrode in a real production. In solving the problem of electrochemical formation, taking into account the factors influencing the process was proposed algorithm describing the process of pulse echo, which was based on the use of a numerical method for sample processing in time and space. This algorithm will automate profiling tool electrode during pulse electrochemical treatment.

*Electrochemical Machining (ECM); simulation; aero engine components; electrolyte.*

### References

1. Pronichev N.D., Nekhoroshev M.V., Smelov V.G., Koshelev V.V. Working off the technique of holes electrochemical insertion with the use of computer simulation // *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra RAN*. 2009. No. S. P. 221-224. (In Russ.)
2. Shmanev V.A., Filimoshin V.G., Karimov F.H. et al. *Tekhnologiya elektrokhimicheskoi obrabotki detalei v aviadvigatelistroenii* [Electrochemical machining technology in aircraft engine]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1986. 168 p.
3. Nekhoroshev M.V. Computer simulation the process of electrochemical acute crimps rounding off // *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra RAN*. 2009. No. S. P. 206-209. (In Russ.)
4. Shitarev I.L., Smirnov G.V., Smelov V.G., Nekhoroshev M.V. Development of a simulation model of the process of electrochemical machining pen blades of aircraft engines // *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra RAN*. 2009. No. S. P. 248-251. (In Russ.)

### About the authors

**Nekhoroshev Maxim Vladimirovich**, assistant of the production of aircraft engines department, Samara State Aerospace University. E-mail: [maxnogood@gmail.com](mailto:maxnogood@gmail.com). Area of Research: Computer simulation of electrochemical machining. CAD and CAE computer modeling of technological processes.

**Pronichev Nikolai Dmitrievich**, Doctor of Science (Engineering), Professor of production of aircraft engines, Samara State

Aerospace University. E-mail: [pdla@ssau.ru](mailto:pdla@ssau.ru). Area of Research: hydrogen absorption surface of titanium alloys at ECM.

**Smirnov Gennady Vladislavovich**, Doctor of Science (Engineering), Professor of production of aircraft engines, Samara State Aerospace University. E-mail: [pdla@ssau.ru](mailto:pdla@ssau.ru). Area of Research: localization process etching at ECM.

УДК 621.454.2:621.45.038.23

## РЕЗУЛЬТАТЫ ОГНЕВЫХ ИСПЫТАНИЙ ОКИСЛИТЕЛЬНОГО ГАЗОГЕНЕРАТОРА ЖРД 11Д58МФ

©2014 О.А. Барсуков, П.П. Стриженко

Ракетно-космическая корпорация «Энергия», г. Королёв

В статье рассматриваются результаты разработки окислительного газогенератора перспективного жидкостного ракетного двигателя 11Д58МФ. Газогенератор выполнен двухзонным, в первой зоне происходит сгорание компонентов, во второй – смешение с газообразным кислородом. Всего проведено 39 испытаний пяти экземпляров газогенератора. Испытания проводились на различных режимах по давлению в камере сгорания, соотношению расходов компонентов и при различной температуре газообразного кислорода на входе. Проведена оценка равномерности распределения температурного поля по сечению на выходе из газогенератора. Полученные по результатам испытаний значения средней температуры генераторного газа хорошо согласуются с расчётными величинами. Подтверждена устойчивая работа газогенератора в широком диапазоне параметров на входе. Конструкция форсунок газогенератора и полости горючего на входе была доработана с целью обеспечения надёжности его работы, выработаны требования к циклограмме запуска и останова газогенератора в составе двигателя. Для завершения этапа автономных доводочных испытаний необходимо провести огневые испытания ещё трёх экземпляров газогенератора.

*Газогенератор, испытания, ракетный двигатель, температурное поле, результаты испытаний.*

### Конструкция и расчёт газогенератора

В разрабатываемом в настоящее время в ОАО «РКК «Энергия» многофункциональном жидкостном ракетном двигателе (ЖРД) 11Д58МФ [1,2] для обеспечения привода турбонасосного агрегата, подающего компоненты топлива в камеру сгорания, используется газогенератор окислительной схемы. Рабочими телами газогенератора являются газообразный кислород, нагретый в тракте охлаждения камеры сгорания, и керосин.

Основные проектные параметры газогенератора:

Давление в газогенераторе 170 кгс/см<sup>2</sup>;

Требуемая температура продуктов сгорания на выходе 350°С;

Расход окислителя (газообразный кислород) 9,78 кг/с;

Температура окислителя на входе 80°С;

Плотность окислителя на входе 180 кг/м<sup>3</sup>;

Температура горючего на входе 67°С;

Плотность горючего на входе 830 кг/м<sup>3</sup>.

Газогенератор выполняется двухзонным. В первой зоне происходит сгорание компонентов с образованием высокотемпературного потока продуктов сгорания. Во второй зоне происходит его смешение с газообразным кислородом, втекающем в камеру газогенератора через 6

отверстий, до требуемого соотношения массовых расходов компонентов.

Таким образом, расчёт газогенератора заключается в определении расхода горючего (соотношения расходов компонентов), обеспечивающего требуемую температуру продуктов сгорания на выходе, расчёт процессов в обеих зонах газогенератора (смешения и горения), расчёт смесительных элементов.

Термодинамический расчёт проводился в программе АСТРА.4 [3]. Расчёты проводились при энтальпии кислорода 5,0 кДж/кг, соответствующей температуре 50°С и давлению 150 кгс/см<sup>2</sup>, номинальной энтальпии керосина 1739,7 кДж/кг. В результате расчёта было определено, что расход горючего, обеспечивающий требуемую температуру продуктов сгорания, равен 81 г/с, соотношение расходов компонентов  $K_m=120$ .

В расчёте смешения первой зоны принималось, что смесительная головка газогенератора состоит из семи двухкомпонентных центробежно-центробежных форсунок, из которых центральная расположена на оси газогенератора, а остальные 6 форсунок располагаются вокруг центральной на одной окружности. Форсунки выполнены центробежно-центробежными так называемой обратной

схемы: центробежная ступень горючего располагается на оси форсунки, в вихревой зоне центробежной ступени газообразного кислорода. Двухкомпонентные форсунки такого вида использовались в смесительной головке камеры рулевого двигателя 17Д15 объединённой двигательной установки космического корабля «Буран» и были достаточно полно исследованы. Такое устройство двухкомпонентных форсунок является целесообразным для камеры сгорания, работающей при больших соотношениях расходов компонентов: при  $K_m$  более 10 полнота сгорания  $\varphi_k \geq 0,925$ . При этом горение компонентов топлива по отношению к высокочастотным колебаниям достаточно устойчивое.

Оптимальное соотношение расходов компонентов для форсунки такого типа составляет  $K_m=20$ . Расход кислорода через смесительную головку в первую зону горения 1,62 кг/с, температура продуктов сгорания при этом составляет 2030 К.

Для рационального размещения форсунок на огневом днище головки, с учётом ширины факелов горения у каждой форсунки, необходим диаметр смесительной головки, равный 60 мм. Эта величина принимается за диаметр камеры газогенератора в её цилиндрической части.

Расчёт форсунок газогенератора проводился по методике, изложенной в ГОСТ 21980–76 «Форсунки центробежные газовые с тангенциальным входом». Для уменьшения объёма между клапаном на входе в газогенератор и выходом из форсунки подвод горючего к каждой форсунке выполнен через индивидуальный канал.

Число устьевых отверстий для струй кислорода, разбавляющих продукты сгорания во второй зоне газогенератора, принято равным шести, по числу форсунок в головке газогенератора, расположенных на окружности. При этом каждое устьевое отверстие располагается напротив форсунки. В этом случае считается, что поток продуктов сгорания от каждой форсунки будет разрушать струю окислителя, рас-

положенную напротив этой форсунки, и в результате этого образуется достаточно однородное температурное поле потока продуктов сгорания на выходе из газогенератора.

При определении диаметров отверстий подачи окислителя во вторую зону (смещения) учитывалось, что для обеспечения равномерного температурного поля в радиальном направлении скоростной напор струи кислорода из отверстий должен быть не менее чем в три раза больше скоростного напора продуктов сгорания за зоной смещения. При этом необходимым условием является проникновение оси внедряемой струи кислорода не ближе, чем до центра сносящего потока.

Зажигание газогенератора химическое с использованием пускового горючего, самовоспламеняющегося в среде кислорода.

Корпус смесительной головки, внутренняя и наружная оболочки камеры смещения выполнены из стали 12Х18Н10Т, форсунки и огневое днище – из жаростойкого медного сплава БрХЦрТ.

Общий вид разработанного газогенератора представлен на рис. 1.

### **Отработка газогенератора на пониженном режиме работы**

На первом этапе отработки были изготовлены два опытных газогенератора и проведены их испытания на модельном режиме (пониженном до 50% по давлению в камере сгорания) с продолжительностью  $\approx 3$  с. Режим и длительность проведения испытаний определялись возможностями стендовой газобаллонной системы подачи. Модельный режим характеризовался следующими параметрами:

- расход газообразного кислорода 5,0 кг/с;
- расход горючего 0,04 кг/с;
- давление в камере газогенератора 90 кгс/см<sup>2</sup>;
- температура газогенераторного газа 670К.



Для обеспечения модельного режима работы на выходе из газогенератора за температуроизмерительной проставкой устанавливалось профилированное газодинамическое сопло с критическим диаметром 23 мм.

Перед подачей компонентов топлива в газогенератор и сразу после прекращения

испытания осуществлялась продувка каналов подачи горючего гелием, поскольку появление в этих полостях кислорода могло привести к локальному воспламенению пускового горючего и забросу давления.

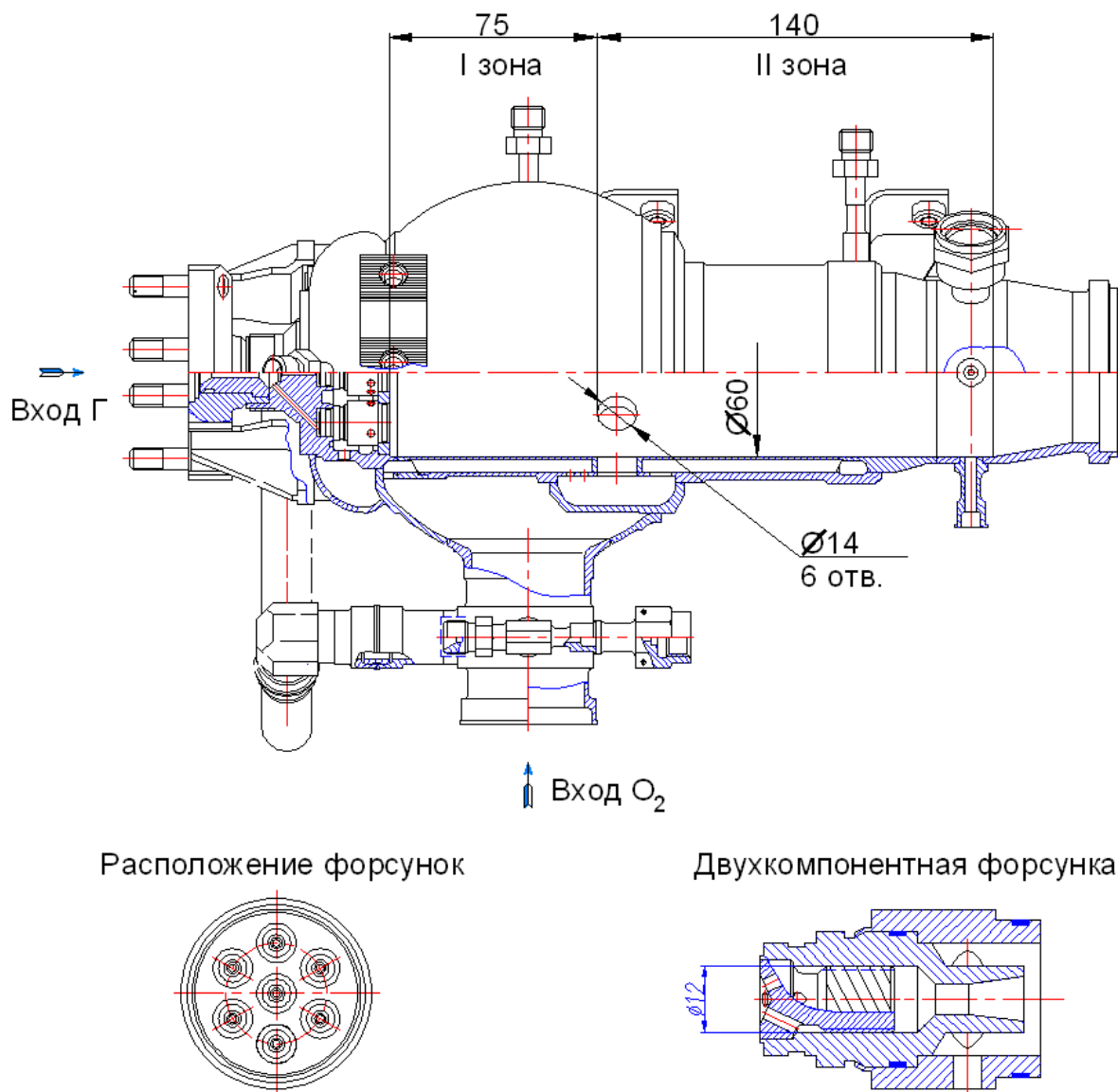


Рис. 1. Общий вид двухзонного газогенератора

Во время испытаний проводилось измерение температуры генераторного газа с помощью 12 термопар, установленных в специальной проставке за газогенератором (одна термопара в центре, пять в среднем ряду и шесть в периферийном ряду). Измерялись также расход керосина (турбинным датчиком расхода), давление в газогенераторе и в расходных ёмкостях.

Расход кислорода оценивался расчётным путём по параметрам кислорода (давлению и температуре) перед критическим соплом на выходе из газогенератора в соответствии с формулой

$$\dot{m}_O = \mu \cdot F_{ГС} \cdot A_k \frac{p_{ГГ}}{\sqrt{R \cdot T_{ГГ}}} - \dot{m}_Г,$$

где  $\dot{m}_O, \dot{m}_Г$  – массовые расходы окислителя и горючего соответственно, кг/с;

$\mu = 0,98553$  – коэффициент расхода газодинамического сопла, определённый при продувках при помощи контрольного градуировочного сопла;

$F_{ГС}$  – площадь критического сечения газодинамического сопла;

$R$  – газовая постоянная продуктов сгорания;

$T_{ГГ}$  – средняя температура продуктов сгорания на выходе из газогенератора;

$p_{ГГ}$  – давление в газогенераторе;

$A_k$  – коэффициент, зависящий от показателя политропы продуктов сгорания  $k$ :

$$A_k = \sqrt{k} \cdot \left( \frac{2}{k+1} \right)^{(k+1)/(2(k-1))}$$

Выдача команд на агрегаты и регистрация параметров испытаний проводилась с использованием стендовой системы управления, частота опроса датчиков не менее 125 Гц.

Испытания на стендовой установке проводились последовательно:

- автономные испытания системы подачи окислителя;
- автономные испытания системы подачи горючего;
- комплексные холодные испытания;
- огневые испытания ГГ.

При обработке результатов испытаний было проведено сравнение температуры генераторного газа с результатами расчёта в программе АСТРА.4 [3]. Расчёты проводились при энтальпии кислорода, соответствующей его температуре на входе в газогенератор и давлению в газогенераторе, и энтальпии керосина РГ-1, соответствующей давлению в газогенераторе.

Типичный график изменения температуры генераторного газа при проведении испытания приведён на рис. 2, распределение температуры на выходе из газогенератора - на рис. 3.

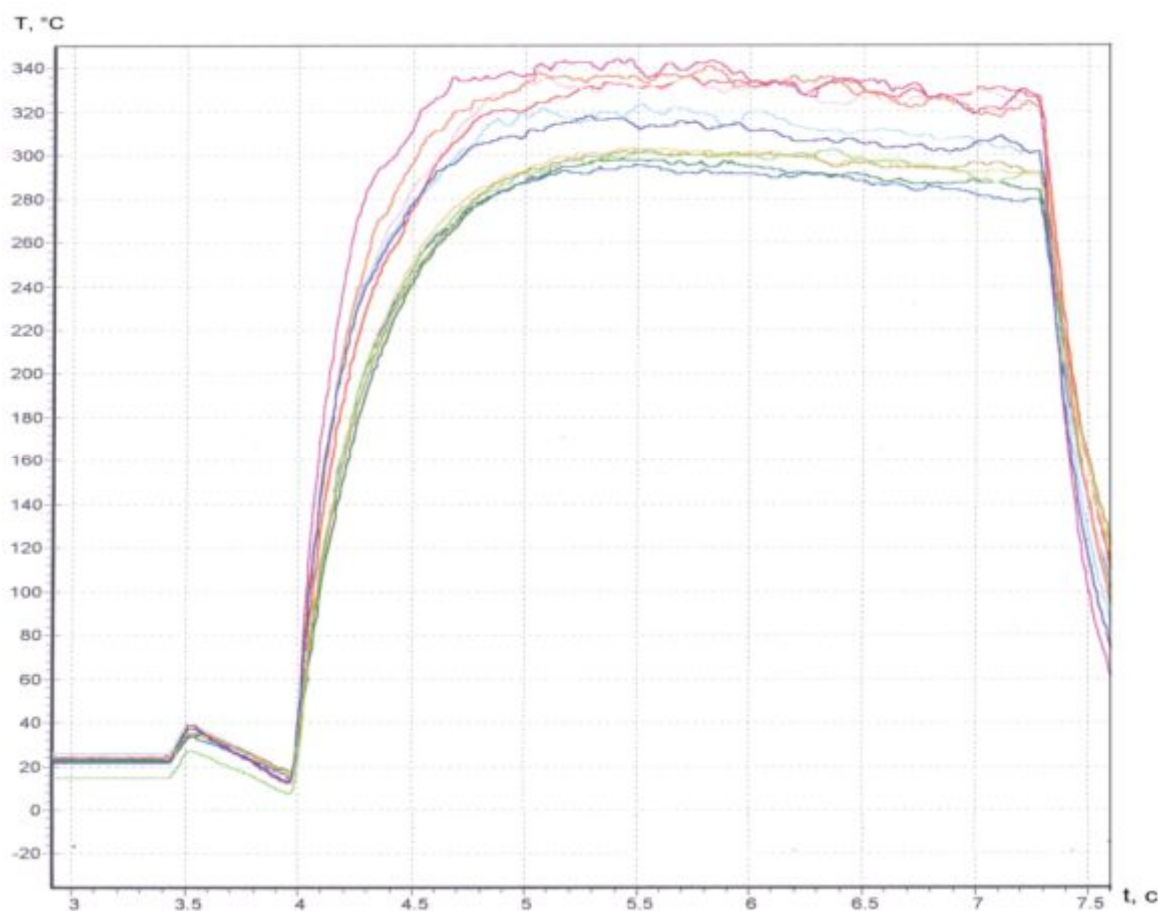


Рис. 2. Изменение температуры генераторного газа при испытании №10957

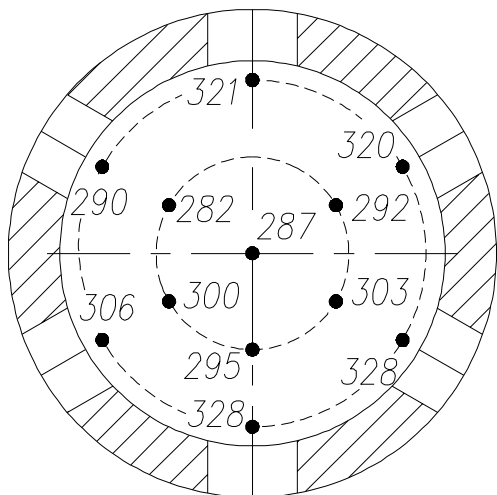


Рис. 3. Распределение температуры по сечению на выходе из газогенератора при испытании №10957

Всего было проведено 5 испытаний газогенератора №Б02 и 2 испытания газогенератора №Б03, при этом давление в камере составляло от 80 до 100 кгс/см<sup>2</sup>, соотношение расходов компонентов топлива – от 133 до 218. Температура генераторного газа при этом составила от 382 до 605 К, разброс температуры генераторного газа от 22 до 60 К.

### Отработка газогенератора на номинальном режиме работы

Для обеспечения номинального давления в газогенераторе и длительности проведения испытания не менее 10 с стендовая установка была модернизирована путём монтажа батареи из 15 баллонов газообразного кислорода с рабочим объёмом 0,5 м<sup>3</sup> каждый и разрешённым давлением 250 кгс/см<sup>2</sup>.

Так же, как и при проведении испытаний на модельном режиме, на выходе из газогенератора устанавливались температуроизмерительная проставка (12 термопар: одна в центре, пять в среднем ряду и шесть в периферийном ряду) и газодинамическое сопло диаметром 23 мм. Система измерений использовалась без изменений. Обеспечивалась продувка гелием каналов подачи горючего до и после проведения испытания.

В связи с тем, что для проведения испытаний использовались вновь создан-

ные системы, было предусмотрено проведение автономных испытаний систем подачи окислителя и горючего, затем контрольное огневое испытание газогенератора на модельном режиме, и только после подтверждения характеристик установки – переход к испытаниям газогенератора на номинальном режиме. Была проведена проверка функционирования агрегатов пневмогидросхемы: времени открытия и закрытия клапанов, продувка системы подачи газообразного кислорода с определением максимального времени поддержания номинального давления в газогенераторе и критического перепада давления на редукторах, проливки системы подачи горючего для определения диаметров шайб, обеспечивающих требуемый расход для номинального и пониженного режимов работы. Максимальная длительность проведения испытаний газогенератора на номинальном режиме составила 15 с. В дальнейшем все испытания проводились с длительностью огневой работы 15 с.

Контрольные испытания проводились на газогенераторе №Б02: сначала одно испытание на модельном режиме для подтверждения характеристик стендовой установки, затем одно испытание на номинальном режиме. В задачу испытаний входила оценка устойчивости процесса горения и определение температурной неравномерности генераторного газа.

Результаты испытаний показали, что стендовая установка обеспечивает требуемые параметры испытаний. Для повышения давления в газогенераторе до номинального было принято решение устанавливать сопла на выходе диаметром 21,0 мм, 21,3 мм и 22,2 мм (в зависимости от требуемого давления в камере) вместо 23 мм.

Огневые испытания были продолжены на газогенераторах 11Д58МФ.1350-0 №1102 и №1103, изготовленных по штатной документации.

Анализ испытаний газогенератора №1102 показал, что при всех испытаниях наблюдается устойчивый процесс горения

в камере газогенератора, локальных забросов давления в камере газогенератора и в магистрали горючего не наблюдается.

Для подтверждения целостности материальной части и отсутствия загрязнений после завершения огневых испытаний была проведена сравнительная продувка линии «Г» газогенератора №1102. Гидравлические характеристики линии «Г» газогенератора после проведения огневых испытаний полностью соответствуют характеристикам, полученным при продувках до испытаний.

Испытания были продолжены на газогенераторе 11Д58МФ.1350-0 №1103. После проведения первого испытания сразу же после выхода газогенератора на номинальный режим произошёл сбой в работе стенового редуктора, обеспечивающего заданное давление подачи газообразного кислорода. Падение давления за редуктором вызвало изменение всех рабочих параметров газогенератора: снижение расхода окислителя и давления в камере ГГ, повышение расхода горючего и температуры генераторного газа до 850 °С. В процессе испытания оператором вручную была проведена корректировка давления за редуктором, и к концу испытания газогенератор вышел на номинальный режим.

После проведения дефектации и доработки стенового редуктора испытания были продолжены. При проведении второго испытания газогенератора №1103 был отмечен низкий расход горючего (в 2 раза ниже номинального) при повышенном перепаде давления по линии подачи горючего. Дефектация газогенератора после испытания показала, что причиной этого явилось частичное разрушение форсунок подачи горючего по центральному шнеку. Контрольный обмер показал, что практически у всех форсунок горючего наблюдается осевое смещение центрального шнека в сторону выхода, вследствие которого были нарушены их гидравлические характеристики. Характер разрушения свидетельствовал о детонационном горении, которое могло возникнуть при

непосредственном контакте горючего и окислителя во внутренних полостях форсунок. Причиной наличия остатков горючего в шнеке, как было установлено, стала недостаточная отработка процесса их удаления и использование нештатных стеновых клапанов на входе в газогенератор с большими заклапаннными объёмами.

По результатам анализа причин нештатной ситуации испытаний газогенератора №1103 были реализованы следующие мероприятия:

- доработана конструкция форсунки и каналов подвода горючего для изготовления следующих экземпляров газогенераторов;
- скорректирована циклограмма проведения испытаний;
- в пневмогидросхему испытательной установки введена система автоматического поддержания заданного давления за газовыми редукторами;
- доработаны стеновый клапан и переходник на входе в газогенератор с целью значительного уменьшения заклапанного объёма и ликвидации застойных зон при продувке.

Для проверки результативности данных мероприятий было проведено 4 дополнительных испытания газогенератора 11Д58МФ.1350-0 №1102. Перед запуском газогенератора проводилась трехкратная продувка полости горючего гелием. В дальнейшем требование трехкратной продувки полости горючего гелием перед запуском стало обязательным при проведении испытания.

Испытания были продолжены на газогенераторе 11Д58МФ.1350-0 №1104. Замечаний к работе газогенератора не было, результаты испытаний аналогичны результатам газогенератора №1102. Температурное поле газогенераторного газа устанавливалось через ≈1 с после выхода газогенератора на режим главной ступени.

Последующие испытания на газогенераторах №1102 и №1104 проводились с целью исследования работоспособности газогенераторов при крайних отклонениях рабочих параметров. Всего было проведено по 4 испытания: по 2 на максимальном

и по 2 на минимальном режимах. Проведённые испытания показали, что газогенератор 11Д58МФ.1350-0 работоспособен на любом режиме, при этом запас отклонения расходов компонентов топлива составлял не менее  $\pm 10\%$  от эксплуатационных расходов. Замечаний к работе газогенератора не было.

Дополнительно исследовалась работоспособность газогенератора 11Д58МФ.1350-0 на технологическом горючем – бензине (нефрас – С2-80/120). Замечаний также не было.

### Результаты испытаний газогенератора

Всего было проведено 5 испытаний ГГ №Б02, 2 испытания ГГ №Б03, 14 испытаний ГГ №1102, 2 испытания ГГ №1103, 12 испытаний ГГ №1104.

Результаты испытаний представлены на рис. 4. Точки сгруппированы по давлению в камере газогенератора (число в скобках в легенде, в кгс/см<sup>2</sup>), закрашенные точки – экспериментальные значения, соответствующие им по соотношению расходов компонентов, незакрашенные точки – расчётные данные.

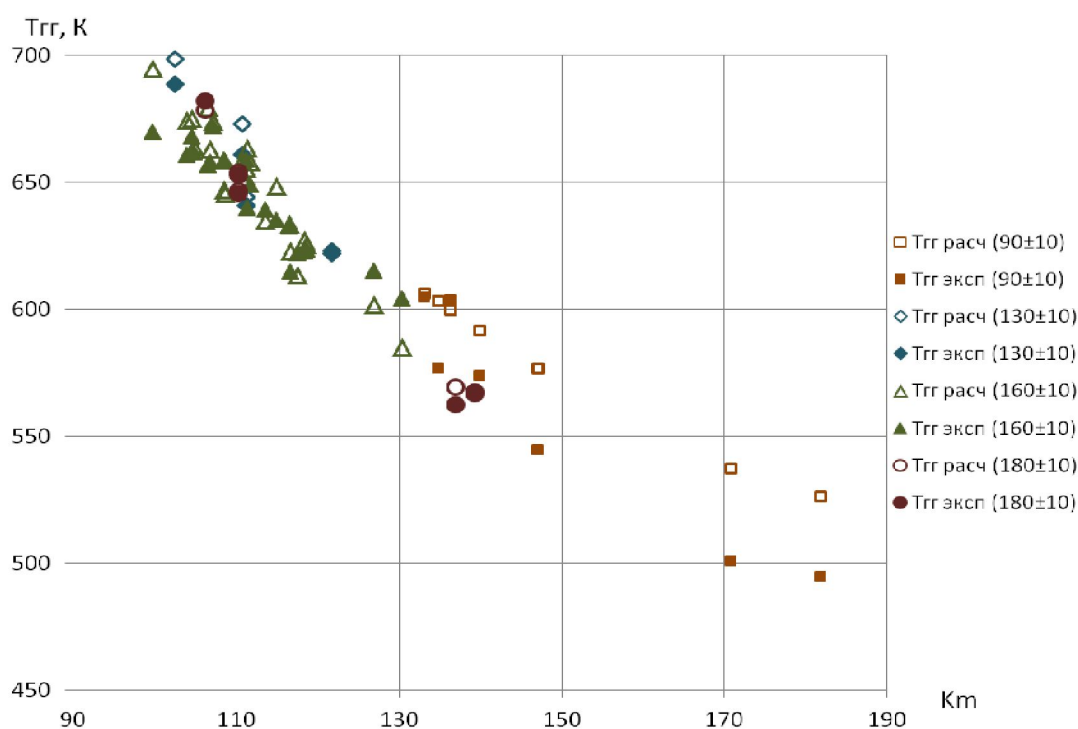


Рис. 4. Температура генераторного газа в зависимости от соотношения расходов компонентов

Температурное поле газогенераторного газа формировалось сразу же после запуска газогенератора и практически не изменялось на режиме. При этом максимальный разброс температур  $\Delta T_{\max}$  составил:

- не более 100°C в начале установившегося режима;
- в среднем 45°C в конце установившегося режима для всех газогенераторов, за исключением №1103.

Характер распределения температуры генераторного газа по сечению газового тракта показывает, что максимальный

разброс температур наблюдается в периферийной зоне. Общий характер распределения температуры индивидуален для каждого газогенератора и практически не зависит от ориентации термодар относительно смесительных отверстий.

Расчётная температура генераторного газа с хорошей точностью совпадает с экспериментальной: для 90% испытаний отклонение температуры не превышает 5%, для 75% испытаний – 3%. Расчёт температуры генераторного газа следует обязательно проводить с учётом изменения энтальпии окислителя и горючего от дав-

ления и температуры на входе. Следует отметить, что при испытаниях температура кислорода на входе варьировалась в диапазоне от -3 до 27°C.

Наибольшие отклонения от расчётной температуры наблюдались для первых образцов газогенераторов при испытаниях на пониженном режиме в области больших соотношений расходов компонентов (более 140). Это связано, по-видимому, с проявлением эффекта неидеальности газа. Для получения дополнительных данных в расширенном диапазоне параметров необходимо проведение дополнительных испытаний на штатных газогенераторах, в том числе и при пониженной (-30°C) температуре кислорода на входе.

В процессе испытаний отрабатывались варианты циклограммы запуска газогенератора, отличавшиеся временем предварительной ступени работы (0,8 с, 0,5 с и 0 с). Показано, что во всех случаях запуск газогенератора происходит без заброса давления в камере, температура генераторного газа плавно выходит на стационарный режим, при этом отмечается устойчивый режим горения в камере газогенератора. В связи с этим было сделано заключение об устойчивости рабочего процесса в газогенераторе. Для циклограммы работы двигателя 11Д58МФ был рекомендован запуск газогенератора без использования предварительной ступени работы.

Обязательным требованием обеспечения надёжного запуска газогенератора и отсутствия детонационного горения является проведение трёхкратной продувки гелием полости горючего перед запуском и однократной продувки после выключения.

## **Выводы**

Проведена серия из 39 испытаний пяти экземпляров двухзонного газогенератора двигателя 11Д58МФ, работающего на газообразном кислороде и керосине, в широком диапазоне давлений и соотношений расходов компонентов.

Испытания показали, что газогенератор работает устойчиво. На выходе из газогенератора на расстоянии 180 мм от места подачи в камеру балластировочного расхода кислорода процессы смешения практически завершаются и формируется относительно равномерное температурное поле.

Было выявлено, что полученная экспериментально средняя температура на выходе из газогенератора отличается от расчётной не более чем на 5%. Вместе с тем требуется проведение дополнительных исследований зависимости температуры генераторного газа от температуры кислорода на входе, а также при высоких значениях соотношения расходов компонентов.

По результатам испытаний конструкция форсунок газогенератора была доработана с целью повышения их прочности и уменьшения заклапанного объёма, введено требование обязательной трёхкратной продувки полости горючего гелием перед запуском, уточнены требования к циклограмме запуска и остановка газогенератора.

Для завершения этапа автономных доводочных испытаний необходимо провести огневые испытания ещё трёх экземпляров газогенератора, в том числе при пониженной температуре кислорода на входе.

## **Библиографический список**

1. Катков Р.Э., Лозино-Лозинская И.Г., Мосолов С.В., Смоленцев А.А. и др. Результаты огневых испытаний экспериментальных камер сгорания ЖРД с кислородным охлаждением // Известия РАН. Энергетика. 2013. № 1. С. 34-43.
2. Лупяк Д.С., Лакеев В.Н. Исследования по созданию разгонного блока с повышенными энергомассовыми характеристиками // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 5. С. 26-29.
3. Трусов Б.Г. Моделирование хими-

ческих и фазовых равновесий при 1.17). М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1995.  
высоких температурах (Астра-4/рс, версия 50 с.

### **Информация об авторах**

**Стриженко Павел Петрович**, начальник сектора, Ракетно-космическая корпорация «Энергия». E-mail: [Pavel.Strizhenko@rsce.ru](mailto:Pavel.Strizhenko@rsce.ru), [strizhenko@gmail.com](mailto:strizhenko@gmail.com). Область научных интересов: математическое моделирование рабочих процессов в ЖРД, гидравлика и теплообмен в каналах с искусственной шероховатостью.

**Барсуков Олег Александрович**, ведущий инженер-конструктор, Ракетно-космическая корпорация «Энергия». E-mail: [post2@rsce.ru](mailto:post2@rsce.ru). Область научных интересов: смешение и горение в агрегатах кислородно-углеводородных двигателей, методология отработки огневых агрегатов.

## **RESULTS OF HOT TESTS OF AN OXYGEN PREBURNER OF A LIQUID-PROPELLANT ENGINE 11D58MF**

©2014 O.A. Barsukov, P.P. Strizhenko

Rocket and Space Corporation Energia, Korolyov, Moscow Region, Russian Federation

In this article results of LRE 11D58MF oxygen preburner development are considered. Preburner consist of two zones. In the first zone fuel is burned, in the second zone combustion products are mixed with the rest of oxygen. There were 39 hot test on five preburners performed. Tests were conducted with variable chamber pressure, propellant mixture and initial temperature of gas oxygen. Evaluation of temperature field distribution and uniformity in outer section was performed. Mean temperature of combustion products on the exit section of preburner, obtained from test results, agreed well with theoretical calculations. Operational stability of preburner with various input parameters is confirmed. Design of injection elements and fuel input chamber were improved on order to assure reliability of preburner. Ignition and stop sequence instructions were formulated. There's need to test three more preburners to complete individual development test series.

*Preburner, hot test, LRE, temperature field, test results.*

### **References**

1. Katkov R.E., Lozino-Lozinskaya I.G., Mosolov S.V., Smolentsev A.A. et al. Test Results of Experimental Rocket Engine Chambers for DM Upper Stage with Liquid Oxygen Cooling // *Izvestiya RAN. Energetika*. 2013. No. 1. P. 34-43. (In Russ.)
2. Loupiak D.S., Lakeev V.N. Researches on development of the upper stage with improved energy and mass parameters // *Vestnik NPO im. Lavochkina*. 2011. No. 5. P. 26-29. (In Russ.)
3. Trusov B.G. Modelirovanie khimicheskikh i fazovykh ravnovesii pri vysokikh temperaturakh (Astra-4/rs, versiya 1.17) [Modeling on chemical and phase equilibrium at high temperatures (ASTRA - 4/pc, v.1.17)]. Moscow: Bauman State Technical University Publ., 1995. 50 p.

### **About the authors**

**Strizhenko Pavel Petrovich**, Head of Sector, Rocket and Space Corporation Energia. E-mail: [Pavel.Strizhenko@rsce.ru](mailto:Pavel.Strizhenko@rsce.ru), [strizhenko@gmail.com](mailto:strizhenko@gmail.com). Area of Research: mathematical modeling of operational processes in LRE, hydraulics and heat transfer in channels with artificial roughness.

**Barsukov Oleg Aleksandrovich**, Principal Design Engineer. Rocket and Space Corporation Energia. E-mail: [post2@rsce.ru](mailto:post2@rsce.ru). Area of Research: propellants mixing and combustion in oxygen-hydrocarbon LRE, principal methodology of components hot fire testing.

УДК 629.78

## ОЦЕНКА МАССОГАБАРИТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК КОМПЛЕКСНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

© 2014 В.И. Куренков, А.С. Кучеров, А.А. Якишик

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва  
(национальный исследовательский университет)

Предложена методика оценки массогабаритных характеристик комплексной двигательной установки (КДУ) космического аппарата (КА) дистанционного зондирования Земли на основе расчётов потребной характеристической скорости КА для осуществления различного рода маневрирования. Разработан программный комплекс автоматизированной постановки и решения проектных задач по выбору проектных характеристик КДУ, который основан на использовании проблемно-ориентированного программирования и реализует концепцию «точного попадания». В рамках данной концепции оптимизация происходит в неявной форме, без записи целевых функций оптимизации и ограничений. Данная концепция реализуется на основе использования непроцедурного программирования. Описывается программный комплекс, разработанный на языке программирования Java. Рассматривается использование проблемно-ориентированной системы для выбора массогабаритных характеристик КДУ космического аппарата с заданной массой, обеспечивающей достижение заданной характеристической скорости. Программный комплекс позволяет импортировать рассчитанные значения в CAD/CAM/CAE-систему для построения геометрической модели спроектированного изделия. Если в CAD/CAM/CAE-системе заранее создана типовая модель изделия в параметризованном виде, то происходит её автоматическое изменение в соответствии с полученными результатами. Это позволяет осуществлять оперативное сравнение различных вариантов разрабатываемого изделия.

*Комплексная двигательная установка, топливо, удельный импульс, масса, габариты, неявная оптимизация, автоматизация проектирования, проблемно-ориентированная система.*

В процессе проектирования новых образцов космических аппаратов дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) с различными массогабаритными характеристиками возникает проблема выбора существующих или разработка новых комплексных двигательных установок. Для этого производятся проектные расчёты, на основе которых определяются потребные характеристики КДУ для новой разработки.

Если по характеристикам подходит какая-либо КДУ, разработанная ранее и функционирующая в составе эксплуатируемых КА, то проблема решена. Если же характеристики существенно отличаются, то предпочтительнее разработка нового образца КДУ. С этой целью необходимо разработать техническое задание двигательостроительным конструкторским бюро, в котором должны быть представлены основные массогабаритные и энергетические характеристики будущей КДУ.

В свою очередь, новые образцы КДУ могут быть оптимизированы по всем параметрам, когда каждая составная часть разрабатывается вновь, или в составе КДУ могут быть использованы разработанные ранее и отработанные (заимствованные) элементы. В последнем случае происходит условная оптимизация, при которой в разряд ограничений переводятся характеристики заимствованных элементов.

Однако, как правило, задачи оптимизации массогабаритных и энергетических характеристик КДУ являются многокритериальными, требуют составления целевых функций и решения задач оптимизации с нахождением множества Парето. На практике реализовать такой подход затруднительно. Основная трудность состоит в том, что в целевые функции должны входить параметры с одинаковой размерностью, хотя на самом деле большинство параметров имеют различную размерность. Привести целевую функцию к одной размерности можно, например, с



использованием баллов. Но такой подход является субъективным. При достаточно большом числе анализируемых параметров и соотношений представляет трудность определение корректности и разрешимости проектной задачи, а также последовательности её решения.

В настоящей работе предлагаются методика проектной оценки массогабаритных и энергетических характеристик КДУ и программное обеспечение, реализующие так называемую концепцию точного попадания, согласно которой оптимизация происходит в неявной форме и без составления целевых функций. Такая концепция реализуется на основе использования непроектного программирования. Из многочисленных аспектов этого вида программирования выбрано проблемно-ориентированное программирование [1]. Суть работы проектанта (оператора) в приложении, разработанном на основе такого подхода к программированию, состоит в следующем.

Посредством интерфейса приложения вводятся отдельно переменные (которые участвуют в уравнениях расчёта параметров КДУ, агрегатов, элементов, характеристик – уравнениях связи) и сами уравнения связи. Оператор ставит задачу, а именно, помечает переменные, которые являются исходными данными, и переменные, которые подлежат определению. В системе организована процедура определения корректности поставленной задачи (число неизвестных не должно быть меньше количества уравнений связи). Если задача корректна, то в системе на основе специальных внутренних алгоритмов, использующих проблемно-ориентированное программирование (на основе теории графов), отыскивается последовательность решения уравнений связи и производится численное решение проектной задачи. При задании численных значений исходных данных система определяет численные значения выходных данных.

Точность решения с помощью автоматизированной системы зависит от точ-

ности используемых уравнений связи (моделей). Если модели абсолютно точны, то погрешность результата не превышает стандартную для чисел с плавающей точкой двойной точности (double). В проектных подразделениях в течение многих десятилетий используются и постоянно совершенствуются частные модели, которые можно считать адекватными. Поэтому следует ожидать адекватный результат от интегрированной автоматизированной системы, в которой используются такие модели.

В основу решения задачи положены методы теории графов и теории отношений. Описанный алгоритм был реализован в программном комплексе, разработанном на языке программирования Java и апробированном на ряде бортовых систем КА наблюдения.

Параметры орбиты выведения и рабочей орбиты КА, его масса, а также характеристики топлива и конструктивные параметры КДУ принимаются заданными. Математическая модель, используемая для расчёта массогабаритных характеристик КДУ, включает следующие расчёты:

- определение потребной характеристической скорости для выполнения необходимых манёвров КА;
- определение массы топлива, необходимой для реализации всех запланированных манёвров;
- определение массы и габаритных размеров КДУ.

#### **Определение характеристической скорости КА при выполнении динамических манёвров.**

Будем рассматривать следующие приращения характеристической скорости, необходимые для:

- перехода с круговой орбиты вывода КА ракетой-носителем на переходную (эллиптическую) к круговой рабочей орбите КА;
- изменения угла наклона плоскости орбиты (переход от плоскости орбиты вывода КА ракетой-носителем к плоскости рабочей орбиты КА);

- перехода с переходной эллиптической орбиты на круговую рабочую орбиту КА;
- восстановления параметров орбиты при длительных периодах функционирования;
- перехода с рабочей круговой орбиты на переходную орбиту перед захоронением КА;
- для перехода с переходной орбиты к опорной орбите, с которой начинается манёвр захоронения КА;
- схода КА с опорной орбиты и захоронения КА.

Схема перелёта представлена на рис. 1.

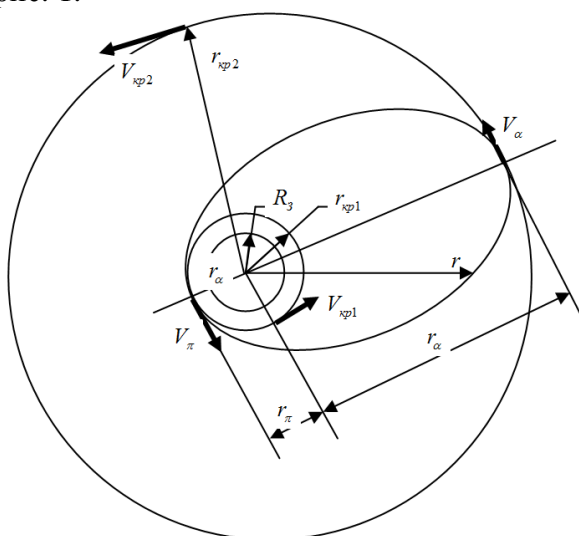


Рис. 1. Схема перевода КА с низкой круговой орбиты на эллиптическую

### Оценка приращения характеристической скорости для перевода КА с низкой круговой орбиты на переходную эллиптическую орбиту.

Приращение скорости  $\Delta V_1$ , которое необходимо для перевода КА с низкой круговой орбиты на эллиптическую орбиту, определяется как разница скоростей КА в перигее эллиптической орбиты и на круговой опорной орбите:

$$\Delta V_1 = V_\pi - V_{kp1},$$

где  $V_\pi$  - скорость в перигее переходной эллиптической орбиты;

$V_{kp1}$  - скорость на низкой круговой орбите.

Скорость в перигее переходной эллиптической орбиты определяется по следующей зависимости:

$$V_\pi = V_I \sqrt{R_3 \left( \frac{2}{r_\pi} - \frac{1}{a} \right)},$$

где  $V_I$  - первая космическая скорость (7910 м/с);

$R_3$  - радиус Земли;

$r_\pi$  - радиус перигея переходной эллиптической орбиты;

$a$  - большая полуось эллиптической переходной орбиты, которая определяется по формуле

$$a = \frac{r_\alpha + r_\pi}{2}.$$

В последней зависимости  $r_\alpha$  - радиус апогея переходной орбиты.

Следует заметить, что в данном случае радиус перигея переходной орбиты  $r_\pi$  равен радиусу круговой начальной орбиты  $r_{kp1}$ , то есть  $r_\pi = r_{kp1}$ , а радиус апогея переходной орбиты  $r_\alpha$  равен радиусу круговой рабочей орбиты  $r_{kp2}$  космического аппарата, то есть  $r_\alpha = r_{kp2}$ .

Скорость космического аппарата на круговой орбите до перевода его на переходную эллиптическую орбиту определяется по следующей зависимости:

$$V_{kp1} = V_I \sqrt{\frac{R_3}{r_{kp1}}},$$

где  $r_{kp1}$  - радиус круговой первоначальной орбиты, на которую космический аппарат вывела ракета-носитель.

### Оценка приращения характеристической скорости для перевода КА с эллиптической на высокую круговую орбиту.

Приращение скорости  $\Delta V_2$ , необходимое для перевода КА на круговую орбиту в точке апогея (рис. 1), составит

$$\Delta V_2 = V_{kp2} - V_\alpha,$$

где  $V_{kp2}$  - скорость КА на рабочей круговой орбите;

$V_\alpha$  - скорость КА в апогее переходной эллиптической орбиты.

Скорость КА на рабочей круговой орбите определяется по формуле

$$V_{кр2} = V_I \sqrt{\frac{R_3}{r_{кр2}}}.$$

Скорость в апогее переходной эллиптической орбиты определяется по зависимости

$$V_\alpha = V_I \sqrt{R_3 \left( \frac{2}{r_\alpha} - \frac{1}{a} \right)}.$$

### Оценка приращения характеристической скорости для изменения угла наклона плоскости орбиты.

Приращение характеристической скорости, необходимое для изменения угла наклона плоскости орбиты (перехода от плоскости орбиты вывода КА ракетой-носителем к плоскости рабочей орбиты КА), определяется по соотношению

$$\Delta V_3 = 2V_\alpha \sin\left(\frac{\Delta i}{2}\right),$$

где  $\Delta i$  - изменение угла наклона плоскости орбиты.

### Оценка приращения характеристической скорости для восстановления высоты орбиты при длительных периодах функционирования.

Приращение скорости рассчитывается только для относительно низких орбит, высотой до 500 км. Методика расчёта следующая [2].

1. Задаётся допустимое снижение высоты орбиты КА:

$$\Delta H = H_1 - H_2,$$

где  $H_1$  - начальная высота орбиты;

$H_2$  - высота орбиты космического аппарата после снижения.

2. Определяется время  $\Delta t$  снижения орбиты космического аппарата с высоты  $H_1$  до высоты  $H_2$ . Для изотермической атмосферы при сравнительно малых значениях  $\Delta H = H_1 - H_2$  (порядка 10...40 км)

можно пользоваться приближёнными формулами:

$$\Delta t = \frac{F(H_1) - F(H_2)}{\sigma},$$

где  $\sigma$  - баллистический коэффициент.

Вспомогательная функция  $F(H)$  определяется по формуле

$$F(H) = \frac{1}{2\sqrt{\mu_3}} \int_0^H \frac{dH}{\rho(H)\sqrt{R_3 + H}},$$

где  $\mu_3$  - гравитационная постоянная Земли ( $\mu_3 = 398602 \text{ км}^3 / \text{с}^2$ );

$\rho(H)$  - плотность атмосферы в зависимости от высоты.

Баллистический коэффициент  $\sigma$  подсчитывается по следующей зависимости:

$$\sigma = \frac{c_x S_M}{2m_{КА}},$$

где  $c_x$  - коэффициент аэродинамического сопротивления;

$S_M$  - площадь мишени космического аппарата;

$m_{КА}$  - масса космического аппарата.

3. Определяется число необходимых коррекций для поддержания высоты орбиты космического аппарата (с точностью до большего целого):

$$N_{корр} \approx \frac{T_{AC}}{\Delta t},$$

где  $T_{AC}$  - срок активного существования космического аппарата.

4. Определяется потребная характеристическая скорость для поднятия круговой орбиты с высоты  $H_2$  до высоты  $H_1$ .

Если допустимое изменение высот рабочей орбиты лежит в пределах 10...40 км, то можно расчёт производить по следующей приближённой зависимости:

$$\Delta V_H = \sqrt{\frac{\mu_3}{(R_3 + H)^3} \left| \frac{H_1 - H_2}{4} \right|}.$$

Если высота полёта космического аппарата лежит в пределах 200...500 км, то импульс скорости можно определять по эмпирической зависимости

$$\Delta V_H = \Delta V_1 + \Delta V_2 = 0,58(H_1 - H_2),$$

где  $\Delta V_1$  и  $\Delta V_2$  - приращения характеристической скорости (м/с) в апогее и перигее орбиты (переход Гомана), если брать разность высот  $H_1$  и  $H_2$  в км.

5. Определяется приращение характеристической скорости, необходимой для восстановления высоты орбиты при длительных периодах функционирования:

$$\Delta V_4 = N_{\text{кopp}} \cdot \Delta V_H.$$

### Оценка приращения характеристической скорости для затопления КА.

Эта скорость рассчитывается в три этапа. Сначала осуществляется расчёт скорости  $\Delta V_5$ , необходимой для схода КА с рабочей круговой орбиты на переходную эллиптическую орбиту, а затем - скорости  $\Delta V_6$ , необходимой для схода КА с переходной эллиптической орбиты на низкую круговую. Расчёт производится по зависимостям, аналогичным для перехода на высокие орбиты, только в обратной последовательности. Далее производится оценка приращения характеристической скорости  $\Delta V_7$  для схода КА с низкой круговой орбиты и непосредственного затопления. По статистике в первом приближении можно принять эту скорость равной примерно 150 м/с.

### Оценка суммарной характеристической скорости КА.

Суммарная характеристическая скорость, необходимая для проведения всех манёвров, рассчитывается как сумма приращений характеристических скоростей для отдельных видов манёвров:

$$V_x = \sum_{i=1}^n \Delta V_i,$$

где  $i$  - индекс, относящийся к определенному манёвру;  $n$  - количество манёвров.

Полученная суммарная характеристическая скорость (суммарный импульс по скорости) используется при расчёте запасов топлива на борту космического аппарата.

### Определение запасов топлива КДУ.

Прежде всего, выбирают компоненты топлива. Методика выбора топлива представлена в [3]. При этом исходят из соображений обеспечения высокого удельного импульса, высокой средней плотности компонентов топлива, длительности хранения, стоимости и т.п.

В качестве исходных данных для расчёта массы топлива используют удельный импульс и плотности компонентов топлива.

Массу топлива, необходимую для реализации всех запланированных манёвров, можно определить, воспользовавшись формулой Циолковского:

$$V_x = J_{y0} \ln z, \quad (1)$$

где  $J_{y0}$  - удельный импульс топлива и двигателя (м/с);  $z$  - число Циолковского.

Число Циолковского представляет собой отношение начальной массы ступени (в данном случае массы КА, полностью заправленного топливом  $m_{KA0}$ ) к конечной массе ступени (массе КА без топлива), то есть:

$$z = \frac{m_{KA0}}{m_{KA0} - m_{\text{монлV}}}, \quad (2)$$

где  $m_{\text{монлV}}$  - масса топлива, необходимая для обеспечения запланированной характеристической скорости космического аппарата.

Решая систему уравнений (1) и (2), получаем:

$$m_{\text{монлV}} = m_{KA0} - \frac{m_{KA0}}{\exp(V_x / J_{y0})}.$$

Для определения полного потребного запаса топлива следует учесть также гарантированный остаток топлива, а также «незабор» топлива, производительные выбросы и т. п. Поэтому массу топлива, которую необходимо иметь в баках комплексной двигательной установки, будем рассчитывать по следующей зависимости:

$$m_{\text{монл}} = k_{\text{монл}} m_{\text{монлV}},$$

где  $k_{\text{монл}} \approx 1,05 \dots 1,10$  - коэффициент,

учитывающий упомянутые остатки топлива.

### Определение массы КДУ.

Массу КДУ в первом приближении можно определить по той же методике, что и массу ракетного блока [3].

По статистике находят конструктивную характеристику КДУ, которая равна отношению массы заправленной КДУ ( $m_{КДУ}$ ) к массе КДУ без топлива:

$$s = \frac{m_{КДУ}}{m_{КДУ} - m_{топл}}.$$

Решая это уравнение относительно  $m_{КДУ}$ , получаем массу КДУ, заправленной топливом:

$$m_{КДУ} = \frac{s}{s-1} m_{топл}.$$

Масса конструкции КДУ определяется соотношением

$$m_{КДУ}^{констр} = m_{КДУ} - m_{топл}.$$

### Определение предварительных габаритов КДУ.

Основной объём КДУ занят баками с компонентами топлива:

$$W_0 = W_{ок} + W_2,$$

где  $W_{ок}$  и  $W_2$  – объёмы, занимаемые окислителем и горючим соответственно.

В свою очередь, эти объёмы можно вычислить по следующим зависимостям:

$$W_{ок} = k \frac{m_{ок}}{\rho_{ок}}, \quad W_2 = k \frac{m_2}{\rho_2},$$

где  $m_{ок}$  и  $m_2$  – массы окислителя и горючего;  $\rho_{ок}$  и  $\rho_2$  – плотности окислителя и горючего;  $k_{ок}$  и  $k_2$  – коэффициенты, учитывающие незаполнение топливных баков окислителя и горючего соответственно.

Коэффициенты  $k_{ок}$  и  $k_2$  зависят от формы баков. Баки КДУ КА наблюдения имеют, как правило, сферическую или кольцевую форму. Для такой формы баков в первом приближении можно положить  $k_{ок} \approx k_2 \approx 1,25 \dots 1,3 \dots$

Массы окислителя и горючего подсчитываются по следующим зависимостям [1]:

$$m_2 = m_{топл} \frac{1}{1+k}, \quad m_{ок} = m_{ок} \frac{k}{1+k},$$

где  $k$  – отношение секундных расходов окислителя и горючего.

Объём, занимаемый КДУ, рассчитывается по формуле

$$W_{КДУ} = k_{КДУ} W_0,$$

где  $k_{КДУ}$  – коэффициент, учитывающий превышение объёма комплексной двигательной установки (включая двигатели и автоматику) над объёмом баков. Этот коэффициент, в зависимости от форм и количества баков, составляет 1,1...1,3.

В свою очередь, объём, занимаемый отсеком КА, где устанавливается КДУ, рассчитывается по выражению

$$W_{отсКДУ} = k_{отсКДУ} W_{КДУ}.$$

Здесь  $k_{отсКДУ}$  – коэффициент, учитывающий превышение объёма отсека КА, в котором располагается КДУ, над объёмом самой КДУ. Этот коэффициент также зависит от формы и количества баков, расположения двигателя и составляет примерно 1,1...1,2.

Если отсек, в котором располагается КДУ, цилиндрической формы и известен диаметр этого отсека  $D$ , то можно подсчитать его длину по следующей формуле:

$$L = \frac{4W_{отсКДУ}}{\pi D^2}.$$

### Определение приведённых моментов инерции КДУ.

У КА существует несколько моментов инерции относительно различных осей. Знание об этих моментах инерции необходимо для выбора управляющих моментов системы управления угловым движением КА. Однако на начальных этапах проектирования недостаточно данных для их точного определения. Поэтому используются так называемые приведённые моменты инерции. Напомним, что приведённым

моментом инерции какого-либо устройства КА принято считать момент инерции простого тела, в которое вписывается рассматриваемое устройство КА (как правило, цилиндра, шара, конуса или параллелепипеда), относительно главных осей, проходящих через геометрический центр этого тела, с массой, равной массе анализируемого устройства и как бы "размазанной" по поверхности или по объёму тела, в зависимости от структуры устройства.

Для расчёта приведённых моментов инерции КДУ можно "размазать" массу отсека КДУ по объёму этого отсека. Так, если собственный момент инерции КДУ определяется относительно оси, проходящей через центр масс КДУ и направленной перпендикулярно продольной оси цилиндра, в габаритах которого располагается КДУ, то этот момент инерции рассчитывается по следующей зависимости:

$$J_{КДУ} = m_{КДУ} \left( \frac{D_{КДУ}^2}{16} + \frac{L_{КДУ}^2}{12} \right).$$

Зависимости для расчёта моментов инерции тел разной формы и

относительно различных осей можно заимствовать из работы [4].

### Результаты разработки проблемно-ориентированной системы автоматизированного проектирования.

На основе приведённых моделей на примере КДУ, а также моделей других бортовых систем разработана проблемно-ориентированная система автоматизированного проектирования КА ДЗЗ на языке программирования Java.

Ниже приведена иллюстрация пользовательского интерфейса проблемно-ориентированной системы применительно к выбору массогабаритных характеристик КДУ для КА с массой  $m_{КА0} = 6500$  кг и потребной характеристической скоростью  $V_x = 490$  м/с. Диаметр двигательного отсека КА  $D = 1,5$  м. На рис. 2 приведено окно программного комплекса с загруженной моделью КДУ, а на рис. 3 – результаты расчёта массогабаритных параметров КДУ при следующих исходных данных:  $J_{y0} = 3285$  м<sup>2</sup>/с;  $k_{монл} = 1,05$ ;  $s = 5,0$ ;  $\rho_z = 790$  кг/м<sup>3</sup>;  $\rho_{ок} = 1536$  кг/м<sup>3</sup>;  $k_z = k_{ок} = 1,25$ ;  $k = 2,7$ ;  $k_{КДУ} = 1,2$ ;  $k_{отсКДУ} = 1,15$ .

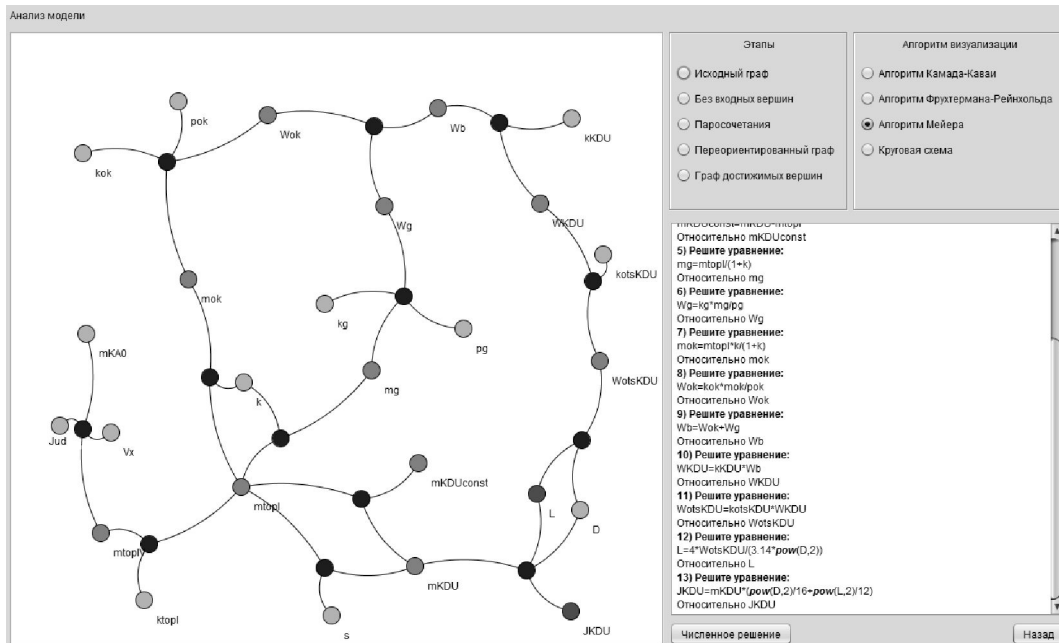


Рис. 2. Окно программного комплекса с загруженной моделью КДУ

В результате работы системы определяется последовательность выполнения расчётов и, после ввода числовых

значений входных параметров модели, вычисляются значения массы двигательной установки и объёма отсека КДУ.

В примере были получены следующие характеристики КДУ:  $m_{КДУ} = 1182$  кг;  $L = 0,755$  м;  $J_{КДУ} = 222,4$  кг·м<sup>2</sup>.

Данное программное обеспечение также позволяет импортировать рассчитанные значения в CAD/CAM/CAE-систему для построения геометрической модели спроектированного изделия. Если

в CAD/CAM/CAE-системе заранее создана типовая модель изделия в параметризованном виде, то происходит её автоматическое изменение в соответствии с полученными результатами. Это позволяет осуществлять оперативное сравнение различных вариантов разрабатываемого изделия.

Название	Значение	Опции
Vx	490.0	
Jud	3285.0	
k	2.7	
s	5.0	
D	1.5	
mKA0	6500.0	
ktopl	1.05	
kok	1.25	
pok	1536.0	
kg	1.25	
pg	790.0	
kkDU	1.2	
kotsKDU	1.15	

Найденные значения  
для выходных вершин:  
L=0.7548  
JKDU=222.3713  
для нейтральных вершин:  
Wb=0.966  
Wok=0.5616  
Wg=0.4044  
mtopIV=900.7127  
mtopl=945.7483  
mKDU=1182.1852  
mok=690.1406  
mg=255.6076  
WKDU=1.1592  
WotsKDU=1.3331  
mKDUconst=236.4369

Кнопки: Пересчитать, Экспорт в Pro/ENGINEER, Экспорт в SolidWorks, Сохранить, Назад

Рис. 3. Результаты расчёта массогабаритных характеристик КДУ

## Выводы

1. Предложена методика оценки массогабаритных характеристик комплексной двигательной установки космического аппарата дистанционного зондирования Земли на основе расчётов потребной характеристической скорости для осуществления различного рода маневрирования.

2. Разработано программное обеспечение для автоматизированной постановки и решения проектных задач по выбору проектных характеристик КДУ, которое основано на использовании проблемно-ориентированного программирования и реализует концепцию точного попадания без составления целевых функций и решения задач математического программирования.

## Библиографический список

1. Друшляков Ю.И., Ежова И.В. Теоретические основы программирования: учебное пособие. М.: МАИ, 1986. 60 с.  
2. Толяренко Н.В. Основы проектирования орбитальных станций: учеб. посо-

бие. М.: МАИ, 1994. 64 с.  
3. Куренков В.И., Юмашев Л.П. Выбор основных проектных характеристик и конструктивного облика ракет-носителей: учеб. пособие. Самара: Самарский

государственный аэрокосмический университет, 2006. 239 с.

4. Астахов М.Ф., Караваев А.В., Мака-

ров С.Я. и др. Справочник по расчёту самолёта на прочность. М.: Оборонгиз, 1954. 708 с.

### Информация об авторах

**Куренков Владимир Иванович**, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры космического машиностроения, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [kvi.48@mail.ru](mailto:kvi.48@mail.ru). Область научных интересов: проектирование, моделирование целевого функционирования, надёжность ракет-носителей и космических аппаратов наблюдения.

**Кучеров Александр Степанович**, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры космического машиностроения, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный

исследовательский университет). E-mail: [ask@ssau.ru](mailto:ask@ssau.ru). Область научных интересов: проектирование, моделирование целевого функционирования и надёжность космических аппаратов наблюдения, исследование операций.

**Якищик Артём Андреевич**, аспирант кафедры космического машиностроения, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [yakischik@mail.ru](mailto:yakischik@mail.ru). Область научных интересов: проектирование, моделирование целевого функционирования ракет-носителей и космических аппаратов наблюдения.

## ESTIMATION OF MASS-DIMENSIONAL CHARACTERISTICS OF A COMPLEX PROPULSION UNIT OF EARTH REMOTE SENSING SPACECRAFT

© 2014 V.I. Kurenkov, A.S. Kucherov, A.A. Yakishik

Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

An estimation method for weight and size characteristics of complex propulsion unit (CPS) of the Earth remote observation spacecraft determination based on calculations of required characteristic velocity needed to carry out various kinds of maneuvering is proposed. Program complex for automated posing and solving of design problems by choosing the design characteristics of CPS is developed based on a problem-oriented programming and implementing the exact approximation concept. Within the concept, optimization of CPS basic design parameters is carried out in implicit form, without setting the mathematical programming problem, which requires formulation of objective functions and limitations. Software package developed in the programming language Java is described. Use of the package is illustrated by determination of CPS parameters needed to provide given characteristic velocity for the spacecraft with given mass. In order to perform quick comparative analysis of alternative design versions of CPS, the package provides import of calculated design parameters into 3D design system wherein original parameterized CPS model may be preliminarily constructed.

*Complex propulsion unit, fuel, unit impulse, mass, dimensions, implicit optimization, automated design, problem-oriented system.*

### References

1. Drushlyakov U.I., Ezova I.V. Publ., 1986. 60 p. Teoreticheskie osnovi programmirovania: uchebnoe posobie [Theoretic foundations of computer programming]. Moscow: MAI
2. Tolyarenko N.V. Osnovi proektirovaniya kosmicheskikh stancii: uchebnoe posobie [Foundations of space stantions



design]. Moscow: MAI Publ., 1994. 64 p.

3. Kurenkov V.I., Yumashev L.P. Vibor osnovnih proektnih harakteristik i konstruktivnogo oblika raket-nositelei: uchebnoe posobie [Selection of basic design characteristics and constructive appearance of carrier rockets]. Samara: Samara State

Aerospace University Publ., 2007. 239 p.

4. Astahov M.F., Karavalcev A.V., Makarov S.Y. et al. Spravochnik po raschetu samoleta na prochnost' [Handbook on the calculation of plane strength]. Moscow: Oborongiz Publ., 1954. 708 p.

#### **About the authors**

**Kurenkov Vladimir Ivanovich**, Doctor of Science (Engineering), Professor of the department of Aerospace Engineering, Samara State Aerospace University. E-mail: [kvi.48@mail.ru](mailto:kvi.48@mail.ru). Area of Research: design, modeling the target operation, reliability of carrier rockets and observation spacecraft.

**Kucherov Alexander Stepanovich**, Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the department of Aerospace Engineering, Samara State

Aerospace University. E-mail: [ask@ssau.ru](mailto:ask@ssau.ru). Area of Research: design, modeling the target operation and reliability of spacecraft, operational research.

**Yakischik Artyom Andreevich**, postgraduate student of the department of Aerospace Engineering, Samara State Aerospace University. E-mail: [yakischik@mail.ru](mailto:yakischik@mail.ru). Area of Research: design, modeling the target operation of carrier rockets and observation spacecraft.

УДК 621.45.037

## РАЗРАБОТКА ПАРАМЕТРИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ РАБОЧИХ КОЛЁС ДЛЯ АНАЛИЗА СТАТИЧЕСКОЙ ПРОЧНОСТИ

©2014 А.О. Шкловец, А.В. Урлапкин, К.В. Бояров

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва  
(национальный исследовательский университет)

Работа посвящена созданию параметрических конечно-элементных моделей рабочих колёс компрессора и турбины низкого давления, а также свободной турбины модернизируемой газоперекачивающей установки НК-36СТ с использованием пакета ANSYS Mechanical. Разработанные модели лопаток и дисков позволяют в широких пределах управлять сеткой конечных элементов и геометрическими параметрами конструкции: геометрией пера, формой и размерами радиусного перехода, геометрией хвостовика, размерами конструктивных элементов диска. Геометрия профильной части лопаток считывается из файлов, полученных в результате газодинамических расчётов. Модели рабочих колёс учитывают контактное взаимодействие в замковом соединении. Подход к созданию сетки конечных элементов предполагает использование упорядоченной и гибридной схемы, что сокращает объём сеток и, как следствие, уменьшает время расчётов. Использование таких моделей для расчёта статической прочности в условиях изменения геометрических параметров при газодинамической оптимизации позволило произвести их в короткие сроки. С помощью разработанных моделей произведены поверочные расчёты и подтверждены запасы прочности.

*Прочностная доводка, поворотная симметрия, упорядоченная сетка элементов, гибридная сетка, параметрическое моделирование, контактная пара.*

**Введение.** Модернизация существующих двигателей в условиях жёсткой конкуренции современного производства требует существенного снижения сроков её проведения. Значительную часть этого процесса занимает прочностная доводка турбомашин. Кроме того, оптимизация по параметрам рабочего процесса может вносить значительные изменения в конструкцию, что дополнительно увеличит срок доводки. Решением этой проблемы может стать сокращение объёмов испытаний и повышение роли численных исследований.

В рамках проекта по модернизации газоперекачивающей установки НК-36СТ производилась разработка параметрических конечно-элементных моделей рабочих колёс (РК) компрессора и турбины низкого давления, а также свободной турбины. Моделирование осуществлялось в среде пакета ANSYS Mechanical с использованием встроенного языка программирования APDL (ANSYS Parametric Design Language).

Наличие у рабочих колёс поворотной симметрии позволяет для сокращения времени расчётов создавать модель сек-

тора диска, включающую одну лопатку. Также для уменьшения объёма сетки конечных элементов (КЭ) она выполнена гибридной - сочетающей как упорядоченные области, так и области, в которых наложена свободная поверхностная сетка КЭ и последующим вытягиванием её для получения гексаэдральной. Для получения качественной гибридной сетки объёмы лопатки и диска разбивались на объёмы, содержащие простую геометрию.

**Разработка моделей лопаток.** Модель пера лопатки была построена по 10 сечениям, координаты точек которых записаны в текстовый файл, выдаваемый «профилятором» - программой для построения наборов точек профилей сечений, получаемых в результате газодинамической оптимизации. При этом текст программы имеет такую логику, что изменение числа сечений и количества точек по спинке и корытцу в каждом сечении не влияет на работоспособность макроса, а все изменения файлов с координатами точек учитываются автоматически. На основе полученных точек формируются поверхности пера лопатки, которые затем с помощью булевой операции разде-

ления преобразуются в набор сечений, необходимый для построения узлов сетки конечных элементов. Цикл разделения построен по такому алгоритму, что позволяет изменять угол установки секущей плоскости и шаг по высоте лопатки, добиваясь тем самым необходимой густоты сетки (рис. 1).



Рис. 1. Пери лопатки после операции разделения

К полученной геометрии пера лопатки достраивается плавный переход к трактовой полке либо к хвостовику. Алгоритм построения позволяет отслеживать взаимное угловое расположение пера и полки и корректировать длину дуги окружности (рис. 2).

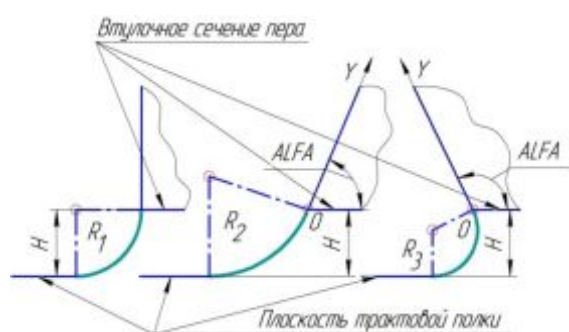


Рис. 2. Корректировка дуги окружности в зависимости от взаимного расположения пера и полки

Построение дуг скругления происходит следующим образом:

- в точке линии втулочного сечения располагается локальная система координат, в которой строится вспомогательная окружность;

- находятся точки пересечения построенной окружности с поверхностью пера и поверхностью полки;

- по найденным точкам определяется величина угла ALFA и строятся конечные точки дуги и сама дуга;

- в случае, если дуга скругления выходит за пределы полки, производится её подрезка предварительно сориентированной рабочей плоскостью.

В результате выполнения этих операций по контуру втулочного сечения пристраиваются дуги скругления (рис. 3).

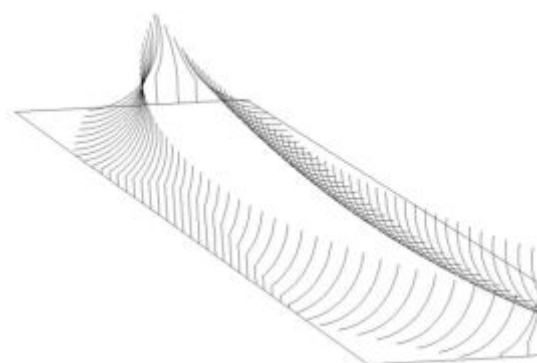


Рис. 3. Линии скругления с выполненной подрезкой

Для получения упорядоченной сетки трактовая полка (либо хвостовик) разделяется по толщине на две части, на каждую из которых переносится конфигурация сетки из прилегающих частей. На верхней части полки путём проецирования точек втулочного сечения строятся точки промежуточных сечений внутри полки. По созданным точкам создаются узлы с совпадающей нумерацией, по которым затем строятся конечные элементы пера. При построении сетки применяется объёмный 8-узловой конечный элемент SOLID185. В качестве технологии формирования элемента используется метод упрощённой расширенной формулировки деформаций. Она предотвращает сдвиговое запирание в задачах с преобладанием изгиба, является специальным случаем расширенной формулировки деформаций и всегда включает девять внутренних степеней свободы. Все внутренние степени свободы вводятся автоматически на уровне элемента и являются конденсированными. Сформированные этим методом

элементы позволяют избежать сильного влияния густоты сетки конечных элементов на результаты анализа [1, 2]. Проецированием точек втулочного сечения на линии, ограничивающие поверхность полки, и расстановкой промежуточных точек получают точки для элементов верхней части полки.

Затем выполняется построение объёмов нижней части полки, удлинённой ножки и хвостовика таким образом, чтобы получить геометрию, допускающую наложение упорядоченной сетки. Наложение сетки на эти элементы осуществля-

ется путём разбиения торцевой поверхности у хвостовика и боковой поверхности у ножки и протягивания сетки операцией *Sweep*. Поскольку сетка в нижней и верхней частях полки строится независимо, в ней нет совпадения узлов. Для того, чтобы связать лопатку в единое целое, применяется связка с помощью контактной пары с MPC алгоритмом, которая позволяет жёстко связать между собой разнородные элементы без возникновения значительных погрешностей при расчёте. В результате описанных действий получены модели лопаток, приведённые на рис. 4.

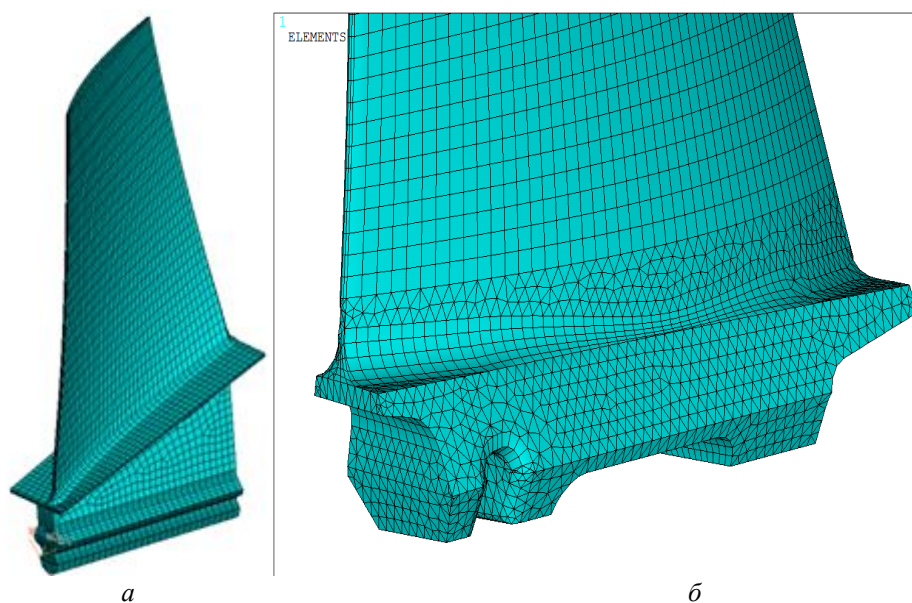


Рис. 4. Конечно-элементные модели лопаток: а – первого рабочего колеса компрессора НД; б – второго рабочего колеса компрессора НД

Для лопаток турбин, имеющих существенно более сложную геометрию, применён иной подход к моделированию. Наиболее сложные элементы, такие как хвостовик, трактовая и бандажная полка, переносятся в формате *Parasolid* из системы NX 8.5 с предварительным исправлением геометрии в ANSYS Workbench с помощью функции *Repair Edges* (рис. 5).

На полученную таким образом геометрию в дальнейшем накладывалась поверхностная, а далее по ней – объёмная сетка КЭ (рис. 6).

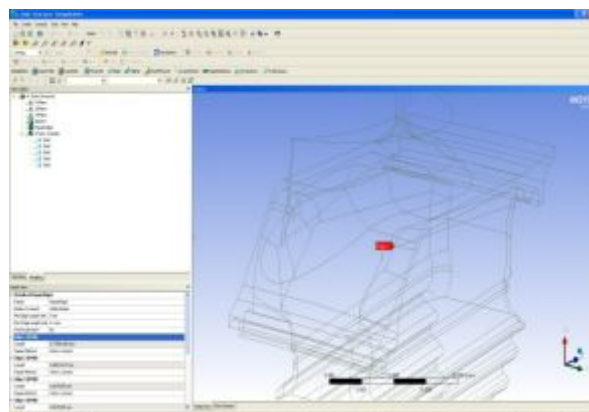


Рис. 5. Исправление геометрии в ANSYS Workbench

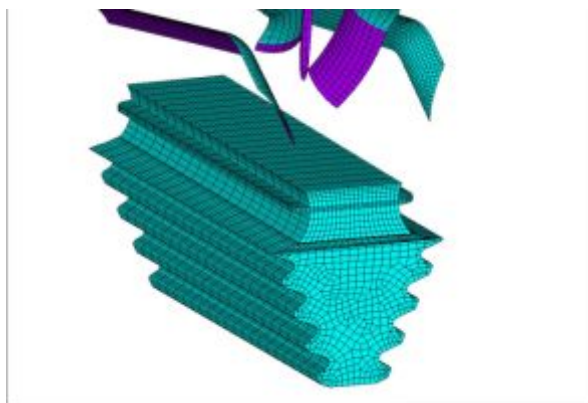


Рис. 6. Наложение поверхностной сетки

**Разработка моделей дисков.** Одним из условий для создаваемых моделей является максимальное сохранение геометрии дисков РК. Поэтому при их построении использовались 3D-модели, ранее созданные в программном пакете Siemens NX. Модель диска РК первой ступени компрессора низкого давления (КНД) представлена на рис. 7.



Рис. 7. Трёхмерная модель диска первой ступени КНД

Для импорта данной модели в ANSYS из неё вырезался сектор с углом  $360/n$  градусов, где  $n$  - количество лопаток в РК. Для исправления возникших при импорте ошибок и удаления мелких элементов, что необходимо для построения более качественной сетки, модель импортировалась из NX в ANSYS Workbench DesignModeler, где производилось исправление геометрии паза диска с помощью операций «лечения» геометрии. После исправления сегмент диска импортировался в ANSYS Mechanical таким образом, чтобы совместить его с ранее построенной лопаткой (рис. 8).

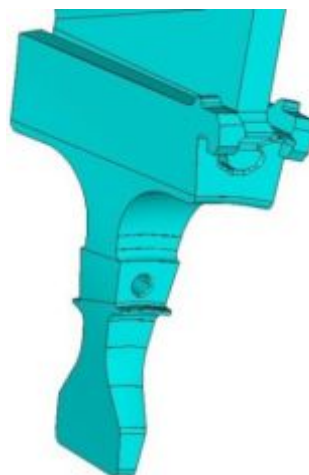


Рис. 8. Сектор диска с лопаткой

Затем на боковую поверхность диска накладывалась свободная поверхностная сетка, при этом для повышения качества сетки на линии отверстия задавалось определённое количество элементов. Для задания циклической симметрии предварительно сетка с одной поверхности симметрии копировалась на другую, а на объёмы сегмента диска, не включающие хвостовик, накладывалась упорядоченная сетка конечных элементов. Для создания сетки на объём паза разбивались линии поверхностей паза, а затем накладывалась тетраэдрическая сетка (рис. 9).



Рис. 9. Конечно-элементная модель диска

### Граничные условия и нагрузки.

На противоположные грани сектора диска накладывалось условие циклической симметрии для обеспечения корректного учёта тангенциальных нагрузок, возникающих в диске. Для моделирования взаимодействия хвостовика и паза диска создавались контактные пары с трением. Закрепление моделей осуществлялось либо по поверхностям отверстий, либо по участкам проставок. В качестве действующих нагрузок на рабочие колёса прикладывались нагрузки от действия центробежных сил, а также газовые нагрузки, полученные в результате газодинамических расчётов и затем перенесённые на внешние узлы сетки конечных элементов лопатки.

Для учёта взаимодействия лопаток турбины по бандажным полкам выполняются следующие дополнительные построения:

- в цилиндрической системе координат копируется часть бандажной полки на угол шага лопаток;
- на поверхности циклической симметрии исходной полки и её скопированной части накладываются условия симметрии;

– по контактным поверхностям создаётся контактная пара с начальным проникновением и коэффициентом трения 0,1.

Аналогичным образом осуществляется построение моделей остальных рабочих колёс.

Полученные модели обладают следующими возможностями:

- автоматическое построение профилей лопаток по данным, полученным в результате газодинамической оптимизации;
- управление числом и плотностью сетки КЭ в любой части модели;
- полностью параметрическое перестроение радиусных переходов от профильной части к полкам и хвостовику;
- параметрическое изменение хвостовика.

Использование параметрических моделей позволило в короткие сроки произвести оптимизационные расчёты и подтвердить запасы прочности.

Работа выполнена при финансовой поддержке Правительства Российской Федерации (Минобрнауки) на основании Постановления правительства РФ №218 от 09.04.2010.

### Библиографический список

1. Басов К.А. ANSYS: справочник пользователя М.: ДМК Пресс, 2005. 640 с.
2. ANSYS Theory Manual, 12th edn., SAS IP Inc., 15-65-15-66 (1999).
3. Биргер И.А., Шорр Б.Ф., Иосилевич Г.Б. Расчёт на прочность деталей машин: справочник. М.: Машиностроение, 1993 640 с.

### Информация об авторах

**Шкловец Александр Олегович**, младший научный сотрудник отраслевой научно-исследовательской лаборатории «Вибрационная прочность и надёжность авиационных изделий», Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [ssau\\_shklovets@mail.ru](mailto:ssau_shklovets@mail.ru). Область научных интересов: статическая и динамическая прочность турбомашин.

**Урлапкин Александр Викторович**, инженер отраслевой научно-исследовательской лаборатории «Вибрационная

прочность и надёжность авиационных изделий», Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [urlapkin@gmail.com](mailto:urlapkin@gmail.com). Область научных интересов: статическая и динамическая прочность турбомашин.

**Бояров Константин Владиславович**, инженер отраслевой научно-исследовательской лаборатории «Вибрационная прочность и надёжность авиационных изделий», Самарский государственный аэрокосмический университет

имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [konst90@gmail.com](mailto:konst90@gmail.com). Область на-

учных интересов: математическое моделирование динамических процессов в упругих системах.

## **DEVELOPMENT OF PARAMETER-ORIENTED MODELS OF BLADED DISKS FOR STATIC STRENGTH ANALYSIS**

©2014 A.O. Shklovets, A.V. Urlapkin, K.V. Boyarov

Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

In today's competitive production is important shortening time-processing products, which can be achieved using modern digital technology. Work is devoted in creating parametric finite element models of the compressor and the low-pressure turbine rotor wheels and a free turbine of modernized gas compressor unit NK-36ST using the package ANSYS Mechanical. The developed models of blades and disks allow to control grid of finite elements and the geometrical parameters of the structure in a wide range: the geometry of the blade, shapes and sizes for radius transition, shank geometry, dimensions of structural elements of the disc. The geometry of the airfoil blades is read from the file received as a result of gas-dynamic calculations. Models rotor wheels consider contacting a locking connection. Approach to the creation of the finite element mesh is to use structured and hybrid scheme that reduces the amount of grids and as a consequence, reduces the calculation time. The use of such models for the calculation of static strength under changing the geometric parameters of the gas-dynamic optimization when allowed to make them as soon as possible. With the help of the developed models in the future produced calibration calculations and confirmed reserves of strength.

*Strength debugging, rotational symmetry, mapped mesh, hybrid mesh, parametric modeling, contact pair.*

### **References**

1. Basov K.A. ANSYS: справочник pol'zovatelya [ANSYS: User's manual]. Moscow: DMK-Press Publ., 2005. 640 p.
2. ANSYS Theory Manual, 12th edn., SAS IP Inc., 15-65-15-66 (1999).
3. Birger I.A., Shorr B.F., Iosilevich G.B. Raschet na prochnost' detalei mashin: Spravochnik [Calculating the strength of machine parts. Handbook]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1993 640 p.

### **About the authors**

**Shklovets Aleksandr Olegovich**, associate research fellow of sectoral research laboratory "Vibration resistance and reliability of aeronautical products", Samara State Aerospace University. E-mail: [ssau\\_shklovets@mail.ru](mailto:ssau_shklovets@mail.ru). Area of Research: static and dynamic strength of turbomachinery.

**Urlapkin Aleksandr Viktorovich**, engineer of sectoral research laboratory "Vibration resistance and reliability of aeronautical products", Samara State Aerospace Universi-

ty. E-mail: [urlapkin@gmail.com](mailto:urlapkin@gmail.com). Area of Research: static and dynamic strength of turbomachinery.

**Boyarov Konstantin Vladislavovich**, engineer of sectoral research laboratory "Vibration resistance and reliability of aeronautical products", Samara State Aerospace University. E-mail: [konst90@gmail.com](mailto:konst90@gmail.com). Area of Research: math modeling of dynamic process in elastic systems.

## **К ВОПРОСУ О НОВОМ ПОДХОДЕ ПРЕПОДАВАНИЯ НАЧЕРТАТЕЛЬНОЙ ГЕОМЕТРИИ В ВУЗЕ С ТОЧКИ ЗРЕНИЯ СКВОЗНОЙ ПОДГОТОВКИ СОВРЕМЕННОГО СПЕЦИАЛИСТА**

© 2014 А.И. Ермаков, Л.А. Чемпинский

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва  
(национальный исследовательский университет)

Переход на новые технологии проектирования и изготовления изделий связан с необходимостью формирования нового мышления специалиста. Особое место следует уделить вопросу обучения 3D моделированию. Описание процессов образовательной деятельности представлено в виде контекстных диаграмм IDEF0 – моделей подготовки специалистов на факультете двигателей летательных аппаратов СГАУ, их декомпозиций по видам подготовки. В задачи кафедры инженерной графики, помимо знаний по созданию 3D моделей и составлению чертежей, теперь входит обучение основам документооборота и способам параметризации моделей стандартных и типовых объектов и их использования. Одновременно решается ряд задач: постепенное ознакомление с возможностями и последовательное приобретение навыков работы в среде современной интегрированной CAD/CAM/CAPP системы; оптимальное решение задач предметной области начертательной геометрии, в частности, использование и развитие пространственного воображения, точное решение метрических и позиционных задач; достижение нового уровня геометро-графической подготовки за счёт освоения приёмов выполнения 3D моделей деталей с использованием параметрических моделей; автоматизированное построение чертежей на плоскости с соблюдением правил ГОСТов ЕСКД, что значительно сокращает долю рутинной работы при создании технической документации. Реализация такого подхода при подготовке специалистов позволяет использовать 3D модели конструкций для инженерного анализа их функционирования в условиях эксплуатации, а также осуществить моделирование процесса их изготовления в виртуальном пространстве.

*Учебный процесс, начертательная геометрия, системный подход, опыт сквозной подготовки.*

В среде научно-педагогических работников технических вузов продолжается дискуссия о месте и роли начертательной геометрии в геометро-графической подготовке современного специалиста, начатая профессором А.П. Тунаковым [1]. При этом коллеги придерживаются различных точек зрения, исходя из состояния науки, преподавания в условиях ограниченного количества часов учебного времени студентам, не имеющим предварительной довузовской подготовки использования различных САД пакетов [2 - 8].

Двадцатилетний опыт использования средств информационной поддержки (CAD/CAE/CAM/PDM систем) для достижения современного уровня подготовки специалистов на факультете двигателей летательных аппаратов (ДЛА) СГАУ востребован как на базовом предприятии

(ОАО Кузнецов, г. Самара), так и на других промышленных предприятиях.

Поэтому вопрос, вынесенный в заголовок статьи, рассмотрим с учётом приобретённого опыта.

Современный уровень конструкторско-технологической подготовки производства предполагает широкое использование информационных технологий, в частности, для обеспечения совместной работы специалистов в среде единого информационного пространства (ЕИП).

Современный конструктор, работая в ЕИП, должен моделировать в САЕ - средах условия работы нового изделия в целом, отдельных его агрегатов и деталей; в САД - среде создавать объёмные (3D) модели создаваемых объектов, обоснованно назначать технические требования на сборку и изготовление отдельных деталей, выпускать комплекты документации.



С целью сокращения времени 3D моделирования конструкторы повсеместно используют параметрические 3D модели стандартных и типовых деталей, а также отдельных элементов.

Технолог использует 3D модели изделий, узлов, деталей, оборудования, средств технологического оснащения и инструмента. 3D модели являются основой при проектировании оптимальных технологических процессов изготовления деталей, заготовок, формообразующей оснастки на современном высокопроизводительном оборудовании. 3D модели позволяют осуществить инженерный анализ сопутствующих преобразованию заготовки в готовую деталь процессов силового, теплового и других процессов поведения технологических систем; контролировать геометрические параметры сложно-фасонных деталей с использованием современных контрольно-измерительных машин; реализовать автоматизированный выпуск необходимой технологической документации. Использование 3D параметрических моделей позволяет технологам реализовать сквозное проектирование процессов изготовления типовых деталей, что особенно актуально в условиях многономенклатурного производства.

Переход на новые технологии проектирования и изготовления изделий связан с необходимостью формирования нового мышления специалиста. Эта необходимость диктуется особенностями, при-

сущими работе с базами данных и параметрическими моделями, работе в среде ЕИП. Особое место следует уделить вопросу обучения 3D моделированию, так как объёмная модель постепенно становится основным носителем информации о геометрии изделия и отодвигает традиционный плоский чертёж на второй план.

Анализ учебных планов специальностей факультета показал, что их структура и объём часов по учебным дисциплинам позволяют обеспечить требуемый уровень подготовки. Подготовка такого специалиста может быть обеспечена усилиями различных кафедр университета при условии реализации системного подхода к интеграции знаний и умений студентов, формируемых на всех курсах.

При этом обязательным условием является интеграция учебного процесса кафедры инженерной графики с выпускающими кафедрами на основе разработки специальных заданий для студентов. Полученные знания по 3D и 2D моделированию закрепляются при выполнении проектов по основам взаимозаменяемости, теории машин и механизмов, деталям машин, а также в курсовых и дипломных проектах выпускающих кафедр.

Описание процессов образовательной деятельности представлено в виде контекстной диаграммы IDEF0 – модели подготовки специалистов факультета ДЛА (рис. 1).

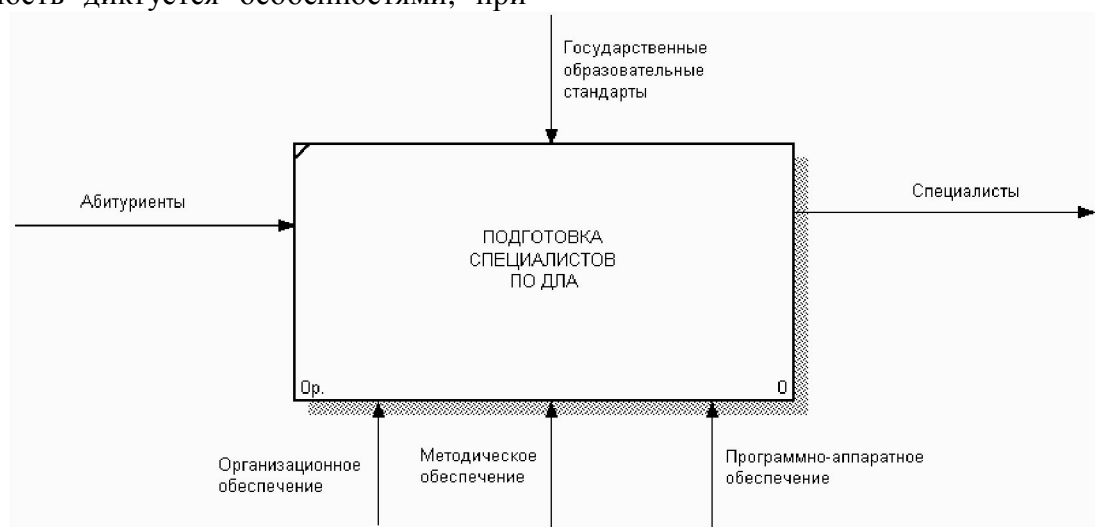


Рис. 1. IDEF0 – модель подготовки специалистов факультета ДЛА

Здесь государственные образовательные стандарты включают в себя требования предприятий по подготовке специалистов и учебный план специальности, в данном случае 16.03.01.65 «Авиацион-

ные двигатели и энергетические установки».

Декомпозиция контекстной диаграммы по видам подготовки представлена на рис. 2.

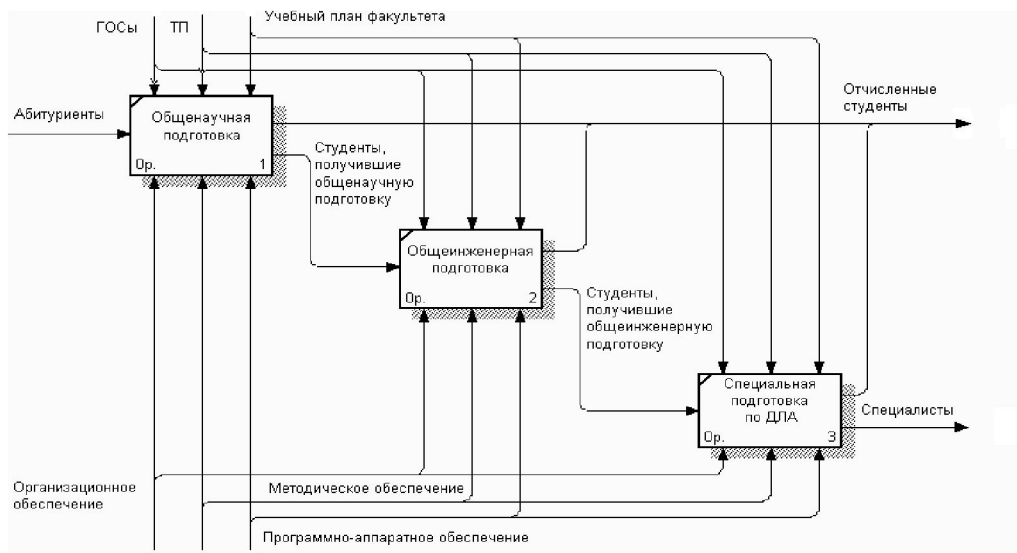


Рис. 2. Декомпозиция контекстной диаграммы по видам подготовки

Полный жизненный цикл газотурбинного двигателя (ГТД) представляет собой взаимодействие таких объектов, как проектирование, технологическая подготовка производства, производство, эксплуатация, модернизация и утилизация. Роль подразделения конструкторского бюро (КБ), отвечающего за формирование проектной (функциональной) модели, играет кафедра теории двигателей летательных аппаратов (ТДЛА), а роль подразделения КБ, отвечающего за создание конструкторской (структурной) модели играет кафедра конструкций и проектирования ДЛА (конструкторская подготовка специалистов). Роль заводских служб, отвечающих за формирование моделей технологической подготовки производства (ТПП), играет кафедра производства ДЛА (технологическая подготовка специалистов).

Функционируя в ЕИП факультета, кафедры, занимаясь своей предметной областью, должны обеспечить другим кафедрам условия для решения их прямых задач:

-кафедра инженерной графики должна нести ответственность за форми-

рование и развитие пространственного воображения, геометро-графическую подготовку студента в процессе его обучения в вузе, за умение создавать техническую документацию и вести документооборот в едином информационном пространстве, за умение создавать и использовать геометрические параметрические модели типовых деталей и сборочных единиц;

-конструкторские кафедры - заниматься вопросами проектирования, конструирования и оптимизации конструкций, вопросами формулирования технических требований на подлежащие изготовлению и сборке конструкции;

-технологические кафедры - давать глубокие знания по оптимизации технологической подготовки производства и сборке изделий с точки зрения экономической эффективности на основе сквозной параметризации с использованием современных информационных технологий.

С развитием информационных технологий к кафедре инженерной графики возникли новые требования по содержанию и процессу обучения.

Помимо знаний по составлению чертежей и созданию 3D моделей, которые

используются на кафедрах механической обработки материалов (МОМ), основ конструирования машин (ОКМ), автоматических систем энергетических установок (АСЭУ), ТДЛА, конструкции и проектирования ДЛА и производства ДЛА; по составлению сборочных чертежей (СБ) и

спецификаций, а также чертежей стандартных изделий и их соединений, теперь в задачи кафедры инженерной графики входит обучение основам документооборота в ЕИП и способам параметризации и использования параметрических плоских и объёмных объектов (рис.3).

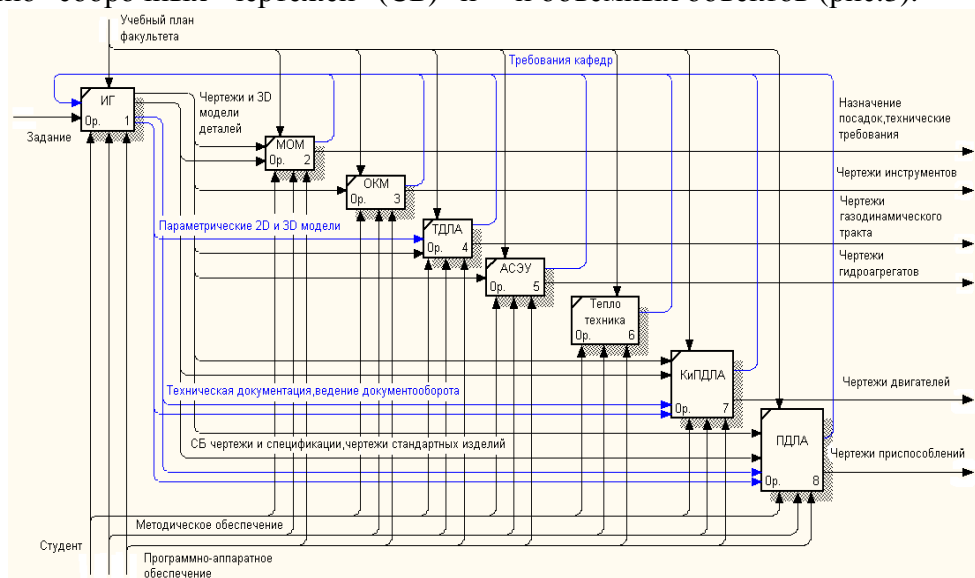


Рис. 3. IDEF0 – модель факультета с точки зрения требований к кафедре инженерной графики

В рамках ЕИП студенты на кафедре инженерной графики должны заниматься решением следующих задач (рис. 4):

- развить пространственное воображение;
- изучить основы составления 3D моделей и чертежей в электронном и бумажном виде;

-изучить стандарты ЕСКД, виды технической документации, а также уметь её оформлять и вести документооборот в ЕИП;

- составлять сборочные чертежи и спецификации;
- получить знания по созданию и использованию параметрических 2D и 3D моделей.

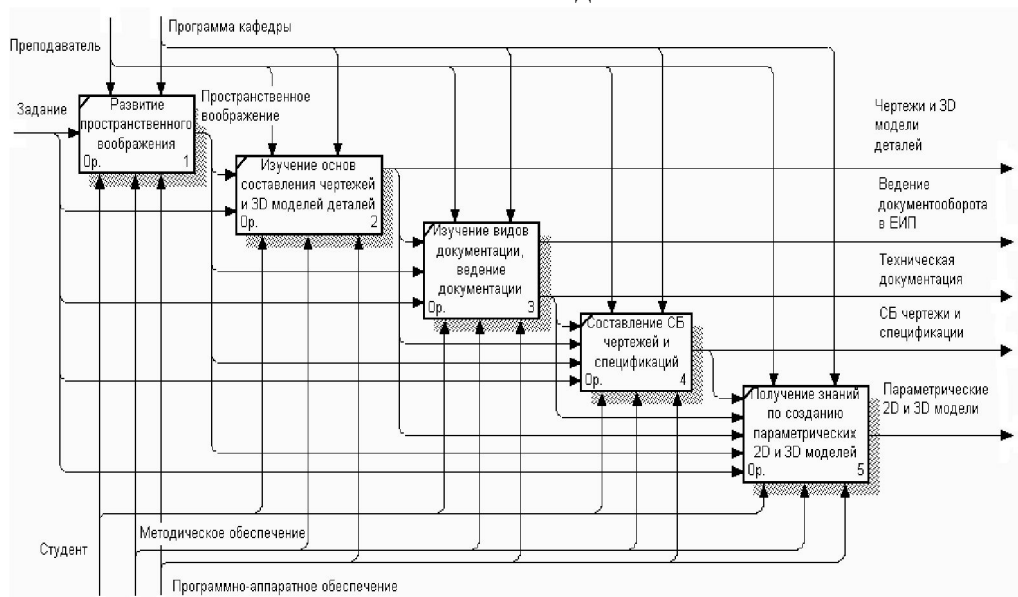


Рис. 4. IDEF0 – модель кафедры инженерной графики с точки зрения студента

В условиях ЕИП задачи кафедры инженерной графики (ИГ) должны формироваться в двух аспектах: с точки зрения этапов проектирования и с точки зрения требований выпускающих кафедр и кафедр инженерного цикла. Схема формирования задач кафедры с точки зрения этапов проектирования представлена на рис. 5.

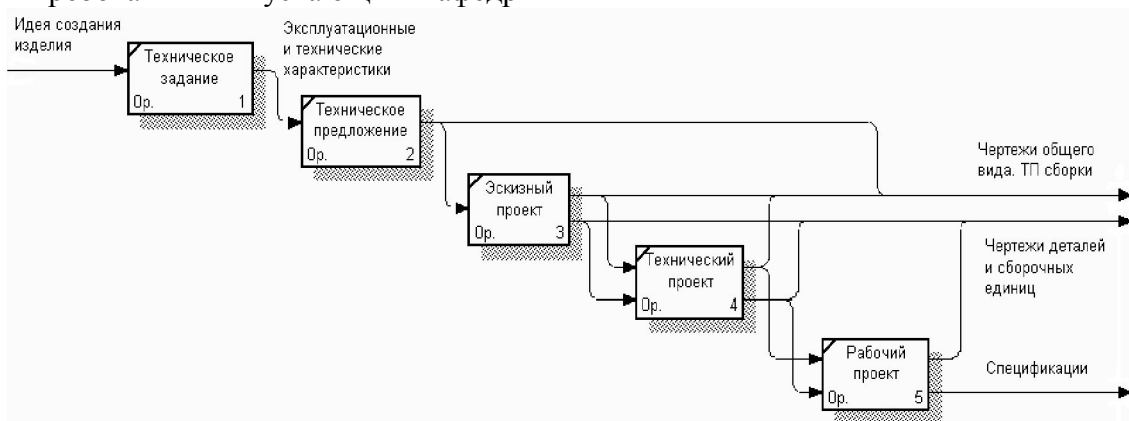


Рис. 5. Схема формирования задач кафедры по этапам проектирования

С точки зрения требований кафедр технического цикла новые задачи кафедры ИГ должны быть следующими:

- создавать 3D модели деталей и сборок любой сложности и ассоциативные 2D модели в виде чертежей;
- создавать базы данных параметрических 3D и 2D моделей;

- обеспечить студентов знаниями по созданию и ведению документации в ЕИП;

- обеспечить студентов навыками работы в ЕИП;

Результат синтеза этих двух аспектов представлен на рис. 6.

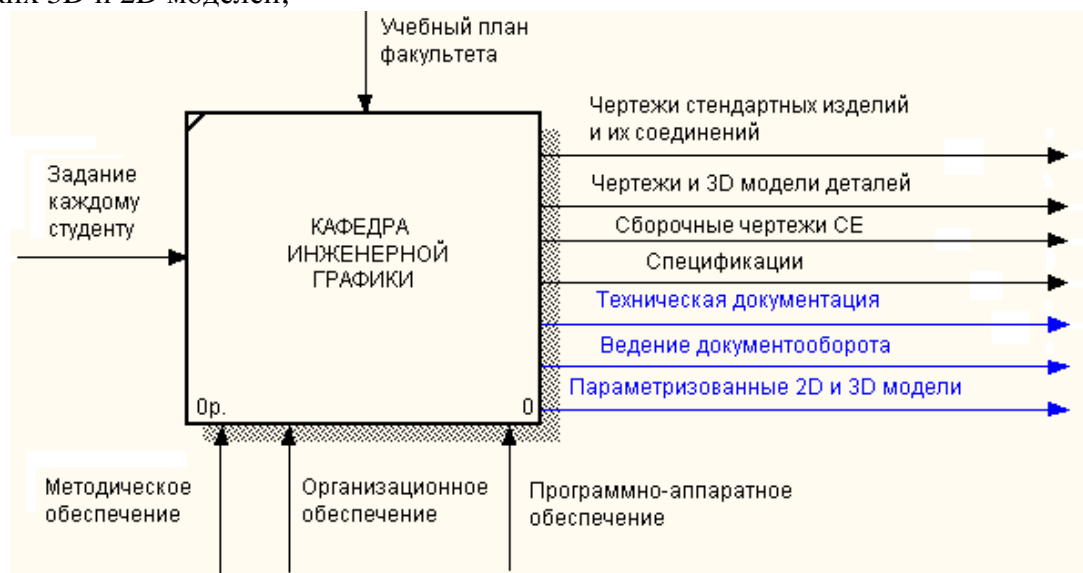


Рис. 6. Схема формирования задач кафедры ИГ

Реализация сформулированных выше задач в дисциплинах геометрического цикла осуществляется на основе использования возможностей отечественной лицензионной, свободно распространяемой для выполнения неком-

мерческих проектов CAD/CAM/CAPP системы ADEM v.8.1.

Каждый студент факультета с самого начала процесса обучения в течение четырёх семестров последовательно приобретает опыт работы с новым для него

инструментом, несмотря на изначальное отсутствие у большинства опыта черчения. Такая подготовка является базовой, и реализация последующих конструкторско-технологических проектов, связанных с созданием 3D и 2D моделей (документации в виде электронных документов), осуществляется на этой основе.

В частности, в первом семестре студенты, постепенно знакомясь с возможностями САД модуля, последовательно осваивают работу с базой 3D параметрических моделей базовых элементов формы

(БЭФ), включающей объёмные модели таких объектов, как сфера, цилиндр, конус, параллелепипед, призма, тор. Студенты по заданным ими геометрическим параметрам автоматически отображают на плоском экране монитора различные формы объёмных представлений этих объектов, например, различные цвета БЭФ и их граней; осваивают возможности аффинных преобразований БЭФ (перенос, поворот, масштабирование); по выданным заданиям создают пространственные композиции (рис. 7).

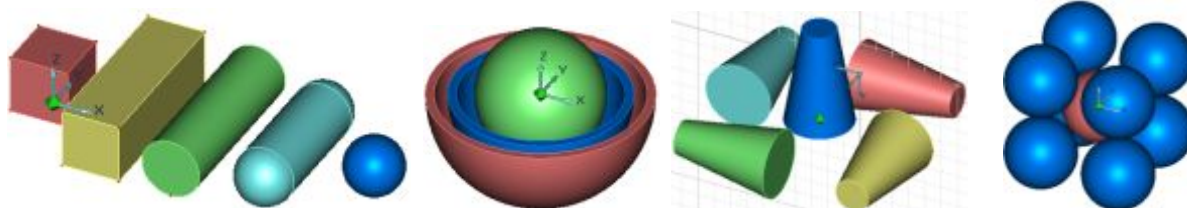


Рис. 7. Пространственные композиции 3D моделей

Затем, используя возможности системы по выполнению булевых операций между объектами и базу параметрических моделей БЭФ, студенты решают метрические и позиционные задачи (определяют расстояния между элементами пространственных объектов, вид и геометрию пространственных линий пересечения граничных поверхностей и поверхностей вращения при пересекающихся и скрещивающихся осях); в автоматизированном режиме строят точные модели развёрток (рис. 8-10). В то же время реализация тре-

бований ФГОСа средствами традиционного учебного курса начертательной геометрии путём, в частности, алгоритмического решения метрических и позиционных задач на плоскости, определения линий взаимного пересечения поверхностей по характерным точкам, построения развёрток с использованием карандаша, циркуля и линейки, позволяет дать лишь качественные, не точные решения, которые не могут быть использованы в реальном производстве.

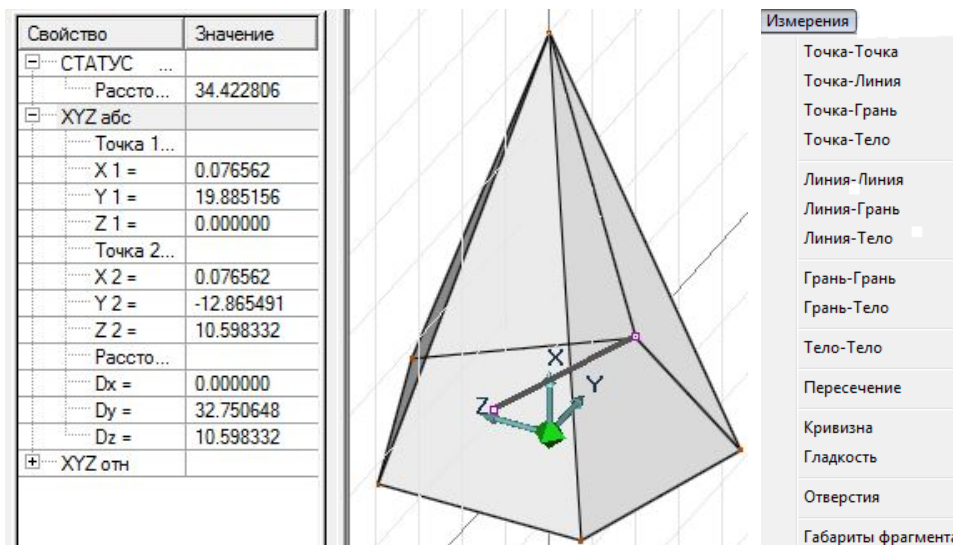


Рис. 8. Пример решения метрической задачи

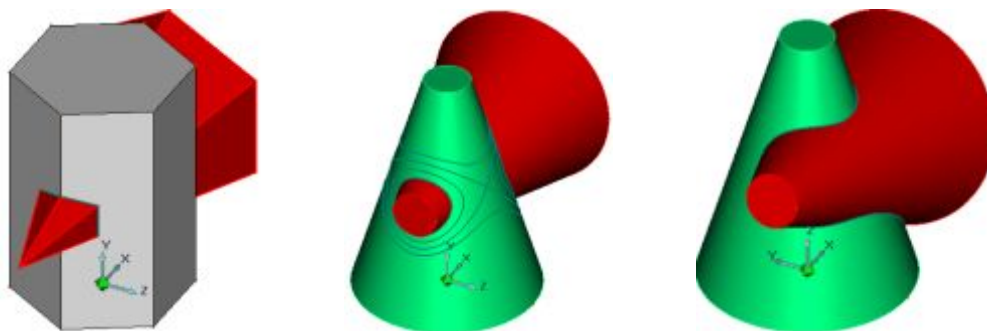


Рис. 9. Примеры решения позиционных задач

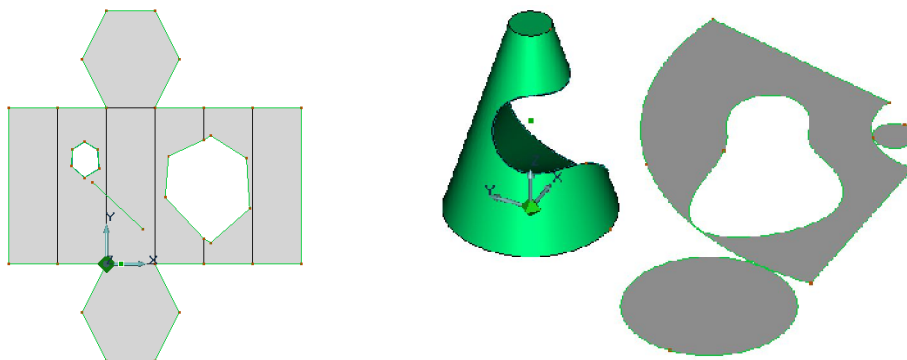


Рис. 10. Построение развёрток

На следующем этапе обучения студент осваивает возможности системы по автоматическому созданию 2D моделей (ортогональных и аксонометрической проекций на плоскости) по созданным им 3D моделям; приобретает опыт работы с 2D моделями (путём выполнения аффинных, булевых, неконформных преобразований на плоскости) для освоения правил, условностей и упрощений ГОСТов ЕСКД; решает обратные задачи: создаёт 3D модели по ортогональным проекциям и по плоским контурам в рамках возможностей системы. На основе приобретённых знаний и навыков в той же среде автоматизированного проектирования студент выполняет традиционные задачи геометрического и проекционного черчения, осваивает работу в среде электронного архива.

Таким образом, одновременно решается ряд задач: постепенное (с нуля) ознакомление с возможностями и последовательное приобретение навыков работы в

среде современной интегрированной системы; оптимальное решение задач предметной области начертательной геометрии, в частности, использование и развитие пространственного воображения, точное решение метрических и позиционных задач; достижение нового уровня геометрической подготовки за счёт освоения приёмов выполнения 3D моделей деталей с использованием параметрических моделей БЭФ; автоматизированное построение чертежей на плоскости с соблюдением правил ГОСТов ЕСКД и вывод их на печать, что значительно сокращает долю рутинной работы при создании технической документации.

Реализация такого подхода при подготовке специалистов на старших курсах [9] позволяет использовать 3D модели конструкций для инженерного анализа их функционирования в условиях эксплуатации, а также осуществить моделирование процесса их изготовления в виртуальном пространстве.

### Библиографический список

1. Тунаков А.П. Начертили и забыли // Поиск. 2007. № 10-11.
2. Рукавишников В.А., Антонов В.В. Начертательная геометрия: от расцвета до заката // Сборник материалов Поволжской научно-методической конференции, посвященной 80-летию СГТУ «Проблемы геометрического компьютерного моделирования в подготовке конструкторов для инновационного производства». Саратов: СГТУ, 2010. С. 137-143.
3. Короткий В.А. Графический эксперимент в начертательной геометрии // IV межд. научно-практическая интернет-конференция КГП-2014 «Проблемы качества графической подготовки студентов в техническом вузе в условиях ФГОС ВПО» Пермь: ПермГТУ, 2014. <http://dgng.pstu.ru/conf2014/>
4. Горнов А.О., Касаткина Е.П. О компетентностном подходе в инженерном образовании // Материалы международной науч.-практич. интернет-конференции «Проблемы качества графической подготовки». Пермь: ПермГТУ, 2010. С. 70-74.
5. Волошинов Д.В. Начертательная геометрия. Есть ли у нее будущее в ВУЗе? // Материалы II международной науч.-практ. интернет-конференции. «Проблемы качества графической подготовки студентов в техническом ВУЗе в условиях ФГОС ВПО». Пермь: ПермГТУ, 2011. С. 103.
6. Хейфец А.Л. О перспективах нового теоретического курса как альтернативы начертательной геометрии // Материалы II международной науч.-практ. интернет-конференции «Проблемы качества графической подготовки студентов в техническом ВУЗе в условиях ФГОС ВПО». Пермь: ПермГТУ, 2011. С. 106.
7. Тихонов-Бугров Д.Е. О проблемах преподавания начертательной геометрии и инженерной графики // Материалы II международной науч.-практ. интернет-конференции «Проблемы качества графической подготовки студентов в техническом ВУЗе в условиях ФГОС ВПО». Пермь: ПермГТУ, 2011. С. 111.
8. Лепаров М.Н., Попов М.Х. Инженерная графика- to be or not to be // III международ. науч.-практ. интернет-конф. КГП-2012 «Проблемы качества графической подготовки студентов в техническом вузе в условиях ФГОС ВПО». Пермь: ПермГТУ, 2012. <http://dgng.pstu.ru/conf2012/>.
9. Ермаков А.И., Чемпинский Л.А. Роль объёмного моделирования в подготовке специалистов для инновационного машиностроения // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2012. № 3(34), ч. 2. С. 360-368.

### Информация об авторах

**Ермаков Александр Иванович**, доктор технических наук, профессор кафедры конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [fdla@ssau.ru](mailto:fdla@ssau.ru). Область научных интересов: динамика и прочность ГТД.

**Чемпинский Леонид Андреевич**, кандидат технических наук, профессор кафедры производства двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [chempinskiy@mail.ru](mailto:chempinskiy@mail.ru). Область научных интересов: использование CAD/CAM/CAPP систем при подготовке специалистов.

## **A NEW APPROACH TO TEACHING DESCRIPTIVE GEOMETRY AT HIGHER SCHOOL FROM THE PERSPECTIVE OF THROUGH PREPARATION OF A MODERN SPECIALIST**

© 2014 A.I. Ermakov, L.A. Chempinsky

Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

The adaptation to a new design and manufacture technologies of products is related with necessity for forming a new of thinking of professionals. A more research should be given to learning 3D modeling. A description of processes of educational activities is presented in the form of contextual diagrams IDEF0 - models for preparing specialists at the Faculty of aircraft engines SSAU, its decomposition by type of training. The goals of the Engineering graphics department, in addition to knowledge of the creation 3D modeling, are learning the basics of document management and methods of standard models' parameterization and their using. At the same time a number of problems is being solving: a gradual (from the beginning) familiarization with capabilities and a consequent acquisition of skills in an environment of modern integrated CAD / CAM / CAPP systems; an optimal solution of descriptive geometry, in particular, using and development of spatial imagination, the exact solution of the metric and positional problems; achievement the new level of geometrical-graphic preparation by using parametric models for performing 3D details, automated construction the drawings on a plane with GOST rules ESKD, which significantly reduces the routine work in creating technical documentation for the following departments. Realization of this approach in training specialists allows to use a 3D model constructions for engineering analysis of their functioning in the conditions of use, as well as to model a manufacturing process in the virtual space.

*Educational process, descriptive geometry, systematic approach, experience in the through training.*

### **References**

1. Tunakov A.P. Have drown and forgotten // *Poisk*. 2007. No. 10-11. (In Russ.)
2. Rukavishnikov V.A., Antonov V.V. Descriptive geometry: from flowering to sunset // *Problems of geometric computer modeling in preparation the designers of innovative production. Collection of materials Povolzhskaya Scientific Conference devoted to the 80th anniversary of SSTU*. Saratov: SSTU Publ., 2010. P. 137-143. (In Russ.)
3. Korotkiy V.A. Graphic experiment in descriptive geometry // *IV International Scientific-Practical Internet Conference PQGP 2014 "Quality problems of graphic preparation the students in the technical university in the conditions of FGOS VPO"*. Perm: Perm National Research Polytechnic University Publ., 2014. <http://dgng.pstu.ru/conf2014/>.
4. Gornov A.O., Kasatkina E.P. About the competence approach in engineering education // *Problems of quality graphic preparation: Materials of the International Scientific-Practical Internet Conference*. Perm: Perm National Research Polytechnic University Publ., 2010. P. 70-74. (In Russ.)
5. Voloshinov D.V. Descriptive geometry. Does it have a future in university? // *Problems of quality of graphic preparation the students in technical university in the FGOS VPO conditionals: Materials of the II International Scientific-Practical Internet Conference*. Perm: Perm National Research Polytechnic University Publ., 2011. P. 103 (In Russ.)
6. Heyfets A.L. About the prospects of a new theoretical course as an alternative to descriptive geometry // *Problems of quality graphic preparation of students in technical university in the FGOS VPO conditionals: Materials of the II International Scientific-Practical Internet Conference*. Perm: Perm National Research Polytechnic University Publ., 2011. P. 106. (In Russ.)
7. Tihonov-Bugrov D.E. About the problems of teaching descriptive geometry and engineering graphics // *Problems of quality graphic preparation of students in technical university in the FGOS VPO conditionals: Materials of the II International Scientific-Practical Internet Conference*. Perm:



Perm National Research Polytechnic University Publ., 2011. P. 111. (In Russ.)

8. Leparov M.N., Popov M.H. Engineering Graphics – to be or not to be // III International Scientific-Practical Internet Conference KGP-2012 “Problems of quality graphic preparation of students in technical university in the FGOS VPO conditionals”. Perm: Perm National Research Polytechnic Univer-

sity Publ., 2012.  
<http://dgng.pstu.ru/conf2012/>.

9. Ermakov A.I., Chempinskiy L.A. Role of volume modeling in preparation specialists for innovative mechanical engineering // Vestnik of Samara State Aerospace University. 2012. No. 3(34), part 2. P. 360-368. (In Russ.)

#### **About the authors**

**Ermakov Alexander Ivanovich**, Doctor of Science (Engineering), Professor of construction and design of aircraft engines, Samara State Aerospace University. E-mail: [fdla@ssau.ru](mailto:fdla@ssau.ru). Area of Research: the dynamics and strength of GTE.

**Chempinsky Leonid Andreevich**, Candidate of Science (Engineering), Professor of production of aircraft engines, Samara State Aerospace University. E-mail: [chempinskiy@mail.ru](mailto:chempinskiy@mail.ru). Area of Research: using of CAD/CAM/CAPP systems for preparing specialists.

УДК 621.431.75

## ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ ОЦЕНКИ ОТКЛОНЕНИЯ РАСПОЛОЖЕНИЯ В КООРДИНАТНЫХ ИЗМЕРЕНИЯХ ПРОФИЛЕЙ ЛОПАТОК КОМПРЕССОРА И ТУРБИНЫ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

©2014 М.А. Болотов, В.А. Печенин, Н.В. Рузанов

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П.Королёва  
(национальный исследовательский университет)

В статье предлагается метод повышения точности работы итеративного алгоритма ближайших точек, используемого в задачах метрологии при определении отклонения расположения. Объектом применения метода определения отклонения являлись профили лопаток компрессора газотурбинного двигателя (ГТД). Задачу наилучшего совмещения в разрабатываемом методе предлагается формулировать как многокритериальную задачу, включающую критерии минимума квадратов расстояний, разностей векторов нормалей и разностей значений величин кривизны в соответствующих точках совмещаемых профилей. Рассмотрены варианты сведения задачи к использованию одного интегрального критерия, включающего вышеназванные. Оптимизационные задачи решались квазиньютоновскими методами последовательного квадратичного программирования. Предложенный новый метод улучшения алгоритма припасовки на основании геометрических особенностей показал большую точность в сравнении с рассмотренными методами оптимизации по расстоянию между точками припасовки, особенно в случаях использования малого количества измеряемых точек на профилях.

*ICP-алгоритм, совмещение профилей, метод наименьших квадратов, NURBS, нелинейная оптимизация, кривизна профиля.*

На сегодняшний день аэрокосмическая и автомобилестроительная промышленность выпускает изделия, имеющие сложную форму поверхности и имеющие жёсткие требования к точности изготовления. Требования к форме таких деталей диктуются многочисленными функциональными требованиями, а также эстетическими соображениями. Примерами деталей со сложной формой поверхности являются: аэродинамические поверхности в аэрокосмической области (лопатки турбины и компрессора), кузовные детали в автомобилестроении, штампы, пресс-формы.

При контроле изготовления таких деталей возникают проблемы адекватности оценки формы таких деталей. Сравнение при измерении производится с CAD-моделью детали. Главным инструментом моделирования сложных поверхностей в CAD-системе является NURBS (неоднородный рациональный B-сплайн). В результате координатных измерений в систему измерительных машин загружается облако точек, которое сравнивается с характерными точками на CAD-модели. Причём оценку формы измеренной детали можно производить только после оценки

отклонения расположения (совмещение системы координат измеренной детали с CAD моделью).

В большинстве программных продуктов наилучшее совмещение для деталей, имеющих сложную форму поверхности, в программном обеспечении для КИМ осуществляется с использованием итеративного алгоритма ближайших точек (ICP, iterative closest point algorithm), основанного на методе наименьших квадратов [1].

В практике изготовления лопаток компрессора газотурбинных двигателей геометрия пера лопатки имеет решающее значение для характеристик работы двигателя. Чтобы точно оценить геометрические параметры, характеризующие форму лопаток, необходимо точное совмещение измеренной детали с её CAD-моделью.

В наиболее общей формулировке алгоритм является итерационным алгоритмом, решающим задачу оптимального вращения и перемещения для выравнивания облака точек к номинальным точкам на CAD-модели. Задача состоит в поиске минимума функции:

$$f(R, t) = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^N \|R \cdot p_i + t - q_i\|^2, \quad (1)$$

где  $n$  – количество точек припасовки (измеренных точек);

$P_i$  – координаты  $i$ -й измеренной точки;

$R$  – матрица вращения точки;

$t$  – вектор перемещения;

$q_i$  – координаты точки на CAD-модели.

Суть наилучшего совмещения – найти  $t$  и  $R$  оценённого профиля относительно номинального и преобразовать координаты оценённого профиля, исключив погрешность расположения. Координаты точки реального профиля, совмещённого наилучшим образом к точкам номинального профиля, находятся путём матричного произведения координат точек реального профиля матрицы преобразования:

$$P_{\text{пр}} = P \cdot M, \quad (2)$$

где  $M$  – матрица припасовки,

$$M = \begin{bmatrix} \cos \alpha & \sin \alpha & 0 \\ -\sin \alpha & \cos \alpha & 0 \\ t_x & t_y & 1 \end{bmatrix}, \quad (3)$$

где  $\alpha$  – угол поворота профиля,  $t_x, t_y$  – элементы матрицы  $t$ .

Отклонение формы рассчитывается

как отклонение точек номинального профиля и «совмещённого наилучшим образом» оценённого профиля.

Проблема точности расчёта параметров отклонения расположения связана в первую очередь с несоответствием измеренных точек точкам на CAD-модели при наличии отклонения расположения. В настоящей работе рассматриваются алгоритмы совмещения, позволяющие преодолеть несоответствие точек, участвующих в алгоритме ИСР. Результаты вычислений базового метода ИСР, получаемые в ходе исследования, давали сходные результаты с данными припасовки аналогичных профилей в программном обеспечении PC-DMIS.

Рассмотрим метод, позволяющий преодолеть проблему несоответствия точек на номинальном профиле измеренным точкам. Математическая постановка задачи состоит в подборе положения контрольных точек на кривой номинального профиля таким образом, чтобы минимизировать целевые функции, характеризующие точность совмещения профилей.

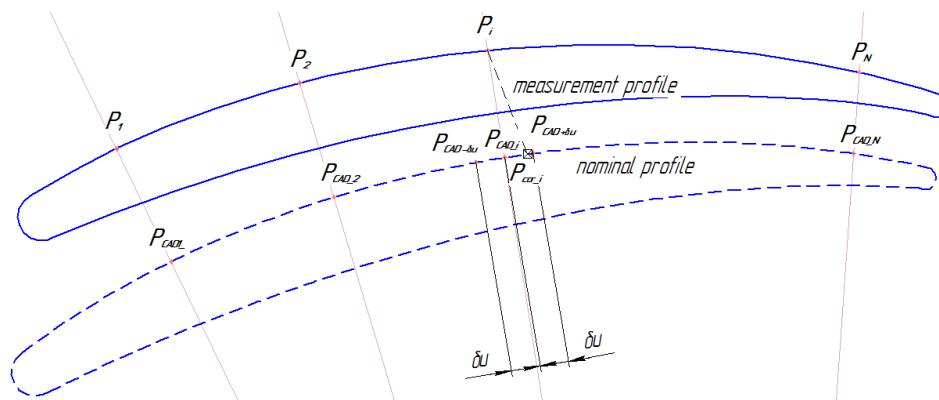


Рис. 1. Модель оптимизации в случае поиска соответствующих точек номинального и измеренного профилей

Кривые профилей (номинального и измеренного) представим с использованием NURBS сплайнов. Это стандарт представления кривых и поверхностей в CAD-системах [7]. NURBS-кривые представляют собой кусочные сплайны, которые математически можно представить в виде:

$$P(u) = \frac{\sum_{i=1}^N h_i \cdot P_i \cdot N_{i,k}(u)}{\sum_{i=1}^N h_i \cdot N_{i,k}(u)}, \quad (4)$$

где  $P_i$  – вектор  $(x_i, y_i, z_i)$ , объединяющий координаты  $i$ -й задающей точки в трёхмерном пространстве, как и для нерациональных  $B$ -сплайнов;  $u [t_{k-1}, t_{n+1}]$ ,  $N_{i,k}(u)$  – базисные функции (или сопряжения) сплайна в параметрическом направлении;  $t$  – узловые значения параметра, у которых функции  $N_{i,k}(u)$  не равны нулю;  $k$  – степень кусочного сплайна в направлении параметра  $u$ ;  $h_i$  – весовые коэффициенты

точек;  $n$  – количество задающих точек сплайна.

Посредством корректировки параметров точек  $u_i$  на величины  $\Delta u_i$  можно рассчитать новые координаты точек на кривой. Поставленная задача поиска соответствующих точек является оптимизационной. Задача многопараметрической оптимизации состоит в поиске минимума нелинейной функции с ограничениями. В работе предлагаются три критерия в качестве целевых функций в описанной выше задаче оптимизации. Первым критерием является сумма расстояний между точками после совмещения по базовому алгоритму ИСР. В качестве второго и третьего критериев соответственно выступают суммы углов между векторами нормалей и разностей значений величин кривизны в соответствующих точках совмещаемых профилей.

Целевая функция представляет собой сумму расстояний между точками после совмещения по базовому алгоритму ИСР:

$$f(\Delta u) = \sum_{i=1}^N \|P_{ni}(u + \Delta u_i) - P_{bfi}\| \rightarrow \min, \quad (5)$$

где  $P_{ni}(u + \Delta u_i)$  – координаты точек на номинальном профиле, определяемые параметром  $u + \Delta u_i$ ;

$P_{bfi}$  – точки на припасованном профиле по методу ИСР.

Оптимизируемым параметром является вектор  $\Delta u_i$ . Систему ограничений для задачи можно представить в следующем виде:

$$\begin{cases} lb_1 \leq \Delta u_1 \leq ub_1, \\ \dots \\ lb_n \leq \Delta u_n \leq ub_n; \end{cases} \quad (6)$$

где  $lb, ub$  – соответственно нижние и верхние ограничения на конструируемый параметр  $u$ .

Рассмотрим критерии оптимизации, основанные на сумме абсолютных разностей углов наклона нормалей и значений кривизны в точках САД-модели и припасованного профиля по алгоритму ИСР.

Пока профиль не совмещён наилучшим образом с номиналом, углы между нормальными в соответствующих точках будут достаточно велики. После наилучшего совмещения, при условии невысокого отклонения формы, разность углов наклона нормалей будет стремиться к нулю.

Вторым критерием является сумма абсолютных значений кривизны в соответствующих точках измеренного и номинального профилей. Кривизна поверхностей и профилей деталей, имеющих сложную форму поверхности, является важной характеристикой.

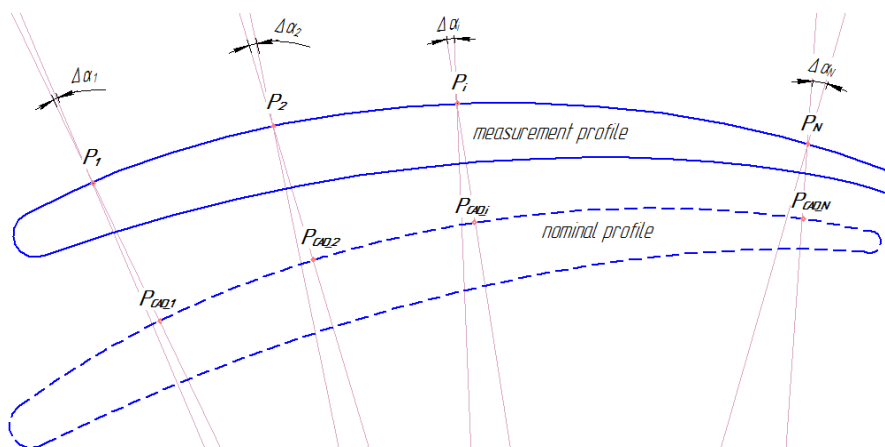


Рис. 2. Разность углов между нормальными к САД-модели и измеренного профиля в точках припасовки

Чем выше кривизна, тем сложнее обработать поверхность и соблюсти необходимые допуски. Детали типа лопаток

ГТД, пресс-формы, штампы, ряд корпусных деталей имеют существенную кривизну. В условии наилучшего подбора со-

ответствующих измеренным точкам номинальных точек кривизна в них будет близка. Если деталь имеет отклонение формы, то кривизна в соответствующих точках измеренного и номинального про-

филя будет отличаться (рис. 3) также, как и угол наклона нормалей. Но сумма абсолютных значений отклонений кривизны в соответствующих точках будет минимальной.

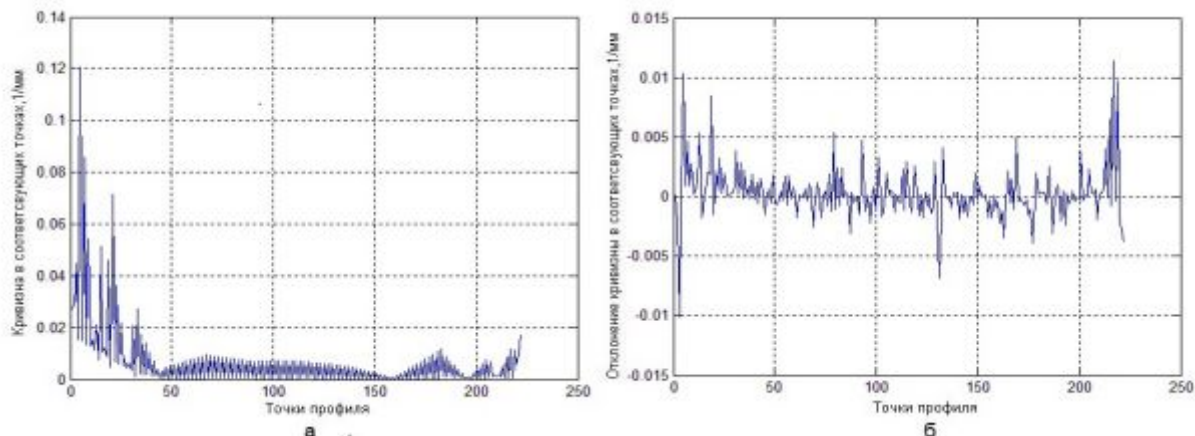


Рис. 3. Кривизна в точках профиля CAD-модели (а) и отклонение кривизны измеренного профиля пера лопатки компрессора ГТД у хвостовика (б) при максимальном отклонении формы 38,5 мкм

Таким образом, используя в качестве критериев кривизну и углы наклона нормалей в точках, можно сформировать оптимизационные функции:

$$\begin{cases} f_{\alpha}(\Delta u) = \sum_{i=1}^N \Delta \alpha_i(u + \Delta u_i) \rightarrow \min, \\ f_k(\Delta u) = \sum_{i=1}^N \Delta k_i(u + \Delta u_i) \rightarrow \min, \end{cases} \quad (7)$$

где  $\Delta \alpha_i(u + \Delta u_i)$  – абсолютная разность углов наклона нормалей в точках профилей;

$\Delta k_i(u + \Delta u_i)$  – абсолютная разность кривизны в точках профилей.

Для расчёта кривизны параметрически заданной кривой  $f(u)$  используется уравнение [8]:

$$k = \frac{|f'_x(u) \cdot f''_y(u) - f''_x(u) \cdot f'_y(u)|}{\left( (f'_x(u))^2 + (f'_y(u))^2 \right)^{3/2}}. \quad (8)$$

Таким образом, имеем задачу условной нелинейной оптимизации, состоящую из одной нелинейной целевой функции и линейных ограничений.

Обозначим ограничения (6) в виде системы неравенств  $g(\Delta u) \leq 0$ . Если вектор  $\Delta u^*$  при наложенных условиях – решение задачи, то найдётся положитель-

ный вектор множителей Лагранжа  $\lambda \in R^m$  такой, что для функции Лагранжа [9]

$$L(\Delta u) = f(\Delta u) + \sum_{i=1}^m \lambda_i g_i(\Delta u_i) \rightarrow \min \quad (9)$$

выполняются следующие условия:

$$\begin{cases} \min(L(\Delta u)) = L(\Delta u^*), \\ \lambda_i \cdot g_i(\Delta u_i^*) = 0, i = 1..m, \\ \lambda_i > 0, i = 1..m. \end{cases} \quad (10)$$

Задача оптимизации решалась методом последовательного квадратичного программирования (SQP). Метод позволяет достаточно точно имитировать метод Ньютона для оптимизации при наличии ограничений [10]. Метод Ньютона основан на нахождении нуля градиента целевой функции  $\nabla f(\Delta u)$  и сводится к решению уравнений [11]:

$$\nabla f(\Delta u_j) + H(\Delta u_j) \cdot (\Delta u_{j+1} - \Delta u_j) = 0, j = 1, 2, \dots, n, \quad (11)$$

где  $H(\Delta u_j)$  – Гессиан функции  $f(\Delta u_j)$ ,

$$H(\Delta u_j) = \left[ \frac{\partial^2 f(\Delta u)}{\partial \Delta u^2} \right].$$

В методе SQP на каждой основной итерации осуществляется аппроксимация Гессиана для функций Лагранжа при помощи квазиньютоновского модифицированного метода.

Методика проведения исследований по оценке точности и производительности предлагаемого подхода к оценке отклонения расположения представлена на рис. 4.



Рис. 4. Методика проведения исследований предлагаемого подхода

Точность наилучшего совмещения можно оценить, используя относительные величины сравнения её параметров [12]. В работе точность поиска параметров наилучшего совмещения характеризуется относительными показателями: отклонением матрицы поворота профиля и отклонением матрицы транспонирования.

Отклонение матрицы поворота рассчитывается как:

$$e_R = \frac{|R - R'|}{|R|} \cdot 100\%, \quad (12)$$

где  $R$  – заложенная матрица поворота профиля;

$R'$  – рассчитанная матрица поворота профиля в результате работы алгоритма.

Отклонение матрицы транспонирования рассчитывается по формуле:

$$e_T = \frac{|T - T'|}{|T|} \cdot 100\%, \quad (13)$$

где  $T$  – заложенная матрица транспонирования профиля;

$T'$  – рассчитанная матрица транспонирования профиля в результате работы алгоритма.

В качестве объекта моделирования использовался профиль лопатки компрессора ГТД (рис. 5). Рассматривались различные значения поворота и смещения профиля, координаты точек профиля с отклонением расположения (2) и отклонением формы вычислялись из координат

точек номинального профиля. Облако точек номинального и измеренного профилей аппроксимировались NURBS – сплайнами третьей степени. Смещение по оси  $x$  изменялось от 0,1 до 0,3 мм, оси  $y$  – в пределах 0,1...0,5 мм, угол разворота  $\alpha$  0,1... 0,7 град. Накладываемое отклонение формы профиля имело пределы до 38,5 мкм, что характерно для практических случаев.

В табл. 1 представлены результаты погрешности матриц разворота и транспонирования профиля  $e_t$  и  $e_r$ , которые получаются при методе ИСР, реализующем наилучшее совмещение по массивам измеренных и номинальных точек. Относительные параметры погрешностей, полученные в результате оптимизации алгоритма ИСР с использованием целевой функции (5), представлены в табл. 2.

При относительно невысоком отклонении формы алгоритм даёт близкие с базовым методом значения. На хуже изготовленных профилях алгоритм даёт более точные решения по матрице транспонирования – погрешность снижается примерно в 3 раза. Однако использование в оптимизационной функции первого критерия не решило проблему роста погрешностей совмещения профилей с ростом отклонения формы, хотя и дало более точные данные в сравнении базовым методом ИСР.

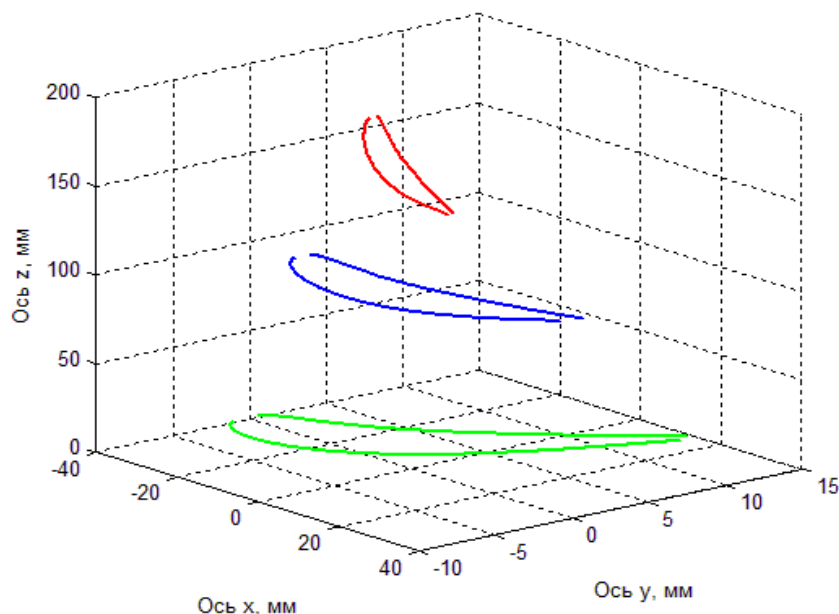


Рис. 5. Профили лопаток компрессора ГТД

Относительные параметры, полученные в результате оптимизации алгоритма ИСР с использованием целевой функции (9) представлены в табл. 3.

Таблица 1 - Относительные погрешности параметров припасовки профиля

Диапазоны изменения отклонения расположения по оси у и угла разворота	Значение отклонения формы, мм	Смещение по оси x 0,1 мм		Смещение по оси x 0,3 мм		Диапазоны изменения отклонения расположения по оси x и у	Угол разворота 0,1 град $e_T, \%$
		$e_T, \%$	$e_R, \%$	$e_T, \%$	$e_R, \%$		
$y=0,1..0,5$ мм $\alpha=0..0,7$ град	0	9,05	3,03	4,37	3,08	$y=0,1..0,5$ мм $x=0,1..0,5$ мм	7,76
	0,0039	9,42	3,17	4,53	3,21		8,13
	0,0108	10,09	3,41	4,83	3,46		8,80
	0,0177	10,76	3,41	5,12	3,71		9,45
	0,0246	11,43	3,64	5,41	3,95		10,12
	0,0316	12,10	3,86	5,71	4,20		10,79
	0,0385	12,77	4,08	6,00	4,12		11,45

Таблица 2 - Относительные погрешности параметров припасовки профиля с использованием метода оптимизации положения точек номинального профиля по первому критерию

Диапазоны изменения отклонения расположения по оси у и угла разворота	Значение отклонения формы, мм	Смещение по оси x 0,1 мм		Смещение по оси x 0,3 мм		Диапазоны изменения отклонения расположения по оси x и у	Угол разворота 0,1 град $e_T, \%$
		$e_T, \%$	$e_R, \%$	$e_T, \%$	$e_R, \%$		
$y=0,1..0,5$ мм $\alpha=0..0,7$ град	0	1,20	0,06	1,21	0,34	$y=0,1..0,5$ мм $x=0,1..0,5$ мм	0,20
	0,0039	1,08	0,15	1,21	0,11		0,49
	0,0108	1,41	0,44	1,35	0,44		1,41
	0,0177	2,59	0,80	1,52	0,71		2,59
	0,0246	3,39	1,03	1,84	1,04		3,39
	0,0316	4,36	1,32	2,22	1,36		4,36
	0,0385	5,49	1,66	2,61	1,60		5,49

Таблица 3 - Относительные погрешности параметров припасовки профиля с использованием метода оптимизации положения точек номинального профиля при целевой функции кривизна-отклонение нормалей

Диапазоны изменения отклонения расположения по оси у и угла разворота	Значение отклонения формы, мм	Смещение по оси x 0,1 мм		Смещение по оси x 0,3 мм		Диапазоны изменения отклонения расположения по оси x и y	Угол разворота 0,1 град $e_T, \%$
		$e_T, \%$	$e_R, \%$	$e_T, \%$	$e_R, \%$		
y=0,1..0,5 мм α=0..0,7 град	0	1,19	0,01	1,21	0,02	y=0,1..0,5 мм x=0,1..0,5 мм	0,17
	0,0039	1,19	0,34	1,21	0,02		0,49
	0,0108	1,21	0,22	1,21	0,44		0,23
	0,0177	1,47	0,43	1,21	0,42		1,47
	0,0246	1,44	1,16	1,21	0,42		1,44
	0,0316	1,42	0,31	1,40	0,87		0,16
	0,0385	1,09	0,06	2,22	0,19		0,17

Погрешности, полученные при решении нелинейной функции разности углов наклона нормалей и кривизны в соответствующих точках профиля, не увеличиваются однозначно с ростом отклонения формы. Можно сказать, что при оптимизации с целевой функцией (12) результат решения изменяется незначительно.

В статье предложен и подтверждён метод повышения точности алгоритма ICP на основе решения многокритериальной задачи оптимизации, используемый при выявлении параметров отклонения расположения для профилей и поверхностей, имеющих сложную форму поверхности. Рассматривалось использование двух критериев. Первый критерий использует расстояния между припасованными точками измеренного профиля и точками на номинальном профиле. В качестве второго критерия использовались геометрические особенности объекта измерения, такие как кривизна и угол наклона нормалей в точках.

Основная причина погрешности определения параметров отклонения расположения заключается в несоответствии точек номинального и измеренного профилей, которые используются для наилучшего совмещения по методу МНК.

Отклонение формы профилей, в зависимости от его величины, ухудшает качество наилучшего совмещения на 5-40%. Влияние отклонения формы на точность расчёта параметров отклонения расположения удалось уменьшить при помощи критерия минимизации отклонений углов наклона нормалей и кривизны в точках совмещаемого профиля и CAD-модели (табл. 3).

Таким образом, предлагаемый в статье новый метод позволяет существенно (до 5 раз) повысить точность совмещения измеренного профиля с его моделью при отклонении формы до 38,5 мкм. Метод оптимизации по геометрическим особенностям наиболее применим в практике, так как при изготовлении деталей отклонение формы неизбежно. При минимальном отклонении формы погрешность  $e_R$  удалось снизить в 30-300 раз.

Исследования проводились на оборудовании ЦКП САМ-технологий в рамках проекта № RFMEFI59314X0003.

Работа поддержана Министерством образования и науки Российской Федерации в рамках реализации программы повышения конкурентоспособности СГАУ среди мировых ведущих научно-образовательных центров на 2013-2020 годы.

### Библиографический список

1. Besl P.J., McKay N.D. A method for registration of 3-D shapes // IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence. 1992. V. 14, no. 2. P. 239-256.



2. Yadong L., Peihua G. Free-form surface inspection techniques state of the art review // Computer-Aided Design. 2004. No. 36. P. 1395-1417.
3. Ainsworth I., Ristic M., Brujic D. CAD-Based measurement path planning for free-form shapes using contact probes // International Journal of Advanced Manufacturing Technology. 2000. V. 16. P. 23-31.
4. Bentley J.L. Multidimensional binary search trees used for associative searching // Communications of the ACM. 1975. V. 18, no. 9. P. 509-517.
5. Friedman J.H., Bentley J.L., Ari Finkel R. An algorithm for finding best matches in logarithmic expected time // ACM Transactions on Mathematical Software. 1977. V. 3, no. 3. P. 209-226.
6. Balasubramanian S., Gu P. A neural network approach to localization of parts with complex surfaces for precision inspection // Proceedings ASME Computer Engineering Conference 1995. 1995. P. 1025-1031.
7. Ли К. Основы САПР (CAD/CAM/CAE). СПб.: Питер. 2004. 560 с.
8. Выгодский М.Я. Справочник по высшей математике. М. АСТ: Астрель. 2006. 991 с.
9. Gill P., Murray W., Wright M. Practical optimization. San Francisco: Academic Press. 1981.
10. Powell M.J.D. A fast algorithm for nonlinearly constrained optimization calculations, numerical analysis / ed. by G.A. Watson // Lecture Notes in Mathematics. 1978. V. 630. P. 144-157.
11. Korn G., Korn M. Mathematical handbook for scientists and engineers. New York: McGraw-Hill Book Company. 1968.
12. Zhang Z. Iterative point matching for registration of free-form curves and surfaces // International Journal of Computer Vision. 1994. V. 13, no. 2. P. 119-152.

#### Информация об авторах

**Болотов Михаил Александрович**, кандидат технических наук, доцент кафедры производства двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [maikl.bol@gmail.com](mailto:maikl.bol@gmail.com). Область научных интересов: координатные измерения, процессы сборки, математические методы.

**Печенин Вадим Андреевич**, аспирант кафедры производства двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва

(национальный исследовательский университет). E-mail: [yadim.pechenin2011@yandex.ru](mailto:yadim.pechenin2011@yandex.ru). Область научных интересов: координатные измерения, процессы сборки, математические методы.

**Рузанов Николай Владимирович**, аспирант кафедры производства двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [kinform\\_@mail.ru](mailto:kinform_@mail.ru). Область научных интересов: координатные измерения, математические методы, разработка информационных систем.

## IMPROVING THE ACCURACY OF ASSESSING THE POSITION DEVIATION IN COORDINATE MEASUREMENTS OF GTE COMPRESSOR AND TURBINE BLADE PROFILES

© 2014 M.A. Bolotov, V.A. Pechenin, N.V. Ruzanov

Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

The paper proposes a method for increasing the accuracy of the iterative closest point (ICP) algorithm used in metrology problems in determining position deviation. The target of using the method for determining deviation profiles were compressor blades of a gas turbine engine (GTE). We propose to formulate the problem of the optimal match in the developed method as a multicriterion task including the criteria of the minimum of squared distances, differences of normal vectors and difference values of the depth of camber at the appropriate points of the superposed profiles. Different variants of reducing the problem to the use of a single integral criterion including the above-mentioned ones are considered. The problems of optimization were solved using the quasi-Newtonian methods of sequential quadratic programming. The proposed new method of improving the ICP algorithm based on geometric features showed greater accuracy in comparison with the discussed methods for optimizing the distance between the fitting points, especially in the case of a small number of measurement points on the profiles.

*ICP-algorithm, profile fitting, least squares method, NURBS, nonlinear optimization, profile camber.*

### References

1. Besl P.J., McKay N.D. A method for registration of 3-D shapes // IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence. 1992. V. 14, no. 2. P. 239-256.
2. Yadong L., Peihua G. Free-form surface inspection techniques state of the art review // Computer-Aided Design. 2004. No. 36. P. 1395-1417.
3. Ainsworth I., Ristic M., Brujic D. CAD-Based measurement path planning for free-form shapes using contact probes // International Journal of Advanced Manufacturing Technology. 2000. V. 16. P. 23 – 31.
4. Bentley J.L. Multidimensional binary search trees used for associative searching // Communications of the ACM. 1975. V. 18, no. 9. P. 509-517.
5. Friedman J.H., Bentley J.L., Ari Finkel R. An algorithm for finding best matches in logarithmic expected time // ACM Transactions on Mathematical Software. 1977. V. 3, no. 3. P. 209-226.
6. Balasubramanian S., Gu P. A neural network approach to localization of parts with complex surfaces for precision inspection // Proceedings ASME Computer Engineering Conference 1995. 1995. P. 1025-1031.
7. Lee K. Bases of CAD (CAD/CAM/CAE). Saint Petersburg: Piter Publ., 2004. 560 p.
8. Vygodskii M.Ya. Handbook of higher mathematics. Moscow: AST: Astrel Publ., 2006. 991 p.
9. Gill P., Murray W., Wright M. Practical optimization. San Francisco: Academic Press, 1981.
10. Powell M.J.D. A fast algorithm for nonlinearly constrained optimization calculations, numerical analysis// ed. G.A. Watson, Lecture Notes in Mathematics, Springer Verlag. 1978.
11. Korn G., Korn M. Mathematical handbook for scientists and engineers. New York: McGraw-Hill Book Compan, 1968.
12. Zhang Z. Iterative point matching for registration of free-form curves and surfaces // International Journal of Computer Vision. 1994. V. 13, no. 2. P. 119-152.

### About the authors

**Bolotov Mikhail Alexandrovich**, Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Department of Production of Aircraft Engines, Samara State Aerospace

University. E-mail: [maikl.bol@gmail.com](mailto:maikl.bol@gmail.com).  
Area of Research: coordinate measurements, assembly processes, mathematical methods.

**Pechenin Vadim Andreevich**, postgraduate student of the Department of Production of Aircraft Engines, Samara State Aerospace University. E-mail: [vadim.pechenin2011@yandex.ru](mailto:vadim.pechenin2011@yandex.ru). Area of Research: coordinate measurements, assembly processes, mathematical methods.

**Ruzanov Nikolay Vladimirovich**, postgraduate student of the Department of Production of Aircraft Engines Samara State Aerospace University. E-mail: kinform\_@mail.ru. Area of Research: coordinate measurements, assembly processes, software development.

УДК 621.431.75

## РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ ДИАГНОСТИРОВАНИЯ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ, ОСНАЩЁННЫХ ФИЛЬТРОЭЛЕМЕНТОМ С ДИАГНОСТИЧЕСКИМ СЛОЕМ

© 2014 В.В. Дроков<sup>1</sup>, В.Г. Дроков<sup>1</sup>, В.В. Мурыщенко<sup>1</sup>, Ф.И. Мухутдинов<sup>2</sup>,  
В.Ф. Халиуллин<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Научно-исследовательский институт прикладной физики  
Иркутского государственного университета  
<sup>2</sup>ОАО «Авиадвигатель» г. Пермь

Показана возможность использования диагностического слоя Dirt Alert для диагностирования двигателей ПС-90А, оснащённых фильтроэлементами QA-07930-01 фирмы PALL. Разделение Dirt Alert по высоте на несколько частей позволяет получить пробу смыва и производить диагностику ПС-90А без разборки и замены основного фильтроэлемента до выработки его ресурса. Разработаны устройство и ультразвуковая методика извлечения частиц износа с диагностического слоя. Установлено, что представительность пробы смыва обеспечивается при однократном прохождении диагностической ленты в лентопротяжном устройстве в течение 20 минут. Рассмотрена возможность использования для принятия диагностического решения по двигателям ПС-90А, оснащённых фильтроэлементом QA-07930-01, ранее разработанной по пробам смыва статистической модели исправного двигателя ПС-90А с фильтроэлементом без диагностического слоя. В данной модели в качестве диагностических параметров использованы рейтинги частиц износа. Показано, что параметры частиц износа в пробе смыва, выделенных с диагностического слоя фильтроэлемента QA-07930-01, не отличаются от параметров частиц в пробе смыва с фильтроэлемента QA-07930. Поэтому оценка технического состояния ПС-90А, оснащённых фильтроэлементом QA-07930-01, возможна с использованием статистической модели исправного двигателя ПС-90А, построенной по результатам сцинтилляционных измерений по пробам смыва с фильтроэлемента QA-07930. Сделан вывод, что перспективным направлением для получения экспрессных и достоверных результатов оценки технического состояния системы смазки ПС-90А является оснащение данного типа двигателей фильтроэлементом типа QA-07930-01.

*Фильтроэлемент, диагностическая лента, частицы изнашивания, сцинтилляционный спектрометр, статистическая модель, газотурбинный авиационный двигатель, диагностический признак, параметры частиц изнашивания, проба смыва с маслофильтра.*

Современные авиационные газотурбинные двигатели (ГТД) предъявляют повышенные требования к очистке смазывающих масел. Поэтому на смену сетчатым многоцветным маслофильтрам с ячейками размером 40-100 мкм пришли одноразовые фильтроэлементы, выполненные из нетканого материала, с толщиной фильтрации 10 - 15 мкм с ресурсом 600 часов (одноразовые маслофильтры типа PALL). В [1] показано, что достоверность результатов оценки технического состояния системы смазки Д-30КП/ КУ/ КУ-154 значительно повышается при учёте параметров частиц изнашивания при анализе пробы смыва с маслофильтра. Были найдены диагностические признаки, связывающие техническое состояние двигателя с параметрами частиц износа.

Применение одноразовых фильтроэлементов с ресурсом 600 часов поставило следующую проблему. В двигателях Д-30КП/ КУ/КУ-154 используется многоцветный сетчатый фильтр МФС-30, который в любое время можно разобрать, промыть, получить пробу смыва и поставить на место. В случае установки одноразового фильтроэлемента PALL QA-07930 и регламенте обслуживания двигателя 200 часов после получения пробы смыва необходимо устанавливать новый фильтроэлемент, что ведёт к дополнительным издержкам. С другой стороны, время развития большей части дефектов (от их возникновения до стадии предотказного состояния двигателя) составляет 200...250 ч. В [2] продемонстрирована технология получения смыва с фильтроэлемента QA-07930. Для этого отрезается

нижняя часть фильтроэлемента, вынимается фильтрующая лента, с части ленты производится смыв и выделенные частицы анализируются.

В последнее время в эксплуатации начали использоваться фильтроэлементы QA-07930-01 с диагностическим слоем Dirt Alert. В работе ставилась задача разработки получения смыва с ленты Dirt Alert и возможности оценки технического состояния системы смазки ГТД по результатам измерения параметров частиц в пробе данного смыва сцинтилляционным методом.

Фильтроэлемент фирмы PALL комплектуется диагностической лентой, состоящей из двух частей (нижней и верхней). За счёт этого пробы смывов можно получать каждые 200 часов. Сначала снимается верхняя часть ленты, ещё через 200 часов – нижняя, и через 600 часов с начала эксплуатации снимается и производится смыв с фильтроэлемента.

Теоретически можно разделить диагностическую ленту на большее количество частей и получать смыв с авиадвигателя через любые требуемые промежутки времени. При этом при использовании части ленты фильтроэлемент может снова устанавливаться в двигатель и эксплуатироваться до выработки ресурса.

Для получения смыва с диагностической ленты фильтроэлемента QA-07930-01 фирмы PALL было разработано специальное устройство, которое помещается в ультразвуковую ванну, предварительно на 2/3 заполненную нефрасом. За счёт кавитационных явлений частицы износа переходят с ленты фильтроэлемента в жидкость. Полученные смывы отстаиваются, нефрас сливается до получения мокрого осадка, который затем заливается «чистым» маслом МС-8П. После этого проба поступает на анализ на сцинтилляционный спектрометр.

Для оценки технического состояния авиадвигателей ПС-90А использовалась статистическая модель исправного двигателя, разработанная ранее по результатам анализа проб масла и смывов с масло-

фильтра с исправных двигателей, оснащённых фильтроэлементом QA-07930 (табл. 1).

В табл. 1 приняты следующие обозначения:

- среднее – среднее значение параметра  $X$ ;
- $\sigma$  – стандартное отклонение (дисперсия).

При оценке технического состояния системы смазки двигателя по результатам анализа пробы масла отсутствует проблема в выборе диагностических параметров. В качестве таких параметров могут быть использованы абсолютные значения содержания растворённого металла, содержания металлов в частицах износа, количество частиц и т.д.

Использование этих же параметров для пробы смыва с маслофильтра в практике невозможно, поскольку они зависят от большого числа факторов, которые невозможно учесть: времени наработки фильтра, типа двигателя, типа масла, полноты извлечения частиц с фильтра, условий эксплуатации двигателя и т.д.

При сцинтилляционных измерениях [3] было обращено внимание на то, что в исправном двигателе в пробе масла и пробе смыва в довольно больших количествах присутствуют одноэлементные, «простые» частицы. С возникновением и развитием повреждения количество «простых» частиц уменьшалось с одновременным увеличением частиц, состоящих из двух и более элементов - «сложных» частиц.

В качестве одного из основных диагностических признаков использовалось  $V_{\text{общ}}$  – отношение общего количества «сложных» частиц изнашивания (частиц, состоящих из двух и более элементов) к общему количеству «простых» частиц изнашивания (частиц, состоящих из одного элемента).

Кроме того, имеется параметр  $V_{\text{элемент}}$  – отношение количества «сложных» частиц изнашивания к количеству «простых» частиц изнашивания для определённого элемента.

Таблица 1 - Статистическая модель исправного двигателя ПС-90А, оснащенного масляным фильтром PALL без диагностического слоя

Параметр	Состав	Среднее	$X + 2\sigma$	$X + 3\sigma$	
Рейтинг частиц износа $R_0$	Mg-	250.14	528.35	741.50	
	Cu-	311.36	655.78	919.27	
	Ni-	40.40	79.07	107.54	
	Fe-	154.56	290.54	388.58	
	Ag-	126.50	306.35	454.22	
	Cr-	51.91	106.88	148.45	
	Al-	64.14	184.80	293.30	
	V-	1.05	5.17	10.12	
Рейтинг простых частиц $R_{пр}$	Ni-	14.34	33.09	48.12	
	Fe-	90.26	209.04	304.48	
	Ag-	94.30	278.37	445.98	
	Cr-	11.36	33.23	53.05	
	Al-	41.50	143.99	245.55	
	Cu-	273.35	622.84	901.29	
	Mg-	187.87	460.69	686.43	
	V-	0.19	0.63	1.04	
	Рейтинг сложных частиц $R_{сл}$	Mg-Fe-	12.11	31.33	47.69
		Cr-Fe-	10.22	27.59	42.69
Cr-Mg-		7.85	23.67	38.24	
Mg-Cu-		7.62	19.36	29.26	
Cr-Ni-Fe-		6.70	22.32	37.49	
Al-Mg-		6.46	18.40	29.06	
Mg-Ag-		6.36	20.87	34.83	
Cu-Ag-		6.17	12.46	17.17	
Ni-Fe-		5.09	18.29	31.61	
Al-Fe-		3.70	10.56	16.69	
Fe-Cu-		3.69	9.41	14.23	
Fe-Ag-		3.50	9.21	14.11	
Mg-Cu-Ag-		3.47	11.72	19.80	
Al-Cu-		2.39	11.29	21.77	
Параметр износа $V_{эл}$	Ni-	2.19	5.68	8.66	
	Fe-	0.83	1.67	2.30	
	Cr-	4.69	11.77	17.70	
	Al-	0.75	1.77	2.60	
	V-	8.90	34.32	60.99	
Параметр износа $V_{общ}$		0.43	0.82	1.02	
Количество составов $G$		82.64	121.83	141.42	

Смысл выбранных параметров следующий. Отношение количества «сложных» частиц к количеству «простых» частиц износа  $V_{общ}$  является индикатором общего технического состояния двигателя, поскольку ранее была замечена закономерность: чем меньше данный параметр, тем лучше состояние трущихся поверхностей деталей двигателя, и, наоборот, увеличение данного параметра свиде-

тельствовало о повышенном износе деталей двигателя.

Используя дополнительный параметр  $V_{эле}$ , можно более детально определить тип элемента, ответственного за повышение  $V_{общ}$ , и тем самым обратить внимание на «сложные» частицы, содержащие данный элемент. Это, в конечном счёте, позволяет более точно определять изношенный агрегат двигателя.

Были введены следующие параметры:

$R_{\text{общ}}$  – вклад общего количества частиц изнашивания, содержащих определённый элемент, в общее количество частиц изнашивания (рейтинг частиц изнашивания по элементам);

$R_{\text{прост}}$  – вклад количества «простых» частиц изнашивания определённого элемента в общее количество частиц изнашивания (рейтинг «простых» частиц изнашивания по элементам);

$R_{\text{сл}}$  – вклад количества «сложных» частиц изнашивания определённого состава в общее количество частиц изнашивания (рейтинг «сложных» частиц определённого состава, например Cu-Ag, Fe-Cr-Ni и т.д.);

$R_G$  – количество различных составов «сложных» частиц.

Рейтинг частиц износа рассчитывался, как количество частиц определённого сорта, приходящихся на 1000 частиц износа. Тем самым устранялось влияние времени накопления частиц на фильтре, степени разбавления пробы и т.д.

Очевидно, что для создания технологии диагностирования с использованием слоя ленты Dirt Alert, необходимо для каждого слоя построить свою статистическую модель исправного двигателя. После этого необходимо провести сравнение по

параметрам частиц износа разработанных моделей с ранее полученной моделью для фильтра PALL без диагностического слоя. Очевидно, что в случае близости моделей (в идеале - полного совпадения) для оценки технического состояния узлов трения ПС-90А можно будет воспользоваться всего одной моделью. Это значительно упрощает принятие диагностического решения.

Для оценки возможности использования ранее разработанной статистической модели для диагностики ПС-90А, оснащённых фильтром PALL с диагностической лентой Dirt Alert, применялся следующий подход.

Поскольку смывы с Dirt Alert характеризовали исправные двигатели, то полученные для этих смывов параметры частиц износа сравнивались с соответствующими параметрами ранее разработанной статистической модели для фильтра PALL без диагностического слоя. Понятно, что ранее разработанную статистическую модель можно использовать для диагностики ПС-90А, оснащённых фильтром PALL с диагностическим слоем в случае, когда ни один из измеряемых параметров частиц для смыва с Dirt Alert не выходит за пределы  $X + 2\sigma$  в модели для PALL без диагностического слоя (табл. 2).

Таблица 2 - Протокол сравнения с моделью сцинтилляционного анализа частиц износа

Протокол № d16657						
Сравнение с моделью сцинтилляционного анализа частиц износа						
Двигатель:	пс90а		№: 20012			
Номер борта:	64512					
Точка отбора пробы:	диаг. лента					
Дата отбора пробы:	17.07.2008					
Дата анализа:	12.03.2009					
Количество проведенных параллельных... 5						
Отношение количества сложных частиц к количеству простых $V_{\text{общ}} = 0.22$						
Количество составов сложных частиц 98						
I. Параметры частиц износа						
Элемент	N, см3	R0	Nпр, см3	R пр.	D, мкм	V элем
Al	510.00	70.70	323.00	44.78	47.26	0.58
Cr	117.40	16.27	29.80	4.13	0.00	2.94
Ni	211.80	29.36	115.40	16.00	2.59	0.84
Mg	903.60	125.26	632.80	87.72	10.40	0.43
Fe	718.20	99.56	440.00	61.00	13.67	0.63
Cu	4428.00	613.84	4106.60	569.29	6.14	0.08
Ag	324.00	44.92	243.20	33.71	0.00	0.33
V	0.60	0.08	0.20	0.03	0.00	2.00

II. Состав и количество сложных частиц		
Состав сложных частиц	Количество	Рейтинг
Mg-Cu-	71.2	9,87
Fe-Cu-	64.6	8.96
Al-Cu-	61.6	8.54
Mg-Fe-	61.4	8.51
Cu-Ag-	35	4.85
Al-Mg-	34	4.71
Ni-Fe-	24	3.33
Al-Fe-	23.4	3.24
Cr-Mg-	19.8	2.74

При сравнении полученных результатов со статистической моделью видно, что данные анализа смывов с диагностических лент не превышают значений  $X + 3\sigma$  для ранее разработанной статистической модели исправного двигателя ПС-90А для смыва с фильтроэлемента PALL без диагностической ленты. Поэтому на данном этапе работ для диагностики ПС-90А, оснащённых фильтром PALL с диагностическим слоем Dirt Alert, возможно использование ранее разработанной статистической модели.

Полученные в работе результаты можно сформулировать следующим образом:

- разработана методика получения смыва с ленты Dirt Alert фильтроэлемента

PALL, которым комплектуются авиадвигатели ПС-90А;

- разделение ленты Dirt Alert на несколько слоёв позволяет производить диагностику ПС-90А без замены основного маслофильтра и через необходимые промежутки времени;

- для сцинтилляционного анализа можно использовать первый смыв с ленты Dirt Alert (первые 20 мин озвучивания в УЗ ванне), так как он наиболее полно отражает состав частиц износа, осевших на ленте;

- для диагностики ПС-90А, оснащённого маслофильтром PALL с диагностическим слоем Dirt Alert, возможно использование ранее разработанной статистической модели для фильтра PALL без диагностического слоя.

### Библиографический список

1. Гайдай М.С., Дроков В.Г., Казмиров А.Д., Овчинин Н.Н., Скудаев Ю.Д. Способ диагностики состояния двигателей. Патент РФ № 22239172; опублик. 27.10.2004; бюл. № 30.

2. Early detection of transmission failures through oil system debris assessment. Rolls – Royce plc. 2001.

3. Дроков В.Г. Сцинтилляционный метод диагностики, обеспечивающий повышение уровня безопасности эксплуатации газотурбинных двигателей. Автореф. дис. д-ра техн. наук. Иркутск, 2009. 42 с.

### Информация об авторах

**Дроков Виктор Григорьевич**, доктор технических наук, ведущий научный сотрудник научно-исследовательского института прикладной физики, Иркутский государственный университет. E-mail: [dtech@api.isu.ru](mailto:dtech@api.isu.ru). Область научных интересов: разработка новых спектральных методов, разработка новых технологий

диагностирования двигателей, машин и механизмов.

**Дроков Владислав Викторович**, кандидат наук, старший научный сотрудник научно-исследовательского института прикладной физики, Иркутский государственный университет. E-mail: [dtech@api.isu.ru](mailto:dtech@api.isu.ru). Область научных интересов: разработка новых технологий ди-



агностирования двигателей, машин и механизмов.

**Мурыщенко Владимир Валерьевич**, инженер научно-исследовательского института прикладной физики, Иркутский государственный университет. E-mail: [dtech@api.isu.ru](mailto:dtech@api.isu.ru). Область научных интересов: разработка спектральных методов измерения, проведение аттестационных исследований.

**Мухутдинов Фарит Имбраевич**, заместитель начальника отдела диагно-

стики, ОАО «Авиадвигатель», E-mail: [muhutdinov@avid.ru](mailto:muhutdinov@avid.ru). Область научных интересов: разработка и внедрение технологий диагностирования системы смазки авиационных ГТД.

**Халиуллин Виталий Фердинандович**, начальник КО – 403, ОАО «Авиадвигатель». E-mail: [khalioullin@avid.ru](mailto:khalioullin@avid.ru). Область научных интересов: разработка и внедрение технологий диагностирования системы смазки авиационных ГТД.

## DEVELOPMENT OF THE TECHNOLOGY OF DIAGNOSTICS OF TURBO-JET AVIATION ENGINES BY A FILTERING ELEMENT WITH A DIAGNOSTIC LAYER

© 2014 V.V. Drovov<sup>1</sup>, V.G. Drovov<sup>1</sup>, V.V. Murysenko<sup>1</sup>, F.I. Mukhutdinov<sup>2</sup>, V.F. Khaliullin<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Applied Physics Institute of Irkutsk State University, Irkutsk, Russian Federation

<sup>2</sup>Open Joint-Stock Company “Aviadvigatel”, Perm, Russian Federation

The possibility to use the Dirt Alert diagnostic layer to diagnose PS-90A engines equipped with QA-07930-01 filter elements by Pall Corporation is shown. Division of Dirt Alert diagnostic layer into parts according to their height allows to get wash samples and to make diagnostics of PS-90A engine without disassembly and replacement of main filter element before completion of its mission. Device and ultrasound methodology of wear debris particles extraction from diagnostic layer are developed. It is determined that wash sample presentability is provided by single passage of diagnostic layer in tape drive during 20 minutes. The possibility to use a statistical model of operational PS-90A engine equipped with the filter element without diagnostic layer that had been previously developed basing on wash sample analysis in order to make a diagnostic decision on PS-90A engines equipped with QA-07930-01 filter element is considered. In this model, wear debris particles ratings are used as diagnostic parameters. It is shown that parameters of wash sample wear debris particles extracted from diagnostic layer of QA-07930-01 filter element do not differ from QA-07930 filter element wash sample particles parameters. It means that PS-90A engine equipped with QA-07930-01 filter element technical state evaluation is possible with use of the statistical model of operational PS-90A engine equipped with the filter element without diagnostic layer developed basing on scintillation analysis of wash sample taken from QA-07930 filter element. The conclusion is made that perspective direction to get express and reliable results of technical state evaluation for PS-90A engine lubrication system is to equip engines of this type with QA-07930-01-type filter element.

*Oil filter, diagnostic layer, wear particles, statistical model, turbo-jet aviation engines, diagnostic sign, parameters of wear particles, wash sample from oil filter.*

### References

1. Gajdaj M.S., Drovov V.G., Kazmirov A.D., Ovchinin N.N., Skudaeв Ju.D. Sposob diagnostiki sostoyaniya dvigateley [Method of diagnostics of availability of engines]. Patent RF, no. 22239172, 2004. (Publ. 27.10.2004, bull. No. 30.)
2. Early detection of transmission failures through oil system debris assessment. Rolls – Royce plc. 2001.
3. Drovov V.G. Stsintillyatsionnyy metod diagnostiki, obespechivayushchiy povyshenie urovnya bezopasnosti ekspluatatsii gazoturbinnnykh dvigateley.

Avtoref. dis. d-ra tekhn. nauk [Scintillation method of diagnostics, providing rise of the safety level in exploitation of turbo-jet en-

gines. Abstract of doctor dissertation in techniques]. Irkutsk, 2009. 42. p.

#### **About the authors**

**Drokov Victor Grigorievich**, Doctor of Science (Engineering), leading researcher of Applied Physics Institute of Irkutsk State University. E-mail: [dtech@api.isu.ru](mailto:dtech@api.isu.ru). Area of Research: development of new spectral methods, development of new technologies for diagnostics of engines and mechanisms.

**Drokov Vladislav Victorovich**, Candidate of Science, senior researcher of Applied Physics Institute of Irkutsk State University. E-mail: [dtech@api.isu.ru](mailto:dtech@api.isu.ru). Area of Research: development of new technologies for diagnostics of engines and mechanisms.

**Muryshenko Vladimir Valerievich**, engineer of Applied Physics Institute of Irkutsk State University. E-mail: [dtech@api.isu.ru](mailto:dtech@api.isu.ru). Area of Research: development of

new technologies for diagnostics of engines and mechanisms, certification investigations.

**Mukhutdinov Farit Ibraevich**, deputy head of department of diagnostics, Open Joint-Stock Company “Aviadvigatel”, E-mail: [muhutdinov@avid.ru](mailto:muhutdinov@avid.ru). Area of Research: development and introduction of technologies of diagnostics for lubrication system of turbo-jet aviation engines.

**Khaliullin Vitaly Ferdinandovich**, head of KO – 403, Open Joint-Stock Company “Aviadvigatel”, E-mail: [muhutdinov@avid.ru](mailto:muhutdinov@avid.ru). Area of Research: development and introduction of technologies of diagnostics for lubrication system of turbo-jet aviation engines.

ВЕСТНИК  
САМАРСКОГО ГОСУДАРСТВЕННОГО  
АЭРОКОСМИЧЕСКОГО УНИВЕРСИТЕТА  
имени академика С. П. КОРОЛЁВА  
(национального исследовательского университета)

№5 (47)  
Часть 3  
2014

Корректор **Паровой Ф. В., Паровой Е.Ф.**  
Компьютерная вёрстка **Холодкова Г. В., Паровой Ф. В., Паровой Е.Ф.**

*Каталожная цена: 1000 руб.*

---

Формат 60 × 84 1/8. Бумага офсетная. Печать офсетная.  
Тираж 500. Заказ \_\_\_\_\_

---

Отпечатано в типографии ООО «Самбр Принт»  
443090, г. Самара, Московское шоссе, 77

**Правила оформления статей для журнала  
"Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени  
академика С. П. Королёва (национального исследовательского университета)"**

1. Статья представляется в двух экземплярах, распечатанных на лазерном принтере с одной стороны листа формата А4 в режиме качественной печати, а также в электронном виде на отдельном носителе (CD, DVD). Каждый экземпляр должен быть подписан всеми авторами и вместе с комплектом документов (см. п. 7) отправлен на адрес редакции журнала «Вестник СГАУ»: 443086, г. Самара, Московское шоссе, 34, СГАУ, ком. 212а, корп. 3А. Тел.: (846) 267-48-41; e-mail: [vest@ssau.ru](mailto:vest@ssau.ru).

2. Текст статьи представляется в формате Microsoft Word, подготовленный по следующим требованиям:

- объём статьи – до 10 страниц формата А4;
- поля текста – по 2,5 см с каждой стороны;
- шрифты – Times New Roman, Symbol;
- междустрочный интервал – одинарный;
- отступ первой строки абзаца – 1 см;
- выравнивание – по ширине страницы;
- страницы должны быть пронумерованы.

Имя файла определяется по фамилии первого автора: **Иванов.doc**.

**Замена буквы «ё» на букву «е» в тексте недопустима.**

3. Допускается наличие рисунков, формул и таблиц по тексту.

3.1. Рисунки размещаются как в самом тексте статьи, так и в отдельных файлах. Рисунки могут быть созданы средствами Microsoft Word/Excel или представлены в форматах JPEG, GIF, TIFF, PNG.

Подпись к рисунку начинается со слова «Рис.» и номера по порядку; располагается под рисунком, выравнивание – по центру, курсив, кегль – 10 пт. Для ссылки на рисунок по тексту статьи следует использовать сокращение, например, рис. 1.

3.2. Для набора математических выражений и формул следует использовать Microsoft Equation 3.0 (и выше) или MathType по следующим требованиям:

- буквы латинского алфавита - Times New Roman; курсив, кегль 12 пт;
- буквы греческого алфавита - Symbol; курсив, кегль 12 пт;

Все специальные символы в тексте статьи должны выполняться в математическом редакторе. **Не допускается применение в тексте вставных символов Microsoft Word при наборе математических выражений и формул.**

Формулы следует печатать с новой строки; нумерация формул осуществляется в порядке следования по тексту статьи. Нумеровать следует только формулы, на которые в тексте делаются ссылки. Номер формулы и ссылка на неё в тексте обозначается числом в круглых скобках: (1), (2), (3). Допускается разбивка длинных формул на строки; длина формулы в строке строго ограничена – 80 мм.

3.3. Заголовок таблицы начинается со слова «Таблица» и номера по порядку; располагается над таблицей, выравнивание – по левому краю, кегль – 10 пт. Для ссылки на таблицу по тексту статьи следует использовать сокращение, например, табл. 1.

**Обязательно наличие подрисуночных подписей и подписей к таблицам.**

4. Аннотация к статье (на русском и английском языках) должна быть информативной (не содержать общих слов), содержательной (отражать основное

содержание статьи и результаты исследований), структурированной (следовать логике описания результатов в статье). Авторское резюме должно описывать основные цели исследования; объяснить методику проведения исследования (без методологических деталей); суммировать наиболее важные результаты и их важность. Рекомендуемый объём аннотации – 150-250 слов.

Аннотация не должна содержать ссылок на литературу и аббревиатуры (если возможно).

Аннотация на английском языке должна содержать англоязычную специальную терминологию по тематике публикации.

5. Библиографический список приводится на русском и английском языках отдельными списками. Требования к оформлению библиографических ссылок учитывают правила ГОСТ 7.0.5-2008.

Литературные источники располагаются в порядке их использования по тексту статьи в виде нумерованного списка. Ссылки на литературные источники в тексте приводятся в квадратных скобках и отделяются запятыми или тире, например, [1-3], [1,2,5].

5.1. Библиографический список на английском языке (References) должен полностью повторять структуру русскоязычного списка. Рекомендуемая схема описания русскоязычных публикаций на английском языке:

- авторы (транслитерация);
- перевод заглавия статьи на английский язык (для русскоязычных книг и монографий название приводится в транслитерации, далее перевод на английский язык в квадратных скобках);
- название русскоязычного источника (транслитерация или английский вариант, если таковой имеется);
- перевод названия источника на английский язык в квадратных скобках (для журналов можно не делать);
- выходные данные с обозначениями на английском языке (том – V., № – no., C. – P.);
- указание на язык статьи (In Russ.) после описания статьи.

5.2. Если русскоязычная публикация имеет переводной вариант (на английском языке), то в английской части библиографии приводятся переводные данные публикации.

5.3. Включение в библиографический список неопубликованных материалов не допускается.

6. В каждой статье должны быть указаны следующие данные **на русском и английском языках** (по структуре оформления рукописи):

- УДК (при необходимости MSC);
- название статьи (12 пт, все буквы прописные жирное начертание);
- инициалы, фамилия автора(ов) (12 пт);
- название организации, город, страна;
- аннотация (10 пт);
- ключевые слова (каждое ключевое слово или словосочетание отделяется от другого запятой или точкой с запятой) (10 пт, курсив);
- текст статьи (12 пт) (допускается разбиение текста на разделы: Введение, ..., Заключение);
- библиографический список (References) (заголовки 12 пт, жирное начертание);
- информация об авторах: учёная степень, учёное звание, должность (с указанием подразделения), организация; электронная почта (e-mail); область научных интересов.

6.1. Если авторы работают в разных организациях, то принадлежность указывается с помощью надстрочного знака: <sup>1, 2</sup>. Если авторы работают в одной организации, оцифровка индексами фамилий и организации не требуется.

6.2. Англоязычный блок, содержащий название статьи, ФИО авторов, наименование организации, аннотацию, ключевые слова, библиографический список, информацию об авторах, приводится отдельным разделом после информации об авторах на русском языке.

7. К тексту статьи прилагается комплект сопроводительных документов:

- направление организации (если авторы не являются сотрудниками СГАУ) на фирменном бланке, подписанное её руководителем или заместителем по научной работе, заверенное печатью;
- отзыв специалиста по научному направлению статьи (не являющегося сотрудником подразделения, где работают авторы));
- акт экспертизы о возможности опубликования в открытой печати;
- контактная информация: фамилия, имя, отчество (полностью) на каждого автора; адрес для переписки и телефон (не публикуются в журнале).

8. Статьи, не отвечающие перечисленным требованиям, к рассмотрению не принимаются. Рукописи и сопроводительные документы не возвращаются. Датой поступления рукописи считается день получения редакцией окончательного текста.

9. При подготовке аннотации и оформлении библиографического списка на английском языке рекомендуется использовать следующие методические материалы:

Кириллова О.В. Редакционная подготовка научных журналов по международным стандартам. М., 2013. 90 с.,

([http://shkola.neicon.ru/images/documents/1\\_kirillovaredprep\\_2013.pdf](http://shkola.neicon.ru/images/documents/1_kirillovaredprep_2013.pdf))

- раздел 3.3 – «Авторское резюме и ключевые слова на английском языке»;
- раздел 3.4 – «Списки литературы в латинице - References».

УДК 535.42

## ФОРМИРОВАНИЕ СВЕТОВЫХ ШАРОВ НА ОСНОВЕ ВСТРЕЧНОЙ ИНТЕРФЕРЕНЦИИ ОСТРОСФОКУСИРОВАННЫХ ПУЧКОВ С РАЗЛИЧНОЙ ПОЛЯРИЗАЦИЕЙ

© 2013 С. Н. Хонина, А. В. Устинов

Самарский государственный аэрокосмический университет  
имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)

Рассмотрено формирование сферических распределений интенсивности на основе встречной интерференции острогофокусированных вихревых пучков с различной поляризацией. Формирование трёхмерных распределений осуществляется простым способом с помощью оптимизации ширины и положения одной кольцевой диафрагмы. Для узкой диафрагмы оптимальные параметры вычисляются аналитически, а для широкой диафрагмы – дополнительно численно корректируются. Показано, что в зависимости от поляризации, порядка вихревой сингулярности и дополнительного фазового набега в одном из пучков можно формировать как цельные, так и полые световые шары субволнового радиуса, состоящие из различных компонентов электрического поля.

*(Текст аннотации)*

*Острая фокусировка, встречная интерференция, трёхмерное субволновое распределение интенсивности, поляризация, вихревая фазовая функция.*

Формирование заданных трёхмерных распределений интенсивности острогофокусированного лазерного излучения актуально в задачах оптического захвата и манипулирования, микроскопии и записи данных.

*(Текст статьи)*

### Библиографический список

1. Хонина С.Н., Вологовский С.Г. Управление вкладом компонент векторного электрического поля в фокусе высокоапертурной линзы с помощью бинарных фазовых структур // Компьютерная оптика. 2010. Т. 34, №1. С. 58-68.
2. Хонина С.Н., Устинов А.В. Формирование тонкой световой трубки при острой фокусировке азимутально-поляризованного излучения // Изв. Самар. науч. центра РАН. 2012. Т. 14, № 6. С. 279-284.
3. Sheppard C.J.R., Gong W., Si K. Polarization effects in 4Pi microscopy. // Micron. – 2011. V. 42. P. 353–359.
4. ...

### Информация об авторах

**Хонина Светлана Николаевна**, доктор физико-математических наук, профессор кафедры технической кибернетики, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [khonina@smr.ru](mailto:khonina@smr.ru). Область научных интересов: сингулярная оптика, дифракционная оптика, оптический анализ изображений.

**Устинов Андрей Владимирович**, аспирант кафедры технической кибернетики, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: [andr@smr.ru](mailto:andr@smr.ru). Область научных интересов: дифракционная оптика, разработка программ оптического моделирования, обработка изображений.

# FORMATION OF LIGHT BALLS ON THE BASIS OF INTERFERENCE OF ONCOMING FINE-FOCUSED BEAMS WITH DIFFERENT POLARIZATIONS

© 2013 S. N. Khonina, A. V. Ustinov

Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation

The paper deals with the formation of spherical intensity distributions on the basis of the interference of oncoming fine-focused vortex beams with different polarization. The formation of three-dimensional distributions is accomplished in a simple way by optimizing the width and position of a single annular diaphragm. The optimum parameters are analytically estimated for a narrow ring aperture, while those for a broad diaphragm are further numerically corrected. It is shown that, depending on the polarization, the order of the vortex singularity and an additional phase advance in one of the beams both solid and hollow light balls of a subwavelength radius consisting of different components of the electric field can be formed.

*(Text of abstract)*

*Sharp focusing, interference of oncoming beams, three-dimensional subwavelength intensity distribution, polarization, vortex phase function.*

## References

1. Khonina S.N., Volotovskiy S.G. Control by contribution of components of vector electric fields in focus of a high-aperture lens by means of binary phase structures // *Computer Optics*, 2010. V. 34, no. 1. P. 58-68. (In Russ.)
2. Khonina S.N., Ustinov A.V. Forming of the thin light tube at sharp focusing of azimuthally-polarized radiation // *Izv. SNC RAN*, 2012. V. 14, no 6. P. 279-284. (In Russ.)
3. Sheppard C.J.R., Gong W. Si K. Polarization effects in 4Pi microscopy // *Micron*, 2011. V. 42. P. 353–359.
4. ...

## About the authors

**Khonina Svetlana Nikolaevna**, Doctor of Science (Physics and Mathematics), Professor of the Department of Technical Cybernetics, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: [khonina@smr.ru](mailto:khonina@smr.ru). Area of research: singular optics, diffractive optics, optical image processing.

**Ustinov Andrey Vladimirovich**, Postgraduate Student of the Department of Technical Cybernetics, Samara State Aerospace University, Samara, Russian Federation. E-mail: [andr@smr.ru](mailto:andr@smr.ru). Area of research: diffractive optics, software design for optical modeling, image processing.