ЕЖЕМЕСЯЧНЫЙ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ И ПРОИЗВОДСТВЕННЫЙ ЖУРНАЛ

# СБОРКА В МАШИНОСТРОЕНИИ, ПРИБОРОСТРОЕНИИ

ЖУРНАЛ ВЫХОДИТ ПРИ СОДЕЙСТВИИ МЕЖДУНАРОДНОГО СОЮЗА МАШИНОСТРОИТЕЛЕЙ

11 2007 (88)

## СОДЕРЖАНИЕ

**Белова С.Е.** Страницы истории кафедры "Авиационные двигатели" . . . . . 4
**Белова С.Е.** Евгений Николаевич Богомолов . . . . . 6

***Технология производства авиационных двигателей***

**Ильин И.В., Матвеев А.С.** Новые методы изготовления широкохордных лопаток ГТД . . . . . 9
**Яманин А.И.** Поршневые двигатели с кулачковыми преобразующими механизмами . . . . 12
**Шеховцева Е.В., Шеховцева Т.В.** Использование электроэрозионной обработки для обеспечения эксплуатационных свойств цилиндрических зубчатых колес ГТД . . . . . 14
**Белов Д.В.** Объемная фрезерная обработка на МОЦ деталей ГТД с пространственно-сложными поверхностями . . . . . 17
**Аверьянов И.Н.** Применение инструментов качества при проектировании приспособлений для производства авиационных двигателей и наземных газотурбинных установок . . . . . 19
**Дмитриева М.Н.** Технологическое обеспечение контактной жесткости поверхностей деталей авиационных двигателей . . . . . 22

***Прочность, испытания и диагностика ГТД***

**Михайлов А.Л., Скирта С.М., Пахоменков А.В., Чигрин В.С.** Исследование влияния толщины и свойств нанопокрытия пластины на ее частотные характеристики . . . . . 24
**Кузнецов С.П., Долгих Ю.Т.** Система сбора и обработки информации при испытаниях газотурбинных двигателей . . . . . 27
**Михайлов А.Л., Посадова О.Л.** Методика вибродиагностики автоколебаний рабочего колеса вентилятора ТРДД в режиме реального времени . . . . . 30
**Чигрин В.С., Веретенников А.П., Беляков С.А.** Об одном источнике возникновения высокочастотных вибраций в подшипниках качения газотурбинных двигателей . . . . . 32
**Сарычев С.В., Шепель В.Т.** Применение теории риска к задаче управления летной годностью авиационных ГТД . . . . . 35

***Газодинамика и теплообмен в технических системах***

**Аверьянов Г.С., Зелов Д.Ф., Хамитов Р.Н., Филиппов В.Н.** Пневмодвигатель и газодинамические процессы в рабочих полостях его цилиндра . . . . . 41
**Кузнецов В.И., Щука И.О.** Выхлопное устройство для ТВД с закруткой периферийного потока . . . . . 44
**Карелин О.О., Ремизов А.Е.** Исследование диффузорных течений на кафедре "Авиационные двигатели" . . . . . 46
**Белова С.Е., Орешкина М.Н., Поткин А.Н.** Применение методики оптимизации эффективности охлаждения при 3D-моделировании теплового состояния перфорированной дефлекторной лопатки соплового аппарата турбины . . . . . 48
**Гладков Ю.И., Ремизов А.Е.** Анализ численного исследования по определению потерь в кольцевом диффузорном канале при наличии входной закрутки . . . . . 50
**Данилюк М.А., Богомолов Е.Н.** Исследование возможности управления отрывом потока в диффузорном канале с помощью генераторов продольных вихрей . . . . . 52

Журнал распространяется по подписке, которую можно оформить в любом почтовом отделении (индексы по каталогу "Роспечать" – **79748**, Объединенному каталогу "Пресса России" – **84967**, каталогу "Почта России" – **60257**) или непосредственно в издательстве
*Тел.: (495) 268-38-42; тел./факс: 268-85-26. Факс: (495) 269-48-97*
E-mail: sborka@mashin.ru
*Перепечатка, все виды копирования и воспроизведения материалов, публикуемых в журнале "Сборка в машиностроении, приборостроении", допускаются только с разрешения редакции и со ссылкой на источник информации.*
***Журнал входит в перечень утвержденных ВАК РФ изданий для публикаций трудов соискателей ученых степеней.***
*За содержание рекламных материалов ответственность несет рекламодатель.*

**Председатель редакционного совета**
Ф.М. МИТЕНКОВ, *академик РАН*

**Редакционный совет**

**МОСКВА**
В.М. БЕДРИН
А.С. ВАСИЛЬЕВ (главный редактор)
А.А. ГУСЕВ
А.М. ДАЛЬСКИЙ
И.Н. ЖЕСТКОВА (зам. главного редактора)
Ю.Г. КОЗЫРЕВ
А.И. КУМЕНКО
А.В. МЕДАРЬ
Е.А. МИКРИН
Ю.Ф. НАЗАРОВ
В.В. ПОРОШИН
О.Н. РУМЯНЦЕВА
Б.В. ШАНДРОВ
А.А. ШАТИЛОВ
А.Г. ХОЛОДКОВА
Г.А. ЯРКОВ

**Региональные редсоветы**

**АСТРАХАНЬ**
В.П. БУЛГАКОВ
А.Д. ДОРОХОВ
В.В. МИКИТЯНСКИЙ
Н.Н. ПАНАСЕНКОВ

**БЕЛГОРОД**
Н.А. ПЕЛИПЕНКО

**БРЯНСК**
О.А. ГОРЛЕНКО

**ВОЛГОГРАД**
В.Г. КАРАБАНЬ
М.Г. КРИСТАЛЬ
В.И. ЛЫСАК
В.М. ТРУХАНОВ

**ИЖЕВСК**
И.В. АБРАМОВ
Б.А. ЯКИМОВИЧ
В.Г. ОСЕТРОВ
И.К. ПИЧУГИН

**КАЗАНЬ**
Р.И. АДГАМОВ

**КОВРОВ**
Ю.З. ЖИТНИКОВ

**КОЛОМНА**
Ю.Д. АМИРОВ

**КОМСОМОЛЬСК-НА-АМУРЕ**
В.Ф. КУЗЬМИН
Б.Н. МАРЬИН
В.И. ШПОРТ

**ОМСК**
В.Н. КОСТЮКОВ

**ОРЕЛ**
Ю.С. СТЕПАНОВ
Г.А. ХАРЛАМОВ

**ОРЕНБУРГ**
В.А. БОНДАРЕНКО
А.П. ФОТ

**РЫБИНСК**
В.Ф. БЕЗЪЯЗЫЧНЫЙ
В.В. НЕПОМИЛУЕВ
А.Н. СЕМЕНОВ

**САМАРА**
М.В. ЕВДОКИМОВ
Ю.А. ВАШУКОВ
Г.А. КУЛАКОВ
В.А. НИКОЛАЕВ

**ТОЛЬЯТТИ**
А.И. РЫЖКОВ
Б.Ф. ХАЗОВ

**САНКТ-ПЕТЕРБУРГ**
Е.В. ШАЛОБАЕВ

**ХАБАРОВСК**
В.А. ЛАШКО

**Украина**

**КИЕВ**
А.С. ЗЕНКИН
В.А. МАТВИЕНКО

**ДОНЕЦК**
А.И. МИХАЙЛОВ

**СЕВАСТОПОЛЬ**
Е.Л. ПЕРВУХИНА

**ХАРЬКОВ**
Б.М. АРПЕНТЬЕВ

**Беларусь**

**МИНСК**
В.Л. БАСИНЮК

**ГОМЕЛЬ**
В.Е. СТАРЖИНСКИЙ

**ПОЛОЦК**
М.Л. ХЕЙФЕЦ

**Ответственные за подготовку и выпуск номера:**
Н.М. КУЩ-ЖАРКО, О.Н. ЛУТОВИНИНА, А.В. ЗОРИН

Журнал зарегистрирован в Министерстве РФ по делам печати, телерадиовещания и средств массовых коммуникаций. Свидетельство о регистрации ПИ № 77-1747 от 25 февраля 2000 г.

© Издательство "Машиностроение", "Сборка в машиностроении, приборостроении", 2007

THE MONTHLY NEWSMAGAZINE FOR SCIENTISTS AND MANUFACTURERS

# ASSEMBLING IN MECHANICAL ENGINEERING AND INSTRUMENT-MAKING

THE MAGAZINE IS PUBLISHED UNDER THE PATRONAGE OF INTERNATIONAL UNION OF MECHANICAL ENGINEERS

11 2007 (88)

## CONTENTS

**Belova S.E.** Pages of history faculty "Aviation engines" . . . 4
**Belova S.E.** Evgeniy Nikolaevich Bogomolov . . . 6

### *The "Know-How" of Aviation Engines*

**Ilin I. V., Matveev A. S.** New methods of manufacture large dimension blades of air-engine . . . 9
**Yamanin A.I.** Piston engines with cam drive mechanisms . . . 12
**Schehovtseva E.V., Schehovtseva T.V.** Application of electro erosion processing as the processing tool to provide the performance properties of spur gears of gas-turbine engines . . . 14
**Belov D.V.** Application of 3-D milling at CNC machining center major means to provide required properties of GTE parts with 3-D surfuces . . . 17
**Averianov I.N.** Application of "quality tool" when designing devices for manufacturing of aircraft engines and industrial gas turbine units . . . 19
**Dmitrieva M.N.** Technological provision of contact regidity of aviation engine parts surfaces . . . 22

### *Durability, Tests and Diagnostics GTE*

**Mihailov A.L., Skirta S.M., Pahomenkov A.V., ChigrinV.S.** Investigation of the influence of the thickness and properties of the covering material on the frequency features of the plate . . . 24
**Kuznetsov S.P., Dolgih Y.T.** Getting and procession information system for testing GTE . . . 27
**Mihailov A.L., Posadova O.L.** Vibration monitoring method of turbo machinery rotor blade flutter . . . 30
**Chigrin V.S., Veretennikov A.P., Belyakov S.A.** On the source of high-frequency roller bearing vibration in aviation gas-turbine engines . . . 32
**Sarychev S.V., Shepel V.T.** Application of the risk theory in the airworthiness management of aviation gas turbine engines . . . 35

### *Gasing Dinamic and Heat Exchange in Technical Systems*

**Averyanov G.S., Zelov D.F., Khamitov R.N., Filippov V.N.** The pneumoengine and gasdynamic processes in working cavities of its cylinder . . . 41
**Kuznecov V.I., Schuka I.O.** Exhaust device for turboprop of the engine with twist of the peripheral flow . . . 44
**Karelin O.O., Remizov A.E.** The investigations of diffuser flows on the Chair of Aviation Engines and Power Plants of Rybinsk . . . 46
**Belova S.E., Oreshkina M.N., Potkin A.N.** Application of cooling system efficiency optimization method with 3D-simulating temperature state of turbine cooling deflector nozzle blade . . . 48
**Gladkov Y.I., Remizov A.E.** Numerical Analysis of losses definition inside circular diffuser under the assumption of inlet spin presence . . . 50
**Danilyuk M.A., Bogomolov E.N.** Investigation of possibility to control flow separation in diffuser channel with longitudinal vortex generator . . . 52

Journal is distributed on subscription, which can be issued in any post office (index on the catalogue of the "Rospechat" agency **79748**, the union catalogue "Pressa Rossii" **84967**, the catalogue "Pochta Rossii" **60257**) or directly in editorial of the journal.

*Ph.: (495) 268-38-42; ph./fax: 268-85-26. Fax: (495) 269-48-97*

*http://www.mashin.ru*

*E-mail: sborka@mashin.ru*

Labor Red Banner Order Public Corporation "Publishing House "Mashine Building"
107076, Moscow, Stromynsky per. 4

*The reference to the Assembling in Mechanical Engineering and Instrument-Making Journal during reprint of the materials is mandatory.*

***The Journal is among those approved by AAC RF for dissertation publication.***

*Advertisers are responsible for the content of their advertisements.*

**Chair of Editorial Advisory Board –**
Member of Russian Academy of Science
F.M. MITENKOV

**Editors**

**MOSCOW**
BEDRIN V.M.
VASIL'EV A.S.
(Chief editor)
DALSKY A.M.
GUSEV A.A.
ZHESTKOVA I.N.
(Deputy chief editor)
KOZYREV YU.G.
KUMENKO A.I.
MEDAR' A.V.
MIKRIN E.A.
NAZAROV Yu.F.
POROSHIN V.V.
RUMIANTSEVA O.N.
SHANDROV B.V.
SHATILOV A.A.
KHOLODKOVA A.G.
YARKOV G.A.

**Regional editors**

**ASTRACHAN**
BULGAKOV V.P.
DOROKHOV A.F.
MIKITIANSKI V.V.
PANASENKOV N.N.

**BELGOROD**
PELIPENKO N.A.

**BRIANSK**
GORLENKO O.A.

**VOLGOGRAD**
KRISTAL M.G.
KARABAN' V.G.
LYSAK V.I.
TRUKHANOV V.M.

**IZHEVSK**
ABRAMOV I.V.
YAKIMOVICH B.A.
OSETROV V.G.
PITCHUGIN I.K.

**KAZAN**
ADGAMOV R.I.

**KOVROV**
ZHITNIKOV Yu.Z.

**KOLOMNA**
AMIROV Yu.D.

**KOMSOMOLSK-ON-AMUR**
KUZMIN V.F.
MARJIN B.N.
SCHPORT V.I.

**OMSK**
KOSTIUKOV V.N.

**OREL**
STEPANOV Yu.S.
KHARLAMOV G.A.

**ORENBURG**
BONDARENKO V.D.
FOT A.P.

**RYBINSK**
BEZIAZYSHNY V.F.
NEPOMILUEV V.V.
SEMENOV A.N.

**SAMARA**
EVDOKIMOV M.V.
VASHUKOV Yu.A.
KULAKOV G.A.
NIKOLAEV V.A.

**TOLIATI**
KHAZOV B.F.
RYZHKOV A.I.

**ST.-PETERSBURG**
SHALOBAEV E.V.

**KHABAROVSK**
LASHKO V.A.

**Ukraine**

**KIEV**
ZENKIN A.S.
MATVIENKO V.A.

**DONETSK**
MIKHAILOV A.I.

**SEVASTOPOL**
PERVUKHINA E.L.

**KHARKOV**
ARPENTIEV B.M.

**Belarus**

**MINSK**
BASINJUK V.L.

**GOMEL**
STARZHINSKI V.E.

**POLOTSK**
KHEIFETZ M.L.

**Executive editors of current issue:**
KUSH-ZHARKO N.M., LUTOVININA O.N.,
ZORIN A.V.

The journal is registered by RF Ministry of Press, Tele-and Broadcasting and Mass Communications Media.
Registration certificate ПИ № 77-1747, February 25, 2000 Free price

© "Mashinostroenie Publishers", "Assembling in Mechanical Engineering and Instrument-Making", 2007

К статье С.П. Кузнецова, Ю.Т. Долгих

## “Система сбора и обработки информации при испытаниях газотурбинных двигателей”

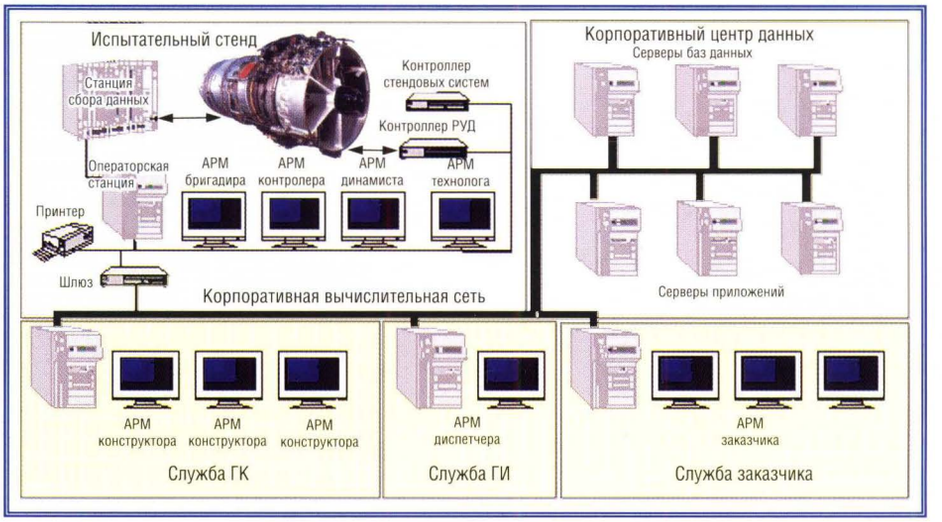



**Рис. 1. Структурная схема измерительного комплекса**

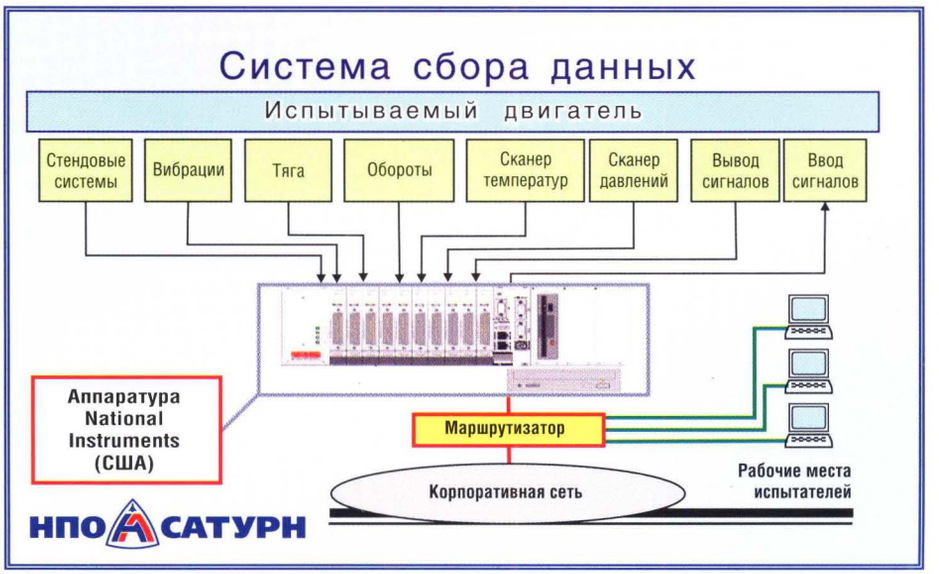



**Рис. 2. Система сбора и обработки информации**

К статье И.В. Ильина, А.С. Матвеева

## “Новые методы изготовления широкохордных лопаток ГТД”

**Рис. 4. Технологическая последовательность изготовления широкохордной лопатки вентилятора с привлечением изотермической штамповки и операций закрутки профиля пера**

(*а...д* – см. стр. 11)

# На страницах этого номера журнала "Сборка в машиностроении, приборостроении" представлены материалы научно-технической конференции "Актуальные проблемы двигателестроения", посвященной 50-летию кафедры "Авиационные двигатели" Рыбинской государственной авиационной технологической академии им. С.П. Соловьева

***Редакция и редакционный совет журнала "Сборка в машиностроении, приборостроении" поздравляют коллектив кафедры "Авиационные двигатели" с юбилеем и желают успехов на благо Отечества!***

**С.Е. Белова**, *канд. техн. наук*

# Страницы истории кафедры "Авиационные двигатели"

Кафедра "Авиационные двигатели" была образована в октябре 1957 г. в связи с открытием в г. Щербакове (ныне г. Рыбинск) в вечернем Авиационном технологическом институте специальности "Авиационные двигатели".

Первым заведующим кафедрой стал лауреат Государственной премии СССР доцент Вячеслав Владимирович Гришин, бывший ректор института. Вместе с ним у истоков кафедры стояли преподаватели: канд. техн. наук, доцент В.Г. Миляев и канд. техн. наук, доцент И.А. Ефимов.

В разные годы на кафедре работали д-ра техн. наук, проф-ра Ш.А. Пиралишвили, В.Т. Шепель, кандидаты техн. наук, доценты Ю.В. Казанцев, А.И. Рогулев, И.Д. Могильницкий, В.Я. Губарев, А.Т. Кизимов, В.И. Андрианов, А.Е. Петров, Б.В. Барановский, старший преподаватель А.И. Волков, ассистент Р.З. Назарова, доцент А.В. Латышев и др.

Преподавательский коллектив кафедры – это сплав нескольких авиадвигателестроительных школ – рыбинской, московской, харьковской. Коллектив кафедры состоял как из выпускников кафедры (канд. техн. наук, доценты Н.Н. Новиков, Б.М. Конюхов, А.Е. Ремизов, В.В. Михайлов, В.В. Вятков, С.Е. Белова, И.Н. Новиков), так и из ведущих специалистов промышленности (д-р техн. наук, проф. Е.Н. Богомолов, канд. техн. наук, доцент В.П. Добродеев).

Среди преподавателей кафедры были и выпускники других вузов страны: кандидаты техн. наук, доценты В.А. Пономарев (МАИ), В.С. Чигрин (ХАИ), С.В. Моть (ХАИ).

Заведующими кафедрой в разное время были кандидаты техн. наук, доценты И.А. Ефимов, В.П. Добродеев, д-р техн. наук, профессор Е.Н. Богомолов, генеральный конструктор ОАО "Рыбинские моторы" д-р техн. наук, профессор А.С. Новиков, технический директор и генеральный конструктор ОАО "НПО "Сатурн", д-р техн. наук, проф. М.Л. Кузменко.

С декабря 2005 г. заведующим кафедрой является канд. техн. наук, доцент Валентин Семенович Чигрин.

В целях приближения учебного процесса к производству, разработке и проектированию новой техники в 1986 г. был организован филиал кафедры в Рыбинском конструкторском бюро моторостроения, который в настоящее время действует в ОАО "НПО "Сатурн". Филиалом кафедры руководит директор по качеству ОАО "НПО "Сатурн" канд. техн. наук, доцент С.П. Кузнецов.

На кафедре готовят специалистов по специальностям: авиационные двигатели и энергетические установки (специализация "Проектирование и конструирование авиационных двигателей и энергетических установок") и энергообеспечение предприятий" (с 2007 г.).

С начала работы кафедры началось создание специализированных лабораторий, оснащение их необходимым оборудованием и приборами для проведения как учебного процесса, так и научно-исследовательской работы.

Ведущая роль в подготовке научных кадров на кафедре принадлежит д-ру техн. наук, профессору Е.Н. Богомолову. Активно руководят аспирантами В.Т. Шепель, В.И. Богданов и В.П. Добродеев.

На кафедре уделяют серьезное внимание подготовке не только научно-педагогических кадров, но и научных кадров для авиационной промышленности.

**Основными научными направлениями на кафедре являются:**

- исследование гидродинамики и энергообмена в ограниченных потоках при наличии вторичных течений и явлений отрыва;
- разработка математических моделей процессов в лопаточных машинах и устройствах, работающих на реальных газах и сжижаемых жидкостях;
- разработка и исследование теплоэнергетических утилизирующих установок;
- разработка новых методов исследования прочности деталей ГТД;
- диагностика ГТД.

## Кафедра "Авиационные двигатели"

Деятельность кафедры авиационных двигателей РГАТА им. П.А. Соловьева ориентирована на удовлетворение потребности в высококвалифицированных конструкторах как ведущего энергомашиностроительного предприятия России – ОАО "НПО "Сатурн", так и других предприятий. Выпускники кафедры успешно работают на многих предприятиях России, и не только России. Недавно, например, в адрес кафедры пришло письмо от руководства компании "Боинг" с благодарностью за подготовку специалистов высочайшего уровня.

Сегодня ОАО "НПО "Сатурн" является быстро развивающимся и наукоемким предприятием в своей отрасли и уверенно выходит на мировой рынок, поэтому профессия конструктора авиационных двигателей среди молодежи г. Рыбинска и Ярославской области становится все более популярной – работать в многотысячном коллективе профессионалов интересно и престижно.

Работая в тесном сотрудничестве с НПО "Сатурн", кафедра "Авиационные двигатели" РГАТА совершила в своем развитии за последние годы гигантский "прорыв", который начался с освоения площадей учебно-информационного центра НПО "Сатурн". Появилась возможность перевести обучение на качественно новый уровень. Аудитории и лаборатории кафедры оборудованы на самом современном уровне: применяют компьютеризированные лабораторные установки; используют мультимедийное лекционное оборудование; в компьютерном классе установлено программное обеспечение, работающее на ведущих промышленных предприятиях. Создана обширная электронная библиотека кафедры, содержащая богатую коллекцию чертежей газотурбинных двигателей, фотографии самолетов, двигателей, их деталей, учебные пособия преподавателей кафедры, научные статьи, основные организационные документы.

При активной материальной и организационной помощи НПО "Сатурн" расширилась лабораторная база кафедры. В ее состав входят специализированные лаборатории:

- теория ВРД;
- механика жидкости и газа;
- термодинамика и теплопередача;
- прикладная аэродинамика;
- динамика и диагностика ГТД;
- сборка ГТД и ЭУ;
- научная лаборатория исследования газодинамики проточной части ГТД;
- конструкция ГТД и ЭУ;
- компьютерные классы.

При поддержке НПО "Сатурн" изготовлен не имеющий аналогов учебный компьютеризированный аэродинамический стенд для лабораторных работ по дисциплине "Механика жидкости и газа" и ряду прикладных аспектов аэродинамики; модернизированы аэродинамическая труба и газодинамическая лабораторная установка; реконструирована специализированная аудитория – кабинет конструкции газотурбинных двигателей.

Особенностью лабораторий конструкции и сборки являются препарированные на НПО "Сатурн" под учебные цели двигатели АЛ-7, Д-30КУ, РД-36, РД-38, ВД7Б, Д-30, ГТД-350, Д-20П, А4, 36МТ. Собрана интересная коллекция деталей двигателей и чертежей.

*Концепция работы кафедры по воспитанию технической элиты включает в себя такие аспекты как:*

- совершенствование лабораторной базы, в соответствии с тенденциями развития авиадвигателестроения;
- изучение накопленного конструкторского опыта и выработка у студентов творческого подхода к решению инженерных задач;
- постоянное повышение профессионального уровня преподавателей путем их участия в решении задач реального производства на НПО "Сатурн";
- внедрение новых методик и средств обучения;
- максимальное сближение вуза и предприятия;
- повышение информативности процесса обучения.

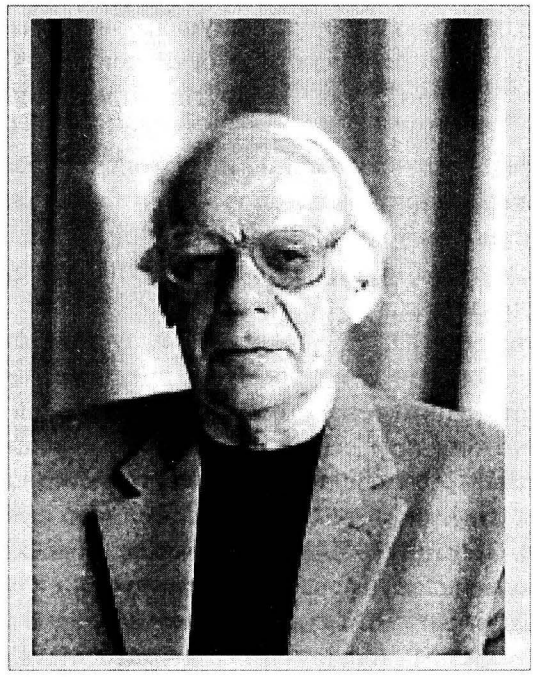
Кафедра сегодня способна воспитывать техническую элиту, для этого есть все: и техническая база, и кадровый потенциал, и сформированная десятилетиями образовательная среда, и, что немаловажно, осознание своей ответственности перед студентами, перед руководством академии и перед отечественной промышленностью.

**С.Е. Белова**, *канд. техн. наук*

# Евгений Николаевич Богомолов

*Богомолов Евгений Николаевич – профессор кафедры "Авиационные двигатели" РГАТА им. П.А. Соловьева, доктор технических наук, профессор, заслуженный деятель науки Российской Федерации, академик Академии транспорта РФ, признанный ученый в области охлаждаемых турбин авиационных двигателей.*

*Е.Н. Богомолов подготовил 8 кандидатов наук, 1 доктора наук, является автором 140 научных статей, 7 изобретений, 2 монографий, 6 учебных пособий.*



Профессиональная жизнь Евгения Богомолова неразрывно связана с историей кафедры "Авиационные двигатели", точнее, эту историю во многом сделал он сам. Благодаря ему кафедра успешно развивает актуальные научные направления, воспитывает научные кадры.

Евгений Богомолов связал судьбу с разработкой авиационных двигателей – основы осуществления извечной мечты человечества – летать.

Авиационный двигатель – сердце самолета, великая сила, поднимающая в небо многотонного стального гиганта. И только человеческий гений способен создать это чудо – преодолеть притяжение земли, подняться ввысь, оставив далеко под сверкающим крылом шум городов.

Евгений Богомолов причастен к созданию этого чуда, благодаря его труду, его упорству, его интеллекту стали возможными многие технические решения, позволившие сделать значительный прорыв в разработке высокоэффективных систем охлаждения авиационных газотурбинных двигателей. Благодаря Евгению Николаевичу появилась знаменитая научная школа, давшая жизненный старт многим специалистам, тоже мечтающим о небе и делающим эту мечту реальностью.

Евгений Николаевич Богомолов родился в 1934 году в Ленинграде, во время Великой Отечественной войны с родителями переехал в Рыбинск, где окончил школу и Рыбинский авиационный техникум. Образование продолжил в Харьковском высшем авиационном инженерном военном училище, после окончания которого проходил службу в городе Ефремове Тульской области.

В 1959 году после увольнения в запас Евгений Николаевич возвращается в Рыбинск и начинает трудовую деятельность в Рыбинском конструкторском бюро (КБ) моторостроения в должности инженера-расчетчика расчетно-экспериментального отдела. Именно здесь Евгений Богомолов стал заниматься расчетом аэродинамики и теплообмена в турбинах авиационных двигателей.

Способности к научно-исследовательской деятельности помогли Евгению Богомолову в короткие сроки быстро преодолеть квалификационные категории: в 1965 году он становится инженером-конструктором первой категории, а в 1966 — начальником бригады. Бригада Евгения Богомолова была в то время единственным подразделением КБ, проектировавшим турбины. Именно в те годы КБ разрабатывало двигатель для сверхзвукового самолета, скорость которого должна была достигать 3 по числу Маха (т.е. в три раза скорость самолета превышает скорость звука) – уровень, до сих пор не достигнутый мировой авиацией. Для этого двигателя была спроектирована высокоэффективная турбина, имевшая беспрецедентный

КПД, Евгений Николаевич выполнил цикл работ по оптимизации газодинамики системы охлаждения турбины этого двигателя. В рамках этой работы ему удалось теоретически обосновать выбор числа ступеней, места отбора охлаждения на различные элементы турбины, их влияние на характеристики двигателя, определить критерий оценки охлаждаемой турбины по эффективному коэффициенту полезного действия. Двигатель был создан и поставлен на крыло.

Работая в конструкторском бюро, Евгений Николаевич занимался выбором схем охлаждения лопаток в зависимости от условий работы и оптимальных энергетических затрат, выполнил цикл теоретических и экспериментальных работ по исследованию завесного охлаждения лопаток турбин, которые были положены в основу Рыбинской школы охлаждаемых турбин.

Е.Н. Богомолов, избрав научную специальность "Тепловые двигатели летательных аппаратов", защитил диссертации: в 1968 году кандидатскую в ЦИАМ, в 1980 году – докторскую в Казанском авиационном институте. Он стал признанным ученым в области охлаждаемых турбин воздушно-реактивных двигателей.

Конструкторы турбин, используя результаты теоретических и экспериментальных исследований Е.Н. Богомолова и его бригады, разработали и внедрили:

- завесные системы охлаждения лопаток;
- перфорированные лопатки соплового аппарата (впервые в нашей стране);
- двухполостные сопловые лопатки, дефлекторы которых обеспечивали высокоэффективное охлаждение, а профиль имел множественную перфорацию;
- уникальные одноступенчатые охлаждаемые турбины для подъемных и бустерных двигателей;
- систему струйной раскрутки при запуске подъемных и бустерных двигателей с подачей воздуха на рабочие лопатки турбины.

В 1962 году началась педагогическая деятельность Е.Н. Богомолова в РАТИ. Ему довелось за свою преподавательскую жизнь читать практически все основные курсы по специальности "Авиационные двигатели": термодинамику и теплопередачу, теорию ГТД, прикладную газодинамику, теорию лопаточных машин, теорию и проектирование газовых турбин. С развитием научной школы и расширением экспериментально-лабораторной базы появились такие дисциплины специализации, как "Охлаждаемые турбины АД и ЭУ", "Вычислительные методы газовой динамики", "Основы теории подобия", "Вторичные течения в газовых машинах" и "Разделяющиеся газовые потоки".

Став заведующим кафедрой "Авиационные двигатели" в 1982 году, он полностью посвятил себя педагогической и научной деятельности.

С этого времени стала создаваться знаменитая Рыбинская школа аэро- и термодинамики турбин – научная школа Богомолова. В рамках того что называют научной школой, на практике кроме собственно научной деятельности делается очень многое. В конце 70-х – начале 80-х годов прошлого века материально-техническая база кафедры авиадвигателей не была приспособлена к выполнению серьезных научных экспериментов и не могла составить достойный тандем с мощнейшим теоретическим аспектом деятельности научной школы Богомолова, а газодинамика и термодинамика – науки, в которых любое продвижение вперед невозможно без хорошо поставленного эксперимента. Евгению Николаевичу пришлось создавать экспериментальную базу, впоследствии позволившую выполнить множество исследований в области аэродинамики и теплообмена.

Так была создана лаборатория аэродинамики, оснащенная мощным компрессорным оборудованием, измерительной техникой. Впервые в РАТИ были разработаны и изготовлены модели плоских турбинных решеток для проведения лабораторных работ и научных исследований, установка для визуализации течения и теплообмена на основе жидкокристаллических термоиндикаторов.

Трудная работа была завершена к началу 1990-х годов. Учебный процесс и научная экспериментальная работа были поставлены на качественно новый уровень: студенты кафедры "Авиационные двигатели" смогли изучать важнейшие аэродинамические явления, а Евгений Николаевич и его научная школа с помощью уникального лабораторного оборудования провели ряд значительных для теории проектирования турбин экспериментальных работ.

Работы Богомолова широко известны в институтах и проектных организациях России и зарубежных стран. Практически все результаты экспериментальных и теоретических работ опубликованы в самых авторитетных научных и научно-практических журналах: "Авиационная техника", "Энергетика", "Прикладная механика", "Промышленная теплотехника"

и мн. др., а также созданы авторские курсы – "Вторичные течения в газовых машинах" и "Разделяющиеся газовые потоки", которые читаются только студентам РГАТА им. П.А. Соловьева.

За годы деятельности научной школы под руководством Евгения Богомолова выросли специалисты, способные самостоятельно решать проблемы охлаждаемых турбин. Многие из них сейчас входят в число высококвалифицированных специалистов ОКБ-1 НПО "Сатурн". Среди них можно назвать учеников Евгения Николаевича, защитивших под его руководством кандидатские диссертации, С.М. Пиотуха (начальник КО "Турбины" НПО "Сатурн"), М.Н. Бурова (начальник КО "Перспективные разработки" НПО "Сатурн"). Некоторые из учеников Евгения Николаевича продолжили трудовую деятельность в проектных организациях других городов, например, как Ю.Р. Миронов (начальник отдела турбин, "Энергомаш", г. Санкт-Петербург).

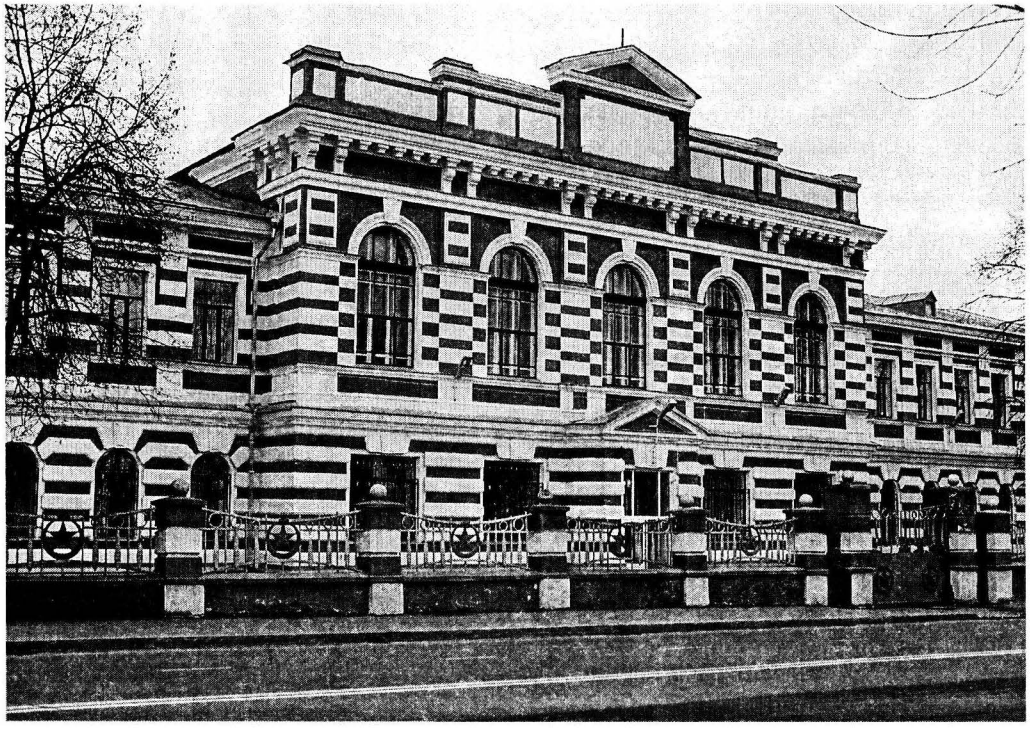
Третья часть штатных преподавателей кафедры "Авиационные двигатели" РГАТА им. П.А. Соловьева – тоже ученики Е.Н. Богомолова, работавшие над кандидатскими диссертациями под его руководством (А.Е. Ремизов, В.В. Вятков, С.Е. Белова).

Не так давно Евгений Николаевич увлекся изучением аэродинамики диффузорных течений – феномена, невероятно сложного как с точки зрения физики, так и с точки зрения разработки его адекватного математического описания. По этой тематике Е.Н. Богомоловым и его аспирантами уже проведен ряд интереснейших работ, например, по лемнискатному профилированию. Исследуется механизм воздействия искусственного вихря на отрывные характеристики диффузора.

Евгений Николаевич относится к немногочисленной категории людей, способных заглянуть в будущее человечества, людей, своей работой, своими мыслями, усилием своего интеллекта приближающих будущее.

Один из его учеников, канд. техн. наук, доцент А.Е. Ремизов, однажды очень точно подметил одну из важнейших черт Богомолова: "Аккуратность и, если хотите, педантичность в решении научных задач сочетается у Евгения Николаевича с доверием и уважением к ученику. Он никогда не заставляет ученика считать ступеньки на лестнице научной иерархии между ним и собой".

Конечно, на нескольких страницах сложно раскрыть все грани этого человека: гениального и скромного, неистового в научных спорах, упорного в решении научных задач, прямолинейного, работоспособного и полного какой-то возвышенной философии.



**И.В. Ильин, А.С. Матвеев**, *д-р техн. наук (РГАТА им. П.А. Соловьева)*

# Новые методы изготовления широкохордных лопаток ГТД

*Разработана технологическая схема изготовления широкохордных лопаток газотурбинных двигателей (ГТД), позволяющая снизить трудоемкость и повысить рентабельность производства авиационных двигателей.*

*The developed process flowsheet of manufacture large dimension blades of air – engines allow to reduce laboriousness and improve profitability of production air – engines.*

Рабочая лопатка вентилятора во многом определяет рабочие характеристики авиадвигателя.

На двигателях *четвертого поколения* используют вентиляторы с лопатками, имеющими антивибрационные полки. Полки обеспечивают устойчивость лопатки к автоколебаниям, но их присутствие в области высоких скоростей потока приводит к увеличению потерь и снижению экономичности двигателя.

На авиадвигателях *пятого поколения* этот недостаток устранен путем использования так называемых широкохордных лопаток вентилятора, имеющих малое отношение высоты к хорде лопатки. В частности такими лопатками оснащен авиадвигатель CFM56-7B совместного производства фирм "Снекма" и "Дженерал Электрик" (рис. 1).

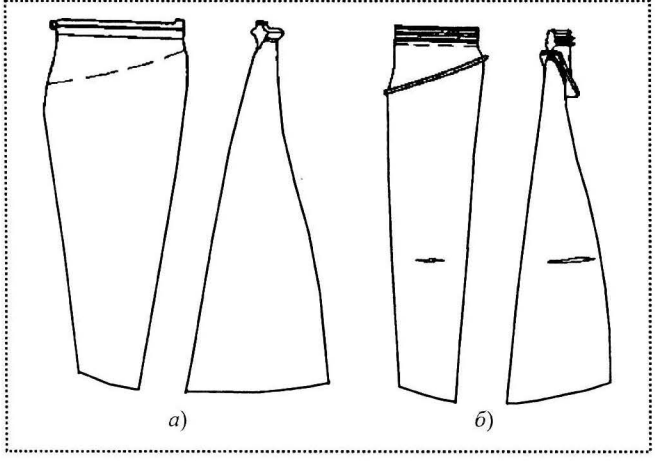



**Рис. 1. Вентиляторные лопатки:**
*а* – лопатка с антивибрационной полкой; *б* – широкохордная лопатка для двигателей RB211-535E4 фирмы "Роллс-Ройс"

Вентиляторы, оснащенные такими лопатками, имеют более высокую аэродинамическую эффективность, позволяя на 2...3 % улучшить экономичность двигателя. Кроме того, имеется целый ряд эксплуатационных преимуществ:

- более высокие запасы устойчивой работы;
- повышенная стойкость к попаданию посторонних предметов;
- снижение затрат на изготовление, сборку и замену лопаток в эксплуатации [1].

Производство широкохордных лопаток по традиционным технологиям, включающим в себя изготовление штамповкой заготовки лопатки с закруткой профиля пера и припусками по перу и замку, с последующим удалением припусков обработкой резанием или электрофизическими и иными методами, отличается значительными трудоемкостью и металлоемкостью.

При традиционном изготовлении заготовки-штамповки, имеющей значительный по величине угол закрутки концевого сечения пера лопатки относительно прикомлевого сечения, возникают большие по величине неуравновешенные сдвигающие силы между элементами штампа, отрицательно влияющие как на точность изготавливаемой штамповки, так и на равномерность распределения припуска по перу лопатки. При последующем удалении припуска по перу, например фрезерованием, выполненная на штамповке закрутка профиля пера лимитирует диаметр, а следовательно, и жесткость используемых концевых или дисковых фрез, не позволяя существенно увеличить режимы резания и, кроме того, требует использования пятикоординатных фрезерных станков. Эти обстоятельства отрицательно сказываются на рентабельности производства авиационных двигателей.

Для устранения отмеченных недостатков производства крупногабаритных лопаток ГТД предложен новый *метод построения технологических процессов их изготовления* [2].

Его сущность заключается в том, что на первом этапе перерабатывают чертеж лопатки, раскручивая и раздвигая между собой сечения пера лопатки, "укладывая" при этом хорды раскручиваемых сече-

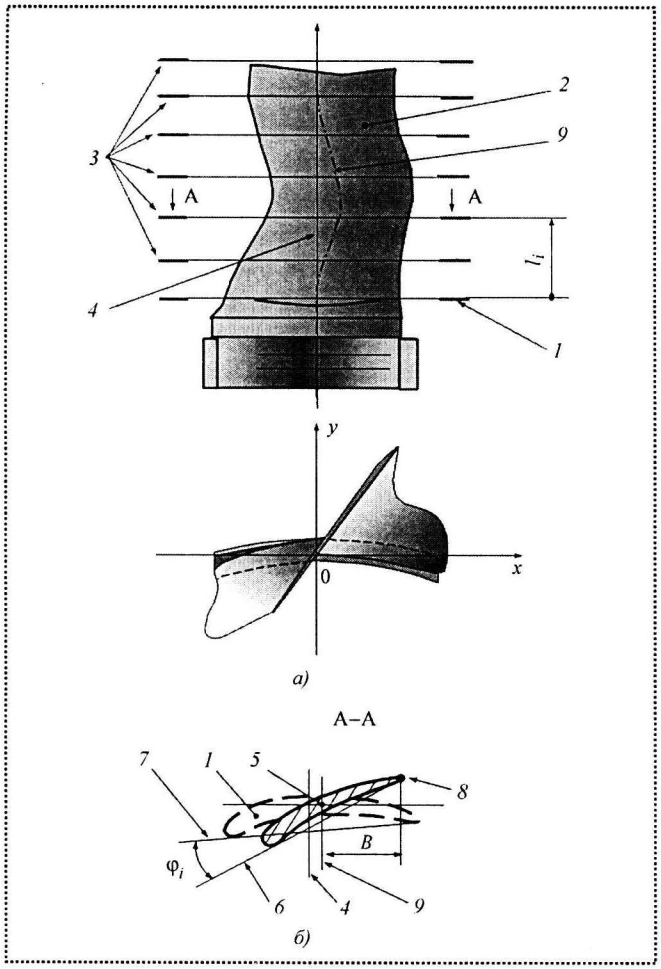



**Рис. 2. Эскиз лопатки:**
*а* – вид спереди; *б* – сечение А–А: *1* – сечение; *2* – перо; *3* – *i*-е сечение; *4* – ось; *5* – центр масс; *6, 7* – хорды; *8* – точки корректируемого и базового сечений; *9* – ось

ний в одной плоскости, проходящей через хорду базового, например, прикомлевого сечения.

При этом, приняв прикомлевое сечение *1* пера *2* (рис. 2, *а*) готовой лопатки за базовое сечение, определяют угол закрутки $\varphi_i$ (рис. 2, *б*) каждого *i*-го сечения *3* (рис. 2, *а*), расположенного в плоскости, перпендикулярной оси *4* лопатки, относительно базового сечения *1*. Затем поворачивают каждое *i*-е сечение *3* вокруг своего центра масс *5* (рис. 2, *б*) относительно базового сечения на угол $\varphi_i$ его закрутки, при котором хорда *6* каждого *i*-го сечения *3* располагается параллельно хорде *7* базового сечения *1*, выполняя раскрутку пера *2* и фиксируя новые значения координат его профиля.

При определении расстояния между базовым и корректируемым сечениями выбирают их характерные точки *8*, например, принадлежащие к входной или выходной кромкам сечений, к наиболее утолщенной зоне сечения со стороны спинки или корыта или расположенные на некотором расстоянии от центра масс *5* сечений, пропорциональном длине хорды *7* этих сечений.

Эти операции выполняют графическим или аналитическим методом с использованием персонального компьютера.

Расстояние $l_k$ между двумя аналогичными точками *8* корректируемого и базового сечений для каждого *i*-го сечения *3* выполняют больше на величину сокращения этого расстояния при закрутке и определяют по выражению:

$$l_k = \sqrt{l_i^2 + 4B^2 \left( \sin \frac{\varphi_i}{2} \right)^2},$$

где $l_i$ – расстояние между базовым и корректируемым сечениями готовой лопатки;

$B$ – расстояние от точки на корректируемом сечении пера до центра масс этого сечения;

$\varphi_i$ – угол поворота корректируемого сечения пера относительно базового сечения пера лопатки.

Полученный модифицированный чертеж лопатки является основой для проектирования заготовки-штамповки. В зависимости от технологических возможностей производства будущая заготовка-штамповка, имеющая раскрученный профиль пера, может быть изготовлена методами объемной штамповки с припуском по перу и замку под обработку резанием. При этом накладывают чистовой *10* и черновой *11* эквидистантные припуски на дальнейшую обработку по замку *12* (рис. 3, *а*) и перу *2* лопатки (рис. 3, *б*) и проектируют технологические базы *13* и *14* в виде бобышек (рис. 3, *а*).

Заготовка-штамповка с припуском по перу и замку подвергается всем традиционным стадиям технологического процесса изготовления лопатки: подготовки технологических баз, обработки замка, обработки "раскрученного" профиля пера фрезерованием с сохранением части припуска на финишные операции.

На следующем этапе выполняют закрутку профиля пера в горячем состоянии с привлечением специальных устройств [3], обеспечивающих за нормированный промежуток времени выполнение закрутки каждого сечения пера "на свой" угол относительно базового сечения. При этом точность закрутки сечений пера по углу закрутки может быть в 1,5...3 раза ниже требований конструктор-

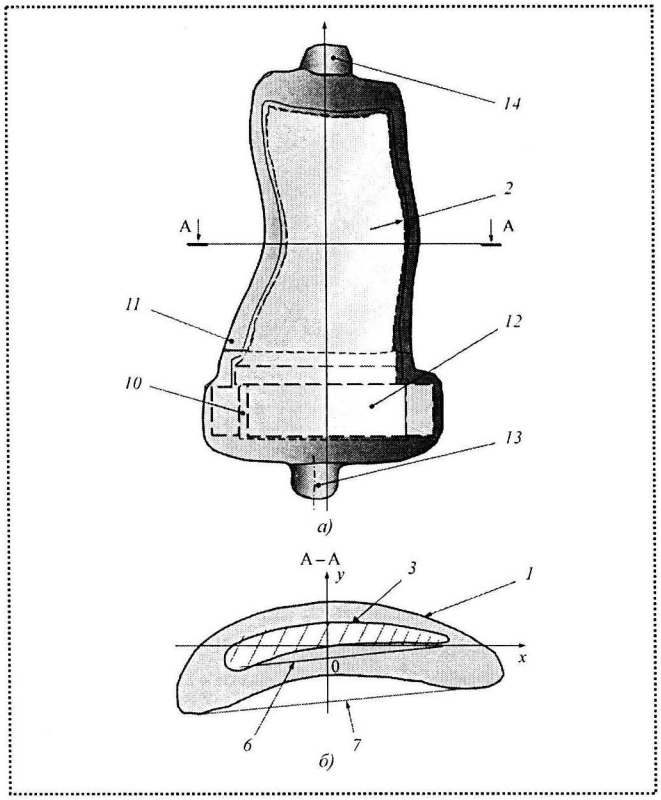



**Рис. 3. Заготовка лопатки с раскрученным профилем:**
*а* – вид спереди; *б* – сечение А–А: *1...9* – см. обозначение на рис. 2; *10, 11* – чистовой и черновой эквидистантные припуски соответственно; *12* – замок; *13* – ось пера

ского чертежа лопатки. В процессе закрутки расстояние между сечениями уменьшается, приближаясь или занимая положение, требуемое чертежом готовой лопатки.

*Второй вариант* изготовления широкохордных лопаток ГТД исключает из технологического процесса лезвийную обработку профиля пера и реализуется путем изотермической штамповки заготовки с минимально необходимым припуском по перу на финишные операции обработки пера и замка лопатки.

Он включает в себя отрезку ленточными пилами мерной прутковой заготовки, горячую высадку торцевой зоны заготовки на ГКМ за 1...2 перехода (рис. 4, *а*, см. 2-ю стр. обложки), предварительную штамповку заготовки на электровинтовом прессе (рис. 4, *б*, см. 2-ю стр. обложки), предварительную изотермическую штамповку "раскрученной" заготовки на гидравлическом прессе (рис. 4, *в*, см. 2-ю стр. обложки), горячую обрезку облоя, закрутку профиля пера на установке закрутки (рис. 4, *г*, см. 2-ю стр. обложки), изотермическую калибровку заготовки лопатки с обеспечением припуска по профилю пера 0,2...0,8 мм на сторону (рис. 4, *д*, см. 2-ю стр. обложки), термообработку, изотермическую термофиксацию, щелочное и кислотное травления (для удаления окалины, альфированного слоя и выравнивания припуска по профилю пера), обработку резанием технологических баз, замка и безразмерную обработку пера на ленточно-шлифовальных станках со съемом припуска 0,15...0,25 мм на сторону, полировку радиусов на входной и выходной кромках, дробеструйную и виброполировальную обработку профиля пера, подготовку поверхности хвостовика под напыление путем сухой пескоструйной обработки и плазменное напыление поверхности хвостовика.

По обоим вариантам построения технологических процессов изготовления широкохордных лопаток ГТД предусмотрена операция закрутки профиля пера. Она может быть реализована с привлечением различных устройств. В качестве одного из них в ОАО "НПО" Сатурн" разработана полуавтоматическая установка для закрутки пера лопаток ГТД [3].

## Вывод

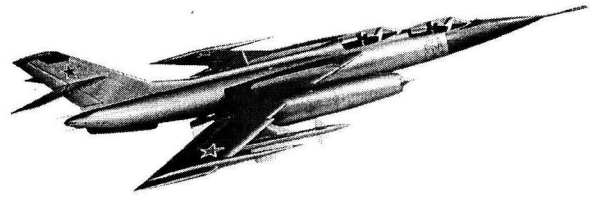
Разработанная технологическая схема изготовления широкохордных лопаток ГТД позволяет снизить трудоемкость и повысить рентабельность производства авиационных двигателей.

### Список литературы

1. **Крымов В.В., Елисеев Ю.С., Зудин К.И.** Производство лопаток газотурбинных двигателей: под ред. В.В. Крымова. М.: Машиностроение, 2002. 375 с.

2. **Пат. 2257277 РФ.** Способ изготовления лопаток газотурбинного двигателя. (Опубл. 27.07.2005. Бюл. № 21).

3. **Заявка на изобретение № 2004122765**. Устройство для закрутки деталей.



**А.И. Яманин**, *д-р техн. наук (Ярославский государственный технический университет)*

# Поршневые двигатели с кулачковыми преобразующими механизмами

*Рассмотрены некоторые вопросы практического применения поршневых двигателей с кулачковыми преобразующими механизмами.*

*The problems of usage of piston engines with cam drive mechanisms discussed.*

В истории двигателестроения достаточно давно известны поршневые двигатели с кулачковыми преобразующими механизмами (в настоящее время их часто называют cam piston engine). К их числу относится двигатель 447С (мощность $N_e$ = 100 кВт, частота вращения вала $n$ = 1000 мин$^{-1}$, диаметр цилиндра $D$ = 142,875 мм, ход поршня $S$ = 114,3 мм, суммарный рабочий объем $V_h$ = 7,3 л), спроектированный инженером H. Caminez (патент США № 1714847), выпускавшийся в 1926–1929 гг. и устанавливавшийся на легких самолетах (рис. 1 и 3, см. 4-ю стр. обложки). Сходную конструкцию имел авиадвигатель конструкции Marchetti.

В двигателе H. Caminez (см. рис. 2, 3) четыре поршня *1* (их конструкция отличалась от поршней двигателей с традиционным кривошипно-шатунным механизмом) двигались в одной плоскости и были связаны между собой рычагами *2*. Последние имели одинаковую длину и образовывали ромб, внутренние углы которого при движении поршней изменялись (это одновременно обеспечивало неразрывность кинематических пар "ролик – кулачок"). На поршневых пальцах *3* устанавливали ролики *4*, которые обкатывали поверхность кулачка *5*, жестко укрепленного на валу *6*. Профиль кулачка имел два одинаковых участка, так что за один оборот коленчатого вала поршень совершал два циклических перемещения между мертвыми точками. В остальном конструкция двигателя не имела существенных отличий от двигателей с кривошипно-шатунными механизмами. Судя по имеющимся публикациям, практическое применение в авиации имели только эти механизмы.

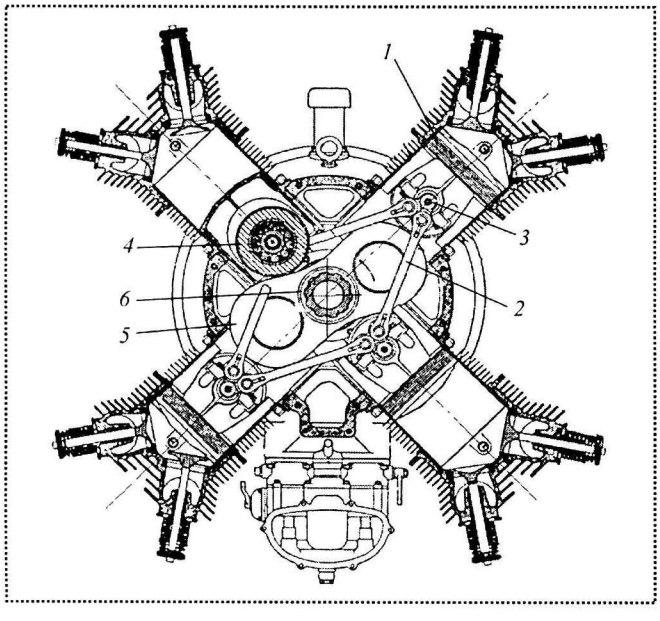



**Рис. 2. Продольный разрез двигателя H. Caminez 447С:**
*1* – поршень; *2* – рычаг; *3* – поршневой палец; *4* – ролик; *5* – поверхность кулачка; *6* – вал

Известны также конструкции двигателей с пространственными кулачковыми механизмами (так называемые аксиально-поршневые двигатели с профильными вращающимися шайбами).

В последние годы интерес к таким двигателям возрос, что, по-видимому, обусловлено наличием у них таких преимуществ, как возможность формирования нужного (с точки зрения увеличения КПД) закона перемещения поршней, уравновешенность (поршни попарно движутся в противофазе), малые габариты (рис. 4, см. 4-ю стр. обложки) и пр. Эти качества имеют немаловажное значение для всех транспортных средств, в том числе для летательных аппаратов перспективных конструкций, на которых потенциально возможно применение поршневых двигателей. Среди прочих конструкций наиболее интенсивно обсуждается вопрос о перспективах практического использования на разных видах транспорта двигателей Revetec (рис. 5), Rand Cam Engine и AVec. Результаты первых испытаний этих двигателей были весьма обнадеживающими*.

Вопрос о применимости двигателей с кулачковыми механизмами ранее не обсуждали: в качестве основных причин, препятствовавших их использованию, обычно называли технологическую сложность и высокие значения контактных давлений в

*См., в частности, интернет-ресурсы www.theautochannel.com; www.revetec.com и др.

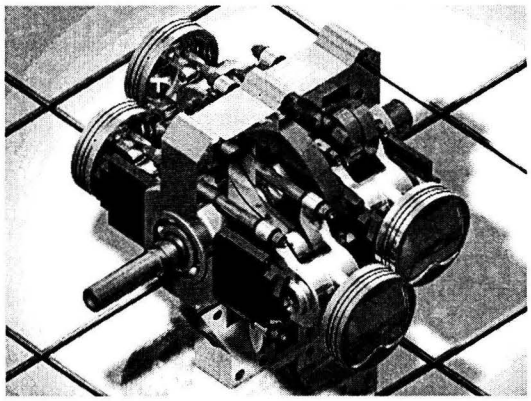


**Рис. 5. Преобразующий механизм оппозитного четырехцилиндрового двигателя Revetec**

парах "кулачок – ролик", "поршень – поршневой палец" и "ролик – поршневой палец". Оба этих обстоятельства с учетом современного состояния технологии и материаловедения не являются непреодолимыми препятствиями к применению рассматриваемых двигателей.

В настоящее время оценка потенциальных возможностей двигателей с кулачковым механизмом может быть произведена достаточно точно при использовании средств современной VPD-технологии (Virtual Product Development), предусматривающих твердотельное трехмерное моделирование механизмов (см. рис. 3), их виртуальные сборку, симуляцию движения и соответствующие расчеты методом конечных элементов.

Такая попытка предпринята для гипотетического четырехцилиндрового двигателя, имеющего схему H. Caminez. При наличии на кулачке такого четырехтактного двигателя двух профилей за один оборот вала происходит восемь вспышек топлива, тогда как в Х-образном четырехтактном двигателе с кривошипно-шатунным механизмом (КШМ) для этого необходимы два оборота вала либо наличие восьми цилиндров. Таким образом, цилиндровая мощность двигателя с кулачковым механизмом по сравнению с таковым с КШМ оказывается в два раза выше, а при реализации двойного действия (чему способствует отсутствие шатунов) – почти в четыре раза (таким образом, при достигнутом в настоящее время уровне цилиндровой мощности четырехтактных дизелей наземного транспорта с диаметром цилиндра $D$ = (100...110) мм, равной (25...30) кВт, в четырехцилиндровом двигателе с кулачковым механизмом потенциально достижима агрегатная мощность (220...240) кВт). При одинаковой величине диаметра цилиндра площадь поперечного сечения двигателя с кулачковым механизмом приблизительно в 2...2,5 раза меньше, чем у Х-образного двигателя с КШМ (см. рис. 4). Эта величина может составлять (800...1000) кВт/м$^3$, что свидетельствует о возможности применения таких двигателей на летательных аппаратах. Эти преимущества становятся еще более значительными у двигателей Revetec и AVec*.

Кроме двигателей H. Caminez и Marchetti, рассматриваемые двигатели не имели практического применения. Препятствием для этого являются неудовлетворительные прочностные свойства их звеньев, обусловленные контактными давлениями в парах "кулачок – ролик", "ролик – поршневой палец" и пр. Для оценки прочностных свойств деталей кулачкового преобразующего механизма выполнен расчет параметров их напряженно-деформированного состояния в сборе с учетом контактного взаимодействия. Расчеты при характерных для современного двигателестроения параметрах рабочего процесса (максимальное давление сгорания 15 МПа) показывают (рис. 6, см. 4-ю стр. обложки), что контактные давления в наиболее нагруженной паре "кулачок – ролик" не превышают таковых для освоенных в серийном производстве деталей дизельной топливной аппаратуры, а потому представляется, что работоспособность этого соединения может быть обеспечена.

При разработке таких двигателей многие вопросы должны быть решены практически заново. Определенную сложность могут вызвать вопросы профилирования кулачков. Необходимый профиль должен обеспечивать, с одной стороны, требуемую величину хода и задержку поршня в области верхней мертвой точки в период подвода теплоты при сгорании топлива, а с другой – безударность и отсутствие отрыва сопрягаемых с кулачком звеньев.

Речь не может идти о замене у всех двигателей КШМ на какие-либо иные преобразующие механизмы. Однако в тех отраслях двигателестроения, где необходимы предельные показатели компактности, энергоотдачи, а также тогда, когда для того или иного транспортного средства двигатель должен быть спроектирован вновь и его конструкция не опирается на аналоги (примером может служить поршневой авиадвигатель), применение рассмотренных двигателей с кулачковыми преобразующими механизмами может быть оправданным.

*Применение последнего предусмотрено в конструкции летательного аппарата, разработанного компанией Virginia Tech совместно с Loughborough University.

УДК 621.83:621.891:621.9.048.4

**Е.В. Шеховцева, Т.В. Шеховцева** *(Рыбинская государственная авиационная технологическая академия им. П.А. Соловьева)*

# Использование электроэрозионной обработки для обеспечения эксплуатационных свойств цилиндрических зубчатых колес ГТД

*Проведен анализ применяемых технологических методов для повышения эксплуатационных свойств зубчатых колес с использованием электроэрозионной обработки с последующей термической обработкой деталей.*

*Analysis of the applied processing methods of gear performance improvement, with application of machining and electro-erosion processing, with subsequent heat treatment of parts has been performed. The basic defects of gears and changes of surface layer of working surface gears after electro-erosion processing are investigated in practice.*

В настоящее время в авиастроении стремятся уменьшить габаритные размеры авиационных редукторов. В основном это происходит за счет уменьшения габаритов зубчатых передач. Но параллельно с этим существует тенденция к увеличению передаваемого КПД передачи. Для уменьшения габаритов редукторов и коробок передач часто применяют блочные цилиндрические зубчатые колеса (рис. 1, *а*, *б*). Их редко изготавливают цельными из-за того, что закрытый венец *2* технологически сложно обработать с шероховатостью *Ra* 0,2...0,4 потому, что нет выхода для шлифовального круга.

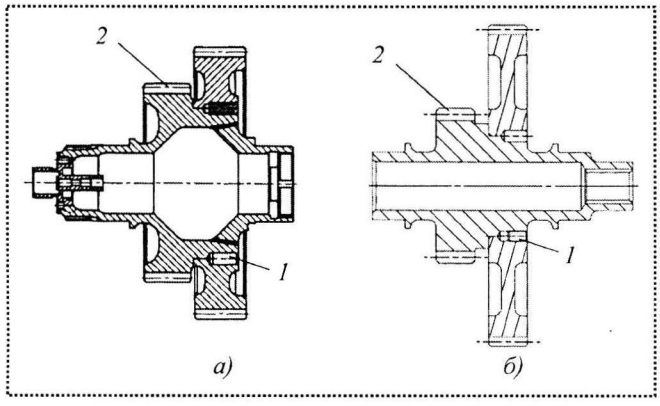



**Рис. 1. Блочные зубчатые колеса для:**
*а* – авиации; *б* – наземных судов

Обычно зубчатые колеса с двумя и более зубчатыми венцами делают так, чтобы можно было свободно фрезеровать зубья червячной фрезой и шлифовать большим кругом. С этой целью расстояние между зубчатыми венцами делают достаточным для свободного выхода инструмента из зоны резания.

В промышленности используют, как правило, в редукторах сборные блочные колеса (см. рис. 1, *а*, *б*), соединенные при помощи штифтов *1*. Штифты являются напряженными элементами, которые обычно приводят к поломке передачи и двигателя в целом [1]. За рубежом изготавливают закрытый венец блочного колеса, применяя для этого шлифовальную головку *2* (рис. 2), что вызывает остаточные напряжения в поверхностном слое обрабатываемых зубьев *1*, которые также приводят к поломке.

Наиболее типичными причинами выхода из строя зубчатых пар редукторов ГТД являются: усталостная поломка зубьев, усталостное выкрашивание поверхности зубьев (питтинг) и др.

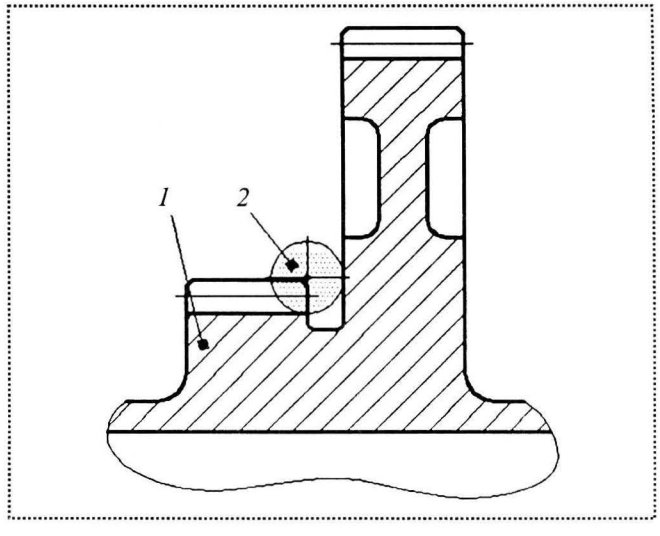



**Рис. 2. Цилиндрическое блочное колесо, обработанное шлифованием:**
*1* – зубчатый венец; *2* – шлифовальная головка

Контактная прочность зубчатых колес зависит в основном от свойств и состояния материала вблизи поверхности, воспринимающей контактные нагрузки, от чистоты формы поверхности, контакта и от условий нагружения со стороны других деталей, передающих контактные нагрузки [2].

Среди многочисленных методов обработки поверхностей деталей не все пригодны для образования рабочих поверхностей, воспринимающих контактные нагрузки. Это объясняется тем, что в большинстве случаев подобные поверхности должны быть гладкими, с плавными и геометрически точными очертаниями, а материал вблизи поверхности должен быть прочным, упругим, износостойким и в некоторых случаях очень твердым.

Зубчатые колеса в соответствии с видами окончательной обработки их рабочих поверхностей, воспринимающих контактные нагрузки, можно разбить на следующие группы:

1) окончательная обработка шлифованием рабочих поверхностей точных зубчатых передач;

2) отделочные операции, выполняемые после предварительного шлифования (полирования, доводки и др.), рабочих поверхностей деталей некоторых видов зубчатых и других передач.

Кроме механических способов окончательной обработки поверхностей, существуют и другие, например, электрополирование, уменьшающее микронеровности на обрабатываемой поверхности при помощи электрохимических процессов; химическая обработка поверхностей; электромеханическая обработка; электронно-лучевая обработка отверстий и, наконец, методы покрытия поверхностей тонкими слоями других материалов (химические методы, электрохимические, электроэрозионные и т.д.).

Зубчатые колеса изготовляют из твердых азотируемых или цементируемых сталей и подвергают термической обработке, повышающей прочность и твердость материала.

Для увеличения КПД зубчатой передачи необходимо повысить ее износостойкость, изгибную и контактную усталость, потому что именно с ними связаны основные виды разрушения.

Контактную прочность, износостойкость и работоспособность зубчатых передач можно повысить двумя способами: конструкционным и технологическим. Среди технологических методов защиты рабочих поверхностей зубчатых колес выделяются такие, как применение механических, термических и химико-термических методов упрочнения поверхностей зубьев, в зоне действия максимальных напряжений; увеличения точности изготовления передач, что существенно снижает динамические нагрузки. Это увеличивает изгибную прочность.

*Повысить сопротивляемость усталостным явлениям поможет*:

- повышение механических характеристик материалов зубчатых колес;
- применение различных видов упрочнения активных поверхностей зубьев;
- увеличение точности изготовления зубчатых колес.

Улучшить эксплуатационные свойства зубчатых передач можно с применением электроэрозионной обработки (ЭЭО) [2]. ЭЭО используют для:

- ♦ удаления заусениц и скругления острых кромок зубьев зубчатых колес методом обкатки [3];
- ♦ изготовления пресс-форм для получения заготовок зубчатых колес методом прошивки;
- ♦ обработки зубчатых колес с использованием проволоки в качестве инструмента [4].

Зубчатые колеса, полученные ЭЭО, применяют в приборо- и судостроении. Нужно отметить, что чем больше длительность импульса, тем бóльшая мощность может быть реализована при ЭЭО и бóльшая скорость съема металла получена, но при этом качество обработанной поверхности остается низким. С уменьшением длительности импульса и повышением частоты их следования реализуемая мощность уменьшается, а также уменьшается и скорость съема металла, но качество обработанной поверхности значительно повышается.

Проводятся эксперименты по изготовлению цельных блочных колес с применением электроэрозионной обработки, т.е. обработка закрытого зубчатого венца будет произведена в блоке без последующей сборки. Для проведения ЭЭО изучают способы обработки, оптимальные режимы резания, необходимое станочное оборудование. После электроэрозионной обработки зубчатого венца предлагают использовать химико-термическую обработку: ионное азотирование, ионная цементация и углеродные алмазоподобные покрытия.

Поверхностный слой после электроэрозионной обработки характеризуется специфическим микрорельефом, в нем образуются остаточные напряжения, распределенные по глубине, изменяются микротвердость и структурно-фазовый состав материала. Свойства этого слоя сильно зависят от параметров режима обработки.

У зубчатых колес, обработанных резанием, наблюдается наличие направленной шероховатости. В связи с этим основной объем смазки может быть выдавлен из зоны бóльших в зону меньших давлений, что предопределяет возможность схватывания контактируемых поверхностей и приведет к износу и образованию питтинга. У рабочих поверхностей, обработанных электроэрозионным способом, такого явления нет ввиду отсутствия направленной шероховатости, взаимной изоляции отдельных углублений, в которых сосредотачивается смазка. Это повышает износостойкость и контактную прочность рабочих поверхностей зубчатых колес.

Изменение микротвердости оплавленного поверхностного слоя показывает, что твердость его выше твердости основного металла. Увеличение твердости можно объяснить образованием в поверхностном слое карбидов хрома за счет насыщения слоя углеродом из рабочей жидкости.

В связи с повышенными требованиями к усталостной прочности изделий авиадвигателестроения в целях исключения возможного снижения этого показателя отраслевым стандартом ОСТ 100450–82 введены ограничения на применение ЭЭО для изготовления высоконагруженных деталей ГТД. Применение ЭЭО разрешено для деталей, у которых глубина зоны термического влияния не более 0,08 мм. Во всех остальных случаях рекомендуется удаление слоя механическим или электрохимическим методами.

Влияние параметров качества поверхностного слоя после электроэрозионной обработки на усталостную и длительную прочность материалов, применяемых при изготовлении деталей ГТД, изучено недостаточно.

Вместе с тем существующие способы обработки позволяют гарантированно удалить дефектный слой (электроэрозионная шлифовка). Остаточные напряжения после ЭЭО снижаются за счет последующей термической обработки.

**Список литературы**

1. **Производство** зубчатых колес газотурбинных двигателей: Произв.-практ. издание / Ю.С. Елисеев, В.В. Крымов, И.П. Нежурин и др.; под ред. Ю.С. Елисеева. М.: Высш. шк., 2001. 493 с.

2. **Физико-химические** методы обработки в производстве газотурбинных двигателей: Ю.С. Елисеев, В.В. Крымов, А.А. Митрофанов и др.; под ред. Б.П. Саушкина. М.: Дрофа, 2002. 656 с.

3. **Смоленцев Е.В.** Способ электроэрозионно-химической доводки зубчатых колес – Патент РФ № 2183150 от 10.06.2002.

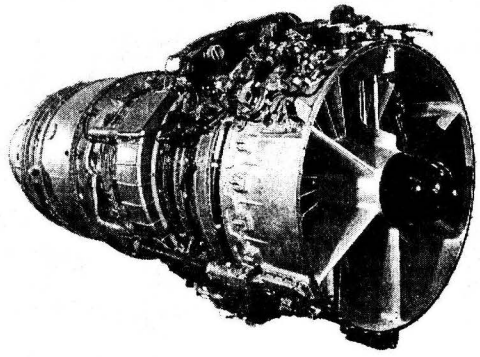
4. **Кравченко Д.В., Рязанов С.И., Брехов Е.В.** Способ электроэрозионной обработки зубчатых колес – Пат. РФ № 2212317 от 20.09.2003.

## В издательстве "Машиностроение" готовится к изданию книга

**Работа на фрезерных станках:** Справочник для рабочего / Л.Г. Бердников, В.Ф. Безъязычный, В.Н. Крылов, Е.М. Большаков; под ред. В.Ф. Безъязычного.

Изложены основные сведения о процессах фрезерования, фрезерных станках, режущих инструментах (фрезах), приспособлениях для фрезерных станков. Рассмотрены особенности фрезерования различных обрабатываемых поверхностей, а также вопросы контроля и организации рабочего места фрезеровщика.

Рекомендуется для фрезеровщиков, может быть полезен для подготовки специалистов, а также для учащихся учреждений среднего профессионального образования.



УДК 621.914.1:62-408.8

**Д.В. Белов** *(РГАТА им. П.А. Соловьева)*

# Объемная фрезерная обработка на МОЦ деталей ГТД с пространственно-сложными поверхностями

*Проведен анализ способов получения деталей с пространственно-сложными поверхностями, определен ряд особенностей при их изготовлении. Определена степень важности управляющих программ для станков с ЧПУ.*

*The analysis of methods to manufacture parts with crooked spatial surfaces has been performed, some special features of their manufacture have been determined. Importance of control software for numerically controlled machine tools has been evaluated.*

В современном машиностроении широкое применение получили детали, имеющие сложную пространственную форму. Наиболее многочисленными представителями этого класса являются детали авиационной промышленности, такие как: лопатки, моноколеса, корпуса ГТД и др. Характерной особенностью деталей с пространственно-сложными поверхностями (ПСП) являются высокие технические требования по шероховатости (*Ra* 0,63).

Постоянное возрастание требований к повышению производительности обработки ПСП вызывает необходимость интенсификации и автоматизации процессов их изготовления.

Типовой технологический процесс изготовления деталей, содержащих пространственно-сложные поверхности, содержит черновое, чистовое фрезерование и отделочно-доводочные операции, такие как шабрение, полирование. При этом трудоемкость последних может превышать суммарную трудоемкость чернового и чистового фрезерования.

Для сокращения времени механической обработки деталей, содержащих ПСП, необходимо уменьшать объем доводочных операций, что возможно за счет максимального приближения выходных показателей чистового фрезерования к требуемым параметрам шероховатости готовой детали.

Обработка металлов и сплавов резанием является одним из самых распространенных способов формообразования деталей ГТД. Широкая популярность фрезерования объясняется спецификой самой номенклатуры деталей, используемых в производстве ГТД.

С одной стороны, детали ГТД, особенно детали, составляющие проточную часть двигателя, имеют сложную пространственную форму, представляющую определенную трудность для лезвийной обработки.

С другой стороны, по конструкторским соображениям к деталям проточной части предъявляются высокие требования по точности изготовления, особенно это характерно для малоразмерных двигателей, которые имеют в качестве последней ступени компрессора центробежное колесо.

Фрезерование характеризуется относительно высокой производительностью при достаточно высокой точности.

Но возможность использования одного инструмента, как для торцевого, так и для бокового фрезерования, обеспечивает преимущественное использование фрезерования для обработки деталей, имеющих труднодоступные поверхности, с высоким требованием к их взаимному расположению (моноколеса, лопаточные диффузоры и т.п.)

Основным средством автоматизации механической обработки деталей, содержащих ПСП, являются **машинно-обрабатывающие центры (МОЦ)**. Эффективность использования МОЦ находится в прямой зависимости от качества и надежности управляющих программ. В последних задается информация о траектории движения инструмента, режимах резания и т.д., необходимая для автоматического выполнения операций без вмешательства оператора-станочника.

Появление многокоординатных обрабатывающих центров, оснащенных системой ЧПУ и глобусным столом, имеющим вертикальную и горизонтальную оси вращения, позволило реализовать процесс обработки деталей сложной формы.

Следует отметить, что для малоразмерных ГТД в целях повышения напорности ступени лопатки колеса лопатки загибают в сторону вращения колеса, а у небольших колес делают входной направляющий аппарат (ВНА) заодно с рабочим колесом. В этом случае ВНА образуется загибом входной кромки лопатки колеса.

Для обработки подобных деталей обычных методов программирования не хватает. С этой целью в последнее время создаются специальные пакеты программ, которые позволяют рассчитать управляющую программу (УП) для станка с ЧПУ.

*Пакет программ должен обеспечивать*:

1. Обработку детали с заданной точностью.
2. Возможность назначения различных диапазонов параметров резания за проход.
3. Контроль на инсцендентность ("на зарез") инструмента и детали.
4. Возможность визуализации обработки.
5. Возможность быстрого и качественного корректирования параметров детали, инструмента и процесса обработки.

*Алгоритм действий технолога можно представить следующим образом*:

1. Подготовка исходных данных.
2. Анализ исходных данных.
3. Выбор траектории.
4. Создание УП для обработки рабочего профиля.
5. Установка на станок.

Программа для получения УП обычно выдает текст УП в "обезличенном" виде, после этого необходимо произвести постпроцессирование, результатом которого является текст УП применительно к конкретному виду (постпроцессору) станка.

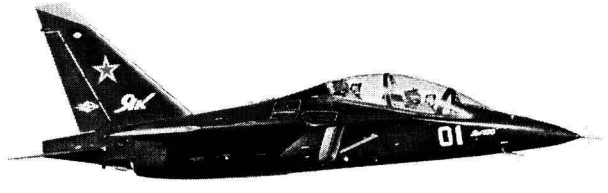
Однако наблюдается разрыв между постоянно расширяющимися технологическими возможностями МОЦ и трудностями в обеспечении требуемой шероховатости обработки поверхности на стадии проектирования управляющих программ из-за недостаточной изученности процесса объемного фрезерования. От того насколько полно спроектированная программа учитывает конкретные условия обработки, будет зависеть трудоемкость ее отладки, которая может быть снижена за счет ликвидации многократного перепрограммирования, а также повышением технологической надежности выполняемой операции.

Рассматривая этап расчета программы для обработки детали, можно сделать вывод о том, что число факторов, влияющих на качество деталей в первом приближении (до этапа оптимизации) велико, и итоговая программа для обработки детали является результатом конечного числа итераций. Число итераций зависит от степени корреляции модели обработки с реальными условиями, возникающими непосредственно на станке при изготовлении. Однако возможности современных пакетов по расчету программ для обработки и современного оборудования и инструмента предполагают наличие какого-то алгоритма выбора параметров и какой-либо методики оптимизации. И чем точнее прослежены взаимовлияния различных факторов в методике, тем более существенна польза от нее.

Для уменьшения многочисленных экспериментальных поправок программ на МОЦ, вызывающих простои, в целях обеспечения требуемых параметров шероховатости технолог зачастую идет на занижение режимов резания и тем самым снижает производительность обработки.

## Вывод

Для подбора режимов резания, обеспечивающих получение требуемой шероховатости, приходится неоднократно производить изменения в управляющей программе, причем количество корректировок зависит от квалификации и опыта технолога-программиста. В связи с этим исследование, направленное на разработку методики проектирования операций фрезерования ПСП, позволяющей повысить качество их обработки, снизить трудоемкость доводочных работ и тем самым повысить суммарную производительность изготовления детали, является актуальным.



УДК 621.7.07; 621.9.07; 62-229

**И.Н. Аверьянов** *(РГАТА им. П.А. Соловьева)*

# Применение инструментов качества при проектировании приспособлений для производства авиационных двигателей и наземных газотурбинных установок

*Дан анализ процесса проектирования приспособлений для производства деталей авиационных двигателей и наземных газотурбинных установок с точки зрения инструментов качества и стандарта ГОСТ Р ИСО 9001–2001.*

*The article death with processing of devices designed of GTE and industrial gas turbine units parts manufacturing using "quality tools" and standard ISO 9001–2000.*

Проектирование специальной станочной оснастки для производства деталей авиационных двигателей и наземных газотурбинных установок в условиях, когда от авиационных предприятий требуется постоянное обновление выпускаемой продукции, повышение ее качества, характеризуется большим объемом проектно-конструкторских расчетов, включая: анализ служебного назначения, силовые и точностные расчеты, определение параметров силового привода, технико-экономическое обоснование спроектированного приспособления и модернизацию приспособлений в связи с изменением номенклатуры выпускаемой продукции. Конструирование станочных приспособлений – процесс творческий. Проанализируем, воспользовавшись двумя из известных инструментов качества, процесс проектирования специальной станочной оснастки.

## Циклическая модель управления качеством PDCA

Непрерывное совершенствование процессов осуществляет на основе циклической модели управления качеством (рис. 1, табл. 1). Цикл **PDCA** был введен Ф. Тейлором еще в начале XX века. Затем он получил дальнейшее развитие в работах В. Шухарта и Э. Деминга, в результате чего приобрел современное содержание.

Механизм управления делится на четыре основные стадии:

- планирование (**P**lan);
- выполнение (**D**o);
- проверка (**C**heck);
- корректирующее действие (**A**ction).

Конкретное содержание этапов цикла может зависеть от того, качество какого объекта рассматривается: продукции, процесса или их составляющих элементов.

Поскольку проектирование является частью производственного цикла (одним из этапов изготовления изделия), то его результат и качество самого процесса должны удовлетворять требованиям внутреннего потребителя. На рис. 2 представлен цикл **PDCA** применительно к проектированию станочных приспособлений.

Качество проектно-конструкторских работ определяется способностью обеспечивать максимальное качество изделия (от которого зависит прежде всего удовлетворенность внешнего потребителя) при минимальных затратах (удовлетворенность внутреннего потребителя). Минимум затрат достигается при оптимальном сочетании трудоемкости и использования всех видов ресурсов: материальных, энергетических и информационных.

Порядок проектирования станочных приспособлений обычно состоит из двух этапов.

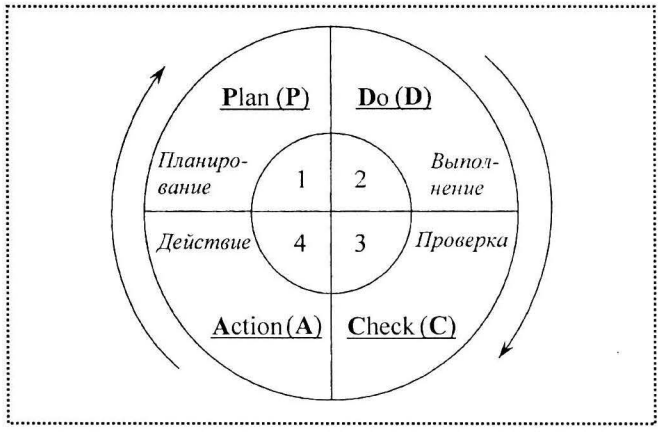



**Рис. 1. Циклическая модель управления качеством PDCA**

Таблица 1

| Стадия | Система Тейлора | Система Шухарта |
|---|---|---|
| P | Установление требований к качеству изделий | Планирование качества процессов |
| D | Изготовление изделий | Выполнение процесса |
| C | Контроль качества изделий | Контроль характеристик процесса с использованием статистических методов |
| A | Административное воздействие на исполнителя | Исключение особых причин, снижение влияния общих причин вариаций |

*На первом этапе* разрабатывают эскизы механической обработки детали и на них отмечают базовые поверхности и места зажима ее в приспособлении.

*Второй этап* заключается в конструировании приспособления. При этом необходимо проработать и уточнить:

- годовую программу выпуска изделий;
- чертежи заготовки и готовой детали и технические условия на деталь;
- технологический процесс и эскиз механической обработки на соответствующей операции;
- техническую характеристику, паспортные данные, посадочные места и состояние станка, на котором будет установлено проектируемое приспособление;
- условия эксплуатации, обслуживания и ремонта проектируемого приспособления.

При конструировании приспособлений необходимо выполнить в приведенной ниже последовательности такие операции:

■ вычертить контур обрабатываемой детали (обычно в трех проекциях), оставив достаточно места для вычерчивания на проекциях всех элементов приспособления; вокруг контура обрабатываемой детали – направляющие элементы для режущего инструмента (кондукторные втулки) и контуры режущего инструмента; установочные (центрирующие) или опорные элементы (подвижные и неподвижные опоры);

■ рассчитать усилие зажима, исходя из величины сил резания; погрешность обработки в зависимости от принятой схемы базирования. Если расчет покажет, что принятая схема базирования и зажима не обеспечивает требуемой точности обработки, то следует изменить схему базирования и заново произвести расчет.

В некоторых случаях при необеспечении точности за счет изменения данной схемы необходимо изменить схему обработки;

■ выбрать конструкцию зажимного устройства и вычертить зажимные элементы приспособления;

■ произвести расчет основных параметров зажимных устройств на прочность и жесткость и силового привода;

■ вычертить силовой привод, корпус и вспомогательные элементы приспособления;

■ выполнить необходимые разрезы и сечения, проставить габаритные и контрольные размеры (диаметры кондукторных втулок, расстояния между их осями, между базовыми поверхностями и т.д.), задав технические требования по точности изготовления приспособления.

Приведенный выше порядок проектирования показывает, что качество процесса проектирования не соответствует предъявляемым требованиям. Для достижения заданного качества изделия часто приходится затрачивать дополнительные матери-

**Рис. 2. Цикл PDCA применительно к проектированию приспособлений**

альные и энергетические ресурсы (велика вероятность повторного расчета точностных и силовых характеристик приспособления с изменением схемы базирования, выбора конструкции зажимного устройства и т.д.). При этом значительно увеличивается трудоемкость проектирования и изготовления оснастки. В связи с этим необходимо:

◇ усовершенствовать проектно-конструкторские работы таким образом, чтобы достижение требуемого качества проектирования происходило при минимальных затратах времени и ресурсов;

◇ найти возможности для дальнейшего повышения качества проектирования.

Выходом из сложившегося положения является применение специализированных автоматизированных объектно-ориентированных систем проектирования, представляющих собой **CAD**-системы, адаптированные к конкретной предметной области с помощью программно-методических модулей. При их использовании специалист вводит в систему проектирования данные технического задания и наблюдает за процессом генерации проекта, принимая принципиальные решения путем их выбора из вариантов, предлагаемых компьютером. Согласно модели затрат Г. Тагути это позволит минимизировать потери.

### Процессный подход

Согласно требованиям стандарта ГОСТ Р ИСО 9001–2001 для успешного функционирования любая организация должна определять и осуществлять менеджмент многочисленных взаимосвязанных видов деятельности. Деятельность, использующая ресурсы и управляемая в целях преобразования входов в выходы, может рассматриваться как процесс. Часто выход одного процесса образует непосредственно вход следующего. Применение в организации системы процессов с их идентификацией и взаимодействием, а также менеджмент процессов могут считаться "процессным подходом". Преимущество процессного подхода состоит в непрерывности управления, которое он обеспечивает на стыке отдельных процессов в рамках их системы, а также при их комбинации и взаимодействии.

Для успешного функционирования системы проектирования и разработки в рамках системы менеджмента качества организация должна в соответствии с ГОСТ Р ИСО 9001–2001 п. 7.3:

1) планировать и управлять проектированием и разработкой новой продукции;

2) анализировать входные данные, относящиеся к требованиям к продукции;

3) входные данные проектирования и разработки должны быть представлены в форме, позволяющей провести верификацию относительно входных требований к проектированию и разработке;

4) на тех стадиях, где целесообразно, должен проводится систематический анализ проекта и разработки в соответствии с запланированными мероприятиями;

5) верификация проекта и разработки должна осуществляться с запланированными мероприятиями, чтобы удостоверится, что выходные данные проектирования и разработки соответствуют входным требованиям;

6) валидация проекта и разработки должна осуществляться в соответствии с запланированными мероприятиями, чтобы удостоверится, что полученная в результате продукция соответствует требованиям к установленному или предполагаемому использованию;

7) изменение проекта и разработки должно быть идентифицировано, а записи должны поддерживаться в рабочем состоянии.

Исходя из изложенного выше, проектирование станочной оснастки является одним из процессов производственного цикла по изготовлению, эксплуатации и утилизации. Поэтому необходимо обеспечить его результативность и управляемость, а также наличие необходимой информации.

### Вывод

Очевидно, что решение этих проблем, как и в циклической модели управления качеством **PDCA**, так и в процессом подходе, во многом может быть обеспечено путем применения систем автоматизированного проектирования в процессе технической подготовки производства и в частности проектирования станочной и контрольно-измерительной оснастки с обеспечением доступности информации об изделии на всех этапах производственного цикла.

Подобный подход особенно актуален при разработке принципиально новых видов изделий, качество которых зависит от грамотного и быстрого проектирования станочной и контрольно-измерительной оснастки.

**М.Н. Дмитриева** *(ОАО "НПО "Сатурн")*

# Технологическое обеспечение контактной жесткости поверхностей деталей авиационных двигателей

*Рассмотрена взаимосвязь контактной жесткости поверхностей, находящихся в контакте, с режимами их обработки, физико-механическими свойствами материала деталей и режущего инструмента и геометрией режущей части инструмента.*

*The question of the interconnection magnitude strain asperities surfaces details in contact, with regimes of their machining, by physic mechanical properties of material detail and the geometry cutting end instrument is considering in article.*

В современном авиадвигателестроении надежность и долговечность авиационного двигателя напрямую зависят от эксплуатационных свойств деталей, среди которых немаловажную роль играет контактная жесткость поверхностей деталей. Поэтому в настоящее время весьма актуальными являются вопросы обеспечения эксплуатационных свойств деталей авиационных двигателей на стадии их изготовления. Наиболее эффективными в решении данной проблемы являются технологические методы.

Эксплуатационные свойства деталей авиадвигателей в значительной степени определяются качеством поверхностного слоя, которое иногда в большей степени определяет ресурс эксплуатации деталей, нежели характеристики точности обработки.

Одним из важнейших свойств поверхностного слоя деталей является контактная жесткость. Контактная жесткость определяет способность поверхностей деталей, находящихся в сопряжении, воспринимать действующие на них нагрузки не деформируясь, и определяется отношением величины нагрузки $P$ к величине взаимного перемещения контактирующих поверхностей $y$. И, хотя потеря контактной жесткости не является прямой причиной выхода изделия из эксплуатации и не приводит к непосредственному разрушению машины, контактная жесткость поверхностей сопрягаемых деталей является одним из важнейших показателей, оказывающим влияние на эксплуатационные характеристики изделия. Однако потеря контактной жесткости является причиной потери герметичности соединений, изменения посадки и величины натяга в неподвижных соединениях, а также величины зазора в сопряжениях, что приводит к потере точности, уменьшению КПД, снижению прочности, повышению шума, отказу или поломке машины.

Качество поверхностного слоя детали напрямую зависит от технологических условий обработки (скорости резания, подачи, глубины резания, геометрических параметров режущей части инструмента), а также от физико-механических характеристик материала детали и режущего инструмента.

Функциональная зависимость, определяющая взаимосвязь контактной жесткости и условий обработки поверхностей, геометрических и физико-механических характеристик поверхностного слоя, может быть выражена следующим образом:

$$j = f(P, Rz, b, \nu, \sigma_т, \sigma_в, r_{пр}, r_{поп}, E, \mu),$$

где $P$ – величина нагрузки, действующей в зоне контакта;

$Rz$ – высота микронеровностей профиля поверхности детали;

$b$ и $\nu$ – параметры кривой опорной поверхности, характеризующей опорную площадь поверхности, находящейся в контакте. Величина параметров $b$ и $\nu$ определяется экспериментально и зависит от метода обработки;

$\sigma_в$ – предел прочности материала детали;

$\sigma_т$ – предел текучести материала детали;

$r_{пр}$ – радиус закругления вершины единичной микронеровности в продольном направлении;

$r_{поп}$ – радиус закругления вершины единичной микронеровности в поперечном направлении;

$E$ – модуль упругости;

$\mu$ – коэффициент Пуассона.

Высота неровностей профиля $Rz$ зависит от физико-механических свойств материала детали и режущего инструмента, геометрии режущей части инструмента и режимов механической обработки.

На основе имеющихся зависимостей, устанавливающих взаимосвязь высоты неровностей профиля с технологическими условиями обработки поверхности [1–3], автором были получены теоре-

тико-эмпирические зависимости, отражающие взаимосвязь контактного сближения поверхностей и технологических условий обработки при пластическом контакте двух шероховатых поверхностей:

• при взаимно параллельном расположении плоскостей главных кривизн контактирующих поверхностей

$$y = 0{,}546Rz^{1,02} \times$$

$$\times \left[ 53{,}3 \frac{N_1 N_2 k_3 (r_1 + r_2) c\, \sigma_{т2} \left( \frac{P}{k_3} \right)^{\nu_1 + \nu_2 - 1}}{\left( \frac{\sigma_в}{\sigma_{эв}} \right)^{0,8} \sigma_{т1} (2\pi c\, \sigma_{т2} \sqrt{r_{пр} r_{поп}})^{m_2}} \right]^{\frac{1}{\nu_{исх}}};$$

• при взаимно-перпендикулярном расположении плоскостей главных кривизн контактирующих поверхностей

$$y = 0{,}546Rz^{1,02} \left[ 53{,}3 \frac{N_1 N_2 k_3 (r_1 + r_2 + \sqrt{r_{пр} r_{пр2}} + \sqrt{r_{поп} r_{поп2}})\, c\sigma_{т2} \left( \frac{P}{k_3} \right)^{\nu_1 + \nu_2 - 1}}{\left( \frac{\sigma_в}{\sigma_{эв}} \right)^{0,8} r_2 \sigma_{т1} (2\pi c\, \sigma_{т2} \sqrt{r_{пр} r_{поп}})^{m_2}} \right]^{\frac{1}{\nu_{исх}}},$$

$k_3$ – коэффициент, учитывающий изменение величины сближения контактирующих поверхностей при деформации микронеровностей за счет осадки основания ($k_3 < 1$). Коэффициент $k_3$ может быть определен по формуле [3]:

$$k_3 = \frac{1{,}4ERz^{0,5}}{1{,}4ERz^{0,5} + \pi c \sigma_т (1 - \mu^2) (r_{пр} r_{поп})^{0,25}};$$

$k_5$ – коэффициент, получаемый в результате численного решения интегрального уравнения для определения фактической площади соприкосновения контактирующих поверхностей [3];

$c\sigma_т$ – напряжение, переводящее единичные микронеровности из упругого состояния в пластическое ($c$ – коэффициент, $\sigma_т$ – предел текучести материала детали);

$$r_i = \sqrt{r_{пр\,i} r_{поп\,i}};$$

$r_i$ – приведенный радиус закругления вершины единичной микронеровности из упругого состояния в пластическое;

$N_i$ – критерий геометрических параметров контактирующих поверхностей, определяемый по формуле:

$$N_i = \frac{b\nu_i (\nu_i - 1)}{Rz_i^{\nu}}.$$

Приведенные выше зависимости устанавливают взаимосвязь контактного сближения, а следовательно, и контактной жесткости, поверхностей деталей с параметрами качества контактирующих поверхностей (высота микронеровностей профиля $Rz$, радиус закругления вершины единичной микронеровности $r$), физико-механическими свойствами материалов контактирующих деталей (предел прочности $\sigma_т$, предел текучести $\sigma_в$, коэффициент Пуассона $\mu$, модуль упругости $E$) и технологическими условиями их обработки (скорость резания $V$, подача $S$, глубина резания $t$, геометрические характеристики режущей части инструмента и др.).

В настоящее время существуют зависимости, устанавливающие взаимосвязь показателей качества поверхности с технологическими параметрами ее обработки. Поэтому приведенные выше выражения могут быть использованы для установления непосредственной взаимосвязи контактного сближения и контактной жесткости поверхностей с технологическими условиями их обработки, что позволило бы управлять параметрами процесса обработки в целях обеспечения требуемой контактной жесткости поверхностей.

### Список литературы

1. **Суслов А.Г., Дальский А.М.** Научные основы технологии машиностроения. М.: Машиностроение, 2002. 684 с.

2. **Оптимизация** технологических условий механической обработки деталей авиационных двигателей / В.Ф. Безъязычный, Т.Д. Кожина, А.В. Константинов, В.В. Непомилуев, А.Н. Семенов, Т.В. Шарова, Ю.П. Чистяков. М.: Изд-во МАИ, 1993. 184 с.

3. **Рыжов Э.В.** Контактная жесткость деталей машин. М.: Машиностроение, 1966. 196 с.

УДК 621.438:621.822

**А.Л. Михайлов**, *д-р техн. наук,* **С.М. Скирта, А.В. Пахоменков**
*(ОАО "НПО "Сатурн", г. Рыбинск),*
**В.С. Чигрин**, *канд. техн. наук (Рыбинская авиационная технологическая академия имени П.А. Соловьева)*

# Исследование влияния толщины и свойств нанопокрытия пластины на ее частотные характеристики

*Рассмотрено влияние свойств материала покрытия и толщины покрытия пластины на ее частотные характеристики в целях отстройки от резонансных колебаний. Выполнено численное моделирование колебаний пластины, выявлено, что нанопокрытие уменьшает частоты колебаний пластины из титанового сплава.*

*It is investigated the influence of the covering material properties and the covering thickness of the plate on its frequency features with the purpose of offsetting from the resonance fluctuations. It is executed the numerical modeling of the fluctuations of the plate. It is revealed that the thin nanocovering reduces the high-form fluctuations of the titanium alloy plate.*

В процессе эксплуатации газотурбинных двигателей (ГТД) могут происходить разрушения рабочих и направляющих лопаток компрессоров. Причиной таких разрушений являются усталостные повреждения лопаток. Для защиты их от циклических нагрузок как первопричины усталостных разрушений возможно нанесение на рабочие поверхности пера лопатки покрытий из наноматериалов, обладающих свойствами, отличными от свойств основного конструкционного материала.

Выполненные экспериментальные исследования [1, 2] были посвящены в основном оценке влияния нанопокрытий на титановых сплавах, из которых изготовлены лопатки компрессоров современных ГТД, на циклическую прочность композиции. Полученные экспериментальные результаты позволяют сделать вывод об увеличении показателей усталостной прочности титановых сплавов с нанопокрытиями.

Циклические нагрузки вызываются в лопатках компрессоров ГТД колебаниями пера лопатки в динамически возмущенном воздушном потоке. Они достигают своего максимума при совпадении частот возбуждающих сил и частот собственных колебаний лопатки. В этом случае наступает резонанс, и амплитуды деформаций достигают своего максимума. Поэтому целесообразным является исследование влияния нанопокрытий пера лопатки на собственные частоты колебаний для обеспечения возможности отстройки колеблющейся лопатки от возможных резонансов.

Нанесение покрытий с характеристиками, отличными от характеристик материала-основы, или последовательное расположение в покрытиях слоев с различными характеристиками упругости и пластичности способствует созданию стесненной деформации, что приводит к повышению уровня деформации сдвига и, следовательно, к рассеянию энергии колебаний. Особую актуальность проблема приобретает для высокооборотных роторов малоразмерных ГТД, где отмечаются резонансные колебания рабочих лопаток на частотах до (4...15) кГц.

Целью исследования являлось определение целесообразной толщины и характеристик материала покрытия, наилучшим образом отвечающих решению поставленной задачи. Для решения задачи рассмотрены и смоделированы колебания плоского образца из титанового сплава с покрытиями различной толщины.

Образец представляет собой пластину – консольно закрепленный стержень прямоугольного сечения шириной $b$, толщиной $h$, состоящий из слоя-основы толщиной $h_о$ и слоя покрытия $h_п$ (рис. 1). Пластина колеблется под действием приложенного на свободном конце знакопеременного момента $M$.

Так как модули упругости материалов основы $E_о$ и покрытия $E_п$ различны, то положение нейтральной линии пакета определим по зависимости

$$h_2 = \frac{\int\limits_F EydF}{\int\limits_F EdF} = \frac{E_о F_о y_о + E_п F_п y_п}{E_о F_о + E_п F_п},$$

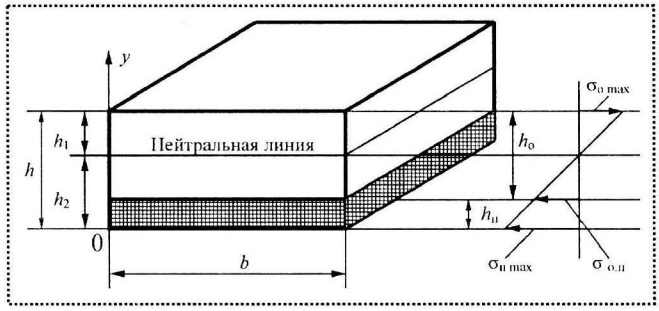



**Рис. 1. Модель пластины с покрытием**

где $F_о$ и $F_п$, $y_о$ и $y_п$ – площади и центры масс сечений основы и покрытия соответственно.

Для пластины с постоянной шириной $b$ зависимость имеет вид

$$h_2 = \frac{E_о h_о y_о + E_п h_п y_п}{E_о h_о + E_п h_п}.$$

Напряжения растяжения (сжатия) волокон пластины при знакопеременном нагружении равны нулю на нейтральной линии и достигают максимальных значений на внешних сторонах основы и покрытия.

На поверхности стыка материалов напряжения составляют

$$\sigma_{о.п} = \frac{M(h_2 - h_п)}{J},$$

где $J$ – момент инерции сечения относительно нейтральной линии.

Относительные деформации материалов основы и покрытия на поверхности стыка материалов составляют

$$\varepsilon_о = \sigma_{о.п}/E_о \text{ и } \varepsilon_п = \sigma_{о.п}/E_п,$$

отношение деформаций составляет

$$\frac{\varepsilon_о}{\varepsilon_п} = \frac{E_п}{E_о}.$$

Таким образом, при изгибных колебаниях пластины с покрытием на поверхности контакта возникает разница в деформациях материалов основы и покрытия, пропорциональная отношению величин модулей упругости материалов. Это вызывает диссипацию энергии колебаний на гистерезисе из-за изменения знака напряжений при циклическом нагружении пластины. При низших формах изгибных колебаний пластины это влияние проявляется в меньшей мере, чем при более сложных высших формах.

Энергия колебаний должна рассеиваться тем сильнее, чем больше отношение величин модулей упругости основного материала и покрытия.

При значительной толщине покрытия поверхность контакта находится вблизи нейтральной линии, где напряжения изгиба и, следовательно, деформации близки к нулю, поэтому диссипативные свойства поверхности контакта при деформациях пластины с толстым слоем покрытия сказываются на потерях энергии колебаний в меньшей мере, чем при нанесении тонкого покрытия на поверхность пластины. При этом не учитывали потери энергии в самих слоях материала-основы и покрытия.

Полученные выводы проверены численным моделированием колебаний пластины из титанового сплава с нанесенным на ее поверхность нанопокрытием. Модель образца создана при помощи графического комплекса Unigraphics и далее экспортирована в расчетный комплекс ANSYS для создания конечно-элементных моделей, проведения расчетов и анализа результатов. Методика моделирования изложена в [3, 4].

*Конечно-элементная модель образца* имеет регулярное разбиение при помощи восьмиузловых объемных элементов SOLID45, имеющих три степени свободы в каждом узле (всего 1472 элемента и 1821 узел). Покрытие поверхностей моделировали оболочечными элементами SHELL63 (поверхность *A*, рис. 2). Закрепление образца моделировали приложением ограничений перемещения узлов на замковой поверхности модели по трем направлениям.

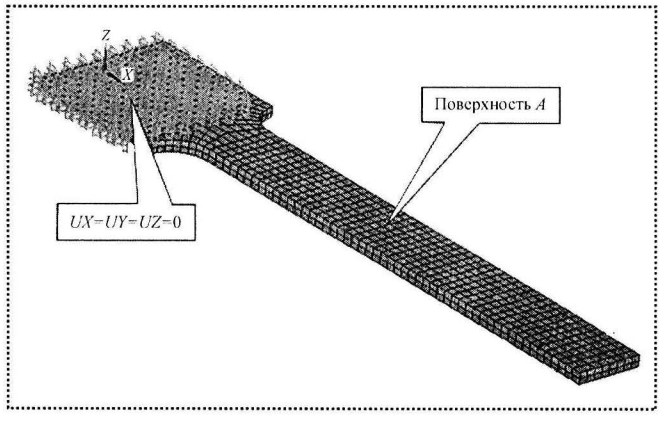



**Рис. 2. Конечно-элементная модель образца с покрытием**

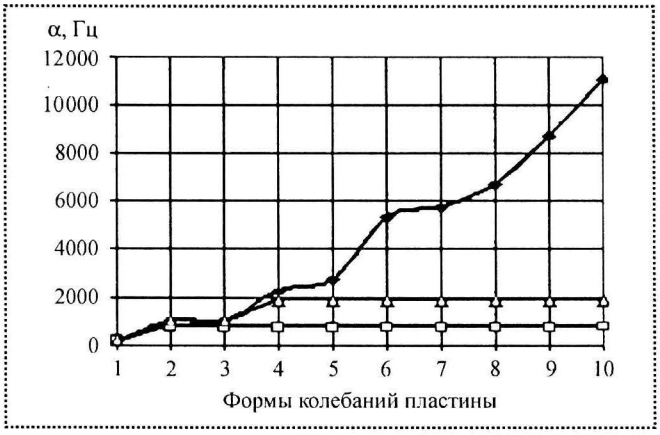



**Рис. 3. Зависимость частот α колебаний пластины от толщины покрытия $h_п$:**
—■— – без покрытия; —△— – $h_п$ = 0,025 мм; —□— – $h_п$ = = 0,010 мм

*Расчет форм и частот собственных колебаний* α *модели* выполнен в расчетном комплексе ANSYS при помощи метода итераций в подпространстве или блочного метода Ланцоша.

Результаты моделирования приведены на графике рис. 3.

Результаты моделирования подтверждают вывод о том, что тонкое покрытие со свойствами, отличными от материала-основы, нанесенное на пластину, уменьшает частоты ее колебаний по высшим формам, что может явиться основанием для расчетов колебаний рабочих лопаток компрессора ГТД в целях отстройки их от резонансов на рабочих режимах двигателя.

Аналогичные результаты были получены в экспериментах с нанесением жестких покрытий для демпфирования колебаний судового дизель-генератора [5]. Результаты моделирования подтверждают вывод о том, что тонкое покрытие со свойствами, отличными от материала-основы, нанесенное на пластину, уменьшает частоты ее колебаний по высшим формам, что может явиться основанием для проектирования рабочих лопаток компрессора ГТД с отстройкой их от резонансов на рабочих режимах двигателя.

**Список литературы**

1. **Ляшенко Б.А., Трапезон А.Г., Рутковский А.В.** Вакуумплазменные покрытия как резерв повышения сопротивления усталости листовых материалов // Вибрации в технике и технологиях, № 5. Киев. 2001. С. 76–79.

2. **Трапезон А.Г., Мироненко В.И., Бондарь А.В., Вальков А.С.** Циклическая прочность титановых сплавов с покрытиями при нормальных и повышенных температурах в условиях высокой частоты нагружения // Вібрації в техніці та технологіях, № 5. Киев. 2004. С. 85–87.

3. **Михайлов А.Л.** Проектирование и вибродиагностика деталей ГТД / под ред. В.М. Чепкина. Рыбинск: РГАТА, 2005. 216 с.

4. **Чигрин В.С., Скрипка А.И.** Колебания. Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 1999. 36 с.

5. **Минасян Н.А., Медведев В.В.** Снижение вибрации дизель-генераторов и судовых конструкций за счет демпфирования мастичными покрытиями // Судостроение, 2006. № 3. С. 36–38.

## В издательстве "Машиностроение" выходит в свет

**Справочник** токаря-универсала / под ред. М.Г. Шеметова и В.Ф. Безъязычного. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение, 2007. 576 с.: ил.

ISBN 978-5-217-03393-5

Изложены сведения о процессах и режимах резания, нормировании токарных работ. Приведены методы повышения производительности труда, технические характеристики оборудования, описание технологической оснастки и инструмента, данные по обработке особо сложных деталей. Приведены сведения из опыта работы отечественных и зарубежных промышленных предприятий.

Второе издание (1-е изд. 1987 г.) переработано в соответствии с современной научно-технической документацией и дополнено сведениями об обеспечении точности и управлении качеством при токарной обработке. В приложении более развернуто представлен материал о повышении качества поверхности методами пластического деформирования.

Для токарей-универсалов всех отраслей промышленности, может быть полезен учащимся учреждений среднего профессионального образования.

Приобрести книгу можно непосредственно в издательстве "Машиностроение", прислав заявку для отдела реализации
**по факсу**: (495) 269-48-97 (работает круглосуточно)
**по e-mail**: realiz@mashin.ru;
**по почте**: 107076, Москва, Стромынский пер., 4,
ОАО "Издательство "Машиностроение".

**Справки о наличии книг, выписке счетов и отправке изданий по телефонам: (495) 269-66-00, 269-52-98.**

В заявке должны быть указаны: название предприятия, юридический адрес (для оформления счета-фактуры), почтовый индекс и адрес (для доставки изданий), ИНН и банковские реквизиты предприятия, ФИО исполнителя, контактный телефон, факс, e-mail, названия заказываемых книг, количество экземпляров.

**С.П. Кузнецов**, *канд. техн. наук,* **Ю.Т. Долгих** *(ОАО "НПО "Сатурн")*

# Система сбора и обработки информации при испытаниях газотурбинных двигателей

*Дан обзор новых высокоточных средств и методов измерения и контроля параметров, сбора и обработки получаемой при испытаниях двигателя информации.*

*The article death with reviews new high-quality accuracy means and method of measurement and control of parameters of getting and procession data obtained when testing the engine.*

В области автоматизации испытаний выработан единый подход к построению автоматизированных систем измерений и контроля. Структурная схема измерительного комплекса приведена на рис. 1 (см. 2-ю стр. обложки)

В состав системы обязательно входит станция сбора данных. Процесс сбора данных и выдача управляющих воздействий на объект испытаний выполняются на уровне этой станции. Обработка информации по технологии, визуализация, протоколирование и интерфейс с пользователями выполнены на уровне автоматизированных рабочих мест (АРМ).

На этапе автоматизации в качестве устройств сбора данных используют различные аппаратно-программные комплексы. Данные комплексы по своим характеристикам должны удовлетворять требованиям к точности, быстродействию и масштабируемости (модульности) системы сбора данных. При автоматизации опытных испытаний число измерительных каналов достигает 2000 и более. Программное обеспечение комплексов должно быть адаптивно для мониторинга большого числа параметров и подключения новых каналов, но не быть достаточно сложно и закрыто при необходимости изменения технологии испытаний.

Для исследовательских испытаний с последующей сложной математической обработкой данных, а также для испытаний современных авиационных изделий иностранного производства наиболее предпочтительно использовать устройства сбора данных в стандарте VXI, который представляет собой стандарт на контрольно-измерительную и управляющую аппаратуру высшего класса точности.

Программное обеспечение, поддерживающее аппаратуру в этом стандарте, имеет высокую степень унификации. Прогрессивные инструментальные среды Lab VIEW, LabWINDOWS, Bridge VIEW, HP VEE позволяют быстро разрабатывать приложения сложной обработки данных на уровне технолога и расчетчика.

АРМ бригадира-испытателя также является обязательным в составе автоматизированной системы. Именно на нем ведется управление техпроцессом испытаний.

В составе системы может присутствовать АРМ контролера. Основное назначение – проверка соответствия параметров двигателя требуемым нормам со стороны бюро технического контроля. АРМ бригадира и контролера находятся непосредственно на испытательном стенде и получают информацию в реальном режиме испытаний с устройства сбора данных через сетевой интерфейс.

Результаты испытаний в режиме реального времени поступают в единый корпоративный центр данных. Хранение результатов в едином центре обеспечивает:

- ♦ гарантированное сохранение данных в соответствии с жесткими правилами отказоустойчивости и катастрофоустойчивости;
- ♦ гарантированную защиту данных от несанкционированного использования, изменения и уничтожения;
- ♦ авторизованный доступ к данным различных категорий пользователей;
- ♦ высокую скорость работы приложений (программ анализа данных) с использованием технологии "клиент – сервер";
- ♦ работу всех пользователей с единым электронным документом.

Все пользователи данных испытаний получают информацию посредством корпоративной вычислительной сети. При этом обработку данных осуществляют на мощных корпоративных серверах, а по сети передают только результаты обработки.

В состав автоматизированной системы включены следующие АРМ:

• АРМ заказчика. Представители заказчика могут, находясь в своем помещении, следить за ходом испытаний на всей испытательной станции;

• АРМ технологов для отслеживания изменений в технологии испытаний;

• АРМ конструктора для анализа результатов испытаний;

• АРМ динамиста для контроля и регистрации динамических параметров;

• АРМ диспетчера для контроля за текущим состоянием производства.

### Измерительно-вычислительный комплекс (ИВК)

Это комплекс, который включает в себя центральную ЭВМ, периферийные (на каждом стенде) ПЭВМ, линии связи, программное обеспечение (см. рис. 1), систему сбора и обработки информации, получаемой при испытаниях (рис. 2, см. 2-ю стр. обложки).

*Функции, которыми должен обладать ИВК:*

■ сбор и обработка с выдачей на принтеры в виде распечатки, получаемой при испытаниях информации; выдача протоколов испытаний;

■ автоматическое измерение параметров объекта испытаний и стендовых систем на установившихся и неустановившихся (переходных) режимах;

■ автоматическое и ручное управление режимами работы изделия и стендовых систем, поддержание режимов в технологическом цикле испытаний всех видов, в том числе циклических;

■ обеспечение связи и управления технологическими системами в комплексе с САУ двигателей;

■ математическая обработка и сравнение полученных экспериментальных характеристик испытуемого объекта с расчетными (заданными);

■ выдача оперативной дискретной информации (в том числе с визуализацией) в режиме испытания;

■ обеспечение контроля и замера параметров при проведении специальных испытаний;

■ выдача протокола испытаний (в том числе в виде распечатки) таблиц параметров и графиков характеристик;

■ выдача рекомендаций и управляющих сигналов на исполнительные механизмы по корректировке регулировки объекта испытаний в целях получения заданных характеристик;

■ обеспечение выдачи визуальной информации об аварийных ситуациях на объекте испытаний и испытательном стенде и автоматическую блокировку с выдачей необходимой информации на пульт управления;

■ обеспечение автоматической визуализации (видеосъемки, включая высокоскоростную) процессов, происходящих с объектом в процессе испытания;

■ обеспечение калибровки и автотестирование каналов и элементов измерительной системы, электрических схем и электрических систем перед испытанием и в ходе испытания;

■ архивирование результатов испытаний и обеспечение записи на носители информации;

■ передача информации, в том числе оперативной, о полученных результатах испытаний в обработанном виде в ОКБ в автоматическом режиме по заданным адресам;

■ обеспечение автоматической увязки измеренных параметров с метеоусловиями;

■ обеспечение точного учета расхода топлива для экономических служб, диспетчеров и технического отдела по этапам испытаний с идентификацией конкретного вида испытаний и исполнителя;

■ обеспечение обмена информацией по каналу общего пользования (КОП) при прочностных испытаниях;

■ измерение, обработка и оценка эмиссионных характеристик;

■ защита передаваемой и получаемой информации от помех, утраты и несанкционированного доступа.

Все функции ИВК должны реализовываться в эксперименте и в масштабе реального времени.

*Требования к математическому обеспечению ИВК:*

♦ возможность составления рабочего задания на каждое испытание по видам, количеству и порядку опроса параметров (каналов);

♦ возможность оперативной корректировки рабочего задания в процессе испытаний для изменения вида, количества, порядка опроса, числа опросов каждого параметра, вида усреднения, скорости опроса, введения или исключения цифровых фильтров и т.п.;

♦ оперативный контроль и визуализация параметров, включая аварийные и расчетные, графическое изображение расчетной и действительной информации для работы специалистов, сопровождающих и анализирующих результаты измерений;

♦ непрерывное слежение за параметрами ограничений, с уходом с режима при достижении с обеспечением регистрации и отображения;

♦ спектральный анализ сигналов при тензо- и виброметрии;

♦ возможность минимального обращения к органам управления ИВК;

♦ работа с внешней кнопочной станцией при возникновении аварийных ситуаций;

♦ возможность оперативной распечатки результатов в процессе испытания с сохранением информации на машинном носителе;

♦ возможность работы в локальной сети испытательной станции и корпоративной сети предприятия;

♦ обеспечение метрологической аттестации ИВК, систем измерения и контроля;

♦ обеспечение возможности работы с математическими моделями и мнемосхемами;

♦ обеспечение регистрации и обработки параметров быстропеременных процессов;

♦ расчет и анализ затрат на проведение испытаний с объективным учетом затрат труда;

♦ расчет характеристик по измеренным параметрам с визуализацией;

♦ обеспечение возможности работы со специальными типами входных сигналов (ступенчатые, импульсные, синусоидальные), обеспечение при этом отфильтрованости от помех, а также с белым, серым и псевдослучайным шумом в реальном времени;

♦ обеспечение получения среднеквадратичной оценки параметров при работе с нестационарными процессами, с медленно (по сравнению с регрессией) меняющимися параметрами;

♦ обеспечение применения метода обращения процедур и матриц, с целью преодоления трудностей при необходимости выполнения значительных вычислений;

♦ обеспечение оценки неизвестных параметров заданных нелинейных функций;

♦ обеспечение реализации метода стохастической аппроксимации;

♦ обеспечение реализации метода использования фиксированного, а не последовательно растущего числа измерений при работе с линейными и нелинейными процессами;

♦ реализация метода прогнозирования, и в том числе градиентного, для обеспечения функциональной связи между характеристиками управления и вектора управления.

## Вывод

Применение средств автоматизации процесса сбора и обработки информации, программных средств управления двигателем и контроля его состояния в ходе испытания разгружает оператора от утомительной и напряженной работы и обеспечивает точное выполнение последовательности операций эксперимента-испытания.

### Список литературы

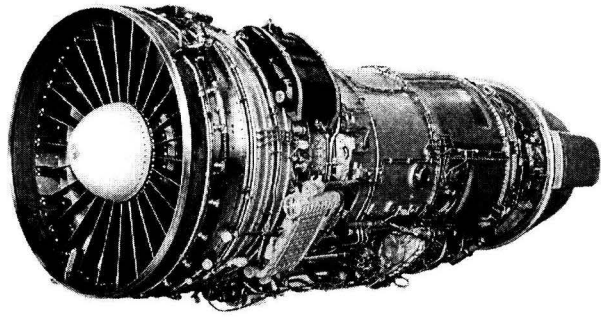
1. **Авиационные правила.** Ч. 33. Нормы летной годности двигателей воздушных судов. М.: МАК, 1994. 47 с.

2. **ГОСТ 16.504–81.** Испытания и контроль качества продукции. Термины и определения.

3. **Кузнецов С.П.** Основные принципы поузловой доводки ГТД. Учебное пособие. Рыбинск.: РГАТА, 1998. 67 с.

4. **Сосунов В.А., Чепкин В.М. и др.** Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: Учебник. М.: Изд-во МАИ, 2003. 688 с.

5. **Письменный В.Л.** Испытания авиационных силовых установок. Учебное пособие. М.: Издательство МАИ, 2002, 172 с.



**А.Л. Михайлов**, *д-р техн. наук,* **О.Л. Посадова**
*(ОАО "Научно-производственное объединение "Сатурн")*

# Методика вибродиагностики автоколебаний рабочего колеса вентилятора ТРДД в режиме реального времени

*Рассмотрена методика диагностики автоколебаний (флаттера) рабочих лопаток вентилятора турбореактивного двухконтурного двигателя (ТРДД) в режиме реального времени. В качестве основного диагностического признака используют спектр корпусной вибрации, что позволяет более надежно, по сравнению с известными способами, определять диагностическую частоту.*

*This paper presents new method of run-time turbo machinery rotor blade flutter diagnostics. Spectrum of vibration is the main diagnostic characteristic in this method. This method is more reliable in determination of diagnostic frequency in comparison with well-known ones.*

Подавляющее большинство поломок рабочих лопаток осевых компрессоров авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) имеет усталостный характер и связано с переменными напряжениями, возникающими в лопатках при колебаниях. Особый случай представляют автоколебания (АК) – нерезонансные самовозбуждающиеся (без внешних периодических воздействий) колебания лопаток с незатухающей амплитудой, поддерживаемые переменными аэродинамическими силами, возникающими при колебательном движении лопаток из-за упругих обратных связей.

Все типы АК характеризуются лавинообразным ростом амплитуды вибронапряжений во всех элементах рабочего колеса ГТД (лопатках, замках, дисках и др.) до опасных значений, которые могут вызвать их быстрое разрушение, поэтому они недопустимы ни на одном из эксплуатационных режимов работы двигателя.

Все авиационные ГТД подлежат проверке на отсутствие АК, которая проводится во всем эксплуатационном диапазоне частот вращения роторов ГТД – от малого газа до максимальных в наземных и полетных условиях. В случае обнаружения АК на каком-либо из проверяемых режимов определяют границы их возникновения и разрабатывают мероприятия по их устранению. Экспериментальная проверка эффективности мероприятий в этом случае является обязательной.

Для диагностики АК лопаток компрессора ГТД используют динамическое тензометрирование. Однако сложность тензометрирования лопаток компрессора (трудоемкость препарирования и прокладки коммуникаций, наклейки тензорезисторов) в ряде случаев ограничивает его применимость для диагностики АК особенно в летных условиях на борту летающей лаборатории.

Среди бесконтактных методов обнаружения АК получили развитие методы диагностики АК, основанные на использовании датчиков пульсаций статического давления потока, размещенных на корпусе над исследуемой ступенью компрессора. В 1978 г. инженеры Курков и Дикус (США), используя известное преобразование Галилея, получили формулу для частоты АК в неподвижной системе координат, регистрируемой датчиком пульсаций статического давления:

$$f_{\text{п}} = f_{\text{л}} + mf_{\text{р}}, \qquad (1)$$

где $f_{\text{п}}$ – диагностическая частота АК лопаток в спектре пульсаций, Гц; $f_{\text{л}}$ – частота собственных колебаний лопаток при АК, Гц; $f_{\text{р}}$ – частота вращения ротора, Гц; $m$ – число узловых диаметров.

В [1] рассмотрен способ бесконтактной диагностики флаттера лопаток, основанный на спектральном анализе высокочастотных пульсаций давления потока по датчику пульсаций, установленному вблизи исследуемого компрессорного колеса.

Несмотря на значительное количество исследований, посвященных АК, алгоритмы и технические средства надежной и своевременной их диагностики в режиме реального времени до сих пор реализованы не в полной мере. Это вызвано сложностью выявления диагностических признаков, предусматривающих тщательный анализ уже зарегистрированной информации, в то время как диагностика АК важна в режиме реального времени в целях своевременного обнаружения и предотвращения усталостного разрушения лопаток компрессора ГТД.

В работе предложена методика диагностики АК вентилятора осевого компрессора ТРДД в режиме реального времени по способу диагностики АК [2, 3],

при котором в качестве основного параметра для диагностики АК используют корпусную вибрацию, которую измеряют вибропреобразователями, установленными в плоскостях расположения опор роторов, и регистрируют в виде амплитудно-частотного спектра. Определяют в этом спектре диагностическую частоту колебаний лопаток по формуле (1) и следят за ее изменением. При этом момент возникновения АК фиксируют по достижению заданного значения отношения изменения корпусной вибрации с диагностической частотой к изменению частоты вращения ротора или по достижению корпусной вибрацией с диагностической частотой предельного значения, соответствующего предельному значению напряжения в лопатке.

Рассматриваемый способ был реализован как при испытаниях изолированной вентиляторной ступени компрессора, так и при ее испытаниях в составе полноразмерного авиационного ТРДД. В ходе испытаний выполняли следующие измерения. Для проведения динамического тензометрирования лопатки и диск вентилятора препарировали проволочными тензорезисторами (база 5 мм). Для диагностирования АК с помощью пульсаций статического давления потока корпус вентилятора препарировали высокочастотными датчиками пульсаций давления потока фирмы "PCB". Для анализа по корпусной вибрации использовали вибропреобразователи МВ43-5Б.

По информативности сигнал, полученный с вибропреобразователя, не уступает сигналу, полученному с тензорезистора, значительно превышая диагностические компоненты с датчика пульсаций давления потока.

На основании вышеизложенного авторами предложена методика вибродиагностики АК в режиме реального времени, используемая при испытаниях ряда ГТД.

1. До начала проведения испытаний двигателя выполняют построение зависимостей диагностической частоты от измеренной частоты вращения вентилятора ГТД для низших форм колебаний лопаток при числе узловых диаметров $m = 1...4$. Указанные зависимости получают расчетным и/или экспериментальным путем и по мере появления новых экспериментальных данных уточняют и дополняют применительно к различным условиям и особенностям испытаний, например, площади раскрытия сопла, наличия дросселирующей решетки на входе и т.д.

2. В процессе проведения испытаний одновременно с изменением частоты вращения перемещают маркер спектроанализатора, устанавливая его в зависимости от частоты вращения вентилятора на возможное значение диагностической частоты $f_д$ в соответствии с ранее подготовленными по п. 1 зависимостями. Особое внимание следует обращать на диапазон частот вращения, в котором были ранее уже зафиксированы АК.

3. Согласно предложенному способу вибродиагностики АК их наличие устанавливают по скорости нарастания амплитуды виброскорости с диагностической частотой $f_д$ или по достижению виброскорости с диагностической частотой предельного значения, соответствующего предельно допустимому значению напряжения в лопатке.

При достижении амплитуды виброскорости с диагностической частотой установленного порогового значения или темпа нарастания должен быть немедленно снижен режим работы ГТД (выход на предыдущий установившийся режим работы).

4. По окончании выбега роторов ГТД выполняется детальный анализ зарегистрированной информации в целях возможного дополнения и уточнения ранее полученных зависимостей.

## Вывод

Проведенный анализ, зарегистрированный с тензорезисторов, датчиков пульсаций давления потока и вибропреобразователей информации показал преимущества предлагаемого способа диагностики АК лопаток вентилятора ТРДД в режиме реального времени, при котором в качестве основного диагностического признака используют корпусную вибрацию. Предложенная методика диагностики АК позволяет своевременно их зафиксировать, что было установлено при проверке на АК ряда ГТД. Рассмотренные способ и методика являются основой для разработки технических средств диагностики АК РК ГТД.

### Список литературы

1. **Патент** РФ на изобретение № 2111469. Способ диагностики колебаний рабочего колеса турбомашины / А.А. Хориков, дата публ. 20.05.1998.

2. **Патент** РФ на изобретение № 2296970. Способ диагностики автоколебаний рабочего колеса турбомашины (варианты) / А.Л. Михайлов, В.В. Посадов, В.В. Воинов, А.В. Фирсов, дата публ. 10.04.2007.

3. **Михайлов А.Л., Посадов В.В., Посадова О.Л.** Вибродиагностика автоколебаний рабочих лопаток ГТД в режиме реального времени // Авиационная и ракетно-космическая техника с использованием новых технических решений: Тез. докл. междунар. школы-конф. В 3 ч / РГАТА – Рыбинск, 2006. Ч. 3. С. 148–150.

УДК 629.7:534.1

**В.С. Чигрин**, *канд. техн. наук*, **А.П. Веретенников**
*(РГАТА им. П.А. Соловьева)*,
**С.А. Беляков** *(ОАО "НПО "Сатурн", г. Рыбинск)*

# Об одном источнике возникновения высокочастотных вибраций в подшипниках качения газотурбинных двигателей

*Рассмотрен один из возможных источников высокочастотных колебаний в подшипниках качения авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) – резонансные колебания кольца подшипника, возбуждаемые неравномерностью газового потока в тракте двигателя. Выполнено численное моделирование колебаний кольца.*

*One of possible aviation gas-turbine engines roller bearing high-frequency vibration sources was studied, the source is bearing race resonance called by gas flow distortion in the engine flowpath. Numerical simulation of bearing race vibration performed.*

Подшипники качения авиационного ГТД являются высоконагруженными элементами двигателя и во многом определяют его надежность и ресурс, поэтому в эксплуатации необходим постоянный контроль состояния подшипниковых узлов двигателя. Техническое состояние подшипников качения может быть оценено при помощи анализа вибросигналов. Достоинством вибродиагностических методов является то, что диагностику производят безразборно, на рабочих режимах. Все остальные методы, за исключением анализа по составу примесей в масле, требуют разборки оборудования.

Оценку технического состояния и поиск дефектов подшипников качения можно производить несколькими методами:

• диагностика по времени выбега ротора при выключении двигателя и по общему уровню вибрации позволяет оценить техническое состояние подшипниковых опор на стадиях, когда дефекты приводят или уже привели к деградации состояния подшипников;

• диагностика по соотношению "пик / фон вибросигнала" позволяет выявлять дефекты подшипников качения на достаточно ранних стадиях;

• диагностика по спектру огибающего сигнала позволяет выявлять дефекты подшипников на самых ранних стадиях их развития, метод менее остальных подвержен различным помехам и в результате имеет большую достоверность, но достаточно сложен.

При работе подшипника с внутренними дефектами во временном вибросигнале появляются характерные составляющие с собственными частотами, по которым можно достаточно корректно выявить место нахождения дефекта. Основные частоты дефектов подшипников рассчитаны по формулам [1], описывающим кинематику взаимодействия элементов подшипников (частоты прохождения тел качения, сепаратора и т.п.). Численные значения частот зависят от соотношения геометрических размеров подшипника и частоты вращения ротора механизма. Развитие дефекта приводит к появлению второй и третьей гармоник от характерной подшипниковой частоты, рядом с которыми слева и справа тоже появляются боковые частоты, число пар которых может быть достаточно большим. Чем более развит дефект, тем больше у гармоник частоты дефекта боковых составляющих (рис. 1).

Проявления дефектов подшипников на спектрах вибросигналов имеют ряд особенностей: наличие на временном вибросигнале явно выраженных периодических ударных процессов; наличие в спектре вибросигнала большого количества несинхронных компонент (гармоник с дробными номерами), частоты которых определяются подшипниковыми соотношениями; наличие в спектре широкополосных энергетических горбов вблизи подшипниковых частот и частот собственных резонансов элементов механической конструкции.

Для обеспечения достоверности распознавания дефектов подшипников качения на начальных этапах, когда спектральные составляющие поддаются

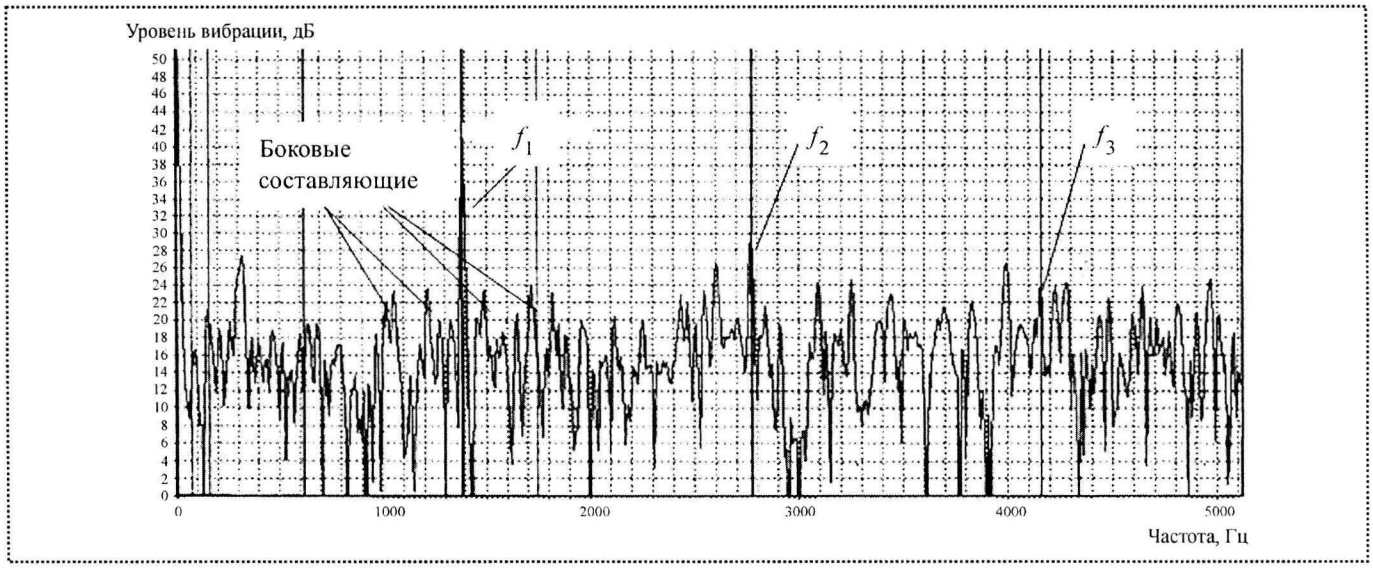



**Рис. 1. Спектр шарикового подшипника с развитым дефектом**

выделению, возможно использование векторных диагностических моделей, имеющих вид многомерных векторов, включающих в себя не только три ортогональные гармоники частоты вращения, как предложено в [2], но и высшие гармоники подшипниковых частот. Анализ таких многомерных векторов в пространстве состояний позволяет дифференцировать дефекты подшипников от дисбалансов ротора, расцентровок и т.п. [3].

Для подшипников авиационных ГТД, выполненных с высокой точностью, в спектрах колебаний выделяют ряд достаточно высокочастотных составляющих. Причинами их могут являться не только волнистости беговых дорожек и огранка тел качения, но и изгибные деформации колец подшипника силами, действующими на них от тел качения, колебания жесткости подшипника под действием нагрузки при его вращении и резонансные колебания наружного кольца. В спектрах вибрации эти спектральные составляющие выглядят как колебания при волнистости беговой дорожки подшипникового кольца, что может привести к неверному диагнозу и досрочному съему двигателя по дефекту подшипника.

В подшипниках авиационного ГТД такие вибрации могут возбуждаться неравномерностями газового потока в тракте двигателя, обусловленными конечным числом рабочих лопаток ротора. Эти колебания передаются на опору ротора, вызывая резонансные колебания подшипникового кольца.

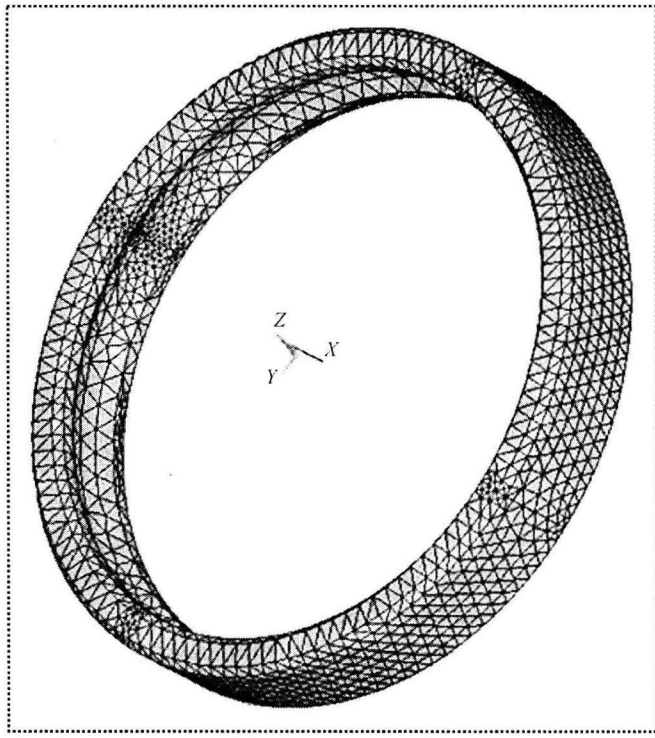



**Рис. 2. Твердотельная модель наружного кольца подшипника с разбивкой на конечные элементы**

Выполненное численное моделирование колебаний наружного кольца шарикового подшипника 6-126122Р1 (передняя опора ротора компрессора ГТД) позволило построить частотную диаграмму собственных колебаний кольца. На рис. 2 приведена твердотельная модель кольца с разбивкой на конечные элементы, на рис. 3 – одна из форм колебаний.

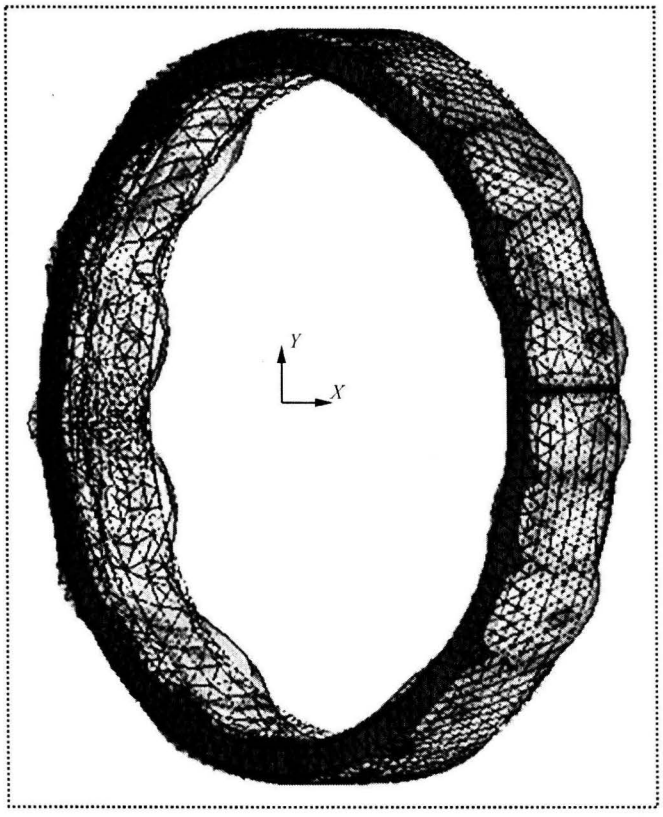



**Рис. 3. Результаты модального анализа колебаний наружного кольца в пакете ANSYS**

Рабочий диапазон частот вращения ротора исследуемого ГТД составляет от 10000 об/мин на режиме малого газа (167 1/с) до 15700 об/мин на максимальном режиме (262 1/с). Число тел качения (шариков) в подшипнике – 19. Частота прохождения тел качения по наружному кольцу по первой форме составляет в рабочем диапазоне от 1287 до 2105 Гц. Число рабочих лопаток первой ступени компрессора – 27, частота, возбуждаемая в рабочем диапазоне неравномерностью потока, составляет (4509...7074) Гц. На диаграмме рис. 4 приведены частоты колебаний наружного кольца подшипника по различным изгибным формам в холодном состоянии (сплошная линия) и при рабочих температурах подшипника (пунктирная линия). Колебания по первой форме соответствуют перемещению кольца в радиальном

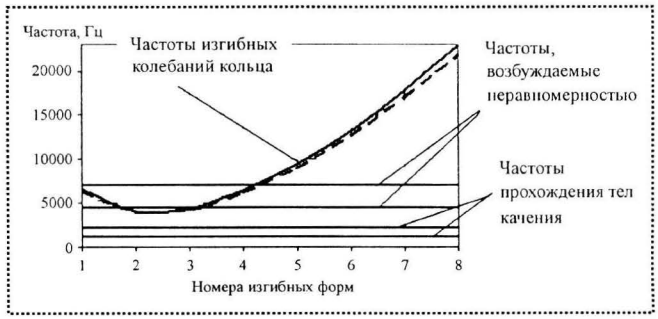



**Рис. 4. Частотная диаграмма колебаний наружного кольца подшипника**

направлении, по остальным формам – изгибу кольца с различным числом волн.

На диаграмме нанесены также частоты колебаний возбуждающих сил.

Из диаграммы (см. рис. 4) видно, что в рабочем диапазоне частот вращения ротора возможны резонансные колебания кольца исследуемого подшипника до четвертой формы изгибных колебаний, возбуждаемые неравномерностью газового потока в тракте двигателя.

## Вывод

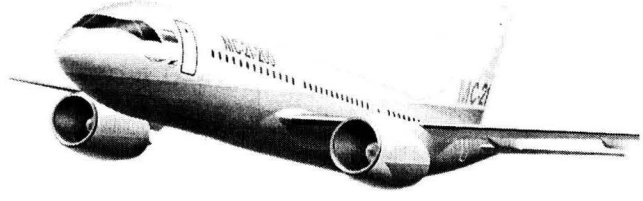
Использование такого предварительного моделирования позволяет выделить в векторе вибраций резонансные составляющие и учесть их при оценке состояния подшипника, что повышает достоверность диагностики.

### Список литературы

1. **Чигрин В.С., Симбирский Д.Ф., Белогуб А.В.** Виброакустика авиационных двигателей. Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 2000. 118 с.

2. **Кобяков И.Б., Малютин Д.В., Сперанский А.А.** Векторная виброметрия – технология XXI века // Датчики и системы, 2006. № 1. С. 2–7.

3. **Чигрин В.С., Веретенников А.П.** Диагностика состояния подшипников качения Авиационных ГТД по их вибрационным характеристикам // Развитие транспорта в регионах России: проблемы и перспективы: материалы Всероссийской научно-практической конференции. 5 марта 2007 г. Киров, 2007. С. 109–112.



УДК 629.7.067

**С.В. Сарычев, В.Т. Шепель** *(ОАО "НПО "Сатурн")*

# Применение теории риска к задаче управления летной годностью авиационных ГТД

*Представлена методология поддержания уровня летной годности, основанная на анализе безопасности и функциональном анализе. Безопасность рассматривается как риск возникновения отказов с опасными последствиями и основывается на анализе видов, последствий и критичности отказов (FMECA). Показана связь между безотказностью составляющих частей двигателя и эффектом от их отказа в виде матрицы критичности, базирующейся на кривой Фармера. В результате представленной методологии, основанной на анализе риска, выполняется классификация компонентов двигателя, которые могут влиять на безопасность или не влиять на безопасность, но влиять на безотказность.*

*This publication exhbits methodological approach to the management of airworthiness based both on safety and functioal/logical analysis. In the core of safety analysis lies the assessment of risk and consequently the criticality levels of parts based on the failure modes, effects and criticality analysis (FMECA). The reader can see the link between the probability of an event and its effects in the form of a criticality matrix based on the Farmer curve. The end result of the methodology, based on risk assessment, is the classification of the components which make up an engine, divided into those that affect safety and those that do not, as well as those that do not affect safety but impact reliability.*

Важнейшим фактором, определяющим конкурентоспособность современного авиадвигателя, является наличие эффективной системы обеспечения летной годности за счет:

- замены критических (основных) деталей исчерпавших ресурс, а также в связи с отказами и предотказными состояниями;
- оперативных и периодических инспекций с применением средств контроля и диагностики;
- логической поддержки авиационного газотурбинного двигателя (ГТД) в эксплуатации и восстановления его работоспособности на всех стадиях жизненного цикла.

Перечисленные пункты программы управления летной годности, применяемой на западе, базируется на системе сохранения целостности критических деталей, регламентируемой пунктом CS-E 515 Европейских авиационных правил (Certification Specifications for Engines) и осуществляется реализацией трех планов управления целостностью критических деталей (Engineering Plan, Manufacturing Plan, Service Management Plan).

**Инженерный план** (Engineering Plan) базируется на положении, что комбинации нагрузок, свойства материалов, влияние окружающих условий и условий эксплуатации в достаточной степени известны или прогнозируемы с помощью обоснованных расчетов, испытаний или опыта эксплуатации, чтобы своевременно снять с эксплуатации критическую деталь двигателя с невыработанным одобренным ресурсом до наступления опасного для двигателя последствия. В связи с этим должна быть оценена допустимость повреждений приводящих к возможности разрушения элементов двигателя из-за отклонений, связанных со свойствами материалов, условиями изготовления и обслуживания, в пределах одобренного ресурса критической детали.

**План изготовления** (Manufacturing Plan) устанавливает особые производственные требования и ограничения на изготовления критических деталей двигателя со свойствами, требуемые инженерным планом.

**План управления эксплуатацией** (Service Management Plan) устанавливает эксплуатационные технологические процессы технического обслуживания и ремонта (ТОиР), обеспечивающие поддержание свойств критических деталей, заданных инженерным планом. Эти технологические процессы после процедуры сертификации становятся частью инструкций по поддержанию летной годности в эксплуатации.

Ключевой системой, охватывающей перечисленные составляющие процесса обеспечения летной годности, является прогрессивная концепция технического обслуживания по надежности RCM

(Reliability Centered Maintenance) [1]. Целью указанной системы является задача обеспечения на этапе проектирования и удержания в допустимых пределах вероятностей отказов с опасными последствиями на этапе серийной эксплуатации. Причинами отказов с опасными последствиями могут быть единичные отказы критических деталей или множественные отказы, последовательность которых нарушает условия работоспособности критических деталей в соответствии с российскими и европейскими авиационными правилами АП-33, CS-E [2, 3]. Управление летной годностью в части обеспечения безопасности регламентируется требованиями авиационных правил соответственно пунктами АП 33.75 [2] и CS-E 510 [2, 3].

Классификация и перечень событий по их влиянию на безотказность авиационного ГТД в соответствии с пунктом CS-E 510 [3] представлены в табл. 1.

В отличие от отечественных АП-33 европейские нормы летной годности CS-E и рекомендательные циркуляры AMC к CS-E 510 более подробно детализируют вероятностную трактовку требований безопасности. В соответствии с AMC, CS-E и циркуляром AC-33.75 FAA содержат технические риски (вероятности) критических или околокритических последствий отказов и базируются на следующих положениях:

а) путем анализа должно быть показано, что вероятность разрушения каждой из критических деталей двигателя и, соответственно, вероятность каждого из отказов с опасными последствиями, вызванного разрушением конкретной критической детали, не должна быть выше, чем $10^{-8}$ (на час полета);

**1. Классификация и ранжирование отказов по их воздействию на безопасность авиационного ГТД**

| Классификация | Воздействие отказа на двигатель |
|---|---|
| "Опасное" CS-E 510 §g (2) | 1. Нелокализованное разрушение с вылетом осколков высокой кинетической энергии. |
| | 2. Концентрация токсических веществ в отбираемом от двигателя воздухе для салона достаточная, чтобы повлиять на экипаж или пассажиров. |
| | 3. Значительная тяга в направлении, противоположном тому, которое было задано пилотом. |
| | 4. Неконтролируемый пожар. |
| | 5. Отказ системы подвесок двигателя, приводящий к самопроизвольному отделению двигателя. |
| | 6. Полная невозможность остановки двигателя |
| "Существенное воздействие на двигатель" CS-E 510 §g (3), AMC для CS-E 510 §3 (e) | 1. Контролируемые возгорания (т.е. те, которые устраняются с помощью бортовой системы пожаротушения). |
| | 2. Тепловые повреждения корпуса камеры сгорания (без развития в состояние "опасно"). |
| | 3. Выброс частей с низкой кинетической энергией (без дальнейшего развития в состояние "опасно"). |
| | 4. Повышение уровня вибрации (без развития в состояние "опасно"). |
| | 5. Концентрация токсичных веществ в воздухе, отбираемом от двигателя в салон, достаточная для снижения работоспособности экипажа. |
| | 6. Тяга в направлении, противоположном полету, но ниже опасного уровня. |
| | 7. Потеря целостности крепления в системе подвески двигателя без ее разрушения. |
| | 8. Значительные неконтролируемые колебания тяги (без развития в состояние "опасно") |
| "Несущественное" CS-E 510 §g (1), AMC для CS-E 510 §(f) | Отказ двигателя, при котором последствием является только частичная или полная потеря тяги или мощности и связанных систем двигателя.<br>AMC для CS-E 510 §f определяет, что после такого события самолет должен быть способным выполнять управляемый полет |

б) после доказательства того, что некоторому отказу (или его следствию, или какому-то другому событию) соответствует вероятность его реализации $Q \le 10^{-8}$ (на час полета), каждое такое событие исключается из дальнейшего анализа безопасности (т.е. отождествляется с практически незначимым);

в) сумма вероятностей тех опасных последствий отказа двигателя, которые вызваны причинами, не связанными с разрушением критических элементов, не должна превышать величину $Q \le 10^{-7}$ (на час полета) – отдельно по каждому из видов опасных последствий (например, по нелокализованным пожарам или по возникновению недопустимых нагрузок в узлах крепления двигателя).

Дополнительно, учитывая трудности оперирования низкими значениями вероятности указанных событий, в задаче обоснования и контроля уровня безопасности в целях детального обоснования уровня безопасности пунктом CS-E 515 и рекомендательным циркуляром европейских авиационных правил (АМС) предписывается формирование и реализация трех планов относительно критических деталей: конструкторского, производственного и эксплуатационного.

Для установления соответствия требованиям указанных пунктов в настоящее время используют стандартизованные методы FMECA [8] или в российской интерпретации – анализ видов, последствий и критичности отказов (АВПКО) [9]. Результатом указанного вида анализа являются детально разработанные так называемые технологические карты FMECA с указанием градации по степени влияния на безопасность каждого элемента авиационного двигателя (детали или неразъемного узла) с учетом прямого и зависимого влияния по степени тяжести последствий отказа и вероятности данного отказа, связанного с нарушением функционального назначения рассматриваемого элемента.

*Существенным недостатком* данного подхода является невозможность прямого включения в анализ отказов с достаточно высокой вероятностью проявления превышающей величину $\approx 10^{-7}$ и начальными событиями, последствиями которых прямо не влияют на безопасность, хотя конечные последствия таких отказов могут быть весьма опасными при их каскадном проявлении.

*Другим недостатком* является отсутствие детальной процедуры оценки критичности по степени опасности применительно к авиационному ГТД. В разделе CS-E 510 Европейской сертификационной спецификации CS-E в §g (3) и АМС для CS-E 510 §e (3) в отличие от АП-33.75 содержатся требования к воздействию отказа на двигатель, которое занимает промежуточное положение между воздействиями, подпадающими под классификацию "опасных" и "несущественных" ("Hazardous effect" и "Minor effect"), что указано в табл. 1. Это событие классифицируется как "существенное воздействие на двигатель" ("Major Engine Effect").

С другой стороны, уровень вероятности событий, связанных с возникновением событий с опасными последствиями по причинам отказов авиационного двигателя, является, как минимум, событием маловероятным, поэтому количественные оценки указанных событий являются весьма затруднительными.

Для решения задачи управления летной годности в мировой практике как зарубежной, так и отечественной, начинают интенсивно внедряться подходы на основе анализа технических и экономических рисков. В РФ введен ряд национальных стандартов серии "Менеджмент риска" [4, 5, 6]. Данные стандарты разработаны с целью анализа безопасности сложных технических систем, однако они не учитывают специфику обеспечения безопасности авиационных ГТД. Общее определение риска представлено в Федеральном законе "О техническом регулировании" № 184-ФЗ от 27.12.2002 г. в статье 2: "риск... вероятность причинения вреда... с учетом тяжести этого вреда". В данном случае под ***безопасностью*** понимается состояние объекта, при котором отсутствует недопустимый риск, связанный с причинением вреда жизни или здоровью граждан и окружающей среде.

Поэтому в статье ставится задача разработки методологии управления летной годностью на основе анализа технического риска, базирующегося на вероятности возникновения отказов и тяжести их последствий в соответствии с требованиями норм авиационных правил.

К техническим рискам авиационного ГТД, связанные с эксплуатацией авиационной техники, относятся риски событий, для которых трудно оценить не только экономический ущерб, но и саму вероятность их возникновения. Если последствия этих событий столь значительны для рассматриваемого процесса, то, минуя попытки оценки количественного ущерба от этих последствий, следует минимизировать саму возможность возникновения.

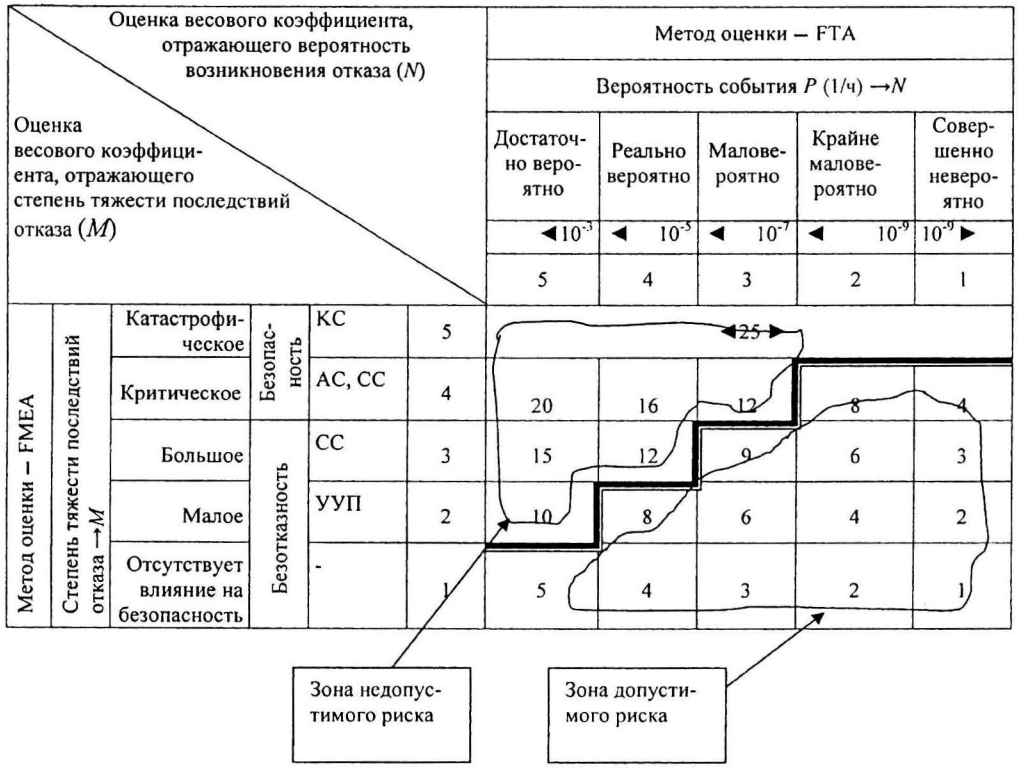



**Рис. 1. Матрица риска (степени критичности) на уровне авиационного ГТД:**
КС – катастрофическая ситуация; АС – аварийная ситуация; СС – сложная ситуация; УУП – усложнение условий полета согласно терминологии [10]

Применительно к эксплуатации к таким событиям следует относить возникновение событий "катастрофической ситуации".

Сформулированному выше требованию отвечает определение риска, связанное с коэффициентом критичности:

$$K = N \times M,$$

где $N$ – весовой коэффициент, отражающий вероятность возникновения повреждения на весовой коэффициент $M$, характеризующий степень его опасности.

В рамках такого подхода допустимыми являются отказы с высокой частотой появления, последствия от которых незначительны, а также события со значительными последствиями, но с малой вероятностью возникновения при недопустимости событий с опасными последствиями.

Предлагаемый коэффициент критичности позволяет сформировать матрицу риска, которая содержит, с одной стороны, по тяжести последствий отказа градацию событий по наибольшей степени тяжести (на условия выполнения полета), исходя из наихудшего сценария отказа, описанного в технологической карте FMEA (Failure Modes, Effects and Analysis – анализ видов и последствий отказа) [10], с другой стороны, вероятность возникновения рассматриваемого отказа, оцениваемого методом FTA (Fault Tree Analysis – анализ методом "дерева отказов") [6, 8] по сценариям отказа FMEA, с учетом условных вероятностей промежуточных событий дерева отказов, связанных с отказами средств диагностики и контроля, а также оценкой независимости вторичных и множественных отказов.

Для того чтобы перейти от качественного анализа к количественному и определить границу допустимого риска, весовые коэффициенты $N$, $M$ ранжируют по пятибалльной шкале, а недопустимость события с опасными последствиями, являющиеся причиной "катастрофического события" по вине двигателя, регламентируют параграф пункта 510 CS-E. Градация шкалы тяжести последствий отказов $M$ определена требованиями CS-E п. 510. При этом граница допустимого риска определена диагонально предлагаемой матрицы риска без

строки, относящейся к "катастрофическому событию", как указано выше. Предлагаемая матрица риска или степени критичности на уровне авиационного ГТД представлена на рис. 1.

Градация шкалы $N$ определена числом интервалов вероятностей событий в соответствии с CS 25-1309 [7].

Значения коэффициентов $M$, характеризующего степень воздействия отказа на двигатель, находят методом FMEA и ранжируют так же, как и значение весового коэффициента $N$ по пятибалльной шкале.

Таким образом, матрица риска позволяет в относительных единицах количественно оценить соотношение между рисками, выявить источник повышенного риска и, следовательно, выполнить оценку рассматриваемой детали (неразъемного соединения) по степени ее влияния на безопасность.

Из матрицы риска (см. рис. 1) видно, что безотказность, характеризующая способность двигателя выполнять заданные функции в течение заданного периода времени при установленных условиях, являясь важнейшей коммерческой характеристикой, должна рассматриваться с позиций экономического риска.

*Методика заполнения матрицы представляет следующую последовательность действий.*

Для заполнения коэффициента $M$ в матрице критичности можно рекомендовать метод анализа видов и последствий отказов FMEA. FMEA представляют собой качественный анализ отказов, в основе которого лежит экспертная оценка и опыт эксплуатации схожих конструкций. FMEA – это метод анализа надежности, предназначенный для выявления потенциальных аварийных состояний двигателя, отказов модулей двигателя и деталей, а также для определения воздействий на соответствующий уровень и на вышестоящие уровни конструкции. FMEA описывает для каждой детали двигателя последствия отказа, их воздействия на функции модуля, взаимодействующие модули, системы двигателя и двигатель. Возможные формы представления технологических карт FMEA представлены как в [8], так и в [9]. Следует отметить, что форма технологических карт может быть разработана для каждого отдельного проекта, однако должна включать данные, содержащие сведения от описания функции детали (неразъемного соединения) до оценки степени влияния на степень влияния на ГТД с учетом последствий для выполнения задания (полета) (см. примечание к табл. 2 [10]) и тем самым описывать сценарий каскадного развития с наиболее тяжелыми последствиями.

Для оценки вероятности возникновения того или иного события, значения которого определено весовым коэффициентом $N$, целесообразно использовать логико-вероятностный метод анализа деревьев отказов – FTA. Предлагается оценку вероятности отказов выполнять с использованием графического отображения логики развития событий сценариев отказов, основанных на качественных описаниях, представленных в технологических таблицах FMEA. FTA строится с первичных отказов до отказов с опасными последствиями, являющимися вершиной "дерева отказов", и включает в рассмотрение как внезапные, так и постепенные отказы с учетом характера и ветвления и взаимодействия, условные вероятности и оценку безотказности средств технического диагностирования.

Градация коэффициента $N$, выполненная в соответствии с AC 25.1309-1 [7], представлена в горизонтали матрицы риска с указанием интервалов вероятностей (см. табл. 1).

Окончательным этапом оценки критичности детали (неразъемного соединения) является дополнение технологических карт FMEA, выполненной методом FTA, оценкой критичности и получением технологических карт FMECA.

Таким образом, матрица критичности позволяет в относительных единицах количественно оценить соотношение между рисками и определить их допустимую границу, выявить источник повышенного риска и выполнить оценку рассматриваемой детали (неразъемного соединения) по степени ее влияния на безопасность и тем самым улучшить конструкцию.

Другим важным достоинством представленного подхода является возможность перемножения матриц критичности, что позволяет получить оценку суммарного воздействия различных отказов.

Таким образом, предложенная матрица критичности позволяет дать количественную оценку риска по влиянию на безопасность анализируемых деталей (неразъемных соединений) конструкции авиационного двигателя и произвести классификацию по степени критичности.

Предложенная система обеспечения летной годности на основе анализа риска является основой классификации деталей по степени критичности и в том числе для формирования перечня критических деталей двигателя.

В рамках концепции приемлемого риска предложена методология, основывающаяся на оценке коэффициента критичности, представляющим собой произведение весовых коэффициентов, отражающих вероятность события на степень опасности отказа, позволяющая перейти от риска на уровне компонента двигателя к риску на уровне двигателя.

Достоинством предложенной методологии является возможность получить оценки влияния условий эксплуатации и наработки на величины технических (вероятностей) рисков, чтобы обеспечить в допустимых пределах вероятность возникновения катастрофических отказов.

**Литература**

1. **Reliability** Centered Maintenance and Risk Based Maintenance / Inspection / APTECH Engineering Services 8/1/01.

2. **Авиационные** правила. Часть 33. Нормы летной годности двигателей воздушных судов. МАК, 2004.

3. **Certification** Specification for Engines. CS-E. European Aviation Safety Agency 2003.

4. **ГОСТ Р 51901.14–2005** (МЭК 61078:1991) Менеджмент риска. Метод структурной схемы надежности.

5. **ГОСТ Р 51901.2–2005** (МЭК 60300-1:2003) Менеджмент риска. Системы менеджмента надежности.

6. **ГОСТ Р 51901.13–2005** (МЭК 61025:1990) Менеджмент риска. Анализ дерева неисправностей.

7. **Публикации** FAR (Федеральный авиационный устав США) FAR 25.1309 Нормы летной годности: Самолеты транспортной категории, Федеральный авиационный устав; AC 25.1309-1 Проектирование и анализ систем, информационный циркуляр, FAA (Федеральное управление гражданской авиации США); AMJ 25.1309 Проектирование и анализ систем, общие информационные материалы, JAA (Объединенная европейская администрация по контролю летной годности).

8. **IEC N60812,** Ed. 2 Analysis techniques for system reliability – Procedure for failure mode and effects anakysis.

9. **ГОСТ 27.310–95.** Надежность в технике. Анализ видов и последствий отказов.

10. **Методы** определения соответствия гражданских самолетов требованиям НЛГС. Глава М.2. Определение соответствия общим требованиям к летной годности. М., 1986.

## В издательстве "Машиностроение" вышли в свет книги

**Технология лазерной обработки конструкционных и инструментальных материалов в авиадвигателестроении:** учеб. пособие / Р.Р. Латыпов, Н.Г. Терегулов, А.М. Смыслов, А.В. Лобанов; под общ. ред. В.Ф. Безъязычного. – М.: Машиностроение, 2007. – 234 с.: ил.

ISBN 5-217-03348-7

Цена с НДС 264 р.

Приведены общие сведения о лазерно-технологических системах, а также описание типовых технологических процессов обработки с применением лазерной технологии: резка материалов, обработка отверстий, термическая обработка, лазерное поверхностное легирование, а также наплавка, сварка и упрочняющая лазерная обработка. Изложены основные сведения о качестве поверхностного слоя деталей после лазерной обработки.

Для студентов авиадвигателестроительных специальностей вузов, а также полезно специалистам, занимающимся производством газотурбинных двигателей летательных аппаратов, тепловых двигателей.

**Авиадвигателестроение. Качество, сертификация и лицензирование:** учеб. пособие / В.Ф. Безъязычный, А.Ю. Замятин, В.Ю. Замятин и др.; под общ. ред. В.Ф. Безъязычного. – М.: Машиностроение, 2003. – 840 с.: ил.

Цена с НДС 264 р.

Рассмотрены нормативно-правовые и сущностно-терминологические основы решения проблем качества на всех основных этапах жизненного цикла изделий авиадвигателестроительного комплекса (АДСК) России, лицензирования и сертификации преимущественно авиадвигателей, их производства и систем менеджмента качества.

Для студентов вузов, обучающихся по направлению "Авиа- и ракетостроение" и специальностям "Двигатели летательных аппаратов", а также студентов других специальностей, аспирантов, специалистов, обучающихся на факультетах повышения квалификации или занимающихся самостоятельно.

Приобрести книги можно непосредственно в издательстве "Машиностроение", прислав заявку для отдела реализации
**по факсу**: (495) 269-48-97 (работает круглосуточно)
**по e-mail**: realiz@mashin.ru;
**по почте**: 107076, Москва, Стромынский пер., 4,
ОАО "Издательство "Машиностроение".

**Справки о наличии книг, выписке счетов и отправке изданий по телефонам: (495) 269-66-00, 269-52-98.**

В заявке должны быть указаны: название предприятия, юридический адрес (для оформления счета-фактуры), почтовый индекс и адрес (для доставки изданий), ИНН и банковские реквизиты предприятия, ФИО исполнителя, контактный телефон, факс, e-mail, названия заказываемых книг, количество экземпляров.

# ГАЗОДИНАМИКА И ТЕПЛООБМЕН В ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ

УДК 621.51:629.12

**Г.С. Аверьянов**, *д-р техн. наук*, **Д.Ф. Зелов**;
**Р.Н. Хамитов**, *канд. техн. наук*, **В.Н. Филиппов** *(Омский ГТУ)*

## Пневмодвигатель и газодинамические процессы в рабочих полостях его цилиндра

*Представлена принципиальная схема пневмодвигателя с активным управлением процессами подвода и отвода газа в полостях силового пневмоцилиндра, рассмотрены газодинамические процессы в этих полостях и составлена система дифференциальных уравнений, позволяющая определить параметры газа в полостях силового пневмоцилиндра и индикаторную диаграмму пневмодвигателя.*

*In work the basic circuit of the pneumoengine with active management of processes of a gas supply and removal in cavities of the power pneumocylinder is submitted, gasdynamic processes in these cavities are considered and the system of the differential equations is made, allowing to define parameters of gas in cavities of the power pneumocylinder and the display diagram of the pneumoengine.*

Существуют различные подходы к построению и использованию поршневых пневмодвигателей. Введение в систему газораспределения пневмодвигателей самодействующих клапанов расширяет область их применения [1]. Самодействующие клапаны, обладая малой инерционностью, позволяют повышать частоту вращения коленчатого вала пневмодвигателя до уровня частот современных высокооборотных поршневых компрессоров, но при этом затруднен первоначальный запуск двигателя, что значительно снижает эффективность его работы.

Дальнейшее повышение эффективности работы пневматических двигателей также возможно при использовании двустороннего поршневого цилиндра [2, 3] со следящей системой. Характерной особенностью следящей системы является изменение знака момента $M$ и скорости $\Omega$ выходного вала привода в процессе управления. В поршневых пневмоприводах это достигается расчленением входного газового потока $G_z$ на два потока $G_1$ и $G_2$ и перераспределением энергии рабочего тела между ними за счет пневматического распределительного устройства (ПРУ).

Принципиальная схема поршневого пневматического двигателя представлена на рис. 1. Наполнение сжатым газом рабочих полостей силового цилиндра пневмодвигателя $\nu_1$ или $\nu_2$ происходят из воздушно-арматурного блока (ВАБ), давление в котором принимаем постоянным $p_м$ = const. Термодинамические процессы в полостях пневмоцилиндра (ПЦ) в первом приближении рассматривают как квазистационарные, т.е. при которых во всех точках объема полости предполагаются одинаковые параметры (давление, температура и плотность) [1, 2].

Для упрощения задачи сначала пренебрегаем теплообменом с окружающей средой. Параметры, характеризующие разные рабочие полости, имеют соответственно индексы 1 и 2. Согласно первому закону термодинамики, вся подведенная с газом тепловая энергия $dQ_м$ расходуется на изменение внутренней энергии $dU_1$ и на работу расширения газа $dL_1$ [2, 3]:

$$dQ_м = dU_1 + dL_1. \qquad (1)$$

Имея в виду, что количество тепловой энергии, поступившей в полость с газом, равно произведению его массы $m_m$ на удельную энтальпию ($dQ_m = i_m dm_m$), а внутренняя энергия $U_1$ и совершаемая им работа $L_1$ равны соответственно $dU_1 = d(u_1 m_1)$ и $dL_1 = p_1 dV_1$, представим уравнение (1) в виде

$$i_m dm_m = u_1 dm_1 + m_1 du_1 + p_1 dV_1, \qquad (2)$$

где $u_1$ – удельная внутренняя энергия.

Используя уравнение (2), выразим значения энтальпии и внутренней энергии через произведение температуры на теплоемкость соответственно при постоянных давлении $C_p$ и объеме $C_V$:

$$C_p T_m dm_m = C_V T_1 dm_1 + C_V m_1 dT_1 + p_1 dV_1. \qquad (3)$$

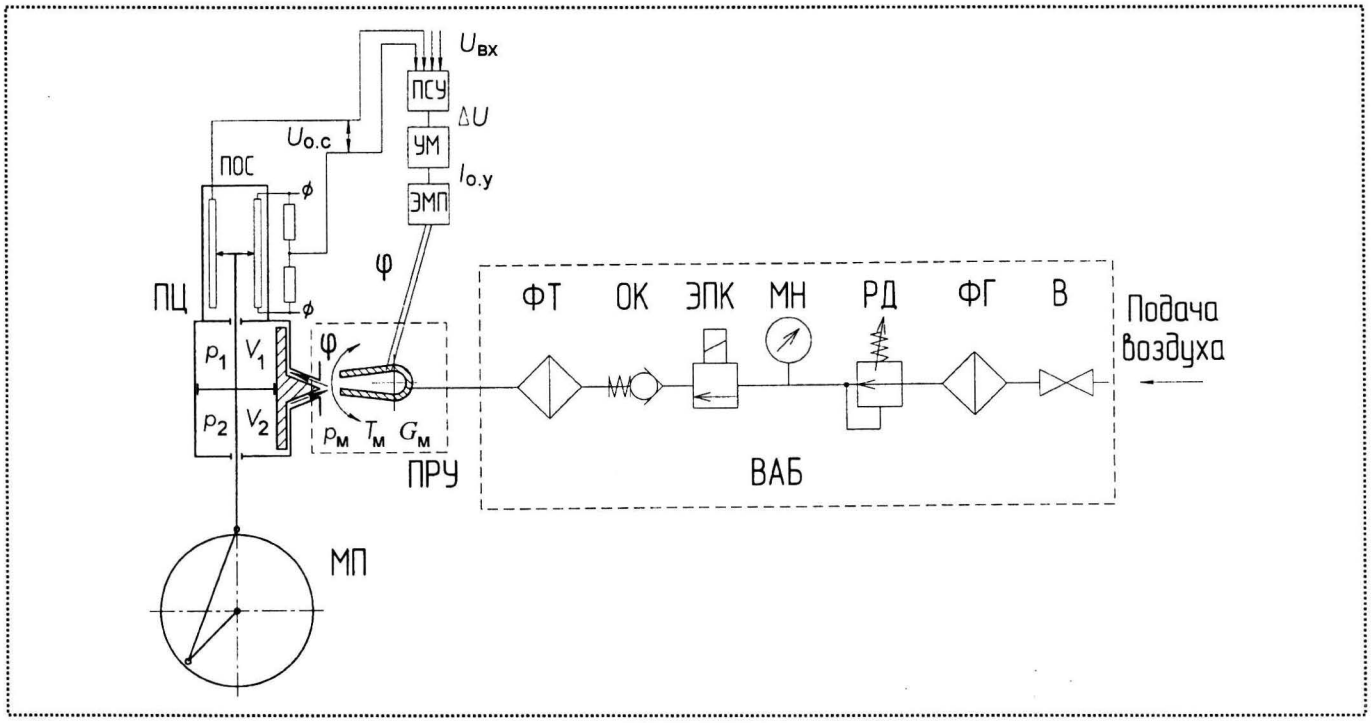



**Рис. 1. Принципиальная схема пневматического двигателя с активным управлением газодинамическими процессами в рабочих полостях пневмоцилиндра:**
ПЦ – пневмоцилиндр; ПОС – потенциометр обратной связи; ПСУ – преобразующе-суммирующее устройство; УМ – усилитель мощности; ЭМП – электромеханический преобразователь энергии; ПРУ – пневматическое распределительное устройство; МП – механическая передача; ВАБ – воздушно-арматурный блок; ФТ – фильтр тонкой очистки; ОК – обратный клапан; ЭПК – электропневмоклапан; МН – манометр; РД – регулятор давления; ФГ – фильтр грубой очистки; В – вентиль; $p_1$ и $V_1$ – соответственно давление и объем первой полости ПЦ; $p_2$ и $V_2$ – соответственно давление и объем второй полости ПЦ; φ – угол поворота струйной трубки ПРУ; $p_м$, $T_м$, $G_м$ – соответственно давление, температура и расход газа из магистрали; $U_{о.с}$ – напряжение обратной связи; $U_{вх}$ – напряжение сигнала управления с внешнего блока управления; $\Delta U$ – задающий сигнал для УМ; $I_{о.у}$ – токовый управляющий сигнал для ЭМП

Рассматривая воздух как идеальный газ, опишем его состояние с помощью уравнения Клайперона:

$$p_1 V_1 = m_1 R T_1, \qquad (4)$$

где $R$ – газовая постоянная, $R$ = 287 Дж/(кг·К) для воздуха при $T_м$ = 290 К.

Подставим в уравнение (3) значение $m_1$, $dT_1$, полученное из уравнения (4), полагая в нем

$$Cp/C_V = k \text{ и } C_p - C_V = R,$$

где $k$ – показатель адиабаты.

После несложных преобразований получим выражение

$$kRT_m dm_m = V_1 dp_1 + kp_1 dV_1. \qquad (5)$$

Заменим в уравнении (5) массу сжатого воздуха $dm_м$, поступающего в полость $V_1$ в течение времени $dt$, соответствующим значением $G_м$ расхода $dm_м = G_м dt$, и выразим полученное уравнение относительно давления

$$dp_1 = \frac{kG_м RT_м dt}{V_1} - kp\frac{dV_1}{V_1}. \qquad (6)$$

Расход $G_м$ воздуха из неограниченного объема (магистрали) определяют чаще всего по формуле Сен-Венана и Венцеля:

$$G_м = \mu_1 f_1 p_м \sqrt{\frac{2k}{k-1}\frac{1}{RT_м}\left[\left(\frac{p_1}{p_м}\right)^k - \left(\frac{p_1}{p_м}\right)^{\frac{k+1}{k}}\right]}, \qquad (7)$$

где $\mu_1$ – коэффициент расхода;

$f_1$ – площадь входного отверстия;

$T_м$ – температура воздуха в магистрали.

Подставив в уравнение (6) значение расхода $G_м$ из выражения (7), получим уравнение для опреде-

ления давления в полости наполнения в общем виде

$$\frac{dp_1}{dt} = \frac{k\mu_1 f_1 K p_м \sqrt{RT_м}}{V}\varphi(\sigma_1) - \frac{kp_1}{V_1}\frac{dV_1}{dt}, \qquad (8)$$

где $\varphi(\sigma_1)$ – расходная функция.

При перемещении поршня в ПЦ давление сжатого воздуха в выхлопной полости может повышаться вследствие уменьшения ее объема. В этом случае происходит истечение воздуха в магистраль. Здесь также может быть применен первый закон термодинамики, но в уравнении (9) следует поставить знак минус в левой части, так как происходит истечение воздуха:

$$-dQ_2 = dU_2 + dL_2. \qquad (9)$$

Соответственно изменяем индекс 1, относящийся к рабочей полости, на индекс 2 – выхлопной полости:

$$-kRT_2 dm_2 = V_2 dp_2 + kp_2 dV_2. \qquad (10)$$

Имея в виду, что

$$dm_2 = -d(V_2/\nu) = -(\nu_2 dV_2 - V_2 d\nu_2)/\nu_2^2,$$

получаем

$$\nu_2 dp_2 + kp_2 d\nu_2 = 0$$

или после интегрирования и потенцирования этого выражения уравнение адиабаты

$$p_2 \nu_2 = \text{const}.$$

Таким образом, в выхлопной полости как при переменном, так и при постоянном объеме происходят адиабатические изменения состояния воздуха, если пренебречь теплообменом с окружающей средой. Это объясняется тем, что воздух, вытекающий из полости, имеет такие же параметры, как и воздух, остающийся в ней. Параметры воздуха, поступающего в рабочую полость из магистрали, отличаются от параметров воздуха, находящегося в этой полости, поэтому процесс в ней не описывается ни одним из элементарных термодинамических процессов.

Расход воздуха $G_м$ из ограниченного объема $V_2$ в магистраль описывается также формулой Сен-Венана и Ванцеля, однако в ней следует положить $T_м = T_2$, $G_м = C_2$ и $p_м = p_2$, имея при этом в виду, что все эти величины являются переменными:

$$G_м = \mu_2 f_2 p_2 \sqrt{\frac{2k}{k-1}\frac{1}{RT_2}\left[\left(\frac{p_м}{p_2}\right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{p_м}{p_2}\right)^{\frac{k+1}{k}}\right]}. \qquad (11)$$

Подставив в уравнении (10) $dm_2 = G_2 dt$ и $G_2$, получим уравнение (12) для определения давления в выхлопной полости, соединенной с магистралью:

$$\frac{dp_2}{dt} = \frac{k\mu_2 f_2 K p_2 \sqrt{RT_2}}{F_2(z + x_{02} - x)}\varphi\left(\frac{1}{\sigma_2}\right) + \frac{kp_2}{z + x_{02} - x}\frac{dx}{dt}, \qquad (12)$$

где $z$ – рабочий ход поршня.

Уравнение движения двустороннего привода в общем случае имеет вид

$$\begin{aligned} md^2x/dt^2 &= p_1 S - p_2 S - P \pm c_п x \pm c_c dx/dt; \\ p &= p_1 \pm p_2 \pm p_3, \end{aligned} \qquad (13)$$

где $p_1$, $p_2$ – текущее давление соответственно в рабочей и выхлопной полостях;

$S$ – площадь поршня со стороны рабочей и выхлопной полостей;

$c_п$, $c_c$ – коэффициенты пропорциональности сил, зависящих соответственно от перемещения и скорости поршня.

Этими силами могут быть сила натяжения пружины и сила трения перемещающихся частей привода.

Уравнение (13) записано для общего случая нагружения привода как переменными, так и постоянными силами. Последние характеризуют результирующую всех сил сопротивления, кроме давления сжатого воздуха. Переменные силы для упрощения приняты пропорциональными перемещению и скорости поршня. Могут быть учтены и другие зависимости, например, сила трения, пропорциональная квадрату скорости, однако методика расчета при этом остается неизменной.

Все постоянные составляющие входят в результирующую силу $P$. Все силы, кроме силы трения, всегда имеющей направление, обратное скорости, могут иметь различные направления в зависимости от конкретных случаев. Вес $P_3$ включается в уравнение только при вертикальном положении привода.

Для упрощения расчетов рассмотрим сначала уравнение движения при постоянных силах сопротивления

$$c_{\text{п}} = c_{\text{с}} = 0.$$

Для определения времени $t_z$ движения поршня, в течение которого он совершит свой рабочий ход, выпишем систему расчетных уравнений в виде, удобном для интегрирования, принимая $\mu_1 f_1 = f_1^{\text{э}}$, $\mu_2 f_2 = f_2^{\text{э}}$:

- уравнение давления в рабочей полости

$$p_1 = \frac{k f_1^{\text{э}} K p_{\text{м}} \sqrt{RT_{\text{м}}}\,\varphi(\sigma_1)}{F_1(x_{01} + x)} - \frac{k p_1}{x_{01} + x} x; \qquad (14)$$

- уравнение давления в выхлопной полости

$$p_2 = \frac{k f_2^{\text{э}} K p_2^{\frac{3k-1}{2k}} \sqrt{RT_{\text{м}}}\,\varphi(\sigma_1/\sigma_2)}{F_1(z + x_{02} - x) p_{\text{м}}^{(k-1)/2k}} - \frac{k p_2}{z + x_{02} - x} x; \qquad (15)$$

- уравнение движения поршня под действием постоянных сил $P$:

$$m\ddot{x} = p_1 S - p_2 S - P, \qquad (16)$$

где $\varphi(\sigma_1) = \sqrt{\sigma_i^{\frac{2}{k}} - \sigma_i^{\frac{k+1}{k}}}$ при $0{,}528 < \sigma_i < 1$, $\varphi(\sigma_i) = \varphi(\sigma) = 0{,}2588$ при $0 < \sigma_i < 0{,}528$; $\sigma_1 = p_1/p_{\text{м}}$.

Решение нелинейных дифференциальных уравнений (14)...(16) производится численными методами интегрирования с помощью ЭВМ.

**Список литературы**


1. **Калекин В.С.** Рабочие процессы поршневых компрессорно-расширительных агрегатов с самодействующими клапанами: Дис. ... д-ра техн. наук. Омск, 1999. 450 с.

2. **Герц Е.В.** Динамика пневматических систем машин. М.: Машиностроение, 1985. 256 с.

3. **Кузнецов Л.Г., Иванов Д.Н., Молодова Ю.И., Верболоз А.П.** Обобщенная математическая модель рабочих процессов ступени машин объемного действия // Компрессорная техника и пневматика. Вып. 2, 1998. С. 23–26.



**В.И Кузнецов**, *д-р техн. наук,* **И.О. Щука**
*(Омский государственный технический университет)*


# Выхлопное устройство для ТВД с закруткой периферийного потока


*Показано влияние закрутки периферийной части выхлопных газов на степень понижения полного давления в выхлопном сопле. Оптимизация соотношения закрученного периферийного потока и осевой центральной части выхлопных газов позволяет снизить степень понижения полного давления газа в выхлопном сопле на 4–5 %.*

*Influence twist peripheral part exhaust gas is shown on degree of reduction of the full pressure in exhaust snot. The Optimization of the correlation twisted peripheral flow and axial central part exhaust gas allows to reduce the degree of reduction of the full pressure of the gas in exhaust snot on 4–5 %.*


Принципиальная особенность турбовинтового и турбовального двигателей состоит в том, что в них основная часть свободной энергии используется для получения тяги винта, а реактивная тяга, создаваемая потоком газа, проходящим через двигатель, мала.

Для того чтобы сработал большой теплоперепад, турбину турбовинтового газотурбинного двигателя (ГТД) и турбовинтового двигателя (ТВД) выполняют многоступенчатой, а выходное сопло двигателя осесимметричным, в виде диффузора.

Турбовинтовые ГТД и ТВД применяют на дозвуковых скоростях полета при числах Маха $M <$ $< 0{,}8...0{,}85$. При малых и умеренных дозвуковых скоростях полета решающее значение имеет высокий полетный КПД двигателя, близкий к КПД винта. С увеличением скорости полета в связи с уменьшением КПД винта применение этих двигателей становится менее выгодным.

Недостатком выхлопных устройств этих двигателей является то, что установка выхлопного сопла приводит к увеличению гидравлического сопро-

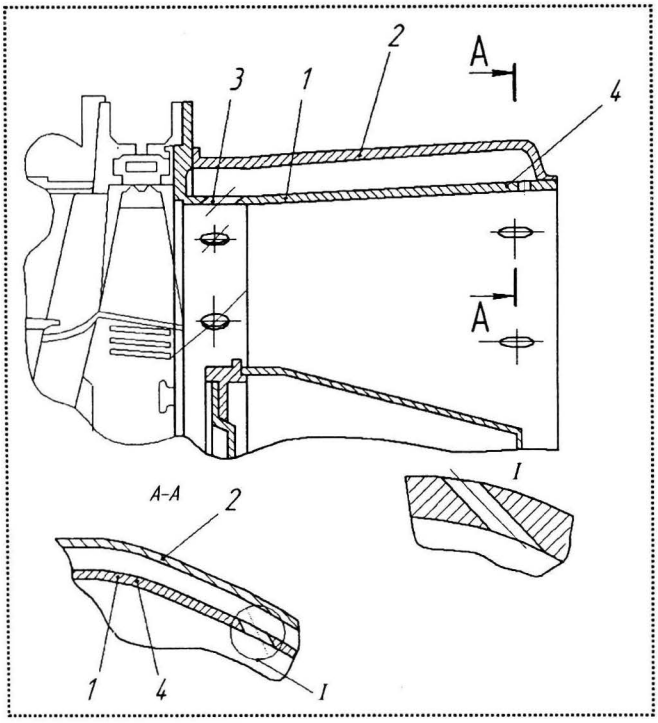



**Рис. 1. Выхлопное устройство для турбовального двигателя:** *1* – выхлопное сопло; *2* – наружный кожух; *3* – отверстия; *4* – дополнительное сопло

тивления выхлопного тракта и, соответственно, к снижению мощности двигателя.

Для устранения этого недостатка и повышения мощности ТВД за счет снижения за свободной турбиной давления по оси выхлопного устройства и, соответственно, повышения перепада давлений на свободной турбине путем организации закрутки периферийной части потока выхлопных газов, было предложено выхлопное устройство [2].

Выхлопное устройство, представленное на рис. 1, содержит выхлопное сопло *1* и наружный кожух *2*, закрытый с торцов. На образующей поверхности выхлопного сопла *1* со стороны входного торца сопла выполнены отверстия *3*, а со стороны выходного торца сопла – дополнительные сопла *4*, равномерно расположенные по окружности в поперечном сечении выхлопного сопла *1*. Оси отверстий *3* выполнены под углом к оси выхлопного сопла, в направлении движения газового потока, а оси сопел *4* – тангенциально к оси выхлопного сопла *1*.

Выхлопное устройство работает следующим образом. Выхлопные газы проходят через турбину, попадают в выхлопное сопло *1*, где разделяются на две части. Основная часть выхлопных газов проходит через выхлопное сопло *1* по выхлопному тракту на выход в атмосферу, а часть газов поступает во внутреннюю полость *2* через боковые отверстия *3*. Газ из внутренней полости, проходя через тангенциальные сопла *4*, получает закрутку и попадает в выхлопной тракт.

Создаваемое закрученным потоком разряжение способствует интенсивному отсасыванию выхлопных газов из выхлопного устройства, что эквивалентно снижению гидравлического сопротивления выхлопного тракта двигателя.

Использование данного выхлопного устройства позволяет понизить давление за свободной турбиной по оси выхлопного устройства, что приведет к повышению мощности, снимаемой с вала ТВД и снижению удельного расхода топлива.

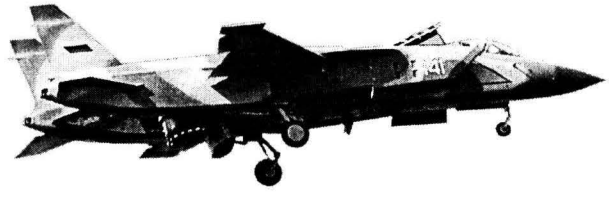
Данное устройство может быть применено в различных конструкциях ТВД, входящих в состав всевозможных вертолетов, самолетов (от транспортных до военных) и других летательных аппаратов (ЛА) различного назначения.

Применение вихревых выхлопных устройств для турбовальных двигателей позволяет повысить эффективность авиационного ГТД, мощность и снизить удельный расход топлива.

#### Список литературы

1. **Теория** расчета воздушно-реактивных двигателей / под ред. С.М. Шляхтенко. М.: Машиностроение, 1987. 568 с.

2. **Патент** № 2105167 на изобретение "Выхлопное устройство для двигателя внутреннего сгорания" 20.02.98. Бюл. № 5. / В.И. Кузнецов, А.Б. Яковлев, В.В. Макаров.



**О.О. Карелин, А.Е. Ремизов**, *канд. техн. наук (РГАТА им. П.А. Соловьева)*

# Исследование диффузорных течений на кафедре "Авиационные двигатели"

*Представлен обзор исследований, выполненных на кафедре "Авиационные двигатели" Рыбинской государственной авиационной технологической академии (РГАТА) им. П.А. Соловьева, по проблеме диффузорных течений в межтурбинных переходных каналах.*

*The review of investigations of flows in turbine's passages, taking place on the Chair of Aviation engines and power plants of Rybinsk State Aviation Technological Academy, is presented.*

Изучение феномена диффузорных течений – одно из наиболее актуальных направлений в аэродинамике. Диффузоры находят широкое применение в качестве элементов самых разнообразных газовых и гидравлических машин. Особенности течения в диффузорных каналах, влияющие на эффективность их работы, оказываются настолько сложными, в частности для предотрывных и отрывных диффузоров, что вызывают значительные трудности в физическом и математическом описании аэродинамических явлений, несмотря на то что изучением диффузорных течений исследователи занимаются уже более века. Хронологически результаты работ, посвященных данной тематике, можно разделить на два временны́х этапа.

**Первый этап** относится к 50...60 гг. прошлого века. В эти годы получены основополагающие экспериментальные и теоретические данные по характеристикам плоских, радиальных, конических и кольцевых диффузоров такими исследователями, как М.Е. Дейч, А.Е. Зарянкин, И.Е. Идельчик, Я.Л. Гинзбург, А.С. Гиневский, Ст.Дж. Клайн, Д.Л. Кохран, Д.Е. Эббот, Р.М. Фокс.

**Второй этап** начинается с конца 1980-х гг. и продолжается до настоящего времени. Он характеризуется появлением новых экспериментальных возможностей и численных методов моделирования, стремительным развитием вычислительной техники. Основные работы по исследованию течения в каналах сложной формы на этом этапе выполнены С.А. Довжиком, А.И. Морозовым, Л.М. Дыскиным, Е.М. Левиным, А.А. Халатовым и др. Среди зарубежных исследователей следует отметить Дж. Джонстона, Д. и К. Кумара, У. Эккерта, Е. Кломпа.

За последние десятилетия неотъемлемой частью большинства газотурбинных двигателей (ГТД) авиационного и энергетического назначения стали межтурбинные переходные каналы, имеющие форму кольцевого диффузора. Эти каналы во многом определяют уровень эффективности всей газотурбинной установки. Однако очень скоро выяснили, что при проектировании таких элементов ГТД информацией о характеристиках прямых и осесимметричных диффузоров воспользоваться крайне затруднительно, а иногда невозможно, так как течения в межтурбинных переходниках достаточно сложные, из-за:

- различного характера обтекания втулки и периферии;
- значительной общей и меридиональной диффузорности;
- наличия остаточной закрутки потока;
- применения в конструкции силовых стоек и т.д.

Течение газа в таких условиях весьма предрасположено к отрыву с высоким уровнем потерь. Поэтому проблема изучения свойств кольцевых диффузорных каналов на сегодняшний день стоит весьма остро.

Кафедра "Авиационные двигатели" РГАТА им. П.А. Соловьева является одним из научно-исследовательских центров в РФ, где впервые обратились к решению проблем аэродинамики диффузорных течений в межтурбинных переходных каналах. Начало исследований на кафедре относится к периоду между первым и вторым хронологическими этапами.

Исследования проводили под руководством доктора технических наук профессора, заслуженного деятеля науки РФ Е.Н. Богомолова. Им был разработан теоретический метод расчета параметров степенного профиля скорости турбулентного пограничного слоя на образующих канала [1], сформулированы особенности турбулентного течения на начальном участке диффузора [2], исследованы различные аспекты аэродинамики диффузор-

ных течений применительно к задачам проектирования межтурбинных переходников [3].

Постепенно на кафедре "Авиационные двигатели" сформировался творческий коллектив, занимающийся исследованием особенностей течений в диффузорных каналах:

- А.Е. Ремизов собрал и обобщил обширную базу по геометрическим параметрам межтурбинных переходных каналов ГТД и газотурбинных установок (ГТУ), экспериментально установил наличие аэродинамической интерференции в каналах со стойками [4], совместно с И.В. Поляковым изучил влияние входной закрутки потока на аэродинамическую эффективность межтурбинных переходников [5];
- М.Н. Буров доказал целесообразность лемнискатного профилирования криволинейных образующих переходников, разработал методику, позволяющую осуществлять оптимальное проектирование переходных каналов, внедренная в производство на ОАО "НПО "Сатурн" [6];
- А.В. Кащеев разработал метод оценки внутренних потерь полного давления в межтурбинных переходниках [7].

Успешное решение поставленных задач стало возможным благодаря созданию на кафедре "Авиационные двигатели" экспериментальной базы, оснащенной аэродинамическими стендами и измерительной техникой, позволяющей проводить исследования натурных и модельных диффузорных элементов: каналов с криволинейными образующими, кольцевого канала с имитацией закрутки потока на входе и др. Экспериментальные установки позволяют варьировать режимные и геометрические параметры, а также вносить изменения в конструкцию исследуемых объектов, что позволяет моделировать условия работы межтурбинных переходных каналов.

В научной работе на кафедре "Авиационные двигатели" широко используют современные теоретические методы исследований турбулентных течений, а также методы численного моделирования, реализованные в комплексе вычислительной газовой динамики **CFX-TASK** *flow*.

Вышеперечисленные исследования являются весьма актуальными для решения проблем проектирования и оптимизации межтурбинных переходных каналов и во многом предопределяют направления дальнейших работ в этой области.

Результатом теоретического и экспериментального исследования аэродинамики диффузорных течений явилось создание научной школы на кафедре "Авиационные двигатели", основателем которой является д-р техн. наук профессор Е.Н. Богомолов. На кафедре планируется решить проблему профилирования образующих межтурбинных переходных каналов, изучить влияние меридиональной диффузорности на эффективность межтурбинных переходников в условиях входной закрутки потока. Результаты исследований представлены более чем в 30 статьях, значительная часть которых опубликована в научных журналах и сборниках ВАК. Результаты исследований используются ведущими машиностроительными предприятиями РФ, такими как: ОАО "НПО "Сатурн" (г. Рыбинск), ОАО "ОМКБ" (г. Омск), ОАО "Силовые машины" (г. Санкт-Петербург).

**Список литературы**

1. **Богомолов Е.Н.** К расчету параметров степенного профиля скорости турбулентного пограничного слоя // Изв. вузов. Авиационная техника. 2003. № 3. С. 74–76.

2. **Богомолов Е.Н.** Об особенностях турбулентного течения на начальном участке диффузора // Изв. вузов. Авиационная техника. 2006. № 2. С. 57–58.

3. **Богомолов Е.Н.** Исследование аэродинамики диффузорных течений применительно к задачам проектирования межтурбинных переходников // Вестник РГАТА им. П.А. Соловьева. 2006. № 1–2. С. 3–48.

4. **Богомолов Е.Н., Буров М.Н., Ремизов А.Е.** Особенности течения газа в межтурбинных переходниках с силовыми стойками // Вестник РГАТА им. П.А. Соловьева. 2002. № 1. С. 79–83.

5. **Поляков И.В., Ремизов А.Е.** Анализ параметров течения в межтурбинном переходном канале с использованием численного моделирования // Авиационно-космическая техника и технология. 2006. № 7. С. 25–29.

6. **Богомолов Е.Н., Буров М.Н., Ремизов А.Е.** Исследование особенностей течения газа в межтурбинном переходнике газотурбинного двигателя // Изв. вузов. Авиационная техника. 1995. № 4. С. 84–87.

7. **Богомолов Е.Н., Кащеев А.В.** Исследование особенностей течения потока воздуха в кольцевых диффузорных каналах газотурбинных двигателей // Авиационно-космическая техника и технология. 2006. № 7. С. 42–44.

**С.Е. Белова**, *канд. техн. наук,* **М.Н. Орешкина, А.Н. Поткин**
*(ОАО "НПО "Сатурн")*

# Применение методики оптимизации эффективности охлаждения при 3D-моделировании теплового состояния перфорированной дефлекторной лопатки соплового аппарата турбины

*Приведено описание результатов применения методики расчета граничных условий теплообмена в охлаждаемой турбинной сопловой лопатке. Предлагаемый метод позволяет моделировать систему охлаждения лопатки в отношении расположения отверстий и расхода охлаждающего воздуха. Выполнен 3-D расчет теплового состояния блока сопловых лопаток.*

*Gives description of the results of application of heat transfer boundary condition assignment in turbine nozzle cooling blade method. The method proposed shall allow to simulate the system of blade cooling in relation to holes row location and cooling air flow. The 3D-calculation of the turbine nozzle blade unit has been realized.*

Многопараметрический характер зависимостей эффективности охлаждения перфорированной лопатки от определяющих факторов не позволяет решить данную задачу в достаточно общей постановке [1]. Поэтому на практике при проектировании новых лопаток исходную систему их охлаждения назначают, опираясь на прототип и принимая во внимание общие свойства завесного охлаждения. В связи с этим возникает задача оптимизации системы охлаждения выполненной лопатки с учетом использования имеющихся экспериментальных данных по тепловому состоянию, полученных при испытаниях двигателя.

Практика проектирования высокотемпературных турбин показывает, что оптимизация системы охлаждения должна вестись не только по критерию оптимальных расходов воздуха через ряды отверстий, а по наиболее эффективному расположению отверстий вдува.

Представляется целесообразным подход к решению задачи оптимизации в рамках проектных и доводочных работ, основанный на трехмерном моделировании теплового состояния охлаждаемой турбинной дефлекторной лопатки (рис. 1, см. 3-ю стр. обложки) в программном комплексе ANSYS в соответствии с граничными условиями теплообмена первого рода (температуры и коэффициенты теплоотдачи) с последующей вариацией параметров, составляющих критерии оптимизации.

Наружная и внутренняя поверхности пера состоят из характерных участков, на которых теплообмен определяется особенностями конструкции, влияющими и на гидродинамику данного участка. На этих участках коэффициенты теплоотдачи вычисляют с помощью критериальных уравнений теплообмена, эмпирически найденных различными авторами [2–4] для каждого конкретного участка.

Процесс выбора критериального уравнения в случае наличия нескольких разных рекомендаций носит сложный теоретический характер, так как требует учета особенностей гидродинамики на данном участке. При определении граничных условий первого рода в дефлекторной лопатке возникает ряд проблем, связанных с адекватным назначением характерных участков и выбором соответствующего критериального уравнения.

В рамках разработки представляемой методики был проведен анализ применимости широкого спектра критериальных уравнений теплообмена, в итоге которого для 40 характерных участков назначены расчетные уравнения. Коэффициенты теплоотдачи, вычисленные с их помощью, заложены в систему граничных условий для объемного расчета теплового состояния в ANSYS.

Е.Н. Богомолов в работе [1] приводит доказательства значительного влияния на точность моделирования теплового состояния стенки неоднородности значений теплопроводности материала и высказывает мнение, что затруднительно, используя существующие методы моделирования, адекватно учесть теплопроводность материала стенки. Моделирование в программном комплексе ANSYS позволяет легко преодолеть эту трудность.

**Рис. 2. Распределение по профилю пера лопатки коэффициентов α теплоотдачи:**
—◆— газа; —■— охлаждающего

Определенную трудность представляет и определение температур газа (воздуха), омывающего характерные участки.

При определении температуры газа, омывающего перо снаружи, необходимо учитывать смешение горячего газа и охлаждающего воздуха. Для определения этих температур (температур пленки на участках) хорошие результаты дает методика В.И. Локая [4], основанная на определении температур на начальном (от места вдува) участке, переходном участке и участке развитого турбулентного течения.

Для оценки достаточности охлаждающего воздействия на определенном участке пера лопатки наряду с сопоставлением коэффициентов теплоотдачи α воздуха и газа (рис. 2) применяли рекомендации [1] по расчету коэффициента вдува.

Результаты расчета, проведенного по разработанной методике, проиллюстрированы на рис. 3 (см. 3 стр. обложки) в виде полей температуры материала лопатки.

*Представляют теоретический и, несомненно, высокий практический интерес следующие аспекты предлагаемого проекта.*

1. Приложение существующих методик к условиям реальных лопаток дает хорошие результаты. Предлагаемые в работах [2–4] критериальные зависимости основаны на экспериментальных данных, полученных для плоских решеток. Представляется интересным на примере реальной сопловой лопатки проследить применимость этих зависимостей. Причем для определения граничных условий на характерных участках лопатки применяют критериальные зависимости, полученные разными авторами для этих участков в отдельности. Интересно с позиции теории и практики проверить возможность совместного применения этих уравнений для расчета теплообмена в лопатке.

2. Существующие методики определения коэффициентов теплоотдачи на внутренней поверхности лопатки, на которую из отверстия дефлектора натекает охладитель, рассчитаны на истечение охладителя через одно отверстие, в то время как выдув охладителя осуществляют через несколько последовательно расположенных рядов отверстий. В работе проведен расчет с учетом многорядности и взаимовлияния рядов отверстий.

3. Создание адекватной модели теплового состояния лопатки в ANSYS позволяет в короткие сроки оценить влияние любых параметров на эффективность охлаждения, что снижает временные затраты при доводке двигателя.

4. Проведена предварительная верификация данных, полученная расчетной моделью по результатам испытаний.

Адекватное моделирование в программных комплексах высокого уровня различных физических процессов, протекающих в двигателе, позволяет сократить объем испытаний, снизить тем самым сроки проектирования и доводки, уменьшить расходы на проектирование двигателя.

## Вывод

Разработанная методика позволяет не только рассчитать тепловое состояние сопловых лопаток охлаждаемых турбин авиационного и наземного применения, но и моделировать тепловое состояние лопатки в зависимости от расхода и температуры охлаждающего воздуха, от расположения отверстий для подачи охладителя, в результате можно назначать оптимальные значения этих параметров, т.е. оптимизировать систему охлаждения, не проводя длительных и дорогостоящих испытаний.

### Список литературы

1. **Богомолов Е.Н.** Рабочие процессы в охлаждаемых турбинах газотурбинных двигателей с перфорированными лопатками. М.: Машиностроение, 1987.

2. **Копелев С.З., Слитенко А.Ф.** Конструкция и расчет систем охлаждения ГТД. Харьков: "Основа", 1994.

3. **Goldstein R.J., Franchett M.E.** Теплообмен при наклонном натекании струи на плоскую поверхность. Теплопередача, № 4. 1988.

4. **Теплопередача** в охлаждаемых деталях газотурбинных двигателей летательных аппаратов / В.И. Локай, М.Н. Бодунов, В.В. Жуйков, А.В. Щукин. М.: машиностроение, 1985.

**Ю.И. Гладков, А.Е. Ремизов**, *канд. техн. наук*

# Анализ численного исследования по определению потерь в кольцевом диффузорном канале при наличии входной закрутки

*Описаны межтурбинные переходные каналы, дана формула интегрального параметра закрутки.*

*In the article you can find description of the turbine transition, integral spin parameter formula.*

При проектировании современных авиационных двигателей некоторые конструктивные схемы предусматривают наличие переходных каналов между ТВД (турбиной высокого давления) и ТНД (турбиной низкого давления), течение в которых является диффузорным. Кроме того, течение вязкого газа в таких переходных каналах является закрученным, так как даже на расчетном режиме поток на выходе из ТВД не является строго осевым. В выполненных конструкциях угол закрутки потока колеблется в пределах от 5 до 15° по отношению к осевому направлению.

Поэтому анализ величины потерь и влияния закрутки на потери является актуальной задачей. Исходя из геометрических параметров конструкций переходных каналов следует ожидать величину коэффициента потерь кинетической энергии потока на уровне от 2 до 5 % в том случае, если потери обусловлены трением при отсутствии отрыва. Закрутка потока газа увеличивает устойчивость течения, а неизбежная раскрутка в канале имеет своим следствием рост статического давления, что должно приводить к снижению коэффициента потерь (при небольшой входной закрутке на уровне от 5 до 15°).

Для исследования влияния закрутки потока на величину потерь в канале был проведен численный расчет пространственного течения воздуха на основе уравнений Навье–Стокса, осредненных по Рейнольдсу. Для замыкания уравнений использовали модель турбулентности $k$-ε модели SST. Расчетная модель представляет собой трехмерный регион сектором в 3°. Сектор в 3° выбирали из соображений минимизировать сетку. При этом критерием являлось качество сетки, такое как соотношение максимальной к минимальной сторон сеточных граней (не более 40°). Это позволяет минимизировать необходимую сетку, что в свою очередь экономит вычислительные ресурсы и время расчетов. Сетку генерировали с помощью сеткопостроителя CFX-TASCgrid. Общая размерность сетки составила 210 000 узлов (вдоль канала 350 узлов, в окружном направлении – 6, по высоте – 100 узлов). Высота первой ячейки от стенки составляла 1e-06 м. На рис. 1 изображена расчетная область и показана сеточная дискретизация выходной части переходного канала.

Для дискретизации расчетной области используют блочно-структурные неортогональные сетки с присоединенными доменами, совпадающие с границами расчетной области.

Для расчетных исследований на $k$-ε модели турбулентности была выбрана сетка H-типа, позволяющая при помощи условия Block-off (см. документацию TASCflow) избежать многочисленных склеек между сетками регионов. В расчетах интенсивность турбулентности была принята 2 %, что соответствует типичному уровню турбулентности для межтурбинных переходных каналов. В связи с тем, что в условиях безотрывности течения фактором, наиболее сильно влияющим на потери, является кривизна поверхности, образующей канал. Нами были рассмотрены четыре варианта (рис. 2) (далее по тексту варианты *А*, *Б*, *С* и *Д*). С различными значениями меридиональной кривизны поверхности на входе в канал и на

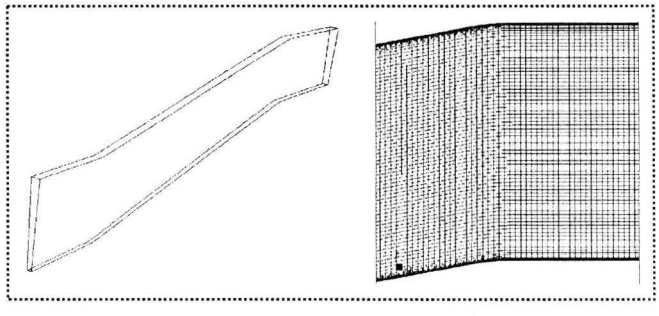


**Рис. 1. Расчетная область и сеточная дискретизация выходной части переходного канала**

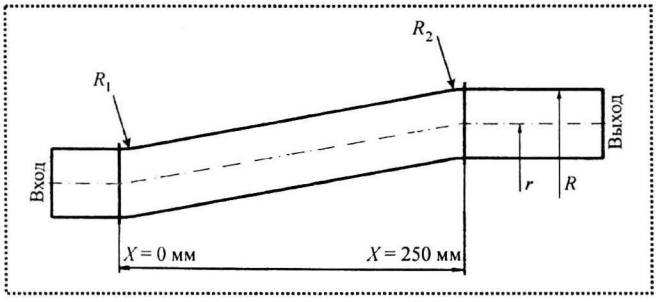



**Рис. 2. Геометрическая модель переходного канала**

выходе из канала. На рис. 2 схематично показана геометрическая модель переходного канала.

Кроме того, учитывали влияние входной закрутки потока:

• **Во-первых,** среднее значение входной закрутки принималось 0, 5, 10 и 15°.

• **Во-вторых,** распределение входной закрутки по высоте канала принимали трех видов:

o постоянная по высоте;

o соответствующая закону постоянной циркуляции Cu $r$ = const;

o соответствующая закону вращения твердого тела $\frac{Cu}{r}$ = const.

Такой выбор способов распределения входной закрутки по высоте канала объясняется стремлением охватить весь возможный диапазон характеров изменения закрутки.

Поскольку величина закрутки характеризуется различными геометрическими и кинематическими параметрами, а газовый поток существенно неоднороден по радиусу, то для объективной оценки величины закрутки на входе целесообразно использовать интегральный параметр закрутки [1]:

$$\Phi_* = \frac{M}{K_x R};$$

$$M = 2\pi \int_0^R \rho w u r^2 dr;$$

$$K_x = 2\pi \int_0^R \rho w^2 r^2 dr,$$

где $M$ – осевая составляющая потока момента количества движения;

$K_x$ – осевая составляющая потока количества движения;

$R$ – радиус канала;

$r$ – текущий радиус канала;

ρ – плотность жидкости;

$u$ – окружная составляющая скорости;

$w$ – осевая составляющая скорости.

Интегральный параметр Ф. представляет отношение вращательного количества движения потока к осевому количеству движения. По рекомендации [1] его удобно использовать, так как параметр Ф. однозначно и объективно характеризует аэродинамику внутренних потоков.

Основные результаты расчета приведены на рис. 3, где варианту *А* соответствует радиус скругления 50 мм во входном и выходном сечении канала,

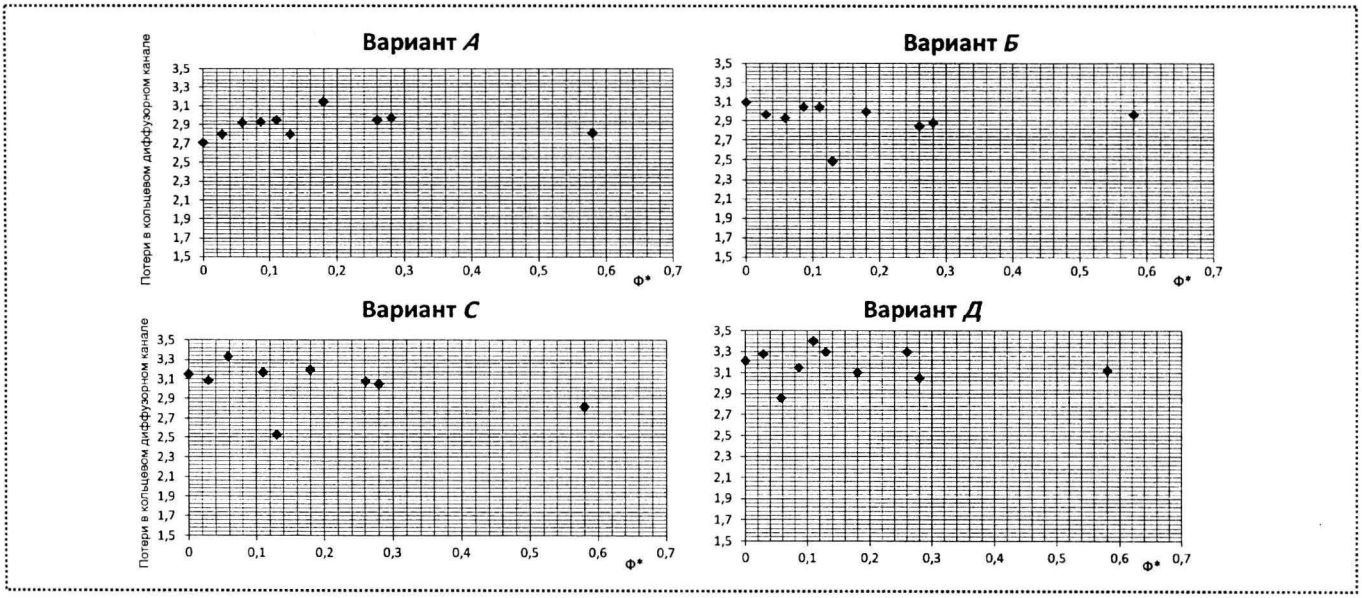



**Рис. 3. Основные результаты расчета**

варианту *Д* соответствует радиус скругления 250 мм во входном и выходном сечении канала, вариантам *Б* и *С* соответствуют радиусы скругления: вариант *Б* – 50 мм на входе в канал и 250 мм на выходе из канала, и вариант *С* – 250 мм на входе в канал и 50 мм на выходе из канала соответственно.

### Выводы

1. Различное соотношение меридиональной кривизны канала по-разному влияет на зависимость потерь от $Ф_*$. При варианте *А* потери имеют тенденцию к росту. При варианте *С* потери имеют тенденцию к уменьшению. При вариантах *Б* и *Д* потери практически не зависят от $Ф_*$.

2. При вариантах *Б* и *С* имеет место оптимальная с точки зрения потерь входная закрутка потока на уровне $Ф_* = 0{,}12...0{,}14$. При вариантах *А* и *Д* такой оптимальной закрутки не обнаружено.

3. В вариантах *Б* и *С* оптимальная по потерям входная закрутка соответствует характеру распределения входной закрутки по радиусу Cu $r$ = const.

### Список литературы

1. **Щукин В.К.** Теплообмен, массообмен и гидродинамика закрученных потоков в осесимметричных каналах. М.: Машиностроение, 1982. 200 с.

2. **CFX-TASCflow** computation fluid dynamics software. Theory documentation Version 2.11. Turbulence Closure Models [Text] // AEA Technology. W. 2001. P. 25–73.

3. **Богомолов Е.Н.** Исследование особенностей течения газа в межтурбинном переходнике газотурбинного двигателя [Текст] / Е.Н. Богомолов, М.Н. Буров, А.Е. Ремизов // Известия вузов. Авиационная техника. 1995. № 4. С. 84–87.

УДК 533.6

**М.А. Данилюк, Е.Н. Богомолов**, *д-р техн. наук (РГАТА, Рыбинск)*

# Исследование возможности управления отрывом потока в диффузорном канале с помощью генераторов продольных вихрей

*Приведены теоретические и экспериментальные данные о влиянии искусственных пристеночных продольных вихрей на параметры пограничного слоя.*

*The article death with theoretical and experimental data about influence of artificial wall boundary leer longitudinal vortices on boundary leer parameters.*

В проточной части современного многорежимного турбореактивного двухконтурного двигателя (ТРДД) применяют кольцевые диффузоры с большими углами раскрытия для выполнения перехода между компрессорами низкого и высокого давления, между компрессором и камерой сгорания, а также турбинами высокого и низкого давления. В таких диффузорах происходит отрыв потока от стенок, что приводит к большим потерям полного давления и сильным неравномерностям потока на выходе.

Известны различные способы сокращения потерь энергии, возникающие вследствие отрыва потока. Их цель либо предупреждение отрыва, либо его ликвидация в начальной стадии, либо сокращение области отрывного течения. Техника предотвращения и ослабления отрыва одинаковая, различающаяся интенсивностью воздействия. Для предотвращения отрыва потока используют устройства, устраняющие влияние вязкости, подводящие энергию к потоку в вязком слое, и без подвода энергии. Предотвращение отрыва потока без подвода энергии – "пассивное", может осуществляться также по-разному. Наиболее радикальным способом повышения устойчивости пограничного слоя к отрыву в диффузорном канале без подвода энергии является применение генераторов вихрей (ГВ) (рис. 1).

Установлено, что для всех обследованных устройств, таких как плуг, вилочка, пластинчатый

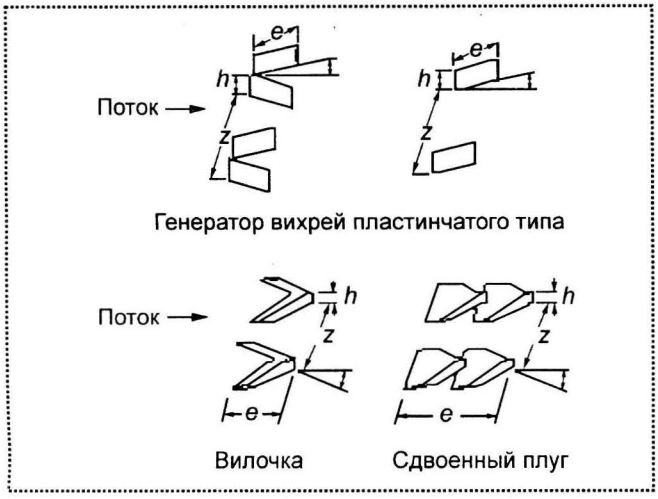



**Рис. 1. Примеры генераторов вихрей различных конструкций**

ГВ, клин – механизм перемешивания одинаковый и будет аналогичен реализующемуся при возникновении входного вторичного вихря в случае натекания потока с пограничным слоем на препятствие типа входной кромки турбинной решетки [3]. Он состоит в том, что в пограничный слой направлен поток с более высокой скоростью и это сопровождается возникновением продольных вихрей. Продольные вихри примыкают к границе пристеночного слоя и, взаимодействуя друг с другом, способствуют перемещению жидкости с большим количеством движения к стенке, где движется замедленный поток. Происходит перемешивание частиц воздуха с разной скоростью и образование, таким образом, нового (активизированного) слоя. Этот процесс является непрерывным источником подвода энергии, он препятствует естественному замедлению потока и росту толщины пограничного слоя под действием сил трения и положительного градиента давления.

Параметры активизированного пограничного слоя определим на основании уравнений сохранения в предположении, что пограничный слой остается турбулентным, и профиль скорости в нем, как и в исходном слое, может быть описан степенной функцией вида [4]

$$W = W_1\left(\frac{y}{\delta}\right)^n, \qquad (1)$$

где $W_1$ – скорость на внешней границе пограничного слоя;

$y$ – расстояние от стенки;

$\delta$ – толщина пограничного слоя.

Положим, что в процессе формирования активизированного пограничного слоя участвует только внешняя ("потенциальная") оболочка вихря, а масса его ядра будет рассеиваться на достаточном удалении за ГВ вниз по потоку. Для упрощения рассуждений исключим из рассмотрения возможное проявление эволюции вихря при его взаимодействии со сносящим потоком.

Используя сформулированные допущения, для расхода воздуха в поглощаемой пристеночной части пограничного слоя с учетом (1) можем записать (для единичной плотности)

$$G_{\text{п.с}} = \int_0^{\delta/2} W dy = \int_0^{\delta/2} W_1\left(\frac{y}{\delta}\right)^n dy = \frac{W_1\delta}{(n+1)2^{n+1}}. \qquad (2)$$

Расход в вихревой оболочке составит величину $G_{\text{В}} = W_1(\delta - 2r_0)$, где $r_0$ – радиус ядра вихря, или с учетом $\delta = 2r_1$, где $r_1$ – внешний радиус оболочки вихря, а также, что $r_1/r_0 = \sqrt{e}$, где $e$ – основание натуральных логарифмов [2], тогда

$$G_{\text{В}} = \delta W_1(1 - 1/\sqrt{e}). \qquad (3)$$

Для расхода в результирующем потоке имеем

$$G_s = \int_0^{\delta_s} W dy = \int_0^{\delta_s} W_1\left(\frac{y}{\delta_s}\right)^{n_s} dy = \frac{W_1\delta_s}{n_s+1}, \qquad (4)$$

где $\delta_s$, $n_s$ – толщина результирующего пограничного слоя и показатель степени профиля скорости в нем соответственно.

Выражения (2)–(4) на основании баланса расходов $G_s = G_{\text{п.с}} + G_{\text{В}}$ позволяют получить

$$\frac{\delta_s}{\delta} = \left(1 + \frac{1}{(n+1)2^{n+1}} - \frac{1}{\sqrt{e}}\right)(n_s+1), \qquad (5)$$

где $\delta$, $n$ – толщина исходного пограничного слоя и показатель степени профиля скорости в нем соответственно.

Аналогичным образом из рассмотрения баланса импульсов получаем

$$\frac{\delta_s}{\delta} = \left(1 + \frac{1}{(2n+1)2^{2n+1}} - \frac{1}{\sqrt{e}}\right)(2n_s+1). \qquad (6)$$

Приравнивая выражения (5) и (6), находим

$$n_s = \frac{m-1}{2-m}, \qquad (7)$$

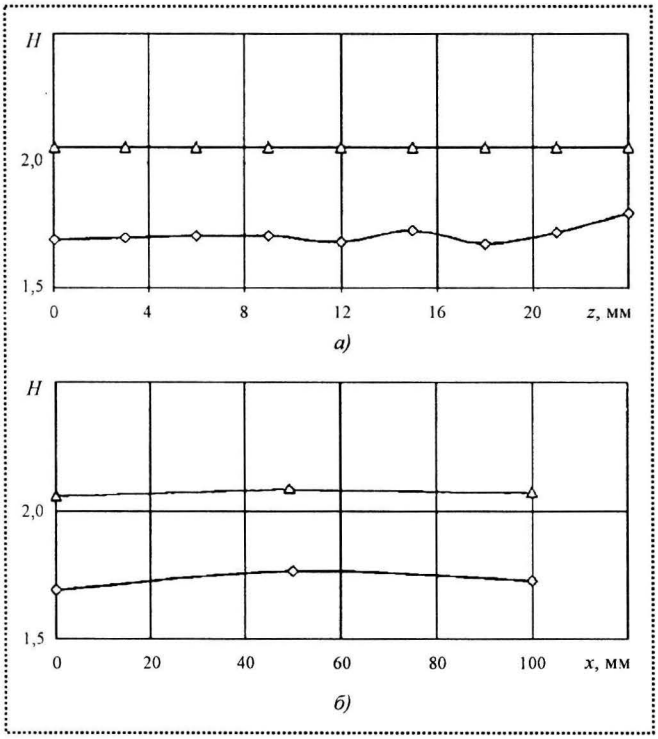



**Рис. 2. Изменение формпараметра $H$ пограничного слоя поперек потока на траверсе $a$ относительно точки 0 – ($а$) и вдоль течения вблизи средней линии стенки относительно точки 0 – ($б$):** –Δ– – без ГВ; –◊– – с ГВ

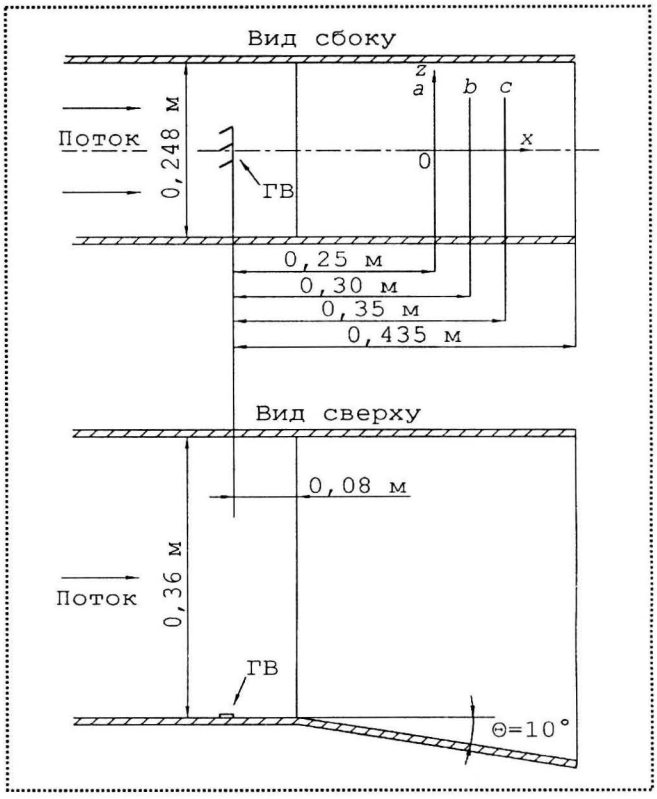



**Рис. 3. Схема рабочего участка экспериментальной установки:** $a$, $b$, $c$ – пояса измерения эпюры полного давления

где $m = \left[1+\frac{1}{(n+1)2^{n+1}}-\frac{1}{\sqrt{e}}\right] \Big/ \left[1+\frac{1}{(2n+1)2^{2n+1}}-\frac{1}{\sqrt{e}}\right]$.

В качестве иллюстрации рассмотрим воздействие ГВ на пограничный слой, находящийся в предотрывном состоянии, когда $n = 0{,}5$ и формпараметр $H = \delta^*/\delta^{**} = 2n + 1 = 2$ [6]. На основании (7) получаем $n_s \approx 0{,}271$, что дает $H = 1{,}542$.

Таким образом, постановка ГВ выводит пограничный слой из состояния, опасного с точки зрения его отрыва от поверхности. Расчетное изменение толщины пограничного слоя (формулы (5), (6)) составило 0,8, что отражает перестройку пограничного слоя за счет его активизации, а также исключение ядра вихря из процесса перемешивания.

Измеренное изменение $H$ под влияние ГВ практически совпадает с полученным выше расчетным. Этот факт означает, что хотя высота пластины ГВ составляет примерно всего одну треть толщины пограничного слоя, в образование вихря за счет торможения на ГВ втягивается весь пограничный слой. На это указывает также поперечный размер течения, подвергшийся влиянию ГВ (рис. 2, $а$).

Ввиду трудностей, возникающих при теоретическом анализе пространственного течения в осесимметричных кольцевых каналах, представляет интерес экспериментальное исследование структуры потока в каналах с положительным градиентом давления для определения характеристики диффузора, а также полей параметров по высоте канала на выходе в целях уточнения результатов расчетов.

Экспериментальное изучение воздействия ГВ на пограничный слой проводили с помощью специальной модельной установки, представляющей собой канал прямоугольного сечения с диффузорным участком. Схема и размеры установки представлены на рис. 3. Канал продували с помощью воздуходувки, обеспечивающей достижение числа Рейнольдса, вычисленного на гидравлическом диаметре канала, порядка $0{,}5 \cdot 10^5$. Из выходного сечения канала воздух сбрасывался непосредственно в атмосферу. Предусмотрено три пояса измерения эпюры полного давления в пограничном слое. Приемник полного давления выполнен в виде Г-образного микрозонда с диаметром приемной части 1 мм, перемещаемого однокомпонентным координатным устройством с погрешностью не бо-

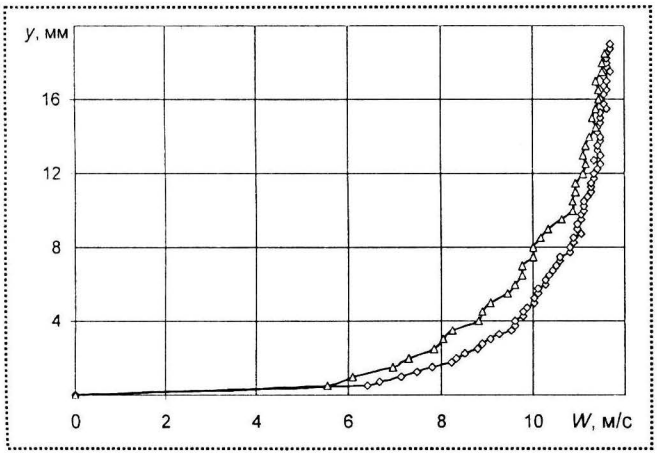



**Рис. 4. Изменение скорости по толщине пограничного слоя на средней линии стенки с ГВ на расстоянии 350 мм (70*h*) от выходной кромки пластины ГВ:**
–Δ– – без ГВ; –◊– – с ГВ

лее 0,01 мм. Измеренное давление фиксировали дифференциальным спиртовым манометром с погрешностью не более 0,25 %. В рассматриваемых опытах устанавливались три пластины ГВ высотой $h = 5$ мм и длиной $l = 19$ мм под углом $\alpha = 30°$, при этом входная кромка средней пластины расположена на средней линии несущей стенки канала, а шаг пластин был равен 24 мм.

Скорость потока, соответствующая измеренным давлениям, определяли на основании уравнения Бернулли:

$$W = \sqrt{\frac{2(p^* - p_H)}{\rho_H}},$$

где $p^*$ – измеренное полное давление; $p_H$ – атмосферное давление, по которому рассчитывалась с помощью уравнения состояния плотность воздуха $\rho_H$.

Типичные профили скорости в пограничном слое, характеризующие воздействие ГВ, представлены на рис. 4. Видим, что постановка ГВ приводит к повышению наполненности профиля скорости.

Полная обработка результатов измерений заключена в определении формпараметра $H = \delta^*/\delta^{**}$ согласно представлениям

$$\delta^* = \int_0^{\delta} \left(1 - \frac{W}{W_1}\right) dy; \quad \delta^{**} = \int_0^{\delta} \frac{W}{W_1}\left(1 - \frac{W}{W_1}\right) dy.$$

Эти данные проиллюстрированы на рис. 2.

Видим, что влияние ГВ в поперечном направлении распространено на расстояние, примерно равное толщине пограничного слоя (см. рис. 2, *а*), что соответствует принятой выше схеме распространения вихря за пластиной ГВ. В продольном направлении влияние ГВ затухает, но проявляется вплоть до удаления от ГВ на расстояние примерно $70h$ (см. рис. 2, *б* и 4).

При исследовании кольцевого диффузорного канала с цилиндрической втулкой на всем протяжении от входа до выхода, с углом раскрытия $\psi = 16°$ (угол раскрытия эквивалентного круглого диффузора $\alpha_{пр} = 41{,}2°$) и степенью расширения $n = \frac{F_{вых}}{F_{вх}} = 2{,}0$ до и после установки ГВ величина коэффициента давления $\sigma = \frac{P^*_{вых}}{P^*_{вх}}$ для исходного диффузора при скорости на входе $\lambda_{вх} = 0{,}6$ равнялась $\sigma = 0{,}924$, а в случае постановки ГВ $\sigma = 0{,}946$ [7].

Пластинчатые ГВ, установленные на стенке и выступающие в основной поток из пограничного слоя на расстояние, на 20 % превышающее его толщину, использовали в проточной части дозвукового диффузора воздухозаборника сверхзвукового транспортного самолета. Были получены хорошие результаты: при скорости потока на входе в дозвуковую часть диффузора, соответствующей числу Маха $M = 0{,}5$, степень восстановления полного давления повысилась до 0,986, а степень неравномерности потока снизилась до 0,03 по сравнению с аналогичными параметрами – 0,976 и 0,055, полученными без ГВ. Использование оптимальной системы ГВ позволило сократить на 30 % длину диффузора.

Применение ГВ позволяет сместить начало отрыва потока вниз по потоку. Например, при установке ГВ в круглом диффузоре с $\psi = 16°$ [8] величина потерь полного давления понизилась до уровня, соответствующего диффузору с углом раскрытия $\psi = 8°$, что при сохранении отношения площадей эквивалентно уменьшению длины диффузора в 2 раза.

## Вывод

Приведенный обзор данных показывает, что применение ГВ простой конструкции позволяет воздействовать на отрыв потока, сокращая его интенсивность, тем самым повышая эффективность устройств, работающих с положительным градиентом давления.

**Список литературы**

1. **Lin J.C.** Review of reseach on low-profile vortex generators to control boundary-layer separation / Progress in Aerospace Sciens, v. 38(2002). P. 389–420.

2. **Богомолов Е.Н., Буров М.Н., Ремизов А.Е.** Переходные каналы ГТД. Проблемы профилирования // 5-й Междунар. научно-технич. симпозиум "Авиационные технологии XXI века". Сб. трудов. Т. 2. Жуковский. Изд-во ЦАГИ. 1999. С. 237–240.

3. **Богомолов Е.Н.** Определение концевых потерь в турбинных решетках с учетом влияния входного пограничного слоя / Известия вузов. Авиационная техника. 1991. № 2. С. 54–60.

4. **Богомолов Е.Н.** К расчету параметров степенного профиля скорости турбулентного пограничного слоя / Изв. вузов. Авиационная техника. 2003. № 3. С. 74–76.

5. **Сэффмэн Ф.Дж.** Динамика вихрей. М.: Научный мир. 2000. 376 с.

6. **Кутателадзе С.С., Леонтьев А.И.** Тепломассообмен и трение в турбулентном пограничном слое. М.: Энергия, 1972. 344 с.

7. **Ледовская Н.Н.** Технический отчет ЦИАМ № 9180. Исследование возможности управления отрывом потока в кольцевом диффузоре с помощью генераторов вихрей. 1980, 48 с.

8. **Борисов А.В., Желтоводов А.А., Максимов А.И., Федорова Н.Н., Шпак С.И.** Экспериментальное и численное исследование сверхзвуковых турбулентных отрывных течений в окрестности двумерных препятствий. Механика жидкости и газа, № 2, 1999 г. С. 26.

## Издательство "Машиностроение" представляет книги:

**Полетаев В.А.** Технология автоматизированного производства лопаток газотурбинных двигателей. – М.: Машиностроение, 2006. – 256 с.: ил. (Библиотека технолога).

ISBN 5-217-03340-1

Цена с НДС 264 р.

Рассмотрены особенности технологии обработки лопаток турбин и компрессора на многоцелевых станках (обрабатывающих центрах), электрофизические методы обработки. Изложены некоторые вопросы упрочнения поверхностей деталей, нанесения покрытий и контроля.

Для инженеров-технологов, полезна студентам авиационных вузов.

**Технологические процессы механической и физико-химической обработки в авиадвигателестроении:** учебное пособие / В.Ф. Безъязычный, М.Л. Кузменко, В.Н. Крылов и др.; под общ. ред. В.Ф. Безъязычного. – 2-е изд., доп. – М.: Машиностроение, 2007. – 539 с.: ил.

ISBN 5-217-03366-5

Цена с НДС 550 р.

Изложены методы формообразования деталей, применяемые для этих целей оборудование и инструментальные материалы, в том числе зарубежных фирм, наиболее рациональное их использование в технологических процессах изготовления деталей авиационных двигателей. Большое внимание уделено прогрессивным методам обработки, обеспечивающим требуемые параметры качества изготовления деталей, надежность и ресурс авиационных двигателей.

С изучения этого курса студенты, будущие специалисты в области технологии производства авиационных двигателей и энергетических установок, знакомятся с технологическими особенностями производства, знание которых позволяет спроектировать технологический процесс изготовления детали, обеспечивающий требуемую точность и качество поверхностного слоя обработанной детали с минимальной себестоимостью.

Для студентов, обучающихся по специальности "Авиационные двигатели и энергетические установки" направления "Двигатели летательных аппаратов".

Приобрести книги можно непосредственно в издательстве "Машиностроение", прислав заявку для отдела реализации
**по факсу**: (495) 269-48-97 (работает круглосуточно)
**по e-mail**: realiz@mashin.ru;
**по почте**: 107076, Москва, Стромынский пер., 4,
ОАО "Издательство "Машиностроение".

**Справки о наличии книг, выписке счетов и отправке изданий по телефонам: (495) 269-66-00, 269-52-98.**

В заявке должны быть указаны: название предприятия, юридический адрес (для оформления счета-фактуры), почтовый индекс и адрес (для доставки изданий), ИНН и банковские реквизиты предприятия, ФИО исполнителя, контактный телефон, факс, e-mail, названия заказываемых книг, количество экземпляров.

Ордена Трудового Красного Знамени ОАО "Издательство "**Машиностроение**", 107076, Москва, Стромынский пер., 4
Учредитель ООО "Издательство Машиностроение – 1".
Адрес электронной почты издательства: **E-mail: mashpubl@mashin.ru**; редакции журнала: **sborka@mashin.ru; www.mashin.ru**
Телефон редакции журнала: (495) 268-38-42; тел./факс (495) 268-85-26; факс 269-48-97.
Дизайнер *Погорелова Т.Н.* Технический редактор *Тупталов С.Ю.* Корректоры *Сажина Л.И., Сонюшкина Л.Е.*
Сдано в набор 11.09.07 г. Подписано в печать 24.10.07 г. Формат 60×88 1/8. Бумага офсетная. Печать офсетная.
Усл. печ. л. 6,86. Уч.-изд. л. 7,42. Заказ 326. Свободная цена.
Оригинал-макет и электронная версия подготовлены в ОАО "Издательство "Машиностроение".
Отпечатано в ООО "Подольская Периодика", 142110, Московская обл., г. Подольск, ул. Кирова, д. 15.

К статье С.Е. Беловой, М.Н. Орешкиной, А.Н. Поткина

# “Применение методики оптимизации эффективности охлаждения при 3D-моделировании теплового состояния перфорированной дефлекторной лопатки соплового аппарата турбины”

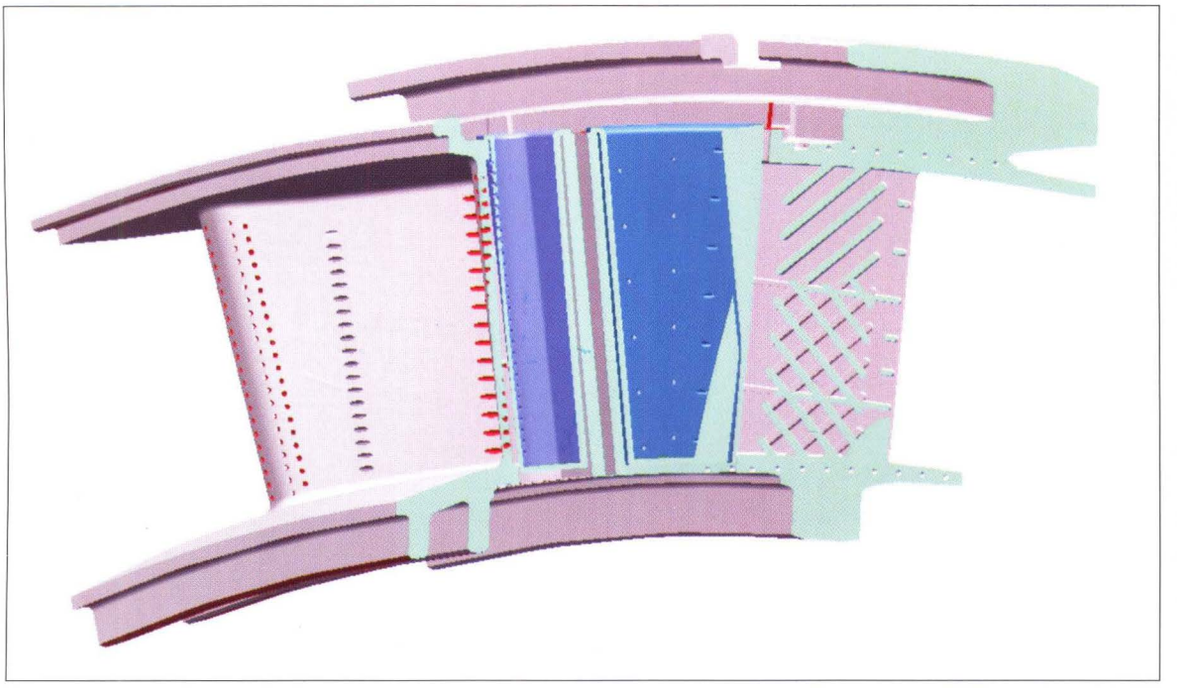


Рис. 1. Модель сектора лопаток (в разрезе), для которого проведен 3D-расчет теплового состояния

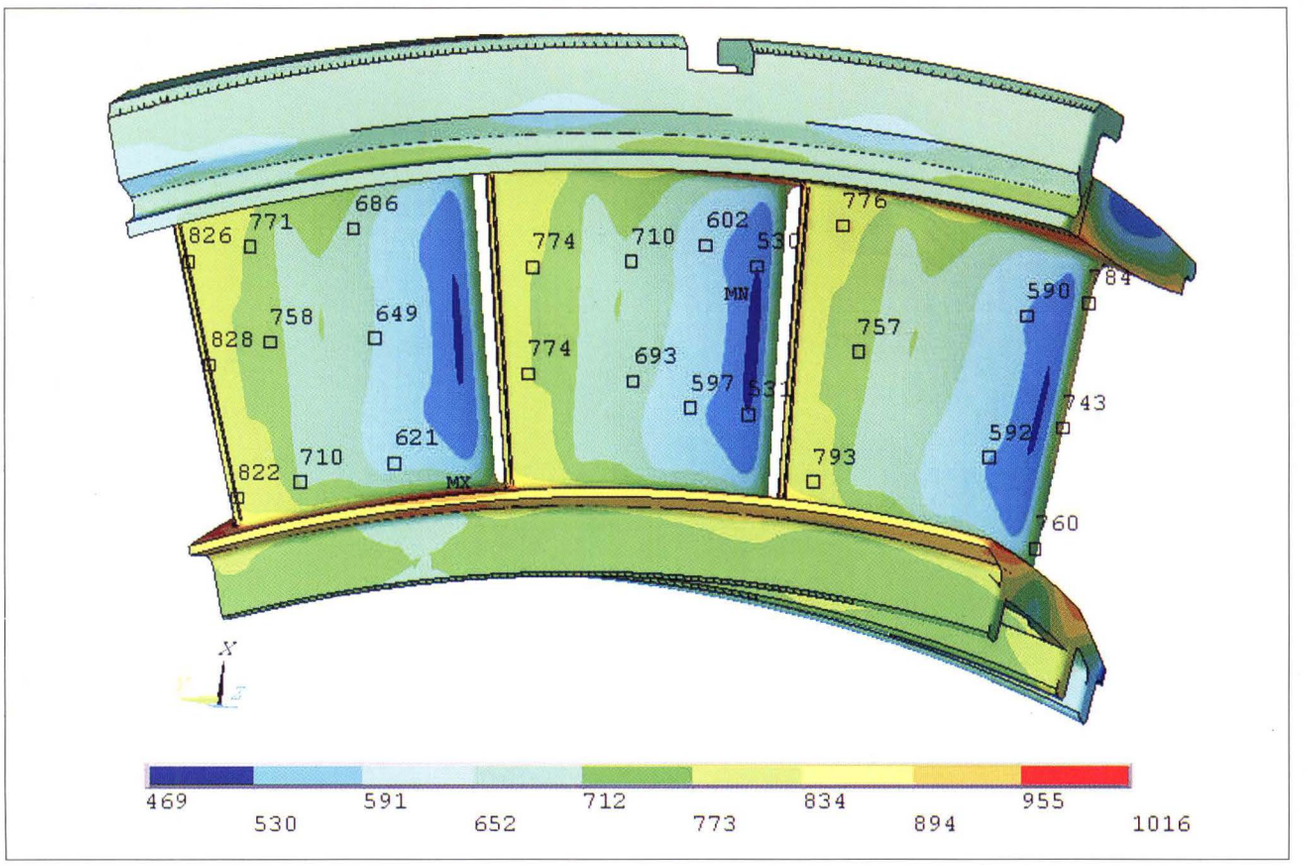



Рис. 3. Результат расчета в ANSYS температуры стенок сектора

К статье А.И. Яманина

# "Поршневые двигатели с кулачковыми преобразующими механизмами"

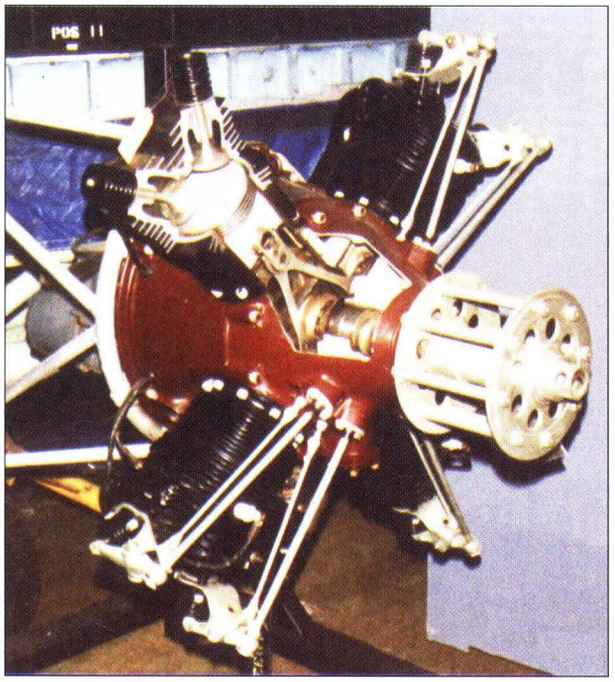


**Рис. 1. Общий вид двигателя H. Caminez 447C в Национальном музее авиации и астронавтики США**

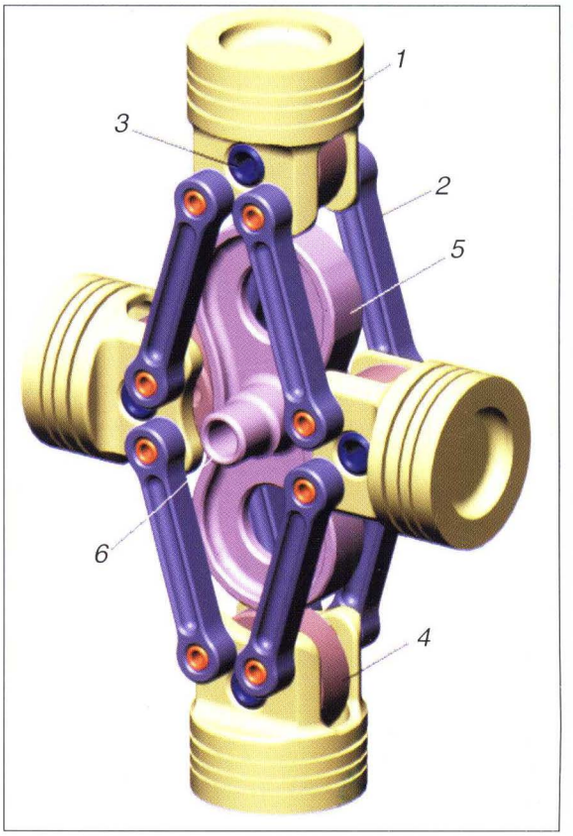



**Рис. 3. Твердотельная модель преобразующего механизма двигателя 447C:**
*1* – поршень; *2* – рычаг; *3* – поршневой палец; *4* – ролик; *5* – поверхность кулачка; *6* – вал

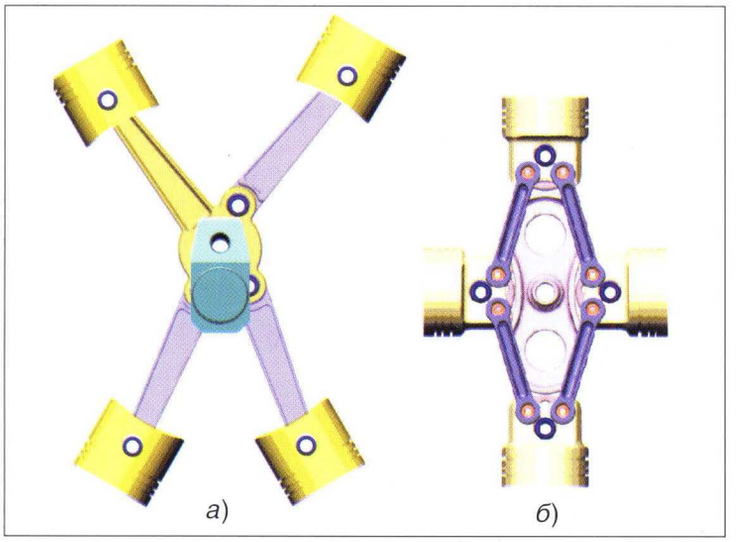



**Рис. 4. Сравнение поперечных габаритных размеров преобразующих механизмов X-образных двигателей с одинаковыми значениями диаметра цилиндра и хода поршня:**
*а* – с кривошипно-шатунным механизмом;
*б* – с кулачковым механизмом

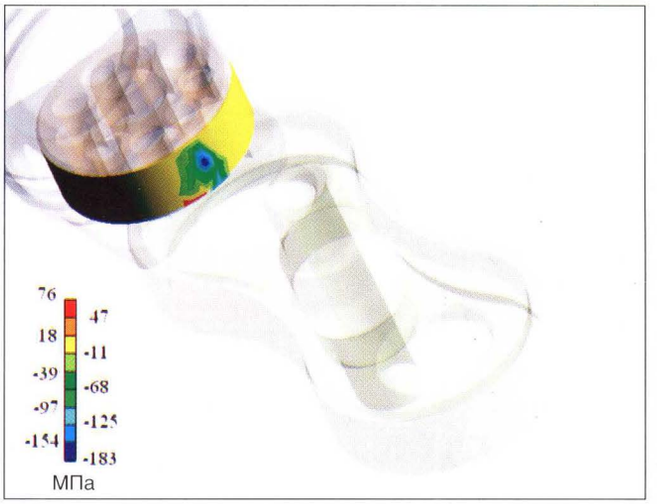



**Рис. 6. Поле контактных давлений в паре "кулачок – ролик" двигателя с кулачковым преобразующим механизмом H. Caminez**

ISSN 0202-3350. Сборка в машиностроении, приборостроении. 2007. № 11. 1–56. Индексы: 79748 – "Роспечать". 84967 – "Пресса России". 60257 – "Почта России".