

**КЛИМОВСКИЕ ЧТЕНИЯ-2012:  
ПЕРСПЕКТИВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ  
РАЗВИТИЯ ПРЕДПРИЯТИЙ  
АВИАДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ**

**СБОРНИК ДОКЛАДОВ  
НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОЙ КОНФЕРЕНЦИИ**

Санкт-Петербург  
Издательство Политехнического университета  
2012

УДК 621.45.313  
ББК 39.55  
П27

**Климовские чтения-2012: перспективные направления развития предприятий авиадвигателестроения. Сборник докладов международной научно-технической конференции.** — СПб. : Изд-во Политехн. ун-та, 2012. — 424 с.

*Дорогие климовцы, уважаемые коллеги!*

Приветствую всех участников торжественной заочной научно-технической конференции «Климовские чтения» — «Перспективные направления развития предприятий авиадвигателестроения», прошедшей в рамках празднования юбилеев двух генеральных конструкторов Предприятия — 120-летия В. Я. Климова и 95-летия С. П. Изотова.

Климов Владимир Яковлевич и Изотов Сергей Петрович — бесспорно знаковые фигуры в становлении и развитии Отечественной авиации, воспитавшие целую плеяду двигателестроителей.

Интеллектуальное наследие двух выдающихся конструкторов не стало достоянием прошлого, не растворилось в истории. Климовцы, с честью усвоив уроки своих учителей, и сегодня создают образцы сложнейшей авиационной техники.

Цель Конференции отвечает глобальной потребности России в новых гениях, которые, вопреки всем трудностям, уверенно смотрят в будущее и берутся за сверхзадачи.

Ежегодно «Климовские чтения» открывают молодые таланты, способные приумножить научной потенциал отрасли и сохранить за двигателестроением звание ведущей отрасли машиностроения России.

*Исполнительный директор ОАЛ «Климов»  
И. А. Ватагин*

© ОАО «Климов», 2012  
© Санкт-Петербургский государственный  
политехнический университет, 2012

ISBN 978-5-7422-

## ТЕРМОДИНАМИКА И АЭРОДИНАМИКА АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

*М.В. Додонов, В.Ф. Иванников, М.Г. Хабибуллин*

ОАО «Авиамотор», Казань

*В. Л. Варсегов*

КНИТУ им. А.Н.Туполева, Казань

### КОНСТРУКТИВНЫЕ ОСОБЕННОСТИ ГТУ С УМЕРЕННЫМИ ПАРАМЕТРАМИ ТЕРМОДИНАМИЧЕСКОГО ЦИКЛА НА БАЗЕ КОНВЕРТИРОВАННОГО АВИАЦИОННОГО ГТД

Проведенными в работе [1] расчетными исследованиями установлено, что увеличение максимальной температуры термодинамического цикла ГТУ выше 1450–1500 К при современном состоянии газотурбинных технологий не приводит к существенному возрастанию эффективного кпд двигателя (рис. 1) вследствие значительного возрастания потребного расхода охлаждающего воздуха и снижения кпд турбины.

Это связано с необходимостью обеспечения заданного ресурса основных деталей горячей части установки, требующего увеличения числа охлаждаемых лопаточных венцов турбины, применения более эффективных способов охлаждения. Газовые турбины с охлаждаемыми венцами лопаток имеют более низкие значения кпд вследствие уменьшения располагаемой работы расширения из-за отвода части теплоты от газового потока, затраты части располагаемой работы на сжатие и прокачку охлаждающего воздуха, дополнительных гидравлических потерь на смешение охлаждающего воздуха и газового потока в межлопаточном канале турбин

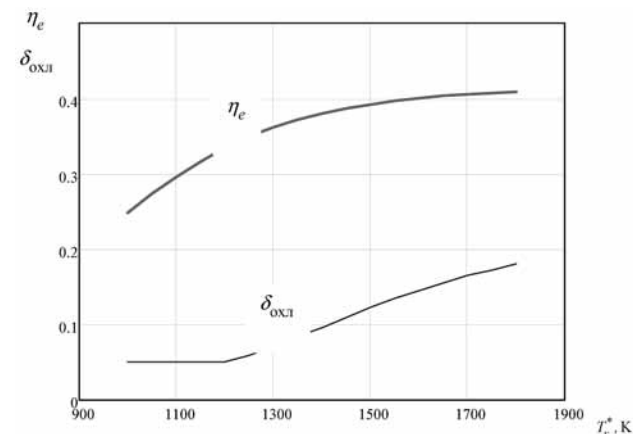


Рис. 1. Зависимость эффективного кпд  $\eta_e$  и относительного расхода охлаждающего воздуха  $\delta_{охл}$  от температуры газа перед турбиной

с открытыми системами охлаждения. Гидравлические потери, обусловленные выдувом охлаждающего воздуха в газовый поток, могут быть весьма ощутимыми и существенно влияют на кпд турбинной ступени. К тому же, возрастание связанной с температурой газа суммарной степени повышения давления в термодинамическом цикле приводит к повышению температуры воздуха в последних степенях компрессора, что также снижает эффективность системы охлаждения и требует увеличения относительного расхода охлаждающего воздуха.

Вместе с тем, увеличение температуры газа перед турбиной приводит к значительному сокращению ресурса и существенному удорожанию установки, связанному с необходимостью внедрения новых материалов и покрытий турбинных лопаток, более совершенных систем охлаждения, либо обеспечения предварительного снижения температуры охлаждающего воздуха в специальных теплообменниках. Все это приводит к усложнению конструкции турбины и ГТУ в целом, а также к снижению ее надежности.

В связи с этим, определенный практический интерес представляют ГТУ с умеренной температурой газа перед турбиной

в интервале 1200...1450 К, обеспечивающие при невысокой величине относительного расхода охлаждающего воздуха применение традиционных сравнительно недорогих материалов сопловых и рабочих лопаток и дисков турбин с общим ресурсом газотурбинной установки 100 000...150 000 часов наработки.

Необходимо также отметить, что целесообразность использования различных типов ГТУ должна оцениваться не только удельным расходом топлива, а общим ресурсом и суммарными затратами за эксплуатационный период. Поскольку установки с умеренными параметрами термодинамического цикла имеют больший срок эксплуатации, чем высокотемпературные ГТУ, то их применение в большинстве случаев может оказаться экономически более целесообразным.

Несмотря на отмеченные особенности ГТУ со сравнительно невысокими значениями температур газа, вопросы охлаждения турбинных лопаток в них остаются достаточно актуальными, поскольку разработка рациональных способов охлаждения обеспечивает уменьшение удельного расхода топлива, а, следовательно, и повышение эффективного КПД установок.

В качестве одного из возможных путей разработки рациональных систем охлаждения рабочей лопатки, замкового соединения и диска турбины газотурбинной установки может служить подход, в котором комплексно решаются задачи, связанные не только с подводом охлаждающего воздуха к рабочим лопаткам турбины, но и вопросы ограничения утечек охлаждающего воздуха из системы подвода воздуха в проточную часть, а также разгрузки от осевых сил, действующих на ротор турбины (рис. 2). При этом относительный расход охлаждающего воздуха в предлагаемой системе может быть снижен до 3 %.

Конструкторское решение указанной технической задачи достигается тем, что на внутреннем корпусе соплового аппарата размещен ресивер 3, в который поступает воздух, отбираемый за компрессором. Ресивер снабжен устройством закрутки охлаждающего воздуха с коническими отверстиями-соплами 4. Особенностью этих отверстий подачи воздуха в полость перед рабочей лопаткой турбины высокого давления является их выполнение под

углом в 30° по направлению вращения. Это приводит к снижению температуры на входе в рабочую лопатку и понижению давления перед диском первой ступени.

Охлаждающий воздух направляется через сопла 4 на диск 11 и через отверстия в дефлекторе 7 поступает на охлаждение замка и пера рабочей лопатки 9. При этом два лабиринтных уплотнения, расположенные в ступичной 5 и ободной 6 частях диска, плотно диска рабочего колеса 11, внутренний корпус соплового аппара-

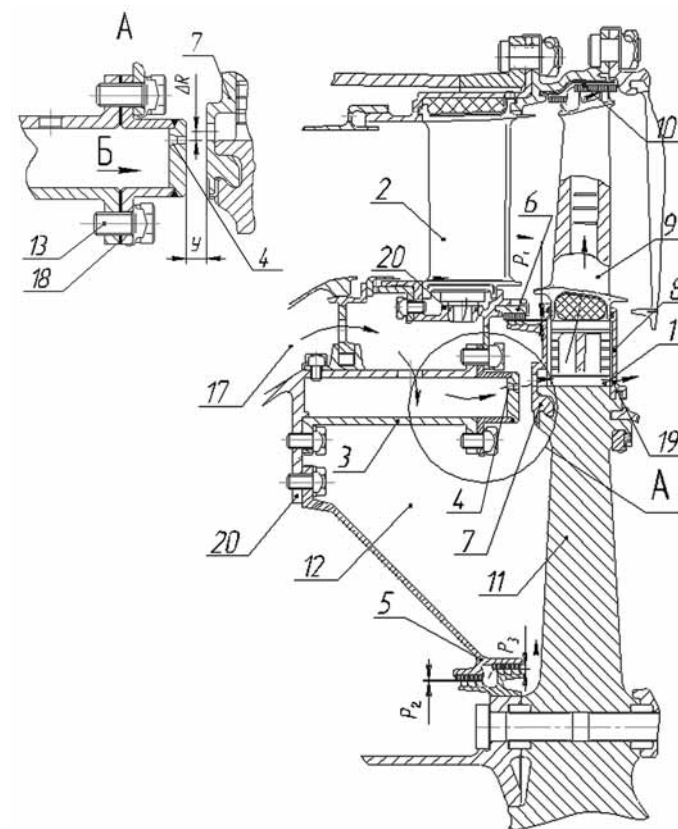


Рис. 2. Схема системы охлаждения рабочего колеса турбины газотурбинной установки

та с корпусом ресивера 3, дефлектор 7 диска 11, кольцевой зазор между ресивером 3 и дефлектором 7 диска образуют разгрузочную полость 12 турбины от осевых сил.

Чтобы получить требуемую осевую силу, действующую на ротор турбины, суммарная проходная площадь сопел устройства закрутки, радиальные зазоры в нижнем и верхнем лабиринтах, количество гребешков и зазоры в них рассчитаны на снижение давления и температуры в разгрузочной полости.

Технический эффект предлагаемой конструкции состоит в организации перед диском разгрузочной полости путем подбора аппарата закрутки по расходу воздуха, зазоров в верхнем и нижнем лабиринте с возможностью разгрузки осевых сил, действующих на ротор турбины.

Таким образом, решается комплексная задача по обеспечению необходимого расхода охлаждающего воздуха к рабочим лопаткам, уменьшению утечек воздуха в проточную часть, разгрузки осевых сил путем формирования разгрузочной полости перед диском рабочего колеса турбины, снижения температуры воздушной среды, омывающей полотно диска, упрощения и улучшения технологии изготовления узла.

Важной задачей, связанной с увеличением мощностного КПД свободной турбины и эффективного КПД установки в целом, является снижение потерь с выходной скоростью при обеспечении достаточной динамической прочности рабочих лопаток последней ступени.

Решение этой задачи при угле раскрытия проточной части в меридиональном сечении в пределах  $13\text{--}23^\circ$  и отношении среднего диаметра рабочего колеса последней ступени свободной турбины к высоте рабочей лопатки на выходе из турбины от 3,5 до 4,0 может быть достигнуто при минимальной толщине полотна диска последней ступени турбины большей, чем ширина пера рабочей лопатки последней ступени в корневом сечении.

На рис. 3 изображена схема силовой турбины с усиленным диском последней ступени турбины.

Обычно мощностной КПД свободных турбин находится в диапазоне 0,8...0,85. Например, мощностной КПД свободной турбины

ГТУ НК-16СТ составляет 0,827, а базовой газотурбинной установки НК-16-18СТ — 0,823. При этом отношение диаметра диска к длине лопатки последней ступени свободной турбины у этих ГТУ равно  $d/l = 4,7$ .

У турбины, изображенной на рис. 3, при  $d/l = 3,92$ , мощностной КПД составляет 0,862, что существенно выше КПД перечис-

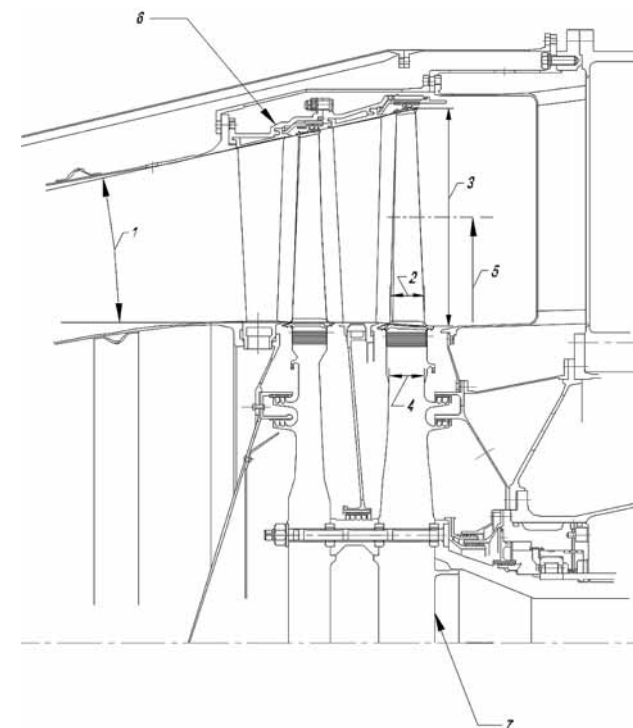


Рис. 3. Схема свободной турбины с пониженными динамическими напряжениями в рабочих лопатках последней ступени:

1 — угол раскрытия проточной части  $\alpha$ ; 2 — максимальная ширина лопатки  $b_1$ ; 3 — высота лопатки на выходе из турбины  $l$ ; 4 — максимальная ширина полотна диска  $b_2$ ; 5 — средний диаметр рабочей лопатки последней ступени турбины; 6 — статор силовой турбины; 7 — рабочее колесо последней ступени турбины

ленных установок. Однако такое увеличение высоты лопатки на выходе из свободной турбины приводит к повышенным динамическим и вибрационным нагрузкам на рабочую лопатку. Решением этой проблемы является увеличение массы и толщины полотна диска последней ступени свободной турбины.

Особенность предлагаемого решения заключается в выборе минимальной толщины полотна диска  $b_2$  в последней ступени турбины не менее максимальной ширины пера рабочей лопатки или ширины рабочей лопатки в корневом сечении  $b_1$ . Динамические напряжения в рабочих лопатках турбин, особенно в свободных турбинах и турбинах низкого давления, в значительной мере зависят от толщины полотна диска. В практике проектирования для соблюдения ограничений по динамической прочности толщину полотна диска выбирают из условия отсутствия резонансов облопаченного колеса турбины с опасными гармониками возбуждающих нагрузок. Допустимая толщина диска при этом определяется в соответствии с результатами анализа дисперсионной или резонансной диаграмм.

Применение предлагаемого способа выбора толщины диска возможно также на ранних стадиях проектирования. При необходимости в дальнейшем толщина диска может корректироваться по результатам частотного анализа в сторону увеличения или уменьшения толщины за счет введения дополнительных конструктивных мероприятий.

Таким образом, возможно осуществить проектирование стационарных газотурбинных установок с умеренными значениями параметров термодинамического цикла на базе конвертированных авиационных ГТД, имеющих более высокие значения КПД компрессоров и турбин, чем у высокотемпературных ГТУ, и обеспечить эффективный КПД установки на уровне 36...38 %.

#### ЛИТЕРАТУРА

Додонов М.В., Хабибуллин М.Г., Варсегов В.Л. К выбору оптимальных параметров термодинамического цикла наземной ГТУ / Вестник КГТУ им.А.Н.Туполева. — Казань, 2012.

*С.В. Коцюбинский*

ОАО «Климов», ИЦ КБ-7, Москва

#### НЕКОТОРЫЕ ОСОБЕННОСТИ ВЫСОТНОГО ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ ТИПА РД-33МК

В статье описаны особенности высотного запуска двигателя типа РД-33МК с использованием кислорода. На основании анализа данных нескольких полетов обнаружено отрицательное влияние кислородной подпитки свечей зажигания на процесс горения в зонах обратных токов у пусковых форсунок в основной камере сгорания. Объяснены причины такого влияния кислорода.

Кислород является физическим переносчиком плазмы: за счет энергии давления и расхода кислород способствует проникновению плазмы в зону обратных токов. Запуск не станет хуже при использовании в тех же условиях сжатого воздуха, азота или другого инертного газа.

Предложено изменить циклограмму запуска двигателя со смещением времени подачи кислорода.

Предложено вместо кислорода в свечи зажигания подавать сжатый воздух из пневматической системы на борту самолета.

#### Введение

Эффективность запуска двигателя в различных условиях эксплуатации требуют анализа всех составляющих частей этого процесса.

Разработчиками двигателей проводятся работы по исключению кислородной подпитки из процесса запуска двигателя.

Рассмотрены функции и особая роль кислорода в создании условий для воспламенения топливо-воздушной смеси (ТВС) на конкретных примерах встречного запуска двигателя типа РД-33МК на большой высоте.

Определены некоторые причины отсутствия высотного запуска.

Отмечены некоторые особенности конструкции камеры сгорания, системы зажигания, циклограмм запуска двигателя в полете.

Предложены изменения в работе системы зажигания двигателя, направленные на исключение кислородной подпитки.

### Образование зоны обратных токов во фронтном устройстве

Для устойчивого горения в форсуночной головке жаровой трубы основной камеры сгорания с помощью воздушного завихрителя и центробежной топливной форсунки у стенок жаровой трубы создается повышенное давление. За счет пониженного давления по оси форсунки появляется возвратное течение ТВС (зона обратных токов). В результате около форсунки на любом режиме работы двигателя организуется устойчивый вихрь тороидальной формы, в сечении которого всегда существует точка «Ф», в которой скорость движения фронта пламени равняется скорости движения ТВС (рис. 1) [1].

В распыленном конусе топлива образуется некоторое расслоение ТВС по коэффициенту избытка воздуха. Определяются две зоны возможного воспламенения: одна снаружи ближе к свече, а вторая внутри и принадлежит возвратному течению зоны обратных токов.

Если плазма свечи воспламеняет только верхний слой хорошо горячей смеси, то горение выносится за пределы зоны обратных токов к турбине. Для воспламенения необходимо проникновение плазмы от свечи внутрь зоны обратных токов (рис. 2).

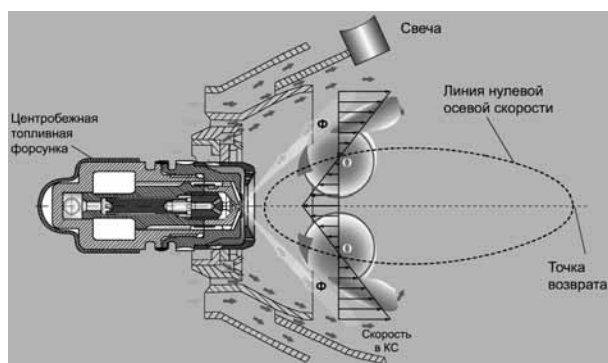


Рис. 1. Зона обратных токов у форсунки

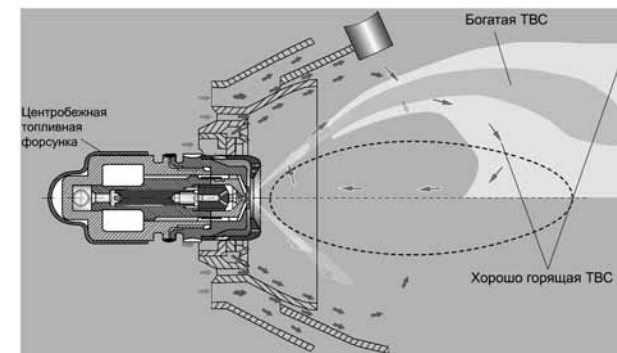


Рис. 2. Воспламенение при проникновении плазмы в зону обратных токов

Отсутствия запуска двигателя на большой высоте объясняется малыми расходами воздуха и топлива, уменьшающими конус распыла из-за пониженного давления в топливном коллекторе. Зона обратных токов имеет существенно меньшие размеры, чем при запуске на земле.

Пульсирующая с частотой 4...12 Гц высоковольтная плазма из свечи зажигания просто не достигает ТВС.

### Роль кислорода при запуске КС

Традиционно считается, что для улучшения воспламенения топливоздушной смеси (ТВС) в камеру сгорания необходимо подавать кислород. [2].

Истекающий из зазора между свечой и корпусом кислород своей кинетической энергией помогает переносу плазмы к зоне горения основной камеры сгорания (ОКС) и проникновению ее в зону обратных токов пусковой форсунки.

Рассмотрим роль кислорода в изменении коэффициента избытка воздуха при запуске КС.

Соотношением воздуха и топлива управляет автомат запуска или автомат приемистости топливного насоса-регулятора (НР-59) в зависимости от частоты вращения ротора компрессора высокого давления.

С подъемом на высоту из-за снижения доли кислорода в воздухе еще дополнительно снижается количество топлива, подаваемого в камеру сгорания. Подаваемый из самолетной системы кислород существенно повышает коэффициент избытка воздуха даже до «бедного срыва», как будет показано далее.

### Примеры встречного запуска двигателя на большой высоте

Рассмотрим встречный запуск двигателя РД-33МК на высоте  $H = 12469$  м при скорости  $V_{пр} = 401$  км/час и при снижении частоты вращения ротора высокого давления (РВД) до  $n_k = 30\%$  (рис. 3).

После установки РУД на упор СТОП и падения частоты вращения до  $n_k = 30\%$  летчик производил встречный запуск двигателя по штатной циклограмме путем установки РУД на упор МГ.

По мере движения РУДа и открытия стоп-крана в магистрали до распределителя топлива (РТ-59) возрастало давление, откры-

вался клапан дополнительного коллектора (ДК) в РТ-59 и происходило заполнение пускового коллектора топливом. Датчиком регистрировался рост давления Рдк.

Так как агрегат НР-59 в соответствии с  $n_k$  определяет положение дозирующего крана в зависимости от давления воздуха, то по мере движения РУД еще до установки на упор МГ появлялось давление в заполнившимся топливом коллекторе КС за счет работы наклонной шайбы насоса и регулятора перепада на дозирующем кране. Фактически топливо приходило к форсункам раньше высоковольтного зажигания и кислорода к свечам.

После прохождения РУДом упора МГ (микровыключателя) появлялась команда на зажигание (АЗДп на рис. 3), подачу кислорода (Кислп) и корректировку расхода топлива по высоте (ИМ-8п уменьшал расход топлива).

Происходит устойчивый запуск двигателя при стабильном росте значений температуры Т4 и частоты вращения  $n_k$ . Однако при  $n_k = 60\%$  проходит сигнал «ПОМПАЖ» и за счет срабатывания клапана сброса и останова (КСО) падает давление топлива.

После снятия сигнала «ПОМПАЖ» давление топлива опять восстанавливается и темп приемистости тоже. Но градиент нарастания температуры Т4 даже становится отрицательным, что свидетельствует об улучшении процесса горения в ОКС и снижении избытков топлива при работе автомата приемистости агрегата НР-59.

Объяснить сигнал «ПОМПАЖ» можно следующим образом.

При запуске топливо поступает в камеру сгорания первым при открытии стоп-крана и воспламеняется свеча еще до поступления кислорода. Пламя распространяется на все форсунки камеры.

Кислород значительно запаздывает из-за малого диаметра и значительной протяженности магистралей.

Пришедший кислород попадает в зону обратных токов (рис. 4), что приводит к сильному обеднению ТВС. Так как расход топлива регулируется НР пропорционально расходу воздуха, а кислород подается из баллона через редуктор с постоянным давлением  $P = 9$  кгс/см<sup>2</sup>, его относительная величина растет с вы-

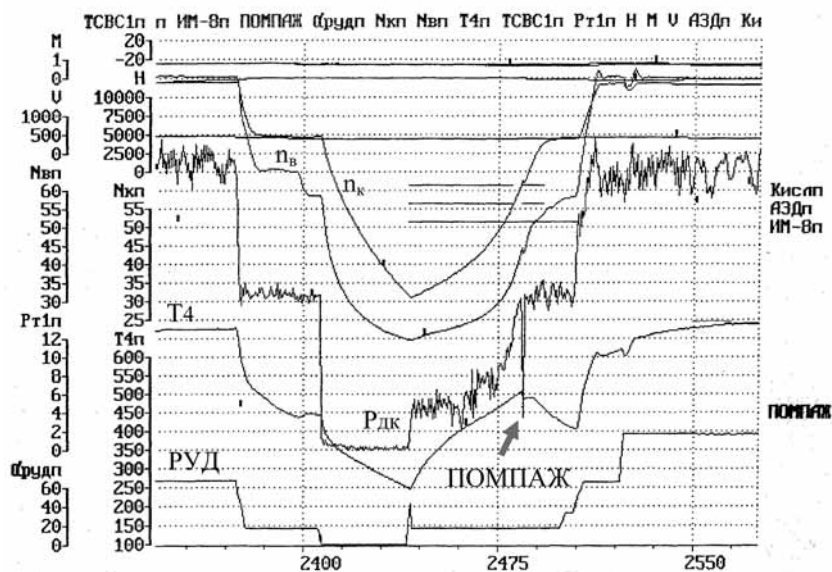


Рис. 3. Запуск в воздухе. Запись данных полета от 19.09.2008



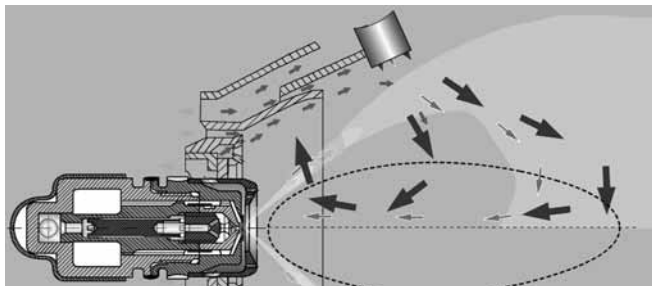


Рис. 4. Обогащение кислородом зоны обратных токов на запуске

сотой полета. В результате пламя гаснет в зонах обратных токов у двух пусковых форсунок. Камера сгорания обеспечивает работу только 22 форсунок из 24.

Бедная ТВС от пусковых форсунок без горения покидает КС и уже далее в турбине получает возможность воспламениться за счет смешения с горячим газом из соседних зон горения. Результат дожигания в турбине и за ней виден по росту температуры Т4 до прохождения сигнала «ПОМПАЖ» (рис. 3).

На частоте вращения  $n_k = 50\%$  выключается зажигание и подача кислорода. Еще несколько секунд (4...6 с) процесс стабилен, но за счет падения давления кислорода в магистралях восстанавливаются условия для горения ТВС в зонах обратных токов у пусковых форсунок и происходит воспламенение большого объема подготовленной ТВС с броском давления в КС, регистрируемый сигнализатором помпажа СПТ-88, как «ПОМПАЖ».

Срабатывает КСО и отключает подачу топлива в РТ-59. После снятия команды «ПОМПАЖ» возобновляется подача топлива с тем же уровнем давления. Но горение теперь происходит эффективно у всех 24-х форсунок. Это способствует снижению температуры Т4 на термомпарах. Запуск стабилизируется.

Кислород, поступающий при этом через зазор между свечой и ее корпусом, не может привести ТВС у пусковых форсунок к «бедному срыву», поскольку расход воздуха в КС значительно вырос на частотах вращения более 60 % и относительная доля кислорода снизилась.

## Выводы

1. Воспламенение в КС в полете происходит до поступления кислорода в зону свечей. Запуск без кислорода возможен как на земле, так и в полете.

2. Кислород является физическим переносчиком плазмы: за счет энергии давления и расхода способствует проникновению плазмы в зону обратных токов, улучшая характеристики воспламенения. Запуск не станет хуже при использовании в тех же условиях сжатого воздуха, азота или другого инертного газа.

3. На запуске в зоне обратных токов пусковых форсунок кислород изменяет коэффициент избытка воздуха в сторону границы «бедной смеси», хотя автоматы запуска и приемистости в НР обеспечивают правильное соотношение для остальных форсунок.

4. На больших высотах полета при запуске с постоянным расходом кислорода коэффициент избытка воздуха в зоне пусковых форсунок может превысить допустимое граничное значение для «бедной смеси» и горение у пусковых форсунок прекратится.

## Предложения

1. При испытании в полете циклограмму поступления кислорода в зону свечей сдвинуть по времени на несколько секунд. Рост частоты вращения и температуры после запуска КС должны блокировать подачу кислорода, что докажет его ненужность.

2. Расход кислорода должен изменяться в зависимости от высоты полета и расхода воздуха, поступающего в КС, и составлять 0,4...0,5 % от расхода воздуха в камере сгорания [2].

3. Вместо кислорода в свечи зажигания подавать сжатый воздух из пневматической системы на борту самолета.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Пчелкин Ю.М. Камеры сгорания газотурбинных двигателей: Учебник для студентов вузов, обучающихся по специальности «Турбиностроение». — 3-е изд., перераб. и доп. — М.: Машиностроение, 1984 — 280 с.
2. Лефевр А. Процессы в камерах сгорания ГТД/Артур Лефевр — М.: «МИР», 1986 — 566 с.

А.А. Себелев, М.В. Смирнов

СПбГПУ, Санкт-Петербург

## ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ В ТУРБИНЫХ СТУПЕНЯХ ТУННЕЛЬНОГО ТИПА

Тематика настоящей работы — исследование структуры потока в туннельных турбинных ступенях. Это новый, пока еще малоизученный класс микротурбинных ступеней, ориентированный на достижение высоких температур в цикле (около 1400°С) за счет применения керамических материалов. Кроме того, применение керамических материалов может дать, при успешной реализации, существенный выигрыш в массогабаритных показателях установки.

В данной статье с позиций трехмерного численного моделирования рассмотрены характерные особенности течения рабочего тела в туннельных турбинных ступенях; выявлены ключевые недостатки ступеней такого класса и даны рекомендации по возможному увеличению их эффективности.

Ключевые слова: микротурбины; туннельные турбинные ступени; трехмерное моделирование; ступени обратной парциальности.

### Введение

Наметившийся в последнее время рост спроса на автономные мини- и микроисточники электроэнергии мощностью до 100 кВт стимулирует поиск путей повышения экономической эффективности таких агрегатов. Известно, что в силу миниатюрных размеров проточной части КПД микрогазотурбинных двигателей, находящихся в составе этих установок, не превышает 10..15 %. Установки мощностью менее 20 кВт характеризуются еще и тем, что в них, по технологическим соображениям, оказывается невозможным применить турбинные ступени классических типов.

Один из возможных путей решения этой проблемы может дать реализация концепции туннельных турбомашин, где традиционные стационарные и вращающиеся кольцевые системы лопаток заменены трехмерными коническими каналами [1–3] (рис. 1).

Вместе с тем, в силу сложности конструкции до последнего времени проектировочные расчеты ступеней такого типа про-

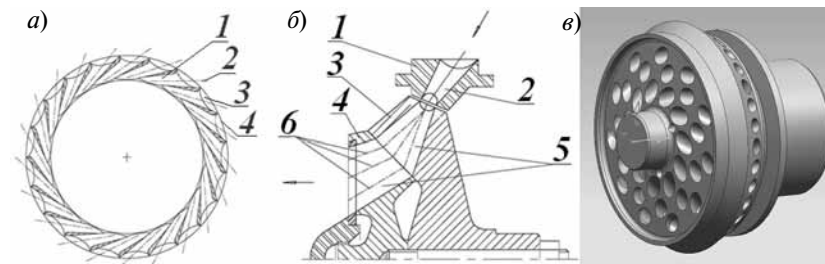


Рис. 1. Ступень туннельной турбины: а — меридиональное сечение соплового аппарата и круговая решетка каналов; б — принципиальная конструктивная схема; в — рабочее колесо туннельной турбины проектной мощностью 4 кВт

1 — кольцевой сопловой аппарат, 2 — сопловой туннель, 3 — периферийный диск рабочего колеса, 4 — приосевой диск рабочего колеса, 5 — рабочие туннели, 6 — проекции осевых линий различных групп каналов с чередующейся геометрией.

водились в одномерной постановке с привлечением различного рода аналогий с классическими турбинными ступенями. Постановка же трехмерных расчетов на основе программного комплекса CFX может существенно улучшить качество проектирования проточных частей турбин такого класса и повысить их конкурентоспособность.

### Расчетная методика

На первом этапе исследования на базе рабочего колеса (РК) туннельного типа диаметром 105 мм отработывалась методология постановки задачи: в соответствии с экспериментальными данными выявлялась наиболее подходящая модель турбулентности, сравнивались способы задания рабочего тела и влияние расчетной сетки. Было установлено, что из широкого спектра моделей турбулентности, представленных в пакете CFX, как и ожидалось, наиболее близкие к экспериментальным результаты удалось получить, используя модель турбулентности SST. Наилучшее совпадение с экспериментальными данными дал вариант задания воздушного рабочего тела как смеси двух компонентов — Nitrogen HP и Oxygen HP из библиотеки Redlich Kwong.

Для разрешения вопроса о влиянии расчетной сетки были исследованы три варианта сетки: 500 тыс. узлов, 1.2 млн. узлов и 1.4 млн. узлов. Было установлено, что более подробное разрешение пограничного слоя практически не влияет на результаты расчета. Это объясняется тем, что течение в РК туннельного типа носит сугубо вихревой характер, из-за чего пограничные слои постоянно разрушаются при течении рабочего тела по каналам РК.

В конечном счете, различие результатов расчетов с экспериментальными данными по давлениям и температурам перед и за РК составило не более 3.5 %.

На втором этапе на базе апробированной методологии исследовалась туннельная турбинная ступень проектной мощностью 4 кВт. Ключевым вопросом в постановке задачи явился способ стыковки неподвижного соплового аппарата (СА) и вращающегося рабочего колеса. Следуя опыту расчетов парциальных транс- и сверхзвуковых ступеней кафедры Гидроаэродинамики [4], для стыковки СА и РК в стационарной постановке использовался интерфейс Frozen rotor. Чтобы было возможным говорить об осредненных параметрах ступени, было рассмотрено 5 характерных положений РК по углу поворота относительно СА, т. е. 5 характерных моментов времени; далее параметры ступени осреднялись.

В натуральных условиях рабочим телом для исследуемой ступени являются продукты сгорания метана, однако предварительно было показано, что при коэффициенте избытка воздуха 6.6 разница в параметрах воздуха и продуктов сгорания невелика. Таким образом, при моделировании в качестве рабочего тела использовался воздух.

### Результаты

Чтобы выделить характерные особенности течения, рассмотрим полученные распределения скорости в сопловом аппарате и рабочем колесе (рис. 2–4).

Из рис. 2 видно, что первые по ходу движения рабочего тела в исследуемой ступени потери связаны с поворотом и разделением потока на входе в СА. Поскольку этот поворот происходит с малыми скоростями, сам по себе он не влечет больших потерь. Тем

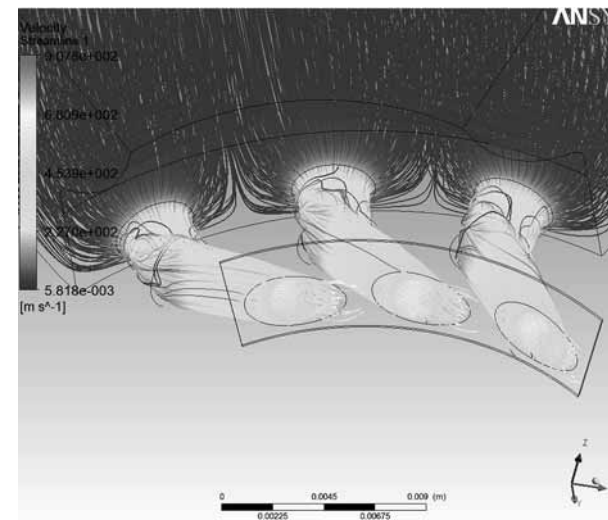


Рис. 2. Линии тока в СА исследованной ступени

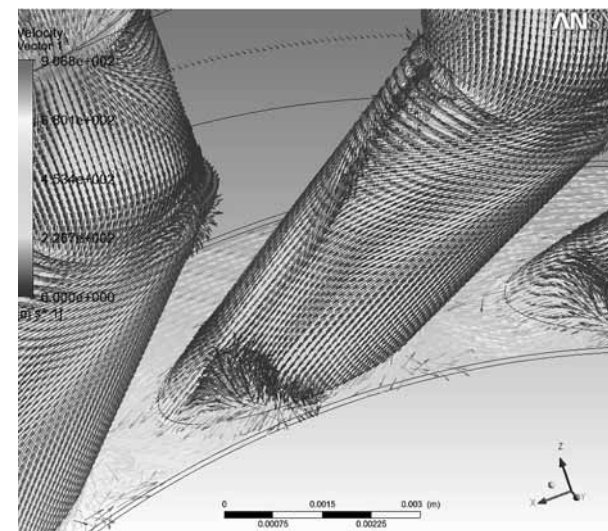


Рис. 3. Поле скорости в СА исследованной ступени.

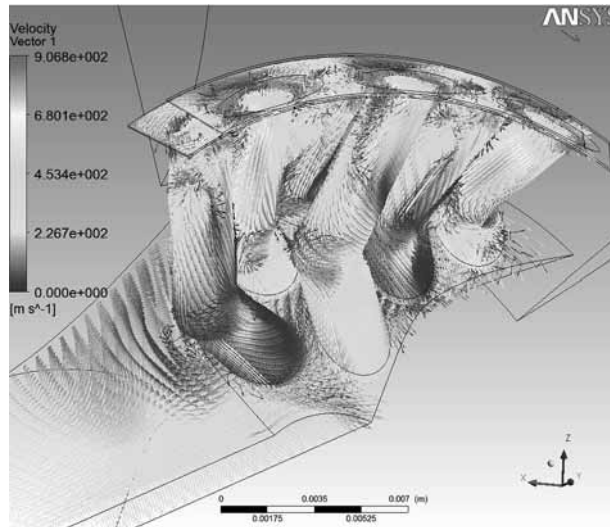


Рис. 4. Поле относительной скорости в РК исследованной турбинной ступени

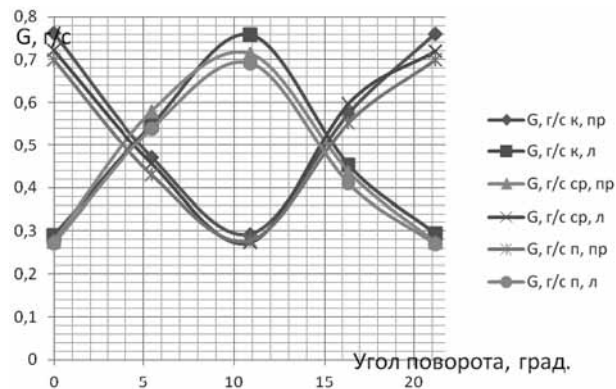


Рис. 5. Зависимость расхода через каналы РК от угла поворота РК

не менее, его наличие приводит к образованию вихревых структур от самого входа в СА, которые, в дальнейшем, усиливаются поворотом потока в самом СА. Кроме того, на рис. 3 видно, что РК оказывает обратное влияние на СА, следствием чего является образование локализованных вихревых структур на выходе из СА в зоне стенок каналов. В конечном счете, вышеперечисленные факторы приводят к тому, что коэффициент скорости СА исследованной ступени не превышает 0.77, а коэффициент сохранения полного давления — 0.97.

Далее проанализируем картину течения в РК ступени (рис. 4).

Видно, что в каналы РК, находящиеся в данный момент времени под перемычками между каналами СА, рабочее тело поступает с существенными углами атаки; видны мощные отрывы потока на входе в каналы, что, в конечном счете, эквивалентно уменьшению проходного сечения каналов на входе и приводит к значительному росту потерь на входе в РК. Изменение расхода через каналы РК в зависимости от угла поворота РК относительно СА продемонстрировано на рис. 5.

Кроме того, для каналов РК также характерно вихревое движение рабочего тела. Все это, в конечном счете, приводит к тому, что коэффициент скорости для каналов РК не превышает 0.7.

Отрицательное влияние парциальности подвода рабочего тела к РК можно также видеть на зависимостях внутреннего КПД и мощности ступени от угла поворота РК относительно СА (рис. 6, 7).

Более того, столь явная зависимость эффективности ступени от угла поворота РК относительно СА по периодичности РК го-

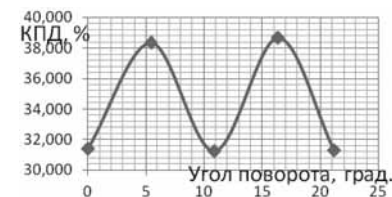


Рис. 6. Зависимость внутреннего КПД ступени от угла поворота РК относительно СА

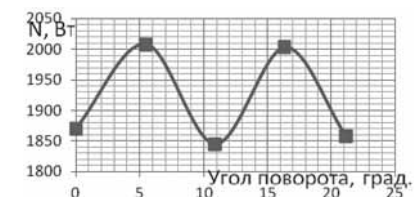


Рис. 7. Зависимость мощности ступени от угла поворота РК относительно СА

ворит о том, что доминирующими потерями в данной ступени являются потери от парциальности, рожденной самим РК. Это так называемая обратная парциальность.

### Выводы

Таким образом, в результате численного моделирования турбинной ступени туннельного типа получено, что вырабатываемая ступенью мощность практически в два раза меньше проектной. Очевидно, это является прямым следствием неприменимости аналогий с классическими турбинными решетками при проектировании ступеней такого класса. Показано отрицательное влияние парциальности подвода рабочего тела на работу ступени; также показано, что доминирующими потерями для ступеней такого класса являются потери от обратной парциальности. Авторами настоящей работы рекомендовано уменьшение парциальности вплоть до перехода к конструкции СА с подрезающимися соплами. В стационарной постановке задачи получен внутренний КПД ступени на уровне 34 %; однако с учетом потерь от нестационарности ([4]) следует ожидать уровень внутреннего КПД ступени порядка 27 %.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Patent of France, 0210977 of 05.09.2002. 75, INPI Paris, Turbine a gas a roue de turbine de type radial.
2. A.Soudarev, A.Souryaninov, V.Tikhoplav, A.Molchanov, P.Avrans, L.Lelait, «Novel blade-free turbomachine concept for microgasturbine engine applications. (Part I. Design. Design characteristics. Metal model realization)», International Gas Turbine Congress 2003, November 2–7, 2003 Japan, Tokyo, Paper TS-041, 8 p.
3. A.Soudarev, A. Souryaninov, V. Tikhoplav, A. Molchanov, P.Avrans, L.Lelait, Pioneer concept of blade-free turbomachines for micro gas turbine engines. (Part II. Tests of metal model of micro turbine), Proceedings of the International Gas Turbine Congress 2007 Tokyo, December 3–7, 2007, Paper TS-019, 4 p.
4. Епифанов А.А., Рассохин В.А., Кириллов А.И. Расчет трехмерного течения в ступенях малорасходных турбин. Научно-технические ведомости СПбГПУ. Сер.: Наука и образование. — 2012. №1 (142). — С. 65–70.

## СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ

*А.М. Сумачев*

ОАО «Климов», Санкт-Петербург

### ПОМЕХОУСТОЙЧИВЫЙ АЛГОРИТМ ДИАГНОСТИКИ ПОМПАЖА ГАЗОТУРБИНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Проведен анализ диагностических признаков, сопровождающих явление помпажа в турбовальных (турбовинтовых) двигателях семейства ТВ7-117. Предложен помехоустойчивый алгоритм диагностики помпажа, позволяющий практически исключить ложные срабатывания противопомпажной защиты двигателя, возникающие вследствие неисправности канала измерения давления воздуха за компрессором.

Ключевые слова: БАРК- блок автоматического регулирования и контроля; ГТД- газотурбинный двигатель; ППЗ — противопомпажная защита;  $n'_{\text{тк}}$  — производная частоты вращения компрессора;  $p_{\text{к}}$  — давление воздуха за компрессором;  $t_{\text{г}}$  — температура газа за турбиной компрессора;  $t'_{\text{г}}$  — производная температуры газа за турбиной компрессора;  $t'_{\text{вх}}$  — производная температуры воздуха на входе в двигатель;  $\tau$  — время наступления события.

### Введение

Актуальность разработки помехоустойчивых алгоритмов диагностики помпажа газотурбинных двигателей семейства ТВ7-117 обусловлена тем, что в них для выявления помпажа используется только один диагностический признак  $d(p_{\text{к}})$  — отношение пульсационной составляющей давления воздуха за компрессором ( $p_{\text{к пульс}}$ ) к среднему значению давления воздуха за компрессором ( $p_{\text{к ср}}$ ).

Пульсационная составляющая  $p_{\text{к пульс}}$  определяется выражением:

$$P_{\text{к пульс}} = P_{\text{к макс}} - P_{\text{к мин}}, \quad (1)$$

где  $P_{\text{к макс}}$  и  $P_{\text{к мин}}$  — максимальное и минимальное значения давления воздуха за компрессором, соответственно.

Для выявления пульсаций в диапазоне частот (10...30) Гц, характерном для двигателей семейства ТВ7-117, используются значения давления воздуха за компрессором, измеряемые с частотой 200 Гц. Максимальное, минимальное и среднее значения давления воздуха за компрессором определяются на интервале (0,1...0,15) с.

Таким образом, кратковременные провалы измеренного значения давления воздуха за компрессором длительностью не более (0,05...0,1) с, обусловленные вибрацией корпуса двигателя и неисправностью электрической цепи от датчика до устройства преобразования электрических сигналов, могут восприниматься системой диагностики как явление помпажа и приводить к ложному срабатыванию противопомпажной защиты (ППЗ) двигателя.

Такие события имели место при стендовых испытаниях двигателя ТВ7-117СМ в МНПП «Завод им. В.В.Чернышова» 13 марта 2007 года (срабатывание контура ППЗ произошло 3 раза, пульсации давления воздуха за компрессором возникли из-за неисправности электропроводки) и при летной эксплуатации двигателей ТВ7-117СМ на самолете Ил-114ЛЛ (контур ППЗ сработал 23 октября 2009 года при выполнении полетного задания, следом был зафиксирован отказ датчика измерения давления воздуха за компрессором, и 3 ноября 2009 года при проведении наземного опробования двигателей), после чего был произведен ремонт ответной части главного двигательного разъема.

Очевидно, что для исключения ложного срабатывания ППЗ необходимо привлечение дополнительных диагностических признаков помпажа, использование которых позволит существенно повысить помехоустойчивость контура ППЗ без ухудшения его характеристик.

### **Диагностические признаки помпажа**

Помпаж — это неустойчивая работа компрессора, проявляющаяся в виде периодических и резких пульсаций потока воздуха —

колебаний давления, скорости и расхода воздуха [1]. Его признаками являются падение давления воздуха за компрессором, падение частоты вращения ротора компрессора с одновременным повышением температуры газа, ростом температуры воздуха на входе в компрессор [2, 3].

В настоящее время сигнализация помпажа в газотурбинных двигателях в соответствии с [4] производится по измерениям давления воздуха за компрессором (при использовании датчиков статического давления) или по изменению скоростного напора воздуха в тракте компрессора (при использовании датчика перепада давлений). Другие диагностические признаки (температура воздуха на входе в двигатель, температура газов, частота вращения ротора компрессора и др.) ранее не использовались из-за инерционности измеряемых параметров или средств измерения.

Тем не менее, материалы, полученные в ходе испытаний газотурбинных двигателей (газогенераторов) семейства ТВ7-117 в ОАО «Климов», позволяют переоценить роль и значимость диагностических признаков помпажа. В этом плане интерес представляют записи мониторинга параметров, полученные при проведении испытаний газогенератора двигателя ТВ7-117СМ 10 ноября 2004 года и газогенератора двигателя ТВ7-117СТ 30 апреля 2008 года, во время которых неоднократно возникали явления помпажа. Во всех вышеперечисленных случаях на газогенераторах двигателей ТВ7-117СМ и ТВ7-117СТ использовались датчики давления воздуха за компрессором ZAB351-00, датчик частоты вращения ДТА-13, датчик температуры воздуха П-120 и коллектора термопар ТС-343, отличающиеся малой инерционностью. Помпаж газогенератора двигателя ТВ7-117СМ проявлялся из-за неисправности направляющих аппаратов компрессора и повторялся 6 раз в течение 8 секунд.

Помпаж газогенератора двигателя ТВ7-117СТ проявился в виде сильных хлопков, повторившихся дважды в течение 3-х секунд. Сигнал «Помпаж» не формировался, так как значение  $d(p_{\text{к}})$  порог не превысило, но момент возникновения помпажа легко определить по его резкому возрастанию.

Ниже в табл. 1 и 2 представлены значения потенциальных диагностических признаков помпажа, вычисленных в моменты времени, предшествующие его появлению. Значения всех параметров, представленных в таблицах, определяются на интервале 0,1 с.

Таблица 1

Динамика диагностических признаков помпажа газогенератора двигателя ТВ7-117СМ

Порядковый номер эпизода	Относительное время, с	$n'_{TK}$ , %/с	$t'_{Г}$ , °С/с	$t'_{ВХ}$ , °С/с	Сигнал «Помпаж»
1	$\tau-0,1$	-0,7	-10,0	2,0	Нет
	$\tau-0,05$	-7,3	19,0	7,0	Нет
	$\tau$	-4,3	61,0	6,0	Есть
2	$\tau-0,1$	-1,7	-25,0	0	Нет
	$\tau-0,05$	-2,3	2,0	0	Нет
	$\tau$	-1,3	26,0	0	Есть
3	$\tau-0,1$	-0,7	4,0	0	Нет
	$\tau-0,05$	0,7	26,0	0	Нет
	$\tau$	0	40,0	0	Есть
4	$\tau-0,1$	-0,4	11,0	0	Нет
	$\tau-0,05$	0,8	35,0	1,0	Нет
	$\tau$	1,2	55,0	0	Есть
5	$\tau-0,1$	1,0	7,0	0	Нет
	$\tau-0,05$	0,4	28,0	1,0	Нет
	$\tau$	0,8	58,0	0	Есть
6	$\tau-0,1$	0	-6,0	1,0	Нет
	$\tau-0,05$	0,7	20,0	0	Нет
	$\tau$	0,7	38,0	0	Есть

Таблица 2

Динамика диагностических признаков помпажа газогенератора двигателя ТВ7-117СМ

Порядковый номер эпизода	Относительное время, с	$n'_{TK}$ , %/с	$t'_{Г}$ , °С/с	$t'_{ВХ}$ , °С/с	$d(p_K)$ , б/р
1	$\tau-0,1$	-1,1	114,0	1,0	0,01
	$\tau-0,05$	-1,7	116,0	6,0	0,04
	$\tau$	-2,0	122,0	34,0	0,09
	$\tau+0,05$	5,8	141,0	32,0	1,0
	$\tau+0,1$	7,3	163,0	6,0	0,09
	$\tau+0,15$	5,2	172,0	3,0	0,07
	$\tau+0,2$	4,4	167,0	0	0,03
2	$\tau+0,25$	4,9	150,0	-2,0	0
	$\tau-0,1$	-0,7	-50,0	0	0
	$\tau-0,05$	-2,1	56,0	5,0	0,03
	$\tau$	-2,9	70,0	34,0	0,09
	$\tau+0,05$	2,9	90,0	36,0	1,0
	$\tau+0,1$	7,6	159,0	10,0	1,0
	$\tau+0,15$	4,8	128,0	4,0	0,07
3	$\tau+0,2$	3,0	99,0	0	0,04
	$\tau+0,25$	4,6	86,0	-2,0	0

Несмотря на различный характер помпажа на газогенераторах двигателя ТВ7-117СМ и ТВ7-117СТ, поведение практически всех дополнительных диагностических признаков при первичном проявлении помпажа является достаточно характерным:  $n'_{TK} =$  (минус 4,3 ... минус 2,0) %/с,  $t'_{Г} =$  (61 ... 122) °С/с,  $t'_{ВХ} =$  (6 ... 34) С/с. При отсутствии ликвидации причин помпажа и последующих его проявлениях в течение короткого промежутка времени диагностические признаки  $n'_{TK}$  и  $t'_{ВХ}$  могут не проявляться (газогенератор двигателя ТВ7-117СМ).

Характерно также и то, что в случае помпажа газогенератора двигателя ТВ7-117СТ основной диагностический признак  $d(p_K)$ ,

несмотря на значительный рост, не превысил порогового значения (0,2), а так называемые «вспомогательные» диагностические признаки имеют ярко выраженный характер:  $n'_{\text{ТК}} =$  (минус 2,9 ... минус 2,0) %/с,  $t'_{\text{Г}} = (70 \dots 122) \text{ }^\circ\text{C}/\text{с}$ ,  $t'_{\text{ВХ}} = 34 \text{ }^\circ\text{C}/\text{с}$ .

### Поведение диагностических признаков при ложном помпаже

Аналогичные диагностические признаки помпажа в случае ложных срабатываний контура ППЗ при проведении стендовых испытаний двигателя ТВ7-117СМ и в полете самолета Ил-114ЛЛ, представлены в табл. 3 и 4.

Таблица 3

#### Динамика диагностических признаков помпажа (стендовые испытания двигателя ТВ7-117СМ 13 марта 2007 года)

Порядковый номер эпизода	Относительное время, с	$n'_{\text{ТК}}$ , %/с	$t'_{\text{Г}}$ , $^\circ\text{C}/\text{с}$	$t'_{\text{ВХ}}$ , $^\circ\text{C}/\text{с}$	$d(p_k)$ , б/п
1	$\tau-0,15$	-1,5	1,0	1,0	0,05
	$\tau-0,1$	-4,0	-1,0	0	0,11
	$\tau-0,05$	-4,8	-7,0	0	0,15
	$\tau$	-4,0	-22,0	0	0,21
	$\tau+0,05$	-3,3	-31,0	0	0,19
2	$\tau-0,15$	1,5	1,0	0	0,16
	$\tau-0,1$	-1,2	0	0	0,16
	$\tau-0,05$	-0,8	0	-1,0	0,14
	$\tau$	-0,3	0	0	0,25
	$\tau+0,05$	-1,3	-2,0	1,0	0,19
3	$\tau-0,15$	1,1	0	0	0,07
	$\tau-0,1$	0,6	0	0	0,06
	$\tau-0,05$	-0,2	0	0	0,14
	$\tau$	-0,2	1,0	0	0,21
	$\tau+0,05$	1,0	3,0	0	0,22

Таблица 4

#### Динамика диагностических признаков помпажа двигателя ТВ7-117СМ в полете 23 октября 2009 года

Порядковый номер эпизода	Относительное время, с	$n'_{\text{ТК}}$ , %/с	$t'_{\text{Г}}$ , $^\circ\text{C}/\text{с}$	$t'_{\text{ВХ}}$ , $^\circ\text{C}/\text{с}$	Сигнал «Помпаж»
1	$\tau-0,15$	-0,1	-1,0	0	Нет
	$\tau-0,1$	0,1	0	0	Нет
	$\tau-0,05$	-0,1	0	0	Нет
	$\tau$	-0,3	-1,0	0	Да
	$\tau+0,05$	-0,8	0	0	Да
2	$\tau-0,15$	-0,1	-4,0	0	Нет
	$\tau-0,1$	-0,1	-4,0	0	Нет
	$\tau-0,05$	-0,3	-4,0	0	Нет
	$\tau$	-0,6	-2,0	-1,0	Да
	$\tau+0,05$	-0,2	-2,0	-1,0	Да
3	$\tau-0,15$	0,5	4,0	0	Нет
	$\tau-0,1$	0,3	2,0	0	Нет
	$\tau-0,05$	-0,3	3,0	0	Нет
	$\tau$	-0,1	4,0	0	Да
	$\tau+0,05$	0,3	2,0	0	Да

Из данных, представленных в табл. 3 и 4 видно, что практически все диагностические признаки помпажа, кроме роста значений  $d(p_k)$ , отсутствуют. Наличие же пульсаций давления, как показал последующий анализ состояния электрических цепей, было обусловлено ее неисправностью. Осмотр компрессорной части двигателей также показал отсутствие каких-либо следов помпажных явлений.

Существенное падение оборотов, зафиксированное в эпизоде 1 табл. 3 ( $n'_{\text{ТК}}$  меньше минус 4 %/с), стало результатом снижения расхода топлива в камеру сгорания вследствие работы контура ограничения предельного расхода топлива.



### Повышение помехоустойчивости алгоритма диагностики помпажа

Очевидно, что для повышения помехоустойчивости алгоритма диагностики помпажа в газотурбинных двигателях необходимо использовать не менее двух независимых диагностических признака, выявляемых на минимальном интервале времени. Из табл. 1 и 2 видно, что наиболее подходящим дополнительным диагностическим признаком помпажа является производная измеренной температуры газа за турбиной компрессора. Таким образом, сигнал «Помпаж» должен формироваться при одновременном выполнении следующих условий:

$$\begin{aligned}d(p_k) &\geq 0,2; \\t'_r &\geq 20 \text{ }^\circ\text{C}/\text{с}.\end{aligned}$$

Снятие сигнала «Помпаж» должно происходить при уменьшении  $d(p_k)$  ниже значения 0,15 с задержкой  $(0,45 \pm 0,05)$  с независимо от значения  $t'_r$ .

Вычисление значений  $d(p_k)$  должно осуществляться в соответствии с [4].

Вычисление значений  $t'_r(\tau_i)$  должно производиться в соответствии со следующим выражением:

$$t'_r(\tau_i) = [t_r(\tau_i) - t_r(\tau_{i-1})]/\Delta\tau_i, \quad (2)$$

где  $t_r(\tau_i)$  — значение температуры газа, измеренное в момент времени  $\tau_i$ ,  $\Delta\tau_i = \tau_i - \tau_{i-1}$  — интервал времени между двумя последовательными измерениями.

С учетом инерционности термопар и времени вычисления значения  $d(p_k)$  рекомендуется использовать интервал  $\Delta\tau_i = (0,05 \dots 0,1)$  с.

### Выводы

1. Предлагаемый алгоритм диагностики помпажа газотурбинных двигателей позволяет практически полностью исключить вероятность ложного срабатывания контура ППЗ, обусловленного наличием помех в канале измерения давления воздуха за компрессором, не снижая вероятность правильной диагностики.

Использование измеренной температуры газа за турбиной компрессора в качестве дополнительного диагностического при-

знака помпажа не приводит к увеличению времени диагностики и не усложняет контур ППЗ.

2. Применение помехоустойчивого алгоритма диагностики помпажа позволяет избежать усложнения условий полета и исключить проведение трудоемких работ по осмотру проточной части газотурбинного двигателя после каждого ложного срабатывания контура ППЗ.

3. Предлагаемый алгоритм диагностики помпажа используется в контуре ППЗ блоков автоматического регулирования и контроля БАРК-65 для двигателей ТВ7-117СМ, установленных на самолете Ил-114ЛЛ с 2010 года по настоящее время. Нарботка двигателей за это период составила более 400 ч каждый. Ложных срабатываний контура ППЗ за этот период не было.

### БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Клячкин А.Л. Теория воздушно-реактивных двигателей. — М.: Машиностроение, 1969 г. — 512 с.
2. Богданов А.Д., Калинин Н.П., Кривко А.И. Турбовальный двигатель ТВ3-117ВМ (Конструкция и техническое обслуживание): Учебное пособие. — М.: Воздушный транспорт, 2000 г. — 392 с.
3. Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М. Теория авиационных газотурбинных двигателей. Ч.2. М.: Машиностроение, 1978 г. — 336 с.
4. Сигнализация возникновения помпажа авиационных ГТД. ОСТ 1 00932—88.

*Е.В. Чичерова, В.А. Сумачева*

ОАО «Климов», Санкт-Петербург

### ВОЗМОЖНОСТЬ ПРИМЕНЕНИЯ АЛГОРИТМОВ НЕЧЕТКОЙ ЛОГИКИ В СИСТЕМАХ УПРАВЛЕНИЯ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

В статье рассматриваются вопросы применения регуляторов с нечеткой логикой в электронных системах автоматического управления газотурбинных двигателей. Описывается обобщенная процедура

синтеза нечетких логических регуляторов. Проводится анализ качества управления нечетких регуляторов на примере контура управления расходом топлива двигателя ТВ7-117В, контуров управления направляющими аппаратами компрессора двигателей ТВ7-117В и ВК-2500П и контура синхронизации двух двигателей ТВ7-117В. Исследуются вопросы робастности системы управления с нечеткими логическими регуляторами. Проводится анализ устойчивости и качества управления системы с нечеткими, линейными и нелинейными регуляторами. По результатам сравнения выбирается регулятор, обеспечивающий лучшее качество управления. В заключении делается вывод о целесообразности применения алгоритмов нечеткой логики в системах управления газотурбинными двигателями.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, расход топлива, нечеткий логический регулятор, ПИД-регулятор, нелинейность, зона нечувствительности, робастность, качество регулирования.

## Введение

В условиях широкого внедрения цифровых вычислительных устройств в системы автоматического управления (САУ) силовыми установками летательных аппаратов возникает задача синтеза электронных законов управления, обеспечивающих требуемое качество регулирования параметров двигателя. Среди электронных регуляторов наибольшее распространение получили линейные регуляторы ПИД-типа. Благодаря своей простоте, низкой стоимости и высокой эффективности, регуляторы ПИД-типа часто используются для управления линейными системами. Однако, такие регуляторы могут иметь плохие показатели качества при управлении нелинейными системами, системами с какого-либо рода неопределенностями, а также при неполной информации об объекте управления. Например, возникновение и/или увеличение зоны нечувствительности, гистерезиса, отклонение параметров неизменяемой части системы от их номинальных значений, приводит к необходимости синтеза нелинейных законов управления.

Одним из средств, позволяющих синтезировать законы управления для перечисленных выше систем, является аппарат теории нечетких множеств. С помощью этого аппарата можно синтезировать регуляторы, относящиеся к классу экспертных систем. В качестве переменных нечеткие регуляторы используют слова или фразы естественного языка, такие как «далеко», «близко»,

«холодно», «горячо», «очень горячо» и т. д. [1]. Благодаря этому, для создания нечеткого логического регулятора (НЛР) не требуется точного математического описания объекта регулирования. Это позволяет использовать нечеткую логику в случаях, когда применение классических методов управления затруднено. Кроме того, нелинейные САУ с НЛР являются более робастными, т. е. обладают меньшей чувствительностью к изменению характеристик объекта регулирования или условий его эксплуатации, чем САУ с линейными регуляторами.

## Синтез нечетких логических регуляторов

Синтез НЛР состоит из следующих этапов: фаззификация, описание нечетких правил, по средствам которых происходит выбор управляющего воздействия, агрегация и дефаззификация [2]. Перед процедурой фаззификации определяется количество сигналов на входе и выходе регулятора, которые будут являться лингвистическими переменными НЛР. Входные и выходные сигналы могут подлежать процедуре нормирования и денормирования. Каждая лингвистическая переменная состоит из терм, разбивающих нечеткое множество на несколько подмножеств.

Процедура фаззификации заключается в определении количества терм, разбивающих четкое множество входных и выходных лингвистических переменных на нечеткие подмножества. Количество терм определяется спецификой задачи, в частности, требуемой точностью, и может быть любым, но всегда не менее трех. Например:  $N$  — (Negative) отрицательное,  $P$  — (Positive) положительное,  $Z$  — (Zero) нулевое. Для каждой термы задается область определения на нечетком множестве. Степень принадлежности каждого точного значения к одной из терм определяется посредством функции принадлежности. Вид функции принадлежности может быть любым и определяется спецификой задачи. Однако, для большинства задач используется несколько стандартных функций принадлежности, таких как треугольная, трапецевидная, гауссова, сигмоидная,  $Z$ -образная и  $S$ -образная [3].

На следующем этапе определяются нечеткие правила, связывающие входные и выходные термы. Максимальное количество

правил НЛР равно произведению количества терм на входе и выходе регулятора. Чем больше нечетких правил и терм используется в алгоритме управления, тем сложнее будет окончательная настройка регулятора.

Процедура агрегации заключается в объединении нечетких выводов из всех нечетких правил. Агрегация может реализоваться как среднее арифметическое, среднее геометрическое, или как среднее гармоническое всех нечетких выводов.

После процедуры агрегации осуществляется процедура дефазификации\* — перехода от нечетких величин к четким физическим параметрам, служащим командами для исполнительного устройства. Существует большое количество методов дефазификации [4], но для большинства задач используются следующие: метод центра тяжести, метод медианы, метод центра максимумов, метод середины максимума, метод наибольшего из максимумов и метод наименьшего из максимумов.

### Тестирование нечетких логических регуляторов

Вышеописанный алгоритм может быть использован при синтезе НЛР для различных линейных и нелинейных систем, а также систем с дискретными элементами. В качестве примера можно рассмотреть контур управления расходом топлива двигателя ТВ7-117В, контуры управления направляющими аппаратами компрессора (НАК) двигателей ТВ7-117В и ВК-2500П и контур синхронизации двух двигателей ТВ7-117В. Каждая из этих систем включает электронный регулятор, входящий в состав БАРК, работающий с частотой дискретизации 40 Гц, и нелинейный объект управления. Применение для подобных систем классических методов управления может быть затруднено, вследствие необходимости точного знания математической модели объекта регулирования. Закон управления нечеткого регулятора строится на основе знаний эксперта об объекте и не требует его точного математического

---

\* Агрегация может осуществляться и после дефазификации, т. е. после того, как будет сделан четкий вывод из каждого нечеткого правила. В этом случае осуществляется объединение всех четких выводов в один.

описания. Таким образом, нечеткие регуляторы хорошо подходят для работы в дискретных системах, а также для управления объектами с различного рода нелинейностями, или объектами, параметры которых могут меняться в процессе эксплуатации.

В процессе исследования проведен синтез НЛР П-типа для контуров управления расходом топлива [5], НАК и синхронизации двигателя ТВ7-117В [6], а также синтез НЛР П- и ПД-типа для контура управления НАК двигателя ВК-2500П [7]. Для каждого из контуров проведен сравнительный анализ работы нечеткого регулятора и линейного ПИД- либо П-регулятора, а для контура синхронизации двигателей ТВ7-117В — дополнительное сравнение с нелинейным регулятором, содержащим нелинейный коэффициент усиления, пропорциональный ошибке регулирования.

Результаты моделирования по контуру управления расходом топлива и НАК двигателя ТВ7-117В при работе нечеткого П- и линейного ПИД-регулятора показали, что нечеткий П-регулятор не уступает линейному ПИД-регулятору по качеству переходного процесса. В системе реализуется устойчивый апериодический переходный процесс, без перерегулирования и статических ошибок по управляющему параметру. Кроме того, за счет нелинейного коэффициента усиления, нечеткий П-регулятор значительно повышает быстродействие системы, что делает перспективным его применение в системах управления подобного типа.

Результаты моделирования по контуру синхронизации двух двигателей ТВ7-117В по температуре газа и величине крутящего момента при работе нечеткого П-регулятора, линейного П- и нелинейного регулятора, показали, что среди исследуемых регуляторов нечеткий П-регулятор обеспечивает наименьшее время синхронизации. Нечеткий П-регулятор обеспечивает эффективное снижение температуры газа более «горячего» двигателя и в тех условиях, когда режим работы другого двигателя определяется каналом регулирования частоты вращения силовой турбины.

Результаты моделирования по контуру управления НАК двигателя ВК-2500П при работе нечеткого П-, ПД- и линейного ПИД-регулятора показали, что нечеткие регуляторы обеспечивают устойчивое управление переключкой НАК в заданном по ТЗ

диапазоне, устойчивый выход системы на установившийся режим и устойчивую работу на заданном режиме. Кроме того, НЛР обеспечивают более высокое быстродействие переходного процесса системы, чем линейный ПИД-регулятор.

### **Исследование свойств робастности нечетких логических регуляторов**

Одним из распространенных типов нелинейностей, присущих большинству систем, является зона нечувствительности по какому-либо параметру. Также неизбежным может быть отклонение параметров неизменяемой части системы от их номинальных значений в процессе эксплуатации. Как было сказано выше, вследствие того, что для синтеза НЛР не требуется точного знания математической модели объекта регулирования, САУ с НЛР являются более робастными, чем САУ с линейными регуляторами.

В процессе исследования проведен анализ свойств робастности контура управления расходом топлива двигателя ТВ7-117В и контура управления НАК двигателя ВК-2500П [7].

Для контура управления расходом топлива двигателя ТВ7-117В исследуемыми параметрами являлись зона нечувствительности по входному управляющему току, коэффициент усиления электрогидромеханического преобразователя сигналов, постоянная времени электрогидромеханического преобразователя сигналов, коэффициент усиления гидроусилителя.

Исследование показало, что в зависимости от изменения тех или иных параметров неизменяемой части системы получается различное качество управления. При отсутствии зоны нечувствительности по входному управляющему току и отклонений параметров неизменяемой части системы от их номинальных значений, НЛР и линейный ПИД-регулятор дают одинаковое качество управления. В системе реализуется устойчивый апериодический переходный процесс, без статических ошибок. При появлении и/или возникновении зоны нечувствительности использование НЛР является более предпочтительным, т. к. линейному ПИД-регулятору требуется значительно большее время для устранения статической ошибки.

Уменьшение коэффициентов усиления электрогидравлического преобразователя сигналов и гидроусилителя относительно их номинальных значений не влияет на качество регулирования в контуре. Оба регулятора обеспечивают одинаково высокое быстродействие и статическую точность переходных процессов в системе.

Увеличение коэффициентов усиления электрогидравлического преобразователя сигналов и гидроусилителя вызывает появление затухающих колебаний. При работе нечеткого П-регулятора эти колебания затухают быстрее, чем при работе линейного ПИД-регулятора. После превышения коэффициентами усиления определенной величины возникают незатухающие колебания. Амплитуда незатухающих колебаний при работе нечеткого П-регулятора больше, чем при работе линейного ПИД-регулятора.

Увеличение постоянных времени в системе влечет появление затухающих колебаний. При работе линейного ПИД-регулятора колебания затухают быстрее, чем при работе НЛР.

Для контура управления НАК двигателя ВК-2500П исследуемыми параметрами являлись зона нечувствительности по входному управляющему току, жесткость пружины управляющего золотника, жесткость пружины механизма термодатчика и смещение управляющего золотника относительно его нейтрального положения.

Исследование показало, что при наличии зоны нечувствительности НЛР обеспечивает более высокое быстродействие и меньшую величину перерегулирования при изменении программного значения угла установки НАК, чем при работе линейного ПИД-регулятора.

Изменение жесткости пружины золотника, пружины механизма термодатчика и смещение золотника относительно нейтрального положения слабо влияет на качественные характеристики системы.

### **Анализ устойчивости системы с нечетким логическим регулятором**

В ходе исследования проведен анализ устойчивости нелинейной системы контура управления расходом топлива двигателя ТВ7-117В и нелинейной системы контура управления НАК дви-

двигателя ВК-2500П с НЛР. Для исследования устойчивости обеих системы был использован частотный критерий В.М. Попова для критического случая (теорема об устойчивости системы с одним интегратором, одной нелинейностью и неединственным положением равновесия), приведенный в [8]. Анализ показал, что для исследуемых систем условия устойчивости, приведенные в вышеобозначенной теореме, выполнены.

### Достоинства и недостатки нечетких логических регуляторов

Главным достоинством НЛР является отсутствие в необходимости точного знания математической модели объекта управления. Это позволяет синтезировать различные законы управления для систем, в которых применение классических методов управления затруднено или малоэффективно. При наличии малого количества вход-выходных терм возможен быстрый синтез алгоритма управления при изменении условий эксплуатации или характеристик объекта регулирования. Также алгоритмы нечеткой логики можно использовать для подстройки коэффициентов ПИД-регулятора.

К недостаткам НЛР можно отнести сложность окончательной настройки регулятора при наличии большого количества нечетких правил и терм.

Особенностью НЛР является необходимость привлечения экспертов для составления описания объекта управления в терминах нечеткой логики. Эту особенность нельзя однозначно отнести к достоинствам или недостаткам нечетких регуляторов.

### Заключение

В ходе работ, посвященных исследованию алгоритмов нечеткой логики и внедрению их в САУ газотурбинных двигателей, был освоен синтез НЛР различных типов для различных систем. Разработаны алгоритмы нечетких логических регуляторов П- и ПД-типа для электронного контура управления направляющими аппаратами компрессора двигателя ВК-2500П. Разработаны алгоритмы нечетких логических регуляторов П- типа для электронных контуров управления расходом топлива, направляющими

аппаратами компрессора и синхронизации двигателя ТВ7-117В. Проведена проверка работоспособности алгоритмов НЛР и получены оценки качества регулирования. Проведено исследование свойств робастности контура управления расходом топлива двигателя ТВ7-117В с нечетким П-регулятором и контура управления НАК двигателя ВК-2500П с нечеткими П- и ПД-регуляторами.

Из проведенного анализа следует, что нечеткие регуляторы обеспечивают устойчивое управление переходными процессами во всех исследованных системах, устойчивый выход на установившиеся режимы и устойчивую работу системы на заданном режиме. Кроме того, НЛР значительно повышают быстродействие, статическую точность и робастность системы.

Разработанные нечеткие логические регуляторы могут быть применены в электронных алгоритмах управления двигателями ТВ7-117В, ВК-2500П/ПС, ВК-2500М, ВК-800.

### БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Нечеткая логика в системах управления [Электронный ресурс] / С.С. Гриняев // Электронный журнал «Компьютера», 2001. — №38.
2. Нечеткая логика, нейронные сети и генетические алгоритмы [Электронный ресурс] // Энциклопедия АСУ ТП — [http://bookasutr.ru/Chapter5\\_basprx](http://bookasutr.ru/Chapter5_basprx)
3. Бураков, М.В. Нечеткие регуляторы [Текст]: учеб. пособие / М.В. Бураков. — СПб.: СПб ГУАП, 2010. — 252с. — 100 экз. — ISBN 978-5-8088-0532-3.
4. Van Leekwijck W. Defuzzication: criteria and classification [Text]/Van Leekwijck W., E. Kerre E. // Fuzzy Sets and Systems 108 (1999) P. 159 — 178.
5. Чичерова, Е.В. Использование алгоритмов нечеткой логики в системах автоматического управления ГТД [Текст]/Е.В. Чичерова // Сборник тезисов научно-технического конгресса по двигателестроению (НКТД-2012). Москва, 18–19 апреля 2012 года. — 392 с.: ил. — С. 247–251.
6. Разработка алгоритмов нечеткого регулятора для контура синхронизации режимов работы двух двигателей. Техническая справка № 7П.608.0025-2012ТС.
7. Разработка алгоритмов нечеткого логического регулятора для контура управления направляющими аппаратами компрессора двигателя ВК-2500П. Технический отчет № 7П.608.0029-2012 ТО.

8. *Барабанов, А.Т.* Методы исследования нелинейных систем автоматического управления [Текст]/А.Т. Барабанов, В.Я. Катковник, Р.А. Нелепин, Е.И. Хлыпало, В.А. Якубович; под общ. ред. Р.А. Нелепина. — М.: Наука, 1975. — 447с.

*Ю.В. Кокунин*

ОАО «Климов», Санкт-Петербург

### **РАЗРАБОТКА АДАПТИВНОГО МЕТОДА УПРАВЛЕНИЯ ТОПЛИВОМ ДЛЯ ДВИГАТЕЛЯ ТВ7-117В НА ОСНОВЕ КОМПЬЮТЕРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ**

В статье рассмотрены вопросы, связанные с разработкой адаптивного метода управления топливом для двигателя ТВ7-117В в составе вертолета Ми-38 с использованием блока автоматического регулирования и контроля БАРК-6В. Приведена общая характеристика математической модели, разработанной для описания системы управления топливом, по результатам моделирования дана сравнительная оценка эффективности предложенного и существующего (реализованного в БАРК-6В) алгоритма управления топливом.

Ключевые слова — метод, управление, дозирующий кран, агрегат дозирования топлива, турбокомпрессор, двигатель, компьютерное моделирование, передаточная функция, регуляторы, качество регулирования.

Актуальность темы обусловлена жесткими требованиями по точности и устойчивости, предъявляемыми к электронной части системы управления топливом (блоку БАРК-6В), сложностью рассматриваемого процесса и необходимостью учета при управлении большого числа различных параметров и критериев, высокой динамичностью процесса управления, а также изменением эксплуатационных характеристик исполнительных механизмов (ИМ) в широком диапазоне [1].

Проблема заключается в отсутствии в настоящее время достаточно эффективных методов управления топливом для двигателя ТВ7-117В. Так, результаты стендовых испытаний двигателя с использованием БАРК-6В показали, что при одновременной работе на нескольких контурах ограничений периодически возникают

автоколебания расхода топлива и, соответственно, автоколебания частоты вращения турбокомпрессора  $n_{TK}$  с размахом до 1.6 %. При отсутствии ограничений по управлению приемистость двигателя осуществляется недостаточно быстро, а время перерегулирования при сбросе затянута до 10 с. Основные причины недостаточной эффективности существующих методов управления топливом заключаются в использовании в процессе управления математической модели «идеального» двигателя, не учитывающей в полной мере специфику работы ИМ конкретного двигателя и изменение их характеристик в процессе эксплуатации. К тому же в процессе управления используется восемь передаточных функций (ПИД-регуляторов), что существенно усложняет выбор оптимальных (близких к оптимальным) значений используемых в них коэффициентов (в общем случае эти коэффициенты взаимозависимы) и делает систему управления топливом неустойчивой при одновременной работе на нескольких контурах [2].

Для решения данной проблемы предлагается новый адаптивный метод управления топливом, который обеспечит требуемую точность и устойчивость управления топливом на установившихся и динамических режимах при различных значениях эксплуатационных характеристик исполнительных механизмов [3].

Автоматическая система управления топливом входит в состав системы управления двигателем и представляет собой систему с обратной связью (рис. 1).

При этом БАРК, на основе поступающей информации от датчиков и сигнализаторов, установленных на двигателе и вертолете, информационных систем вертолета, БАРК соседнего двигателя формирует и выдает (с частотой 40 Гц) на исполнительные механизмы ток управления  $I_{DK}$ , изменяющий угол положения дозирующего крана (ДК) и обеспечивающий дозирование расхода топлива в камеру сгорания двигателя. В процессе управления БАРК должен поддерживать частоту вращения  $n_{CT}$  ротора свободной турбины, а также ограничивать режимы работы по максимальным значениям параметров — частоте вращения турбокомпрессора ( $n_{TK\ max}$ ), приведенной частоте вращения турбокомпрессора ( $n_{TK\ прив\ max}$ ), температуре газов перед свободной турбиной ( $t_{Г\ max}$ ), мощности ( $N_{e\ max}$ ), крутящему моменту ( $M_{кр\ max}$ ).



Рис. 1. Общая структурная схема существующей автоматической системы управления топливом для двигателя ТВ7-117В

Предлагаемый метод управления топливом основан на использовании не восьми, а только одной передаточной функции ДК, которая является адаптивной и обеспечивает динамическое вычисление коэффициента усиления в зависимости от текущей скорости изменения программы регулирования  $n_{\text{ТК}} \text{ треб.}$  При этом, проверка выполнения ограничений по различным контурам ( $N_{\text{СТ max}}, N_{\text{Е max}}, M_{\text{КР max}}, t_{\text{Г max}}, n_{\text{ТК max}}, n_{\text{ТК min}}, n_{\text{ТК прив max}}, G_{\text{Т min}}, G_{\text{Т max}}, n'_{\text{ТК треб}}$ ) осуществляется в каждом цикле управления BARC с соответствующей коррекцией (возрастанием или убыванием с заданной скоростью) текущей программы регулирования  $n_{\text{ТК}} \text{ треб}$  при невыполнении одного или нескольких ограничений.

1. Предлагаемый метод в каждом  $j$ -м цикле управления BARC-6B обеспечивает решение следующей оптимизационной задачи:

$$\Delta n_{\text{ТК},j} = n_{\text{ТК}} \text{ треб},j - n_{\text{ТК},j} \rightarrow \min \quad (1)$$

При ограничениях:

$$n_{\text{СТ},j} \leq N_{\text{СТ max},j} (1 - h_1), t > \tau_1, \quad (2)$$

$$t_{\text{Г},j} \leq t_{\text{Г max},j} (1 - h_2), t > \tau_2, \quad (3)$$

$$N_{\text{Е},j} \leq N_{\text{Е max},j} (1 - h_3), t > \tau_3, \quad (4)$$

$$M_{\text{КР},j} \leq M_{\text{КР max},j} (1 - h_4), t > \tau_4, \quad (5)$$

$$n_{\text{ТК прив},j} \leq n_{\text{ТК прив max},j} (1 - h_5), t > \tau_5, \quad (6)$$

$$n_{\text{ТК},j} \leq n_{\text{ТК max},j} (1 - h_6), t > \tau_6, \quad (7)$$

$$P_{\text{max},i} (1 - h_i) \leq P_{ij} \leq P_{\text{max},i} * (1 + h_{\text{max},i}), t \leq \tau_i, i = 1, 2, \dots, 6 \quad (8)$$

$$n_{\text{ТК},j} \geq n_{\text{ТК min},j} (1 - h_7), \quad (9)$$

$$G_{\text{Т},j} \leq G_{\text{Т max},j} (1 - h_8), \quad (10)$$

$$G_{\text{Т},j} \geq G_{\text{Т min},j} (1 - h_9), \quad (11)$$

$$n'_{\text{ТК}} \text{ треб},j \leq n'_{\text{ТК max},j}, \quad (12)$$

где  $j$  — текущий цикл управления BARC (величина цикла управления равна 0.025 с);  $n_{\text{ТК}} \text{ треб},j$  — требуемое значение программы регулирования  $n_{\text{ТК}}$  на  $j$ -м цикле (зависит от штатной программы регулирования  $n_{\text{ТК}} \text{ прог}$  и работающего на  $j$ -м цикле контура), %;  $n_{\text{ТК},j}$  — фактическое значение частоты вращения турбокомпрессора на  $j$ -м цикле, %;  $n_{\text{СТ},j} (N_{\text{СТ max},j})$  — фактическое (максимально-допустимое) значение частоты вращения свободной турбины, %;  $t_{\text{Г},j} (t_{\text{Г max},j})$  — фактическое (максимально-допустимое) значение температуры газа перед свободной турбиной, °С;  $N_{\text{Е},j} (N_{\text{Е max},j})$  — фактическое (максимально-допустимое) значение мощности на валу воздушного винта, л. с;  $M_{\text{КР},j} (M_{\text{КР max},j})$  — фактическое (максимально-допустимое) значение крутящего момента на валу воздушного винта, кГм;  $n_{\text{ТК прив},j} (n_{\text{ТК прив max},j})$  — приведенная (приведенная максимально-допустимая) частота вращения турбокомпрессора, %;  $n_{\text{ТК min},j} (n_{\text{ТК max},j})$  — минимально (максимально) допустимая частота вращения турбокомпрессора, %;  $n'_{\text{ТК}} \text{ треб},j (n'_{\text{ТК max},j})$  — фактическая (максимально-допустимая) скорость изменения программы регулирования  $n_{\text{ТК}} \text{ треб}$  на  $j$ -м цикле (раздельно на приемистости и сбросе), %;  $G_{\text{Т},j}$  — фактический расход топли-

ва, кг/ч;  $G_{T \min, j}$  ( $G_{T \max, j}$ ) — минимально (максимально) допустимый расход топлива, кг/ч;  $P_{ij}$  ( $P_{\max, i}$ ) — значение  $i$ -го параметра (максимально-допустимое значение  $i$ -го параметра);  $h_1, h_2, h_3, \dots, h_9$  — допустимая погрешность выполнения соответствующих ограничений, доли ед. ( $h_i \in [-1, 1]$ );  $h_{\max, i}(\tau_i)$  — максимально-допустимая величина (время) заброса  $i$ -го параметра.

2. Для достижения минимума целевой функции (1) предлагается использовать следующую передаточную функцию:

$$I_{\text{дк}, j} = K_{\text{пр}, j} \Delta n_{\text{тк}, j} + K_{\text{форс}} \partial n_{\text{тк}, \text{треб}, j} / \Delta t + K_{\text{диф}} (\partial n_{\text{тк}, \text{треб}, j} / \Delta t - \partial n_{\text{тк}, j} / \Delta t_0) + S_j, \quad (13)$$

$$I_{\text{дк}, \min} \leq I_{\text{дк}, j} \leq I_{\text{дк}, \max}, \quad (14)$$

$$\Delta n_{\text{тк}, j} = n_{\text{тк}, \text{треб}, j} - n_{\text{тк}, j}, \quad (15)$$

$$S_j = S_{j-1} + K_{\text{инт1}} \Delta n_{\text{тк}, j} \Delta t_0 + K_{\text{инт2}} * \partial n_{\text{тк}, j} / \Delta t_0, \quad (16)$$

где  $I_{\text{дк}, j}$  — ток управления, подаваемый в ИМ на  $j$ -м цикле управления БАРК, мА;  $\Delta n_{\text{тк}, j}$  — рассогласование между требуемым и фактическим значением частоты вращения турбокомпрессора  $n_{\text{тк}}$  на  $j$ -м цикле;  $\partial n_{\text{тк}, \text{треб}, j} / \partial t$  — производная программы регулирования  $n_{\text{тк}, \text{треб}}$  на  $j$ -м цикле за время  $\Delta t$ ;  $\Delta n_{\text{тк}, j} / \Delta t_0$  — производная фактического значения параметра  $n_{\text{тк}}$  на  $j$ -м цикле за время  $\Delta t_0$ ;  $S_j$  — значение интегральной составляющей передаточной функции на  $j$ -м цикле;  $K_{\text{пр}, j}$ ,  $K_{\text{форс}}$ ,  $K_{\text{диф}}$ ,  $K_{\text{инт1}}$ ,  $K_{\text{инт2}}$  — соответственно коэффициенты пропорциональности, форсирования и дифференцирования передаточной функции, пропорциональный и дифференциальный коэффициенты при интегральной составляющей;  $\Delta t_0$  ( $\Delta t$ ) — длительность цикла управления БАРК (шага дифференцирования).

В формуле (13) значения коэффициента пропорциональности  $K_{\text{пр}, j}$  не постоянны, а вычисляются на каждом  $j$ -м цикле БАРК по заданной линейной зависимости  $K_{\text{пр}, j} = f(n'_{\text{тк}, \text{треб}, j})$ .

Интегральная составляющая « $S_j$ » передаточной функции вычисляется с частотой выдачи управляющих воздействий в ИМ (40 Гц) в соответствии с формулой (16) и ограничивается предельными значениями  $[I_{\text{дк}, \min}, I_{\text{дк}, \max}]$ .

3. Для определения оптимальных значений коэффициентов передаточной функции (13)–(16), а также для оценки эффективности предлагаемого метода разработана математическая модель управления топливом для двигателя ТВ7-117В, которая реализована на персональном компьютере в среде программирования Delphi.

Данная модель использует электронные файлы формата «.узк», полученные с помощью информационно-диагностического комплекса в ходе стендовых испытаний двигателя и БАРК-6В, и содержащие значения параметров работы двигателя с дискретностью 50 мс. Модель основана на пошаговой имитации в каждом цикле управления БАРК значений параметра  $n_{\text{тк}}$  в зависимости от его текущего значения, вычисленной программы регулирования  $n_{\text{тк}, \text{треб}}$ , величины вычисленного в модели управляющего тока  $I_{\text{дк}}$  (в соответствии с предлагаемым методом), частоты его выдачи в ИМ и эксплуатационных характеристик двигателя — максимальной скорости изменения  $n_{\text{тк}}$  на режимах приемистости ( $v_{\text{в}}$ ) и сброса ( $v_{\text{сб}}$ ), зоны нечувствительности ИМ ( $z_{\min}, z_{\max}$ ), временной задержки при работе ИМ ( $\tau_{\text{зап}}$ ).

Проведенное моделирование показало хорошую сходимость моделируемых и фактических параметров  $n_{\text{тк}}$ ,  $I_{\text{дк}}$ . Так, для рассмотренных файлов стендовых испытаний двигателя при примерно одинаковых значениях значения тока управления  $I_{\text{дк}}$  погрешность моделирования  $\Delta n_{\text{тк}} = |n_{\text{тк}} - n_{\text{тк}, \text{мод}}|$  составляет не более 0.1–1.8 %, причем в ряде случаев погрешность  $\Delta n_{\text{тк}}$  не превышает 0.1–0.2 % (рис. 2).

Разработанная модель системы управления топливом используется в составе специальной программы «Анализатор». Это позволяет модели работать с файлами формата «.узк», отображать фактические (содержащиеся в файле) и моделируемые параметры в табличном и графическом виде, проводить сравнительный анализ фактических и моделируемых значений параметров, а также использовать возможности данной программы для аналитической обработки параметров — вычисления погрешности регулирования, нахождения максимальных и минимальных значений параметров, статистической обработки параметров и т. п.



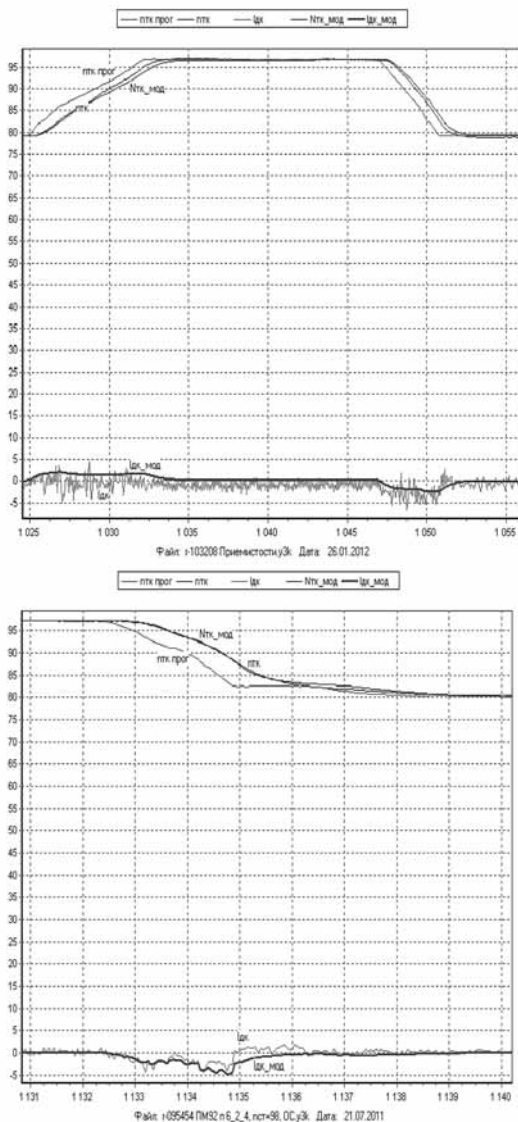


Рис. 2. Погрешность моделирования

$$\Delta n_{тк} = |n_{тк} - n_{тк\text{ мод}}| \leq 0.1-1.1 \%$$

4. С помощью разработанной модели на основе вариации ее входных параметров была определена область оптимальных значений коэффициентов передаточной функции (13)–(16). При этом результаты каждого моделирования оценивались с точки зрения точности регулирования  $n_{тк}$  на установившихся и динамических режимах, а также с учетом величины перерегулирования и продолжительности переходного процесса при выходе на установившийся режим.

Моделирование проводилось для различных значений эксплуатационных характеристик двигателя. Так, время запаздывания  $\tau_{зап}$  (от выдачи тока  $I_{дк}$  в ИМ до изменения значений  $n_{тк}$ ) варьировалось в диапазоне 0.1–0.5 с, максимальная скорость возрастания  $n_{тк}$  — в диапазоне 4–20 %/с, а убывания — 10–30 %/с, зона нечувствительности ИМ — в диапазоне  $\pm 0.1-0.5$  мА. Результаты моделирования показали, что при всех изменениях эксплуатационных характеристик двигателя процесс регулирования по новому алгоритму осуществляется устойчиво как на установившихся, так и на переходных режимах работы двигателя.

5. Сравнительный анализ фактических значений параметров, полученных в ходе стендовых испытаний двигателя с применением БАРК-6В, и результатов моделирования показал, что при использовании предлагаемого метода (см. рис. 3):

- время приемистости снизится примерно на 1.3–1.8 с и составит не более 3.8–4.3 с (вместо 5–6 с для существующего алгоритма);
- время сброса снизится примерно на 0.6–1.4 с и составит не более 1.5–1.8 с (вместо 2.5–3 с для существующего алгоритма);
- в отличие от существующего при использовании нового метода отсутствуют забросы значений параметра  $n_{тк}$  и перерегулирование при запуске двигателя и выходе на режим «МГ»;
- в отличие от существующего при использовании нового метода в процессе регулирования не возникает автоколебаний значений параметра  $n_{тк}$  при одновременной работе на нескольких контурах и переходе с одного контура ограничения на другой.

В заключение необходимо отметить, что внедрение предлагаемого метода позволит существенно повысить качество управ-

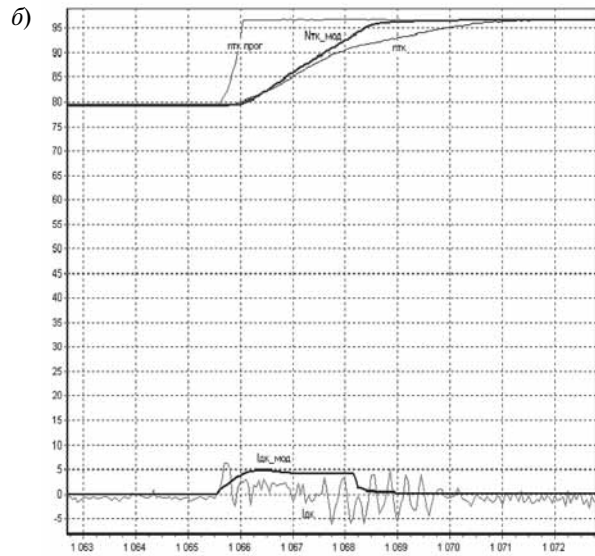
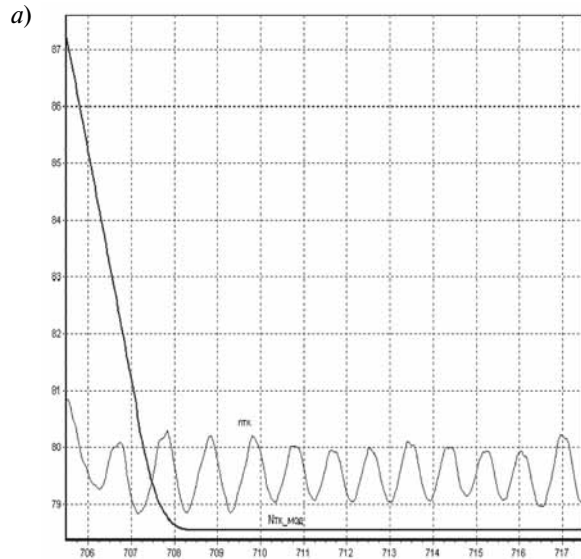
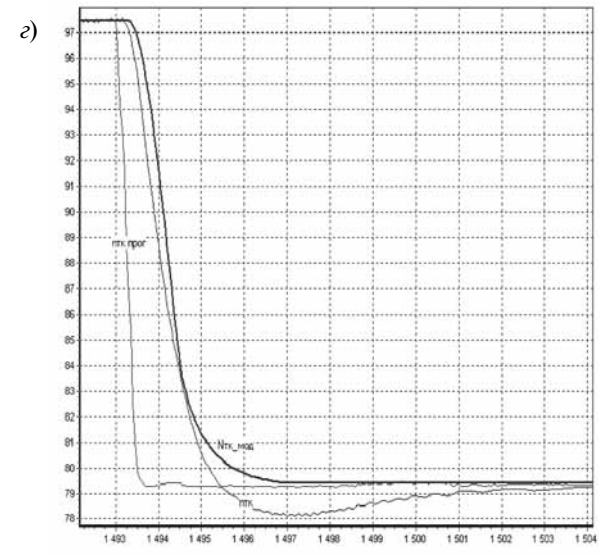
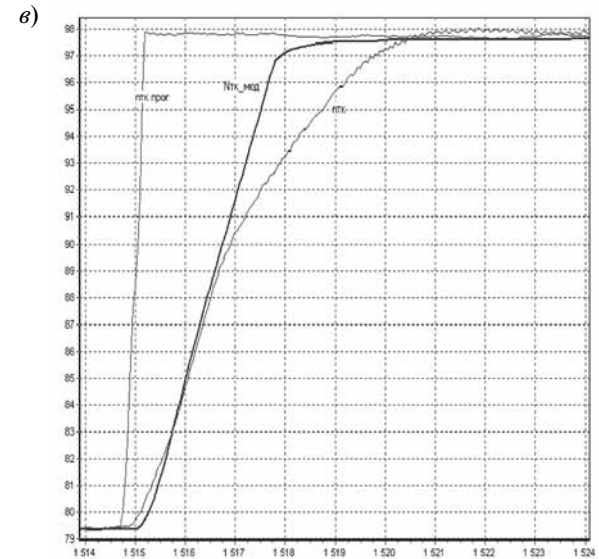


Рис. 3. Фактические и моделируемые параметры  
*a* — колебания  $n_{TK}$  на ограничении  $n_{ст\ max}$ ; *b* — приемистость;



на установившихся и переходных режимах:  
*v* — приемистость; *z* — сброс

ления топливом для двигателя ТВ7-117В на динамических режимах, а также обеспечит устойчивость процесса регулирования в широком диапазоне изменения эксплуатационных характеристик двигателя. Вместе с тем, в силу общности предлагаемый подход (после небольших доработок) может успешно использоваться при управлении топливом для двигателя ВК-2500 ПС.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Техническое задание №6В.608.0002-2009ТЗ на разработку электронного блока автоматического регулирования и контроля двигателя ТВ7-117В. — СПб.: ОАО «Климов», 2009 г. — 16с.
2. *Нелепин Р.А.* Методы исследования нелинейных систем автоматического управления. — М.: Наука, 1975 г. — 448 с.
3. *Кокунин Ю.В.* Разработка нового алгоритма управления дозирующим краном (БАРК-6В) — СПб.: ОАО «Климов», отчет, 2012 г. — 42 с.

*Ю.В. Кокунин*

ОАО «Климов», Санкт-Петербург

## МОДЕЛИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ НАПРАВЛЯЮЩИМИ АППАРАТАМИ КОМПРЕССОРА ДЛЯ ДВИГАТЕЛЯ ТВ7-117В

Ключевые слова — метод, управление, направляющие аппараты, турбокомпрессор, двигатель, моделирование, передаточная функция, погрешность регулирования.

В настоящее время без предварительного моделирования, практически, невозможно обеспечить оптимальность разрабатываемых систем управления авиационными двигателями. В данной статье излагается один из возможных подходов к построению математической модели системы управления направляющими аппаратами компрессора (НАК) для двигателя ТВ7-117В в составе вертолета Ми-38. Эта модель используется для оценки эффективности нового алгоритма управления НАК. По результатам моделирования определены оптимальные коэффициенты новой

передаточной функции, а также проведена сравнительная оценка эффективности предложенного и реализованного в настоящее время в электронном блоке автоматического регулирования и контроля (БАРК-6В) алгоритма управления НАК.

Качество управления НАК во многом определяет эффективность работы всего двигателя — его мощность, запасы газодинамической устойчивости и другие характеристики. Так, в ходе стендовых испытаний двигателя ТВ7-117В из-за низкой скорости переключения НАК имели место случаи помпажа двигателя. Вместе с тем, процесс управления НАК характеризуется высокой динамичностью и чувствительностью к изменению эксплуатационных характеристик двигателя. Следовательно, актуальность данной тематики не вызывает сомнений.

Проблема состоит в том, что реализованный в настоящее время в составе БАРК-6В алгоритм управления НАК не обеспечивает требуемую точность регулирования, особенно на переходных режимах работы двигателя. Анализ стендовых испытаний двигателя показал, что погрешность регулирования НАК на режимах приемистости и сброса достигает порядка  $7-7.5^\circ$ . Это связано с недостаточной чувствительностью существующей передаточной функции на динамических режимах, не позволяющей формировать такой ток управления  $I_{\text{нак}}$ , который обеспечил бы максимально возможную скорость переключения НАК. В существующем (реализованном в БАРК-6В) алгоритме для регулирования НАК в каждом  $i$ -м цикле управления БАРК (длительность цикла составляет 25 мс) используется следующая передаточная функция:

$$I_{\text{нак}, i} = K_{\text{пр}}(A_{\text{нак\_прог}, i} - A_{\text{нак}, i}) - K_{\text{ос}} I_{\text{нак}, i-1} + I_{\text{инт}, i} \quad (1)$$

$$-20 \leq I_{\text{нак}, i} \leq 20, \quad (2)$$

$$I_{\text{инт}, i} = I_{\text{инт}, i-1} + K_{\text{инт1}}(A_{\text{нак\_прог}, i} - A_{\text{нак}, i}) - K_{\text{инт2}} \partial A_{\text{нак}, i} / \partial t, \quad (3)$$

$$I_{\text{инт}, 0} = 0, \quad (4)$$

$$-d_{\text{max}} \leq I_{\text{инт}, i} \leq d_{\text{max}}, \quad (d_{\text{max}} = 6\text{мА}), \quad (5)$$

где  $I_{\text{нак}, i}$  — ток управления, подаваемый в исполнительные механизмы НАК на  $i$ -м цикле, мА;  $A_{\text{нак\_прог}, i}$  — программное (требуемое) положение угла установки НАК на  $i$ -м цикле;  $A_{\text{нак}, i}$  —

фактическое значение угла установки НАК на  $i$ -м цикле;  $K_{пр}$ ,  $K_{ос}$  — соответственно коэффициенты пропорциональности и обратной связи ( $K_{пр} = 6$ ,  $K_{ос} = 0.3$ );  $I_{инт, i}$  — интегральная составляющая на  $i$ -м цикле управления, мА;  $K_{инт1}$ ,  $K_{инт2}$  — соответственно пропорциональный и дифференциальный коэффициент интегратора ( $K_{инт1} = 0.02$ ,  $K_{инт2} = 0.008$ );  $\partial A_{нак, i} / \partial t$  — производная фактического угла установки НАК на  $i$ -м цикле за время  $dt = 25$  мс, °/с.

1. В статье предлагается новый алгоритм управления НАК, основанный на использовании адаптивной передаточной функции, которая, в отличие от существующего подхода, обеспечивает динамичное изменение коэффициента усиления в канале управления НАК в зависимости от текущей скорости изменения программы регулирования [1]. Это достигается, во-первых, за счет того, что коэффициент пропорциональной составляющей передаточной функции не является постоянным, а меняется в зависимости от величины производной программы регулирования, и, во-вторых, за счет введения в передаточную функцию форсирующего звена. Новая передаточная функция выглядит следующим образом:

$$I_{нак, i} = K_{пр, i} (A_{нак\_прог, i} - A_{нак, i}) + K_{форс} \partial A_{нак\_прог, i} / \Delta t + K_{диф} (\partial A_{нак\_прог, i} / \Delta t - \partial A_{нак, i} / \Delta t) + I_{инт, i}, \quad (6)$$

$$-20 \leq I_{нак, i} \leq 20, \quad (7)$$

$$I_{инт, i} = I_{инт, i-1} + K_{инт1} (A_{нак\_прог, i} - A_{нак, i}) - K_{инт2} \partial A_{нак, i} / \Delta t, \quad (8)$$

$$I_{инт, 0} = 0, \quad (9)$$

$$-d_{max} \leq I_{инт, i} \leq d_{max}, \quad (10)$$

где  $\partial A_{нак\_прог, i} / \Delta t$  — производная требуемого положения угла установки НАК на  $i$ -м цикле за время  $\Delta t$  ( $A'_{нак\_прог, i}$ ), °/с;  $\partial A_{нак, i} / \Delta t$  — производная положения угла установки НАК на  $i$ -м цикле ( $A'_{нак, i}$ ), °/с;  $K_{пр, i}$ ,  $K_{форс}$ ,  $K_{диф}$  — соответственно коэффициенты при пропорциональной, форсирующей и дифференциальной составляющих передаточной функции;  $\Delta t$  — шаг дифференцирования ( $\Delta t = 0.05$  с).

Вычисление коэффициента пропорциональности  $K_{пр, i}$  передаточной функции на  $i$ -м цикле БАРК осуществляется по формулам (рис. 1):

$$K_{пр, i} = \begin{cases} K_{пр\_min} & \text{при } |A'_{нак\_прог, i}| \leq \beta_{уст} \\ f(A'_{нак\_прог, i}) & \text{при } \beta_{уст} < |A'_{нак\_прог, i}| < \gamma_{уст} \\ K_{пр\_max} & \text{при } |A'_{нак\_прог, i}| \geq \gamma_{уст} \end{cases}$$

где  $A'_{нак\_прог, i}$  — производная программы регулирования на  $i$ -м цикле за время  $\Delta t$ , °/с;  $f(A'_{нак\_прог, i})$  — линейная функция от производной программы регулирования  $A_{нак\_прог, i}$ .

2. Основной целью разработки математической модели системы управления НАК является выбор (на основе моделирования) оптимальных коэффициентов предложенной передаточной функции (6)–(10), а также оценка эффективности нового алгоритма регулирования.

Данная модель описывает поведение автоматической системы управления НАК, входящей в состав системы управления двигателем (рис. 2).

В силу нелинейности данной системы реального времени и особенностей функционирования с использованием блока БАРК-6В ее точное математическое описание невозможно [2].

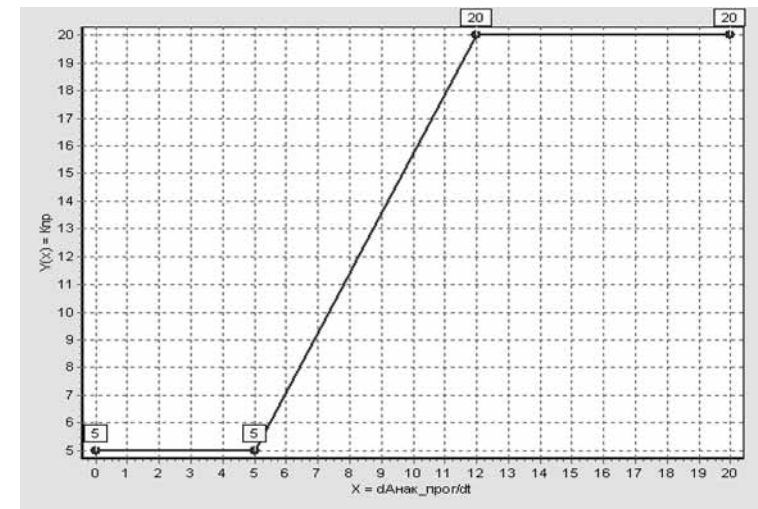


Рис. 1. Функция для вычисления коэффициента пропорциональности  $K_{пр} = f(A'_{нак\_прог})$



Рис. 2. Общая структурная схема автоматической системы управления НАК для двигателя ТВ7-117В

Эффективным инструментом в этой ситуации является моделирование, основанное на имитации на персональном компьютере процесса управления НАК в каждом цикле работы БАРК (такте длительностью 25 мс).

Предлагаемая модель работает с электронными файлами специального формата «.узк», которые содержат фактические значения параметров контура управления НАК с дискретностью 50 мс, полученные из блока БАРК-6В в ходе стендовых испытаний двигателя.

Сущность предлагаемой модели заключается в последовательном просмотре по каждому временному срезу параметров из файла, выборе из файла на каждом цикле фактического значения заданного по программе положения угла установки НАК и имитации изменения положения НАК. При этом изменение

положения НАК в каждом цикле управления рассчитывается в модели исходя из:

- фактического заданного в файле ( $A_{\text{нак\_прог}}$ ) и текущего (спрогнозированного в модели) положения угла установки НАК ( $A_{\text{нак}}$ );
- величины и направления вычисленного в модели (в соответствии с используемой передаточной функцией) тока управления  $I_{\text{нак}}$ ;
- максимальной скорости раскрытия ( $v_{\text{раскр}}$ ) и прикрытия ( $v_{\text{прикр}}$ ) НАК;
- времени запаздывания при работе гидропривода ( $\tau_{\text{зап}}$ );
- зоны нечувствительности используемого АУНАК ( $Z_{\text{min}}$ ,  $Z_{\text{max}}$ ).

3. Модель системы управления НАК используется в составе специальной программы «Анализатор», позволяющей отображать параметры из файлов формата «.узк» в виде графиков и таблиц, а также осуществлять их аналитическую обработку.

Для анализа адекватности предлагаемой модели в ней была реализована специальная функция, позволяющая проводить моделирование с использованием существующего (реализованного в настоящее время в блоке БАРК-6В) алгоритма управления НАК. Затем, полученные в результате моделирования значения тока управления  $I_{\text{нак}}$  и угла установки НАК ( $A_{\text{нак}}$ ) сравнивались с их фактическими значениями из файлов формата «.узк».

Анализ адекватности модели проводился с использованием файлов стендовых испытаний двигателя. Проведенный анализ показал достаточно высокую сходимость моделируемых и фактических значений параметров  $I_{\text{нак}}$ ,  $A_{\text{нак}}$ . При этом погрешность моделирования по параметру  $A_{\text{нак}}$  в среднем составила 0.2–1.1 %. Отдельные фрагменты графиков моделируемого и фактического значения параметров приведены на рис. 3.

4. Чувствительность модели к изменению учитываемых факторов оценивалась с помощью многократного моделирования при вариации значений входной информации. Проведенный анализ чувствительности модели показал, что наиболее сильно погрешность регулирования зависит от скорости перекладки НАК,

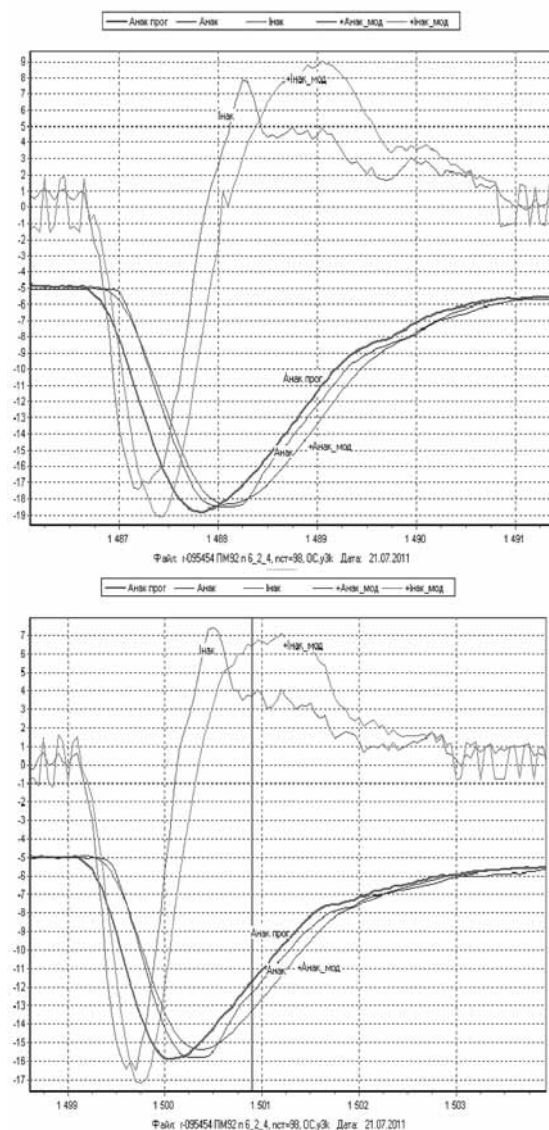


Рис. 3. Фактические и моделируемые параметры  $A_{\text{нак}}$ ,  $I_{\text{нак}}$ .  
 Погрешность  $\Delta A_{\text{нак}} = |A_{\text{нак}} - A_{\text{нак\_мод}}| \approx 0.2 - 1.1^\circ$

а также от времени запаздывания  $\tau_{\text{зап}}$  при работе гидропривода. В меньшей степени погрешность регулирования зависит от изменения зоны нечувствительности АУНАК. Графики зависимости погрешности регулирования НАК от указанных факторов приведены на рис. 4.

5. В ходе моделирования по различным вариантам входных параметров был определен допустимый диапазон изменения коэффициентов передаточной функции (6)–(10), при которых обеспечивается требуемая точность и устойчивость процесса регулирования. Моделирование показало, что оптимальные значения коэффициентов составляют:  $K_{\text{пр min}} = 5 \pm 1$ ,  $K_{\text{пр max}} = 15 - 22$ ,  $K_{\text{форс}} = 0.5 \pm 0.1$ ,  $K_{\text{инт1}} = 0.01 \pm 0.005$ . В то же время, из-за усиления колебаний на установившихся режимах использовать коэффициенты дифференциальности  $K_{\text{диф}}$  и  $K_{\text{инт2}}$  нецелесообразно.

6. Проведенное моделирование с использованием файлов стендовых испытаний двигателя показало, что по сравнению с алгоритмом, реализованным в настоящее время в БАРК-6В, новый алгоритм управления НАК позволит существенно, примерно в 1.5–2.5 раза, снизить погрешность регулирования НАК на динамических и установившихся режимах работы двигателя. При этом в среднем точность регулирования  $\Delta A_{\text{нак}} = |A_{\text{нак прог}} - A_{\text{нак}}|$  составит (при достаточной скорости переключки НАК):

На динамических режимах  $1.0 - 1.6^\circ$  ( $1.8 - 4.2^\circ$  для существующего алгоритма);

На установившихся режимах  $\approx 0.2^\circ$  ( $\approx 0.3^\circ$  для существующего алгоритма).

Графики фактического и моделируемого положения НАК и соответствующие погрешности регулирования приведены на рис. 5–7.

В силу универсальности предложенный алгоритм может успешно использоваться для управления НАК других двигателей, например, двигателя ВК-2500 ПС.

В целом же, разработанная модель позволяет без проведения большого объема стендовых испытаний двигателя оценить эффективность нового алгоритма управления НАК с точки зрения качества и устойчивости процесса регулирования. Это гаранти-

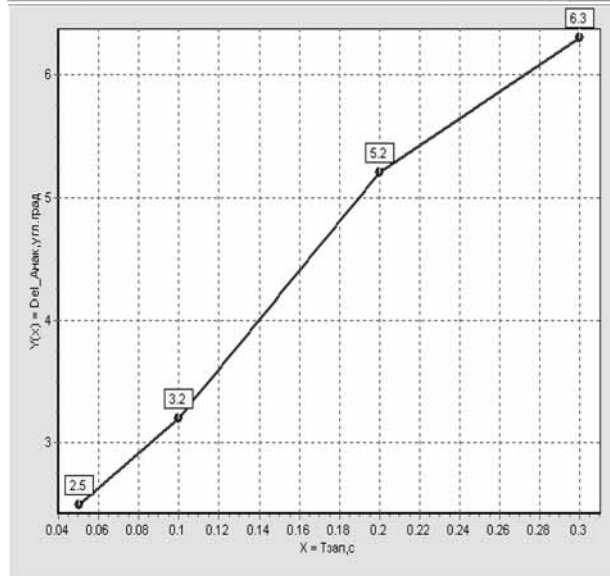
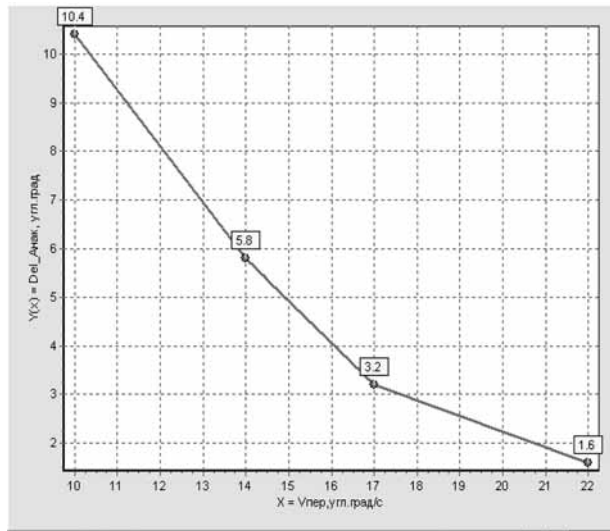


Рис. 4. Зависимость погрешности регулирования  $\Delta A_{\text{нак}} = |A_{\text{нак}} - A_{\text{нак\_прог}}|$  от скорости перекладки НАК и времени запаздывания  $\tau_{\text{зап}}$

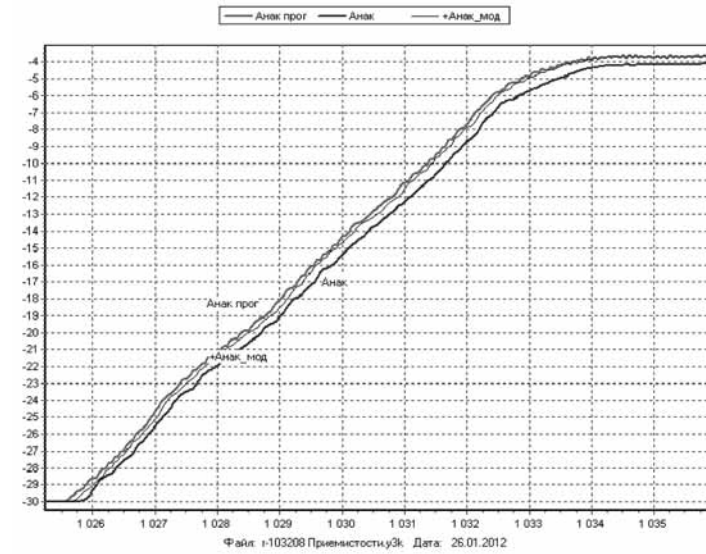


Рис. 5. Погрешность регулирования на приемности  $\Delta A_{\text{нак}} = 0.9-1.3^\circ$ ,  $\Delta A_{\text{нак\_мод}} = 0.3-0.6^\circ$

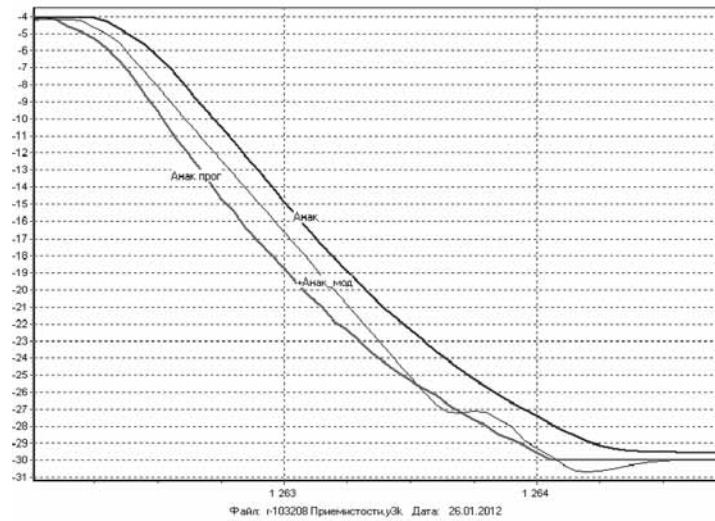


Рис. 6. Погрешность регулирования на сбросе  $\Delta A_{\text{нак}} = 2.5-4.2^\circ$ ,  $\Delta A_{\text{нак\_мод}} = 0.3-2.3^\circ$

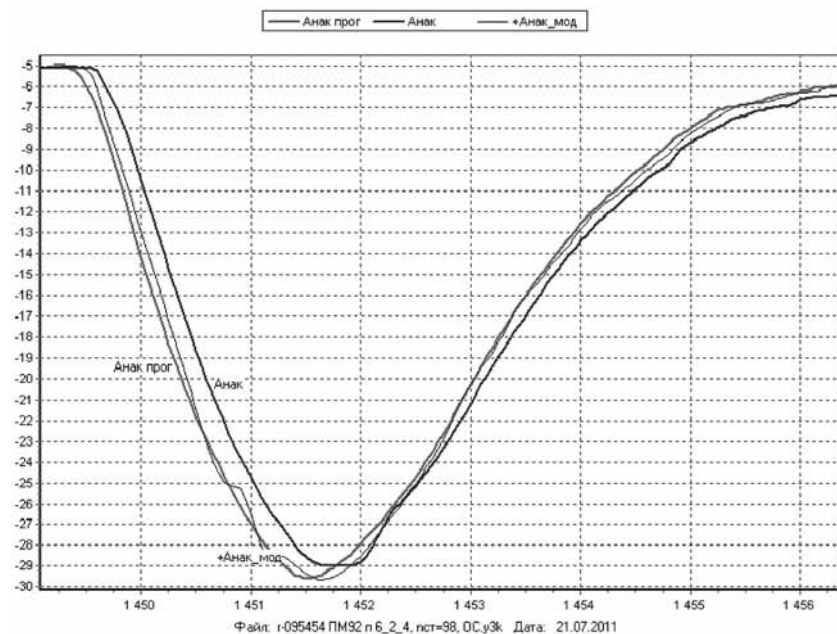


Рис. 7. Погрешность регулирования  $\Delta A_{\text{нак}} = 0.8-3.8^\circ$ ,  
 $\Delta A_{\text{нак мод}} = 0.3-1.2^\circ$

рует надежность работы блока БАРК-6В в процессе управления НАК при изменении эксплуатационных характеристик двигателя и обеспечит существенное сокращение временных и материальных затрат на проведение стендовых испытаний.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Кожунин Ю.В. Модификация алгоритма регулирования НАК (БАРК-6В) — СПб.: ОАО «Климов», техническая справка, 2012 г. — 14 с.
2. Юревич Е.И. Теория автоматического управления — Л.: Энергия, 1975. — 416 с.

А.В. Петухов

ОАО «Уфимское моторостроительное производственное объединение», Уфа

### СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫМИ СИЛОВЫМИ УСТАНОВКАМИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ НА БАЗЕ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫХ ИНФОРМАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

Анализ состояния отечественного авиадвигателестроительного комплекса в контексте мировых тенденций, связанных с разработкой авиационных двигателей пятого поколения, свидетельствует о том, что развитие российских авиадвигателей находится на критическом рубеже своего развития. Суть этой оценки состоит в следующем. В течение 70-х, 80-х и начала 90-х годов мировое и отечественное авиадвигателестроение развивались параллельными курсами, проходя последовательно этапы комплексирования функционально автономных систем управления, функциональной и аппаратной интеграции бортовых систем управления с постоянным ростом диспропорций в техническом уровне разрабатываемой аппаратуры. Нынешний этап развития авионики, в том числе систем управления двигателем, который можно охарактеризовать как интеллектуальную интеграцию бортового оборудования, дает отечественным производителям шанс ликвидировать сложившееся отставание и тем самым достичь мирового уровня. Одной из основополагающих бортовых систем, входящих в единый интеллектуальный информационно — вычислительный комплекс, является система управления двигателем. Поскольку создание новых летательных аппаратов невозможно без создания двигателей с интеллектуальной системой управления, обеспечивающей всесторонний контроль их работы. [1]

Ключевые слова: интеллектуальная система управления, интеграция бортового оборудования.

Реализация интеллектуальных информационных технологий управления двигателем требует использования высокопроизводительных вычислительных сред с программируемой архитектурой типа *MIMD*, допускающих динамическое перераспределение вычислительной мощности в зависимости от приоритета решаемых задач на различных фазах выполнения полетного задания. В рамках этой концепции основные существующие системы бортового оборудования, такие как вычислительные системы самолета-



товождения, управления двигателем, обеспечения устойчивости и управляемости, предупреждения критических режимов, навигационные системы, системы воздушных сигналов и электронной индикации, представляют собой определенные конфигурации единой информационно-вычислительной системы (ИВС) летательного аппарата. Рассмотрим комплекс условий, влияющих на выбор средств и способов решения проблем, возникающих при создании интеллектуальной системы управления двигателем (СУД).

Исследования основных тенденций в области создания интегрированных систем управления двигателем позволили выявить следующий круг проблем, связанных с формализацией процедуры системного проектирования устройств данного класса:

высокая размерность задачи проектирования, обусловленная существованием большого числа допустимых проектных альтернатив;

неопределенности условий, в которых осуществляется процедура проектирования;

необходимость использования принципов композиционного проектирования.

Проблема высокой размерности задачи проектирования относится ко всей совокупности проектных альтернатив: множеству целей, достижение которых решает задачу проектирования, множеству путей и средств достижения целей, совокупности технических, экономических и прочих ограничений, влияющих на выбор способов достижения целей, и совокупности наличных или потребных ресурсов.

Проблема неопределенности также охватывает все этапы жизненного цикла авиационного оборудования. При этом неопределенные факторы, связанные с разработкой систем управления, имеют преимущественно целевой характер. Их существование обусловлено отдаленностью во времени этапа непосредственного применения разрабатываемых устройств и неоднозначностью будущих условий их применения. В свою очередь, условия применения СУД характеризуются поведенческой и природной неопределенностью. Поведенческая неопределенность связана с

отсутствием достаточной априорной информации о результатах отдельных этапов операции, выполняемой авиационным двигателем, а также о возможном целенаправленном противодействии. Природная неопределенность связана с недостаточной изученностью многообразных явлений, сопровождающих процесс функционирования СУД.

Суть проблемы, связанной с использованием принципов композиционного проектирования состоит в том, что процедура создания сложных СУД разбивается на ряд этапов, каждый из которых характеризуется определенным уровнем детализации обобщения. На каждом последующем этапе формируется новая совокупность возможных проектных решений, в результате чего по мере разработки изделия число возможных способов его реализации существенно возрастает.

Перечисленные проблемы оказывают взаимное влияние друг на друга, в результате чего возникают специфические комбинированные проблемы. Так в процессе композиционного проектирования сложная техническая система разбивается на ряд функционально обособленных подсистем. При этом искусственно разорванные связи между подсистемами выступают в качестве неопределенных факторов вплоть до завершения разработки подсистем и определения их характеристик. Еще один аспект процедуры проектирования связан с невозможностью рассчитать поведение системы во всех условиях применения и для всех режимов работы. В связи с этим при проектировании учитывается лишь то множество вариантов условий применения и режимов работы, при которых система в целом способна с определенной эффективностью выполнить задачу. Остальные варианты образуют множество нерасчетных условий функционирования, для которых параметры внешней среды и характеристики системы являются неопределенными. Указанные обстоятельства увеличивают степень неопределенности условий, в которых создаются новые системы бортового оборудования. С другой стороны, достоверность выбора оптимального варианта, осуществляемого в условиях неопределенности, зависит от объема объективной информации относительно свойств разрабатываемой системы. Для уменьшения

риска выбора неудовлетворительного варианта процедуре оценки должен предшествовать этап анализа свойств проектируемой системы. Причем объем проводимых исследований должен обеспечивать снижение неопределенности в оценке свойств системы до уровня, позволяющего осуществить обоснованный отбор.

Обоснование концепции построения СУД и формирование на этой основе обобщенных показателей эффективности невозможно без определения ее внешнего дополнения, в рамках которого формулируется требуемый результат функционирования общей ИВС и оцениваются затраты, связанные с его достижением, а также устанавливаются ограничения, характерные как для деятельности самой системы. В качестве естественного внешнего дополнения общей ИВС может выступать конкретный тип летательного аппарата, на борту которого она устанавливается. Учитывая высокую сложность поведения метасистемы, объединяющей всю совокупность подсистем внешнего дополнения, обоснование концепции рационального поведения СУД, функций соответствия реального результата требуемому и дисциплинирующих условий, вытекающих из особенностей функционирования метасистемы, возможно лишь на вербальном уровне. На этой основе формируется операциональная модель СУД, имеющая целью подробное изучение стратегии и вариантов действия в соответствии с выбранной концепцией, определяется функциональный состав и информационная достаточность СУД. Поскольку бортовые ИВС, в том числе СУД, представляют собой большие человеко-машинные системы со сложной иерархической структурой и нестабильными связями между подсистемами, то при организации их рационального поведения все шире используются средства искусственного интеллекта в виде электронных помощников летчика и штурмана, экспертных систем, информационно-справочных систем (электронный помощник).

Электронный помощник экипажа является основной перспективной системой, обеспечивающей интеллектуальную интеграцию всего комплекса бортового оборудования с целью уменьшения рабочих нагрузок на экипаж, улучшения его ситуационной уверенности для быстрого и правильного принятия решения.

Основными компонентами электронного помощника являются база знаний, интеллектуальный интерфейс и блок распознавания классов прецедентов, которые обеспечивают простую логику управления за счет приоритизации режимов выполнения рабочих операций в проблемных ситуациях, связанных с обработкой сложной навигационно-пилотажной информации, управлением работы силовой установки, обмениваясь информацией с СУД, оценкой возможных угроз, управлением оружием, средствами связи и т. д.

Концепция создания встраиваемых интеллектуальных средств предусматривает выполнение следующих операций. Вначале формируется область интерпретации, объединяющая исчерпывающую совокупность значимых сущностей предметной области. Далее устанавливаются какие функции элементов области интерпретации представляются важными. В связи с тем, что экспертные системы, также как и другие интеллектуальные системы в составе СУД, предназначаются, главным образом, для поддержки принятия решений, выделение этих функций в составе функциональной модели СУД имеет приоритетное значение. Процедура создания функциональной модели существенно упрощается при использовании базиса типовых функций получения, передачи и обработки информации. Из типовых функций можно формировать различные схемы функционирования СУД. В свою очередь, каждая типовая функция может быть разложена по базису более низкого иерархического уровня. Тем самым формируется иерархическая структура типовых блоков функциональной модели. Следующая операция направлена на выявление существующих значимых отношений между элементами области интерпретации и, следовательно, между соответствующими блоками функциональной модели. Синтаксическое оформление значимых отношений завершает процедуру создания концептуальной модели СУД. При этом составляющая данной модели, объединяющая блоки принятия решений, представляет собой концепцию проектирования базы знаний экспертной системы. Последовательности блоков, отражающих причинно-следственные связи процесса принятия решений, соответствуют правилам построения базы знаний,

используемой для поддержки принятия решений. В зависимости от принятой модели представления знаний — логической, сетевой или продукционной, — разработанные правила преобразуются в правила логического вывода, операций с фреймами и продукциями.

В последнее время при разработке динамических баз знаний предпочтение отдается семантическим сетям описания прецедентов.[2] Такие модели представления знаний позволяют реализовывать простые правила вывода для сложных проблемных ситуаций. В этом случае достаточно просто знать, как поступали прежде в подобных проблемных ситуациях, и принимать аналогичные решения. Формальное описание прецедентов включает характеристику проблемной ситуации для оценки состояния процесса, когда произошел прецедент, способ решения проблемы и результат, которым завершилась проблемная ситуация. Принятие решения, основанного на прецедентах, предполагает выполнение следующих операций: производится классификация проблемных ситуаций по управляющим решениям; по результатам классификации из базы знаний извлекается наиболее подходящий прецедент; если предлагаемый способ не обеспечивает решения проблемы, вырабатывается новое решение; при многократном успешном использовании нового решения оно сохраняется как новый прецедент. Дополнение базы знаний новым прецедентом производится путем определения его места в семантической сети с учетом механизма «наследования свойств» по мере накопления информации о проблемных ситуациях.

Следующим шагом в создании операциональной модели СУД является разработка ее информационного интерфейса, устанавливающего архитектуру информационного обмена как между основными функциональными элементами системы, включая первичные измерительные преобразователи (датчики), так и между СУД и системами внешнего дополнения. Наконец, для полного описания поведения СУД, необходимо построение динамической модели, которая отображает причинно-следственные связи, определяющие направление развития процессов в системе. Детальная проработка всего комплекса моделей СУД представляет

собой достаточно трудоемкую задачу. При ее решении могут быть использованы инструментальные средства системного проектирования информационно-управляющих систем, такие как *SADT*-, *IDEF*- и *CASE* — технологии.[3], [4]

Отмеченные выше принципы аппаратной организации СУД отражают специфику обрабатываемых данных и используемых операций, а также способы организации вычислительных процессов в интеллектуальных комплексах бортового оборудования. К числу наиболее типичных вычислительных задач интеллектуальных СУД относятся:

обработка символьной информации, которая характеризуется применением рекурсивных списковых структур при отображении данных, частым обращением к программным функциям и высоким динамизмом обращения к памяти;

задачи логического вывода с использованием заданных систем правил, требующие перебора большого числа вариантов и частого выполнения операций сопоставления сложных структур данных;

работа с базами знаний и базами данных со сложной структурой информационных связей, которые необходимо учитывать при выполнении операций ассоциативного поиска, выборки и обновления информации;

высокоскоростная обработка изображений, требующая быстрого выполнения большого числа однотипных операций над исходными данными огромного объема.

Для повышения производительности программно-аппаратных комплексов интеллектуальных систем работы ведутся по следующим направлениям:

— учет специфики решаемых задач при выборе способа оптимального отображения и организации обрабатываемых данных, механизма доступа к переменным, специальных методов организации вычислительных процессов;

— разработка алгоритмов глубокого распараллеливания процессов выполнения программ на уровне как отдельных фрагментов, так и отдельных операторов;

— разработка архитектур параллельных вычислителей со слабой, средней и сильной специализацией, т. е. создание новых типовых вычислительных элементов, систем коммутации и систем распределенной памяти.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Ефанов В.Н.* Концепция системного проектирования интегрированных комплексов бортового оборудования: алгоритмы и информационные технологии/Материалы докладов Международной конференции «Взгляд на авиацию будущего». — Берлин, 1998.
2. Автоматизированное проектирование информационно-управляющих систем. Проектирование экспертных систем на основе системного моделирования/Г.Г.Куликов, А.Н.Набатов, А.В.Речкалов и др. — Уфа: УГАТУ. 1999.
3. *Марко Д., МакГоен К.* Методология структурного анализа и проектирования. — М.: МетаТехнология, 1992.
4. Методология *IDEF0*. Функциональное моделирование. — М.: МетаТехнология, 1993.

## КОНСТРУКЦИЯ

---

*А.Г. Петрухин, А.А. Боев, С.В. Бутылкин*

ОАО «КУЗНЕЦОВ», Самара

### КОНСТРУКЦИЯ ТУРБИНЫ ТРЕХВАЛЬНЫХ ГТД

В статье рассмотрены вопросы обеспечения тепловой защиты масляных полостей опор турбин трехвальных ТРДД. Представлены преимущества и недостатки двигателей с трехвальной схемой. На основании проведенного анализа трехвальных двигателей предложены возможные конструктивные решения тепловой защиты масляных полостей опор турбины.

Ключевые слова: теплонапряженность, тепловая защита опор турбины, температурные ограничения масел, трехвальные двигатели.

Одной из важных тенденций развития авиадвигателестроения является снижение удельного расхода топлива. У созданных двигателей последнего поколения с этим связано увеличение степени сжатия в компрессоре, повышение температуры газов перед турбиной, а также усложнение кинематических схем. Так как для увеличения степени сжатия в компрессоре необходимо вводить дополнительные ступени и повышать обороты ротора, то при этом возникает вопрос обеспечения газодинамической устойчивости компрессора. Одним из путей решения данного вопроса является применение многовальной конструкции газогенератора. Многие авиадвигателестроительные фирмы используют двухвальные конструкции (General Electric, Pratt&Whitney, Snecma, ОАО «Авиадвигатель»), но более перспективными представляются трехвальные двигатели (Rolls-Royce, ОАО «КУЗНЕЦОВ», ГП «Ивченко-Прогресс»).

Как известно, двигатели с трехвальной схемой, обладают рядом преимуществ:

- обеспечивается сравнительно легкий запуск за счет малой инерционности каскада турбокомпрессора высокого давления;
- данная схема позволяет сократить количество ступеней в компрессоре и соответственно уменьшить его длину;
- уменьшение диаметра мотогондолы и сокращение длины двигателя позволяет снизить его внешнее аэродинамическое сопротивление;
- достигается существенно более низкий расход топлива на режиме «малый газ»;
- возможно обеспечение требуемой газодинамической устойчивости без применения средств механизации;
- может быть обеспечена более высокая жесткость коротких роторов и стабильность радиальных зазоров в эксплуатации.

Однако при этом существенным недостатком всех созданных трехвальных двигателей является увеличение числа опор роторов и уплотнений валов и особо следует отметить, во всех созданных конструкциях опор турбин трехвальных двигателей присутствует межкаскадная опора турбины. Это влечет за собой необходимость в соответствующем сопловом аппарате турбины выполнять полыми его лопатки для возможности прокладки в них коммуникаций масляной системы и системы суфлирования. А это негативно сказывается на обеспечении надежной работы масляной системы и системы суфлирования.

Турбина, безусловно, является одним из самых теплонапряженных узлов газотурбинного двигателя. Так, например, у современных двигателей величины температуры в проточной части за первой ступенью достигают 1350К, а за второй — 1100 К. Расположение коммуникаций масляной системы в данных условиях требует наличия их эффективной тепловой защиты. Это связано с тем, что за последние три десятилетия теплонапряженность авиационных двигателей значительно возросла, в частности, температура газов перед турбиной увеличилась на 350–400 градусов. Но в то же время в качестве рабочей жидкости в масляных системах двигателей вынуждены по-прежнему использовать созданные бо-

лее 30 лет тому назад синтетические масла ИПМ-10 и ВНИИ НП 50-1-4у, так как новых масел в промышленном производстве страны с тех пор не появилось. Указанные синтетические масла работоспособны при максимально допустимой температуре на выходе из двигателя до 200 °С (кратковременно до 220 °С), при этом допустимая температура стенок, омываемых маслами — 290 °С [1].

Ниже с позиций обеспечения «щадящего» режима эксплуатаций масел рассмотрены некоторые особенности конструкций турбин трехвальных двигателей Д-36 [2] и НК-25.

В конструкции турбины двигателя Д-36 (рис. 1) есть две отдельные опоры. Одна из них, совмещена со вторым сопловым аппаратом, и в ней установлены два роликовых подшипника. Вторая опора является концевой (установлена за турбиной), и в ее корпусе размещен роликовый подшипник турбины вентилятора.

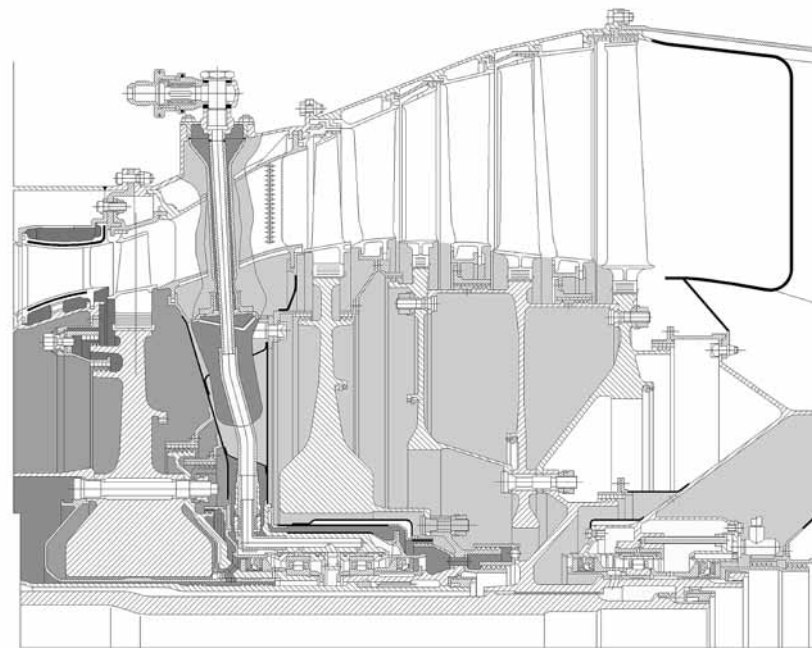


Рис. 1. Конструкция турбины двигателя Д-36

К подшипникам межкаскадной опоры подвод коммуникаций масляной системы произведен через полые лопатки второго соплового аппарата. Поскольку при работе двигателя эти лопатки омывают газ с температурой до 1300К, то, кроме тепловой изоляции труб подвода и слива масла, а также труб суфлирования, в конструкции предусмотрена продувка «холодным» воздухом внутренних полостей соответствующих сопловых лопаток. Этот же воздух, подводимый от четвертой ступени компрессора НД внешним трубопроводом в периферийную зону второго соплового аппарата, пройдя в радиальном направлении к корпусу подшипников, далее используется для наддува уплотнений масляной полости рассматриваемой опоры. Поскольку с этим воздухом соседствует более «горячий» ( $\Delta t \approx 150\text{K}$ ) воздух, отбираемый от третьей ступени КВД (охлаждающий диски турбины), то неизбежно будет происходить его подмешивание к «холодному» воздуху, наддувающему уплотнения масляной полости. Опыт эксплуатации двигателя Д-36 показал, что рассматриваемая опора турбины отличается значительно более высокой теплонапряженностью по сравнению с опорами других созданных ГТД, в том числе и трехвальных. Об этом, в частности, свидетельствует содержащееся в руководстве по эксплуатации данного двигателя требование о необходимости замены масла в масляной системе через каждые 2400 часов наработки.

Анализируя условия работы трехвального двигателя НК-25, можно увидеть, что межкаскадная опора турбины также расположена в теплонапряженной зоне (рис. 2). Контактные уплотнения масляной полости наддувают воздухом, отбираемым за восьмой ступенью компрессора. Причем, к этому воздуху непрерывно происходит подмешивание более горячего воздуха, охлаждающего диски турбины, из-за 12 ступени, и в данной опоре коммуникации масляной системы и системы суфлирования проходят через сопловые аппараты третьей ступени турбины, омываемые газом с высокой температурой.

Для решения данной проблемы специалистами ОАО «КУЗНЕЦОВ» была предложена конструктивно-силовая схема двигателя с ликвидацией межкаскадной опоры турбины, на которую

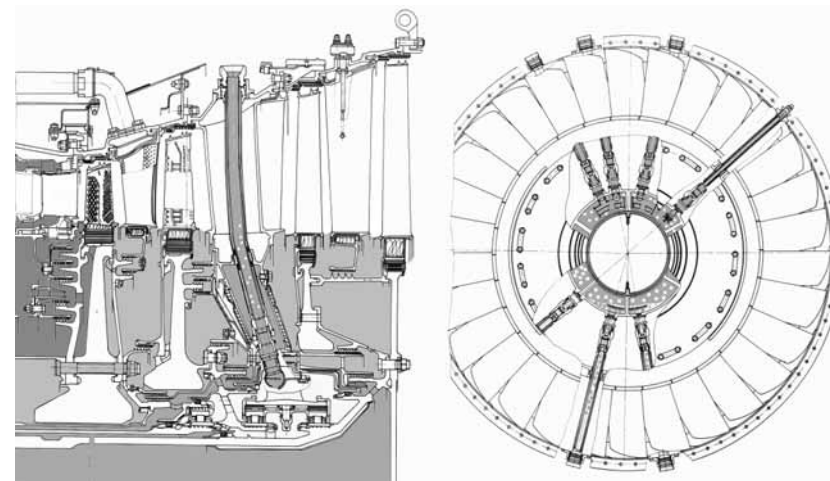


Рис. 2. Конструкция турбины двигателя НК-25

был получен соответствующий патент [3]. В такой конструкции двигателя отсутствует межкаскадная опора турбины. Здесь опорный подшипник ротора турбины высокого давления расположен перед ее рабочим колесом. Подшипники двух оставшихся каскадов размещены в опоре, расположенной за турбиной. В предложенной конструкции трубопроводы масляной системы и системы суфлирования передней опоры турбины будут проложены в зоне диффузора камеры сгорания, а в задней опоре — через полые ребра за турбиной (рис. 3). В зоне этих опор температура в газоздушном тракте имеет умеренный уровень. При этом нет жестких габаритных ограничений в размещении подшипников роторов. Геометрия профилей решетки сопловых аппаратов имеет меньшую относительную толщину и не зависит от коммуникаций масляной системы. А их конструктивные элементы не включены в силовую схему двигателя.

Таким образом, такое решение о ликвидации межкаскадной опоры турбины трехвального двигателя представляется целесообразным. Ниже в качестве примера показано, как конструктивно оно может быть реализовано (рис. 4, 5).

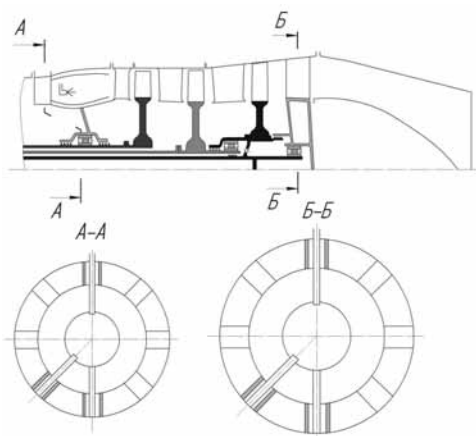


Рис. 3. Возможное размещение опор турбины трехвального двигателя

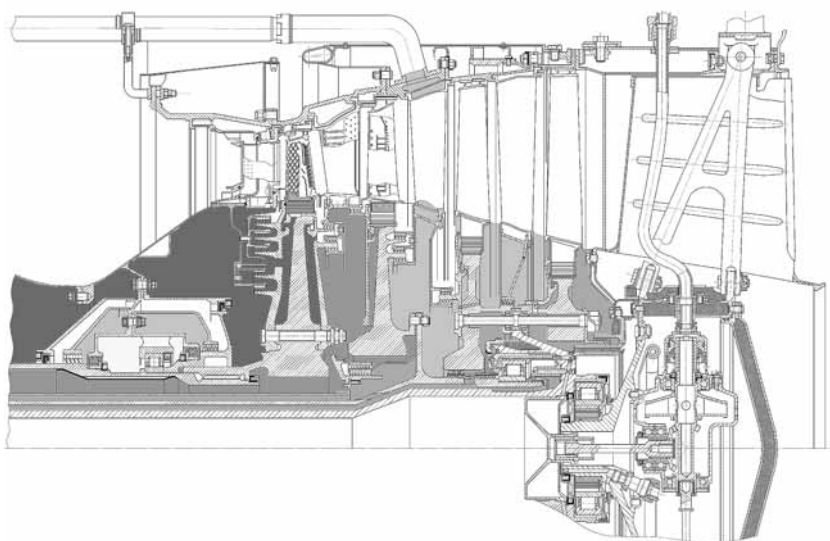


Рис. 4. Возможное изменение размещения опор турбины

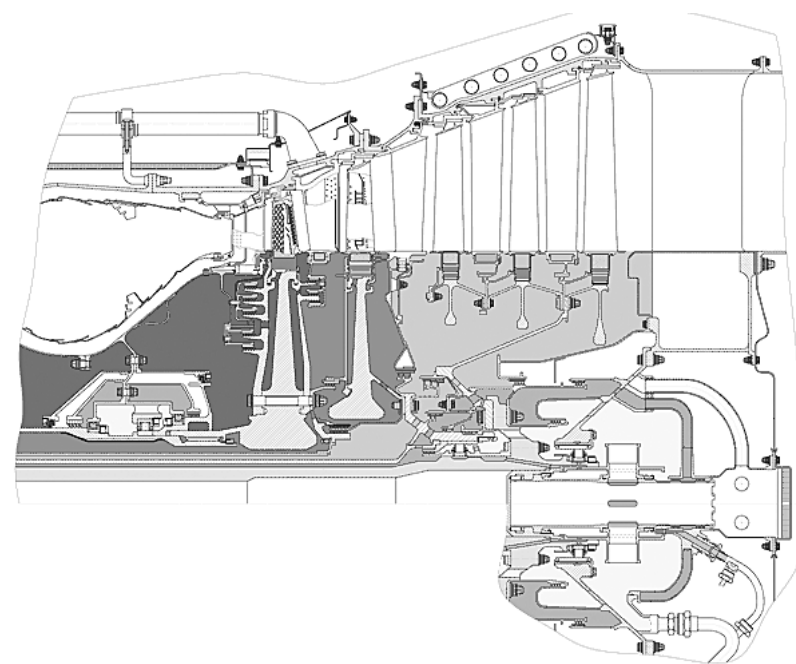


Рис. 5. Альтернативный вариант размещения опор турбины

В обоих приведенных примерах опоры турбины ВД находятся внутри корпуса камеры сгорания. При этом рабочее колесо турбины будет размещено консольно, ротор НД опирается на роликовый подшипник, связанный с наружным корпусом турбины. Ротор СД, в свою очередь, в первом случае ротор опирается на межвальный подшипник по типу двигателя НК-8, а в альтернативном варианте — также на межвальный как, например, у двигателя CFM-56-7.

В частности, в приведенных схемах предусмотрено автономное суфлирование масляной полости задней опоры турбины за счет размещения центробежного суфлера непосредственно внутри этой полости.

Следует отметить, что в представленных конструкциях может быть осуществлено рационально организованное охлаждение дисков турбины с использованием ряда потоков воздуха, отбираемого в нескольких зонах компрессора с различными уровнями давления.

При этом система суфлирования масляных полостей двигателя раздельная.

### **Заключение**

Таким образом, учитывая тенденцию постоянного повышения теплонапряженности авиационных двигателей, одним из важных вопросов становится обеспечение тепловой защиты масляных полостей опор вновь проектируемых двигателей. В связи с этим, очевидно, что дальнейшее конструктивное выполнение трехвальных двигателей с межкаскадной опорой турбины бесперспективно. В данной статье предложены возможные конструктивные варианты размещения опор турбины трехвальных двигателей, позволяющие обеспечить эффективную тепловую защиту их масляных полостей.

### **БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК**

1. *Трянов, А.Е., Гришанов О.А., Виноградов А.С.* О тепловой защите масляных полостей опор создаваемых ГТД//Вестник СГАУ. Часть 1. 2009. –№ 3. С. 318–328.
2. *Киселев Ю.В., Тиц С.Н.* Конструкция и техническая эксплуатация двигателя Д-36: Учебное пособие // Самар. гос. аэрокосм. ун-т. Самара, 2006. – 90 с.
3. *Трянов А.Е., Гришанов О.А., Боев А.А.* Патент 109223 Российская Федерация. Турбина трехвального газотурбинного двигателя, опубликован 10.10.11. — 3 с.

*В.Ф. Иванников*

ОАО Конструкторско-производственное предприятие  
«Авиамотор», Казань

### **ВЕНЦЫ ТУРБИНЫ ПОВЫШЕННОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ 2**

Для устранения потери скорости в косом срезе и уменьшения гидравлических потерь, связанных с поворотом потока в решетке турбины, в отличие от существующих венцов турбины ВТ, применен способ формирования проточной части венцов турбины повышенной эффективности ВТПЭ и изменена конструкция решетки турбины, когда переносят горловое, самое узкое сечение межлопаточного канала турбинной решетки, находящегося в начале косоугольного среза в местоположении вблизи или с центром на поверхности фронтального выходного сечения решетки. В отличие от существующих венцов турбины ВТ, у которых в меридиональном сечении высота лопатки увеличивается от входа к выходу или постоянна, в венцах турбины ВТПЭ межлопаточный канал турбинной решетки разделяют на два участка: участок поворота потока с увеличением высоты меридиональных обводов решетки, где понижена скорость обтекания профиля лопатки при повороте потока по сравнению с обычным венцом ВТ и уменьшены гидравлические потери, и создают второй участок разгона потока, с уменьшением высоты меридиональных обводов решетки, для получения максимальной осредненной скорости потока в сечении, условный центр которого совпадает с фронтом решетки.

Способ формирования меридиональных обводов осевых турбин может с успехом быть применен и для радиальных решеток турбин, например центробежной турбины.

Применение конструкции ВТПЭ на одном венце ступени турбины снижает температуру перед турбиной на ~50...100°С и более при том же перепаде давления. Перенос горла в выходное сечение венца для соплового аппарата и рабочих лопаток турбины может повысить КПД турбины на ~3...4 % и дать выигрыш в КПД двигателя.



Несмотря на большие достижения в методах математического моделирования процессов течения в решетках и проектирования турбин, КПД турбин выросли незначительно и практически остались на уровне 80-х годов. Анализируя процессы, происходящие в современных лопаточных машинах можно заметить, что существующие конструкции осевых решеток и центробежных колес турбин обладают рядом недостатков, которые не позволяют существенно улучшить эффективность термодинамического процесса в решетке, уменьшить потери и поднять эффективный коэффициент полезного действия (КПД) турбины. Основными ограничениями или недостатками современной конструкции венцов турбин, которые не позволяют и дальше поднимать КПД турбины являются: высокая скорость при повороте газового потока в межлопаточном канале, увеличивающаяся вдоль канала и достигающая максимума в горле  $a_r$  ( $c_r$ ) перед косым срезом и затем потеря скорости в косом срезе (осредненная скорость  $c_1$  в фронтальном сечении) за счет увеличения площади проходного сечения  $a_1$  и появления угла  $\alpha_1$  с учетом отклонения после горлового сечения (например, в дозвуковой решетке), смотри рис. 1. Избавиться от этих ограничений можно путем изменения конструкции существующего венца турбины (ВТ).

Решением задачи устранения потери скорости после горла в выходном сечении лопаточного венца турбины (ВТ) и снижением скорости рабочего тела вдоль межлопаточного канала, для уменьшения потерь, связанных с поворотом потока и трением может быть конструкция венца турбины повышенной эффективности (ВТПЭ), со следующими мероприятиями:

— в отличие от существующих венцов турбины ВТ, у которых в меридиональном сечении высота лопатки увеличивается от входа к выходу или постоянна, в венцах турбины ВТПЭ межлопаточный канал турбинной решетки разделяют на два участка: первый участок поворота потока рабочего тела, где изменяют высоту меридиональных обводов канала на всем первом участке, то есть высоту либо увеличивают, либо уменьшают, но при этом высота проточной части канала венца ВТПЭ больше высоты канала венца ВТ в соответствующем месте канала и соответственно

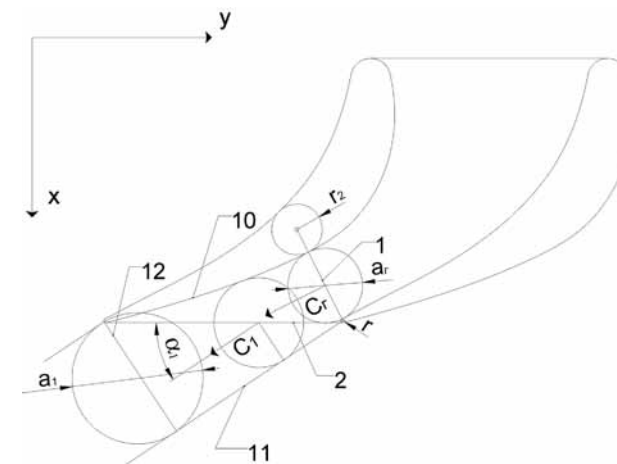


Рис. 1. Течение газа в межлопаточном канале венца турбины ВТ:

1 — горло венца турбины ВТ с вписанной в межлопаточный канал окружностью; 2 — фронтальное, выходное сечение венца турбины ВТ; 10 — лопаточная стенка расширенного межлопаточного канала; 11 — условная газовая стенка расширенного межлопаточного канала; 12 — последнее сечение расширенного межлопаточного канала

на этом участке понижена скорость обтекания профиля лопатки при повороте потока по сравнению с обычным венцом ВТ, и создают второй участок разгона потока межлопаточного канала, с уменьшением высоты меридиональных обводов решетки, площади проходного сечения межлопаточного канала до определенной границы, связанной с горловым сечением или поверхностью в закрученных лопатках (в отдельных случаях это может быть условное горловое сечение, что поясняется ниже), после которой изменяют высоту канала так, чтобы обеспечить увеличение площади проходного сечения, а за фронтальным выходным сечением венца устанавливают сверху на периферии и снизу у втулки проточной части кольцевые выступы — козырьки, являющиеся продолжением меридиональных обводов проточной части после выходного фронтального сечения;

— формируют горловое, самое узкое сечение межлопаточного канала турбинной решетки ВТПЭ (у решетки ВТ горловое сечение находится в начале косо́го среза) на втором участке разгона решетки, целесообразно это делать так, чтобы условный центр или центр условного горлового сечения, смотри (14) б) рис. 2, был расположен на поверхности фронтального выходного сечения турбинного венца — условное горловое сечение не совпадает, а только пересекается с фронтальным выходным сечением. (Патент Российской Федерации № 245 73 36), смотри рис. 2.

На рис. 1...9 показаны венцы ВТ и ВТПЭ с элементами геометрии венцов и графики с результатами расчетов.

При формировании горлового сечения межлопаточного канала в области фронтального выходного сечения, то есть в области косо́го среза венца, смотри (4)

в) рис. 2, расширяем понятие межлопаточного канала путем построения канала таким образом, что часть горлового сечения межлопаточного канала имеет твердую стенку в виде пера лопатки смотри (10) рис. 1, 2, поверхностей вращения, образованных меридиональными обводами проточной части решетки вокруг оси турбины и кольцевых выступов за фронтальным выходным сечением решетки, а часть условную газовую стенку

— граничную поверхность по газовому потоку, совпадающую с осредненными границами струй, сходящих с противоположной стенки канала (применение условной осредненной границы сечения обусловлено тем, что из-за смещения потоков газа, истекающих из двух соседних межлопаточных каналов граница между этими потоками газа становится размытой и исчезает по мере удаления от выходной кромки пера лопатки, усредняя, например, зону смещения соседних каналов с учетом угла отклонения потока в косо́м срезе и по приблизительному постоянству расхода рабочего тела через один межлопаточный канал), то есть истекающей из одного межлопаточного канала и определяемую законами механики газа, смотри (11) рис. 1, 2. Считаем газовую стенку частью условного проходного сечения расширенного межлопаточного канала. Условную продолжительность межлопаточного канала вместе с твердой и газовой стенками определяем до последнего сечения, нормального потоку рабочего тела и форми-

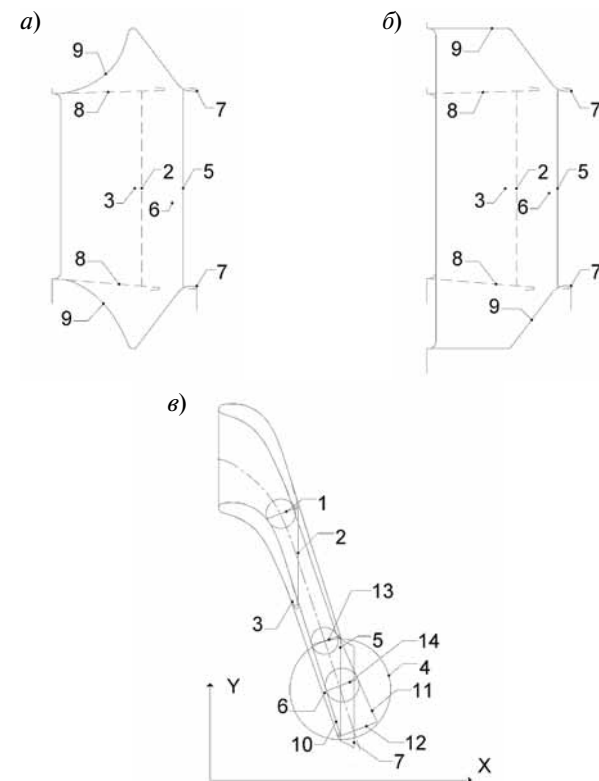


Рис. 2. а, б, в — сравнение меридиональных обводов венцов ВТ и ВТПЭ:

1 — горло венца турбины ВТ с вписанной в межлопаточный канал окружностью; 2 — фронтальное, выходное сечение венца турбины ВТ; 3 — профиль лопатки венца турбины ВТ; 4 — область фронтального выходного сечения и возможных местоположений горла венца турбины ВТПЭ; 5 — фронтальное, выходное сечение венца турбины ВТПЭ; 6 — профиль лопатки венца турбины ВТПЭ; 7 — кольцевые выступы — козырьки, окружающие проточную часть турбины на выходе из венца ВТПЭ; 8 — обводы проточной части венца турбины ВТ; 9 — обводы проточной части венца осевой или радиальной турбины ВТПЭ; 10 — лопаточная стенка расширенного межлопаточного канала; 11 — условная газовая стенка расширенного межлопаточного канала; 12 — последнее сечение расширенного межлопаточного канала; 13 — узкое место сечения межлопаточного канала ВТПЭ; совпадающее с горловой поверхностью только в частном случае; 14 — оптимальное и наиболее эффективное горловое сечение межлопаточного канала венца ВТПЭ с вписанной окружностью

рующего расширенный межлопаточный канал, следуя по направлению движения потока рабочего тела вплоть до конца профиля лопатки, являющейся твердой стенкой межлопаточного канала, смотри (12) рис. 1, 2. В конструкции лопатки ВТПЭ изменяется влияние и значимость косо́го среза на параметры турбинной решетки поскольку скорость потока рабочего тела в межлопаточном канале будет иметь максимальное значение в фронтальном сечении решетки или где-то в области косо́го среза, а отклонение потока в косо́м срезе можно легко компенсировать дополнительным поворотом на первом участке венца ВТПЭ поворота потока, учитывая, что скорость обтекания профиля на нем существенно меньше, чем в венцах ВТ и что мало скажется на профильных потерях (в лопатках ВТПЭ угол отклонения несколько выше, чем в лопатках ВТ, что требует дополнительного поворота потока на  $\sim 2...4$  градуса). Если отсутствует один из кольцевых выступов — козырьков или даже оба, или длины козырьков недостаточна, чтобы быть длиннее относительно выходного фронтального сечения крайних точек отдельных сечений расширенного межлопаточного канала по высоте лопатки, то расширением межлопаточного канала являются и осредненные условные границы истечения струй с периферийной и втулочной образующих поверхностей межлопаточного канала после выходного фронтального сечения, коротких козырьков венца. Далее, где употребляется термин «межлопаточный канал», имеется в виду, что это расширенный межлопаточный канал. Все остальные понятия элементов турбины соответствуют [1].

Перенос горла межлопаточного канала из начала косо́го среза приблизительно в точку пересечения средней линии межлопаточного канала с фронтальной плоскостью венца ВТПЭ позволит при одинаковом перепаде давления  $\pi = P_1/P_0^*$  ( $P_0^*$  — заторможенное давление на входе в венец,  $P_1$  — статическое давление на выходе из венца) на венцах ВТ и ВТПЭ получить большую осредненную скорость в фронтальном выходном сечении венца за счет того, что в венце ВТ после горла, которое в начале косо́го среза скорость падает в косо́м срезе и соответственно вдоль фронтальной плоскости больше, чем в венце ВТПЭ, где горло на пересечении средней линии межлопаточного канала и фронта решетки.

Геометрически перенести горло из начала косо́го среза можно только путем уменьшения высоты межлопаточного канала или высоты канала в меридиональном сечении по направлению к выходу из венца, смотри а) рис. 2. Одновременно совмещение начального участка межлопаточного канала и увеличением высоты канала или меридионального сечения с поворотом потока рабочего тела может уменьшить или где-то стабилизировать скорость потока во всем межлопаточном канале венца ВТПЭ и тем самым уменьшить скорость обтекания профиля, что соответственно уменьшит профильные потери.

Как сказано выше, увеличение осредненной скорости в фронтальном выходном сечении венца ВТПЭ больше чем в исходном венце ВТ не приводит к увеличению перепада давления в венце ВТПЭ. Чтобы скорость в результате термодинамического процесса в венце ВТПЭ увеличивалась при сохранении перепада давлений в венце  $\pi = P_0^*/P_1$  необходимо учитывать следующие особенности предлагаемого способа формирования геометрии и конструкции венца ВТПЭ.

Процесс ускорения движения газа в лопаточном венце турбины можно представить на  $i$ - $s$  диаграмме, рис. 3.

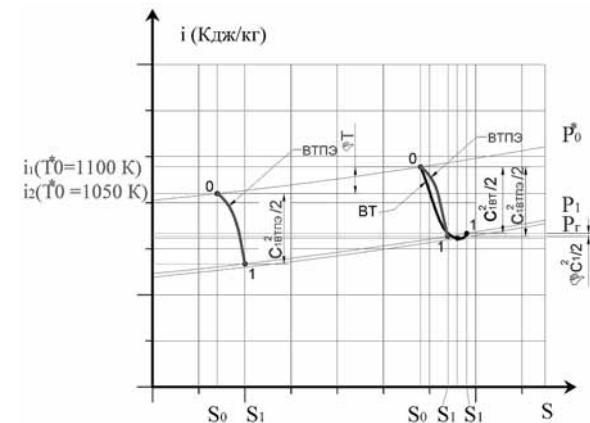


Рис. 3.  $i$ - $s$  диаграмма термогазодинамических процессов в венцах ВТ и ВТПЭ

Используя формулу  $ds = c_p \frac{dT}{T} - R \frac{dp}{p}$ , (ф.1), смотри (ф.7.12)

[2], или [3], и учитывая, что  $ds = \frac{dq}{T} \Rightarrow (q = q_a + q_r; q_a = 0) \Rightarrow ds = \frac{dq_r}{T}$ ,

где  $q$  — удельная теплота, подводимая к газу ( $q = q_a + q_r$ );  $q_a$  — удельная теплота обмена с внешней средой (нет обмена теплом с внешней средой  $q_a = 0$ );  $q_r$  — удельная теплота трения, выделившаяся при течении газа в межлопаточном канале при адиабатическом процессе в венце;  $p$  — давление газа, Па;  $i$  — удельная энтальпия, Дж/кг;  $T$  — абсолютная температура, К;  $R$  — газовая постоянная, Дж/(кг·К);  $c_p, c_v$  — удельные теплоемкости при процессах  $p = \text{const}, v = \text{const}$ ;  $s$  — удельная энтропия, Дж/(кг·К).

Проинтегрируем выражение (ф1.).

$$\begin{aligned} \int_0^1 ds &= c_p \int_0^1 \frac{dT}{T} - R \int_0^1 \frac{dp}{p} \Rightarrow \Delta s = s_1 - s_0 = c_p \ln \left( \frac{T_1}{T_0} \right) - \ln \left( \frac{p_1}{p_0} \right) \Rightarrow \\ &\Rightarrow (T_0 = T_0^*; p_0 = p_0^*; T_1 = T_0^* - \frac{c_1^2}{2 \cdot c_p}) \Rightarrow \\ &\Rightarrow \Delta s = s_1 - s_0 = c_p \cdot \ln \left( \frac{T_0^* - \frac{c_1^2}{2 \cdot c_p}}{T_0^*} \right) - \ln \left( \frac{p_1}{p_0^*} \right) \Rightarrow \\ &\Rightarrow \Delta s = s_1 - s_0 = c_p \cdot \ln \left( 1 - \frac{c_1^2}{2 \cdot c_p \cdot T_0^*} \right) - \ln \left( \frac{p_1}{p_0^*} \right) \quad (\text{ф.2}), \end{aligned}$$

где  $s_0, s_1$  — удельная энтропия на входе и выходе из венца, Дж/(кг·К);  $P_0^*, T_0^*$  — заторможенные давление и температура на входе в венец, Па, К;  $P_1, T_1$  — статические давление и температура на выходе из венца, Па, К.

Используем полученную формулу (ф.2) для сравнения термодинамических процессов, происходящих в венцах ВТ и ВТПЭ.

Учитывая, что давление на входе в венец  $p_0^*$  и статическое давление на выходе  $p_1$  одни и те же для ВТ и ВТПЭ вычтем из выражения для ВТ выражение ВТПЭ.

$$\begin{aligned} \Delta s_{ВТ} - \Delta s_{ВТПЭ} &= \\ &= c_p \cdot \ln \left( 1 - \frac{c_{1ВТ}^2}{2 \cdot c_p \cdot T_0^*} \right) - \ln \left( \frac{p_1}{p_0^*} \right) - c_p \cdot \ln \left( 1 - \frac{c_{1ВТПЭ}^2}{2 \cdot c_p \cdot T_0^*} \right) + \ln \left( \frac{p_1}{p_0^*} \right) \Rightarrow \\ &\Rightarrow \Delta s_{ВТ} - \Delta s_{ВТПЭ} = c_p \ln \left( 1 - \frac{c_{1ВТ}^2}{2c_p T_0^*} \right) - c_p \ln \left( 1 - \frac{c_{1ВТПЭ}^2}{2c_p T_0^*} \right) = \\ &= c_p \ln \left( \frac{2c_p T_0^* - c_{1ВТ}^2}{2c_p T_0^* - c_{1ВТПЭ}^2} \right) \quad (\text{ф.3}) \end{aligned}$$

По второму закону термодинамики изменение энтропии  $ds = dq / T$  или

$$\Delta s = \int_{t_0}^{t_1} \frac{dq_r(t)}{T(t)} \quad (\text{ф.4}),$$

где  $t$  — некоторый параметр в зависимости, от которого происходит подвод тепла трения и изменение статической температуры потока (например: если  $t$  — длина межлопаточного канала в решетке в условных единицах, длина межлопаточного канала ВТ соответствует  $t = 0.65$ , а длина межлопаточного канала ВТПЭ  $t = 1.0$ ).

Если считать, что потери  $q_r$  в решетках ВТ и ВТПЭ одинаковы, то величина энтропии по формуле (ф.4) определяется распределением статической температуры в межлопаточном канале.

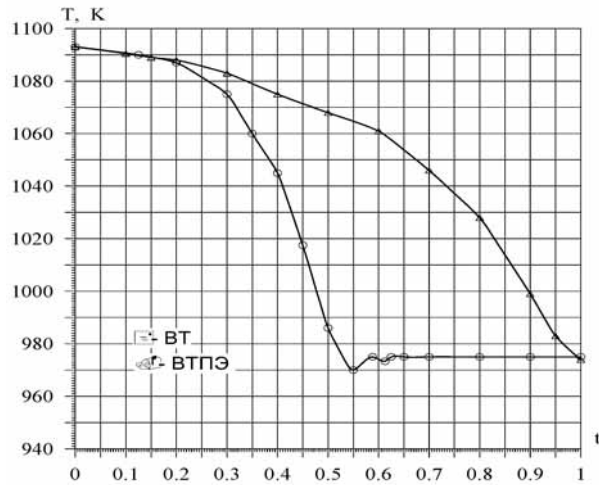


Рис. 4. Изменение статической температуры при температуре газа 1100 К

На рис. 4 представлены примеры изменения статической температуры  $T(t)$  вдоль межлопаточного канала в ВТ и ВТПЭ при условии, что начальная температура  $T^*_0 = T^*_{0ВТ} = T^*_{0ВТПЭ} = 1100$  К. На рис. 5 представлены изменения статической температуры  $T(t)$  вдоль межлопаточного канала в ВТ и ВТПЭ при условии, что начальная температура  $T^*_{0ВТ} = 1100$  К,  $T^*_{0ВТПЭ} = 1050$  К. Как видно на рисунках при одинаковой начальной температуре  $T^*_{0ВТ} = T^*_{0ВТПЭ} = 1100$  К статическая температура в ВТПЭ выше чем в ВТ и как следует из (ф.4) значение подинтегрального выражения в интеграле энтропии ВТПЭ и всей энтропии  $\Delta s_{ВТПЭ}$  меньше чем энтропия  $\Delta s_{ВТ}$  в ВТ вдоль межлопаточного канала. Из термодинамического соотношения (ф.3) для ВТ тогда следует, что при положительной разности  $\Delta s_{ВТ} - \Delta s_{ВТПЭ} > 0$  необходимо, чтобы и правая часть выражения была положительна. Это обеспечивается, только если скорость  $c_{1ВТПЭ} > c_{1ВТ}$ . Используя полученную закономерность и понижая температуру  $T^*_0$  перед ВТПЭ до некоторого значения можно добиться такого состояния термодинамического процесса в решетке, когда  $c_{1ВТПЭ} = c_{1ВТ}$ . Энтропия

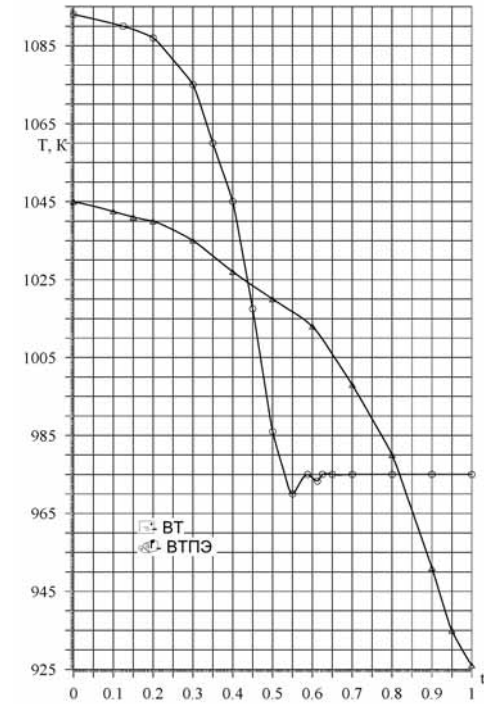


Рис. 5. Изменение статической температуры при начальной температуры газа 1050 К

$\Delta s_{ВТПЭ}$ , определяемая по (ф.4), в этом случае увеличивается, так как статическая температура в знаменателе подинтегрального выражения уменьшается по сравнению с исходной из-за меньшей начальной температуры  $T^*_0$  в ВТПЭ.

Следовательно, вся энтропия приближается к энтропии  $\Delta s_{ВТ}$  в ВТ, уменьшая разность  $\Delta s_{ВТ} - \Delta s_{ВТПЭ}$  до тех пор, пока не наступит баланс в уравнении (ф.3) и  $c_{1ВТПЭ} = c_{1ВТ}$ .

Например, при  $T^*_{0ВТ} = 1100$  К,  $T^*_{0ВТПЭ} = 1050$  К статическая температура в ВТПЭ в отдельных участках больше статической температуры в ВТ, а где-то меньше и поэтому из (ф.4) значение

энтропии ВТПЭ  $\Delta s_{ВТПЭ}$  на выходе из венца несколько меньше энтропии  $\Delta s_{ВТ}$  в ВТ вдоль межлопаточного канала.

Из левой части термодинамического соотношения (ф.3) разность  $\Delta s_{ВТ} - \Delta s_{ВТПЭ} > 0$ , что означает, что в правой части выражения, должно быть:

$$c_p \ln \left( 1 - \frac{c_{1ВТ}^2}{2c_p T_{0ВТ}^*} \right) - c_p \ln \left( 1 - \frac{c_{1ВТПЭ}^2}{2c_p T_{0ВТПЭ}^*} \right) > 0.$$

Расчетная оценка этого соотношения показывает, что при  $c_{1ВТ} = c_{1ВТПЭ}$  за счет того, что  $T_{0ВТ}^* > T_{0ВТПЭ}^*$  левая часть (ф.3) больше нуля и наступает равновесие левой и правой частей уравнения.

Для оценки влияния конструкции турбины с ВТПЭ на КПД используем уравнение Эйлера, связывающее мощность ступени турбины  $N$  (или удельную работу турбины  $L_T$ ) и скорость рабочего тела на выходе из сопловой и рабочей решеток.  $N = G(c_{1u} \cdot u_1 - c_{2u} \cdot u_2)$ ,  $L_T = N/G = (c_{1u} \cdot u_1 - c_{2u} \cdot u_2)$ , смотри [1], где  $G$  — расход рабочего тела через турбину;  $c_{1u}$  — проекция выходной абсолютной скорости  $c_1$  рабочего тела из сопловой решетки на направление фронта решетки, то есть на вектор окружной скорости  $u_1$  на входе в рабочее колесо;  $c_{2u}$  — проекция выходной абсолютной скорости  $c_2$  рабочего тела из рабочей решетки на направление фронта решетки, то есть на вектор окружной скорости  $u_2$  на выходе из рабочего колеса.

Таким образом, в предлагаемой конструкции лопаточного венца, включая сопловой аппарат и рабочее колесо турбины, появляется возможность при одном и том же перепаде давления и одинаковой теплоте потерь  $q_r$  получить:

— при одинаковой заторможенной температуре  $T_1$  на входе в турбины ВТ и ВТПЭ повышение скорости газа на выходе из венцов ВТПЭ ( $c_{1ВТПЭ}$ ,  $c_{2ВТПЭ}$  и  $c_{1ВТПЭ}$ ,  $c_{2ВТПЭ}$ ), повышение мощности турбины  $N$  (смотри выше уравнение Эйлера), КПД турбины и двигателя за счет увеличения термического КПД цикла

$$\eta_t = \frac{q_1 - q_2}{q_1} = \frac{\Delta q}{c_p T_1},$$

где  $q_1$  — удельная теплота, подведенная к двигателю (к единице массы),  $q_2$  — удельная теплота, отведенная от двигателя,  $\Delta q$  — удельное тепло, использованное в двигателе для совершения полезной работы или удельная работа цикла (едини-

цы массы) эквивалентная мощности турбины  $\Delta q \sim N$ , то есть всей работы в промежуток времени  $\Delta t$  к  $\Delta t$ ,  $T_1$  — температура перед турбиной, смотри (ф.3.3), стр.45, [2]. Если  $T_1$  одинакова для турбины ВТ и ВТПЭ, а мощность на турбине  $N$  увеличивается, то увеличивается и  $\Delta q \sim N$  и чем больше  $\Delta q$ , то тем выше КПД цикла двигателя ( $\eta_{tВТПЭ} > \eta_{tВТ}$ );

— при меньшей заторможенной температуре  $T_1$  на входе в турбину ВТПЭ одинаковую скорость газа на выходе из венцов ВТ и ВТПЭ, одинаковую мощность  $N$  турбин ВТ и ВТПЭ. КПД турбины и термодинамический КПД двигателя повышается за счет понижения температуры рабочего тела перед турбиной ВТПЭ, используя одинаковое количество тепла как в турбине

с ВТ, так и в турбине с ВТПЭ. Получаем:  $\eta_t = \frac{q_1 - q_2}{q_1} = \frac{\Delta q}{c_p \cdot T_1}$ . Если

мощность  $N$  одинакова для турбины ВТ и ВТПЭ, то у них одинакова и  $\Delta q$  и тогда чем меньше  $T_1$  в турбине с ВТПЭ, то тем выше КПД двигателя с турбиной ВТПЭ ( $\eta_{tВТПЭ} > \eta_{tВТ}$ ).

Конструкция венца ВТПЭ позволяет получить меньшие гидравлические потери и теплоту потерь  $q_r$  ( $q_{rВТПЭ} < q_{rВТ}$ ), чем в венце ВТ, учитывая при повороте потока в венце ВТПЭ меньшую скорость обтекания профиля, перенос горла в выходное сечение турбинного венца, и получить дополнительный выигрыш в КПД.

На рис. 6 показано изменение площади проходного сечения вдоль межлопаточного канала в ВТ и ВТПЭ, где видно, что горло в ВТПЭ смещается в выходное сечение, а в ВТ горло расположено перед косым срезом не доходя до выходного сечения венца. На рис. 7 показано изменение скорости газа в межлопаточном канале для ВТ и ВТПЭ в зависимости от относительной длины межлопаточного канала  $\bar{l} = l/l_{max}$ , которая в диапазоне от 0 до 1 одинакова для решеток ВТ и ВТПЭ, где  $l_{max}$  — полная длина межлопаточного канала ВТ или ВТПЭ,  $l$  — длина положения отдельного сечения от входного сечения межлопаточного канала.

Меридиональная проекция и три трехмерных вида решетки ВТПЭ представлены в примере на рис. 8.

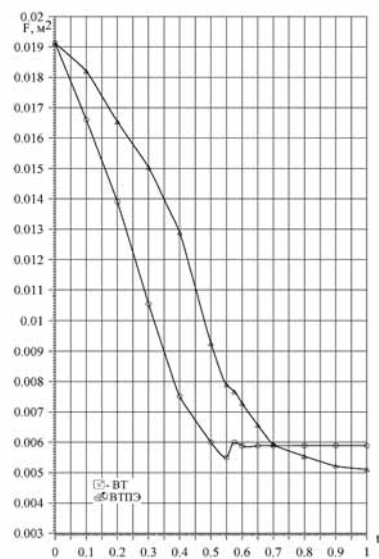


Рис. 6. Изменение площади проходного сечения вдоль межлопаточного канала в венцах VT и VTPЭ

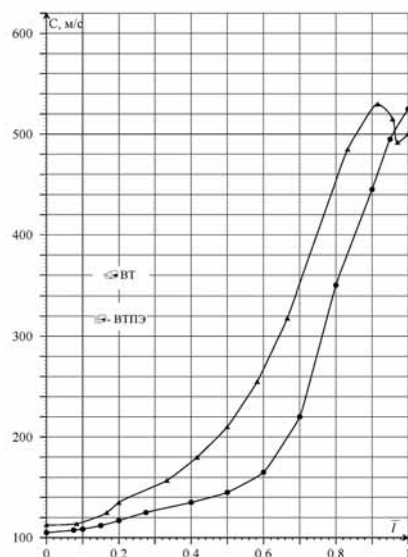


Рис. 7. Изменение скорости потока вдоль межлопаточного канала в венцах VT и VTPЭ

С использованием геометрии сравниваемых венцов VT и VTPЭ, приведенных в пунктах а), б) рис. 2, и с постоянными по высоте профилями лопаток этих венцов были проведены численные расчеты 3D моделей этих лопаток программой, использующей усредненное по Рейнольдсу уравнение Навье-Стокса, описывающее вязкое турбулентное течение с  $k-\epsilon$  моделью турбулентности. Результаты расчета приведены в таблице.

Параметры.	Единицы измерения	Исходная решетка VT	Решетка VTPЭ v.1	Решетка VTPЭ v.2	Решетка VTPЭ v.3
$T_0^*$	К	1100	1100	1050.0	1100
$P_0^*$	Па	155567	152780	155663.0	155963
$P_1$	Па	98066.5	98066.	98066.5	98066.5
$\pi = P_0^*/P_1$	—	1.586	1.558	1.587	1.59
$c_1$	м/с	501.973	500.3	499.8	514.88
$c_1 = c_{VTPЭ}/c_{VT}$	—	1.0	0.997	0.996	1.026

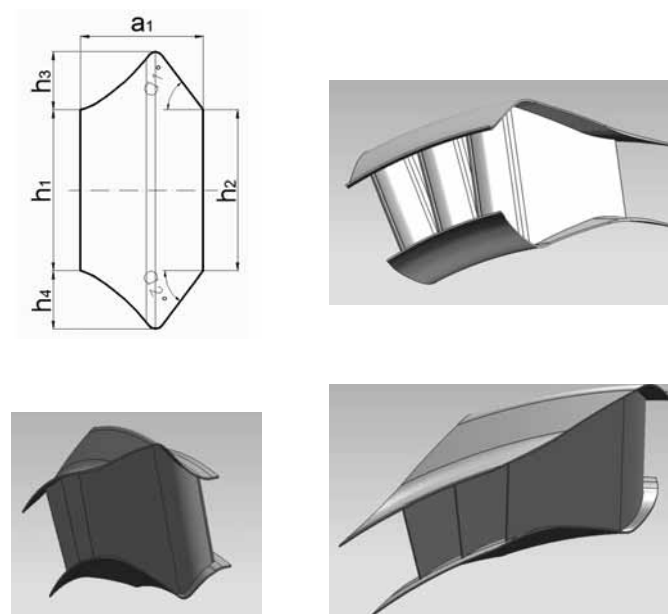


Рис. 8. Изображение венцов VT и VTPЭ

Необходимо также отметить, что постоянный профиль лопатки по высоте увеличивает потери и особенно чувствительно сказывается на лопатках VTPЭ из-за сложных линий тока в меридиональном сечении и даже отрывов пограничного слоя в отдельных местах профиля на периферии и у втулки.

Однако положительные приобретения в геометрии решеток VTPЭ и низкая скорость обтекания профиля по сравнению с венцом VT окупают с лихвой эти профильные потери как это видно в варианте v.3, где имеется прирост скорости у венца VTPЭ на 2.6 % или снижение температуры на входе в венец на 50 °C при той же выходной скорости  $c_1$  как в варианте венца VTPЭ v.2 при приблизительно одинаковых перепадах давления  $\varpi$  на венцах, смотри поля скоростей рис. 9.

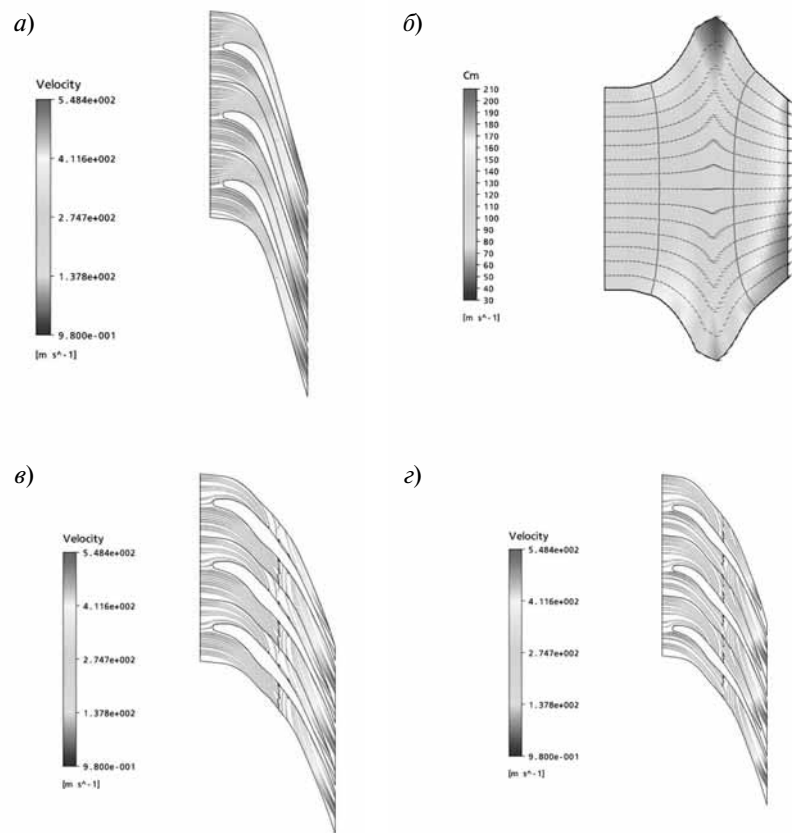


Рис. 9. Поле скоростей сечения межлопаточного канала ВТПЭ: *а* — в среднем сечении; *б* — линии тока в меридиональном сечении венца ВТПЭ; *в* — у втулки; *з* — на периферии

Оптимальное проектирование профиля лопаток ВТПЭ, с учетом сложных линий тока на периферии и у втулки может устранить отрывы пограничного слоя, существенно улучшить прирост скорости  $c_1$  на выходе из венца и эффективность венцов ВТПЭ.

Применение турбины с венцами ВТПЭ может повысить КПД турбины на  $\sim 3...4\%$  и соответственно поднять КПД газотурбинных двигателей. Из-за большей поверхности лопатки ВТПЭ ставить их на первых ступенях турбин с интенсивным охлаждением будет недостаточно эффективно или затруднительно, но использование этих турбин в последующих ступенях, например, в турбине для привода вентилятора в авиационных двухконтурных двигателях может дать большой экономический эффект. Перспективным является также применения турбин ВТПЭ на свободных турбинах уже используемых в эксплуатации газотурбинных и вертолетных двигателях, где переделки двигателя будут минимальными. Перепроектирование только свободной турбины венцами ВТПЭ может дать прирост КПД модификаций таких двигателей на несколько процентов.

Способ формирования меридиональных обводов осевых турбин может с успехом быть применен и для радиальных решеток турбин, например центростремительной турбины.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Холщевников К.В. «Теория и расчет авиационных лопаточных машин», Москва, «Машиностроение», 1986 г.
2. Под. ред. В. И. Крутова «Техническая термодинамика», третье издание, Москва, «Высшая школа», 1991 г.
3. Ривкин С.Л. «Термодинамические свойства газов», Москва, «Энергия», 1973 г.



## ТЕПЛОПРОВОДНОСТЬ, ТЕПЛОПЕРЕДАЧА И ТЕПЛООБМЕННЫЕ ПРОЦЕССЫ В АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЯХ

*Н.Б. Кузнецов, А.М. Лапин*

ОАО «Климов», Санкт-Петербург

### РАСЧЕТ ТЕПЛООВОГО СОСТОЯНИЯ СОПЛОВОЙ ЛОПАТКИ ПЕРВОЙ СТУПЕНИ ТУРБИНЫ ПРИ МАКСИМАЛЬНОМ УРОВНЕ НЕРАВНОМЕРНОЙ ПОЛНОЙ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗА

Проведено моделирование теплового состояния сопловой лопатки первой ступени турбины в сопряженной постановке с течением газа и охладителя. Показаны особенности построения расчетной сетки и выработки начальных условий при моделировании сопловых лопаток средствами Ansys CFX. Расчет теплового состояния проведен при максимальном уровне неравномерной полной температуры газа. Проведено сравнение с результатами термометрирования. Исследована сеточная сходимости. Сформулированы особенности моделирования лопаток с транзитным течением охладителя. Получены тепловые состояния лопатки на основных режимах работы двигателя. Показаны пути дальнейшего развития вычислительного моделирования теплонапряженных элементов ГТД.

Ключевые слова — сопловая лопатка первой ступени турбины компрессора, камера сгорания, сопловой аппарат, дефлектор, коэффициент теплоотдачи, термометрирование, перфорация, заградительное охлаждение.

#### Введение

Последние 10 лет ознаменовались значительным развитием вычислительной техники, благодаря которому коммерческие программные пакеты для моделирования газодинамики и теплообмена значительно расширили свои возможности и широко внедрились в практику ведущих КБ. Вычислительный эксперимент при проектировании систем охлаждения высокотемпературных элементов

ГТД позволяет существенно сократить материальные затраты на стендовые испытания охлаждаемого узла, а также наглядно представить физические процессы, происходящие в двигателе.

Теплоотдача в элементах ГТД имеет специфические особенности:

- 1) теплонапряженные детали обладают сложной конфигурацией;
- 2) перепады температур не позволяют пренебрегать изменением теплофизических свойств материала и рабочего тела;
- 3) скорости движения рабочего тела в проточной части различны и близки к критическим, что не позволяет пренебрегать влиянием сжимаемости;
- 4) превалирует градиентное течение с высокой и переменной во времени и в пространстве степенью турбулентности;
- 5) важную роль в накоплении повреждаемости конструкции играют нестационарные процессы теплообмена при переходе ГТД с режима на режим и изменении внешних условий (высоты и скорости полета);
- 6) ГТД часто эксплуатируются в условиях, приближенных к предельно допустимым.

При допустимой в авиа-ГТД температуре металла  $T_{\text{доп}} = 1100\text{--}1300$  К абсолютная погрешность расчета температуры должна быть в пределах  $20\text{--}30$  К [1].

При моделировании участков газодинамического тракта систем охлаждения ГТД искомыми величинами являются потери давления и распределение скоростей охладителя в полостях двигателя, которые используются для определения соответственно расходных характеристик и местных коэффициентов теплоотдачи.

В настоящей работе для анализа теплового состояния сопловой лопатки турбины компрессора (1СЛ) применен Ansys CFX. Теплофизические свойства материалов заданы полиномиальными зависимостями  $\lambda(T)$ ,  $C_p(T)$  и  $\mu(T)$ .

Численному моделированию пространственного турбулентного течения и теплообмена при пленочном охлаждении посвящено множество экспериментальных и теоретических работ [2,3,4,5]. Нестационарные модели крупных вихрей, такие как LES, DES, SAS [6] и их модификации чрезвычайно требователь-

ны к временным и машинным ресурсам. В инженерной практике необходимо выполнять расчеты теплового состояния лопаток с заградительным охлаждением в оптимальные сроки с использованием имеющихся вычислительных мощностей. Поэтому настоящая работа базируется на решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса и уравнения энергии в совокупности с моделью турбулентности SST, показавшей хорошую применимость в условиях, характерных для систем охлаждения ГТД.

Для оценки правомерности постановки вычислительного эксперимента проведено сравнение полученного теплового состояния сопловой лопатки с результатами термометрирования.

Расчеты теплового состояния сопловых лопаток проведены с учетом максимального уровня неравномерной полной температуры газа.

Тепловое состояние сопловой лопатки является исходным данным для прочностного расчета.

### Постановка задачи

Рассмотрена конструкция 1СЛ с несколькими полостями и вставным дефлектором. Моделирование течения газа в проточной части и теплового состояния 1СЛ проведено без учета термического расширения конструкции.

При постановке задачи теплового состояния лопатки с заградительным охлаждением необходимо использовать фактические размеры отверстий перфорации, имеющиеся на лопатке, устанавливаемой на двигатель. Для этого диаметры отверстий перфорации входной кромки, заданные в чертеже размером инструмента, увеличены до диаметров отверстий, остающихся после прожига. Требуемая площадь отверстий перфорации определена на основе пропускной способности, полученной на проливках водой аналогичных лопаток, используя соотношение:

$$G = \mu F(2g\gamma\Delta p)^{0.5}, \quad (1)$$

где  $F$  — суммарная площадь отверстий перфорации, коэффициент расхода  $\mu$ ,  $g$  — ускорение свободного падения, плотность воды  $\gamma$ .

Сопловой аппарат первой ступени турбины компрессора промоделирован в сопряженной постановке между газом, металлом

лопатки и воздухом, охлаждающим внутренние полости лопатки. Дефлектор выполнен адиабатическим. Расчетная область, показанная на рис. 1, включает в себя сопловую лопатку, верхнюю и нижнюю полости подачи охлаждающего воздуха, внутреннюю полость дефлектора, полости внутри соплового аппарата и проточную часть. Выход из модели отодвинут от косога среза на расстояние, равное одному условному диаметру горла соплового аппарата.

К границам расчетной области приложены: расходы воздуха  $G_{\text{возд.}}$  и  $G_{\text{зав.}}$ ; к входному сечению проточной части — полное давление продуктов сгорания  $P_{\text{КС}}^*$ ,  $T_{\text{макс}}^*$ ; к выходному сечению — эпюра  $P_{\text{ст.}}(h)$ .

Максимальная температура газа  $T_{\text{макс}}^*$  определена с использованием окружной неравномерности продуктов сгорания, которая получена на основе экспериментально измеренных полей температур. Выражение для  $T_{\text{макс}}^*$  приведено ниже:

$$T_{\text{макс}}^* = T_{\text{КС}}^* + \theta(T_{\text{КС}}^* - T_{\text{к}}^*), \quad (2)$$

где  $\theta$  — окружная неравномерность продуктов сгорания,  $T_{\text{КС}}^*$  — температура на выходе камеры сгорания;  $T_{\text{к}}^*$  — температура воздуха за компрессором.

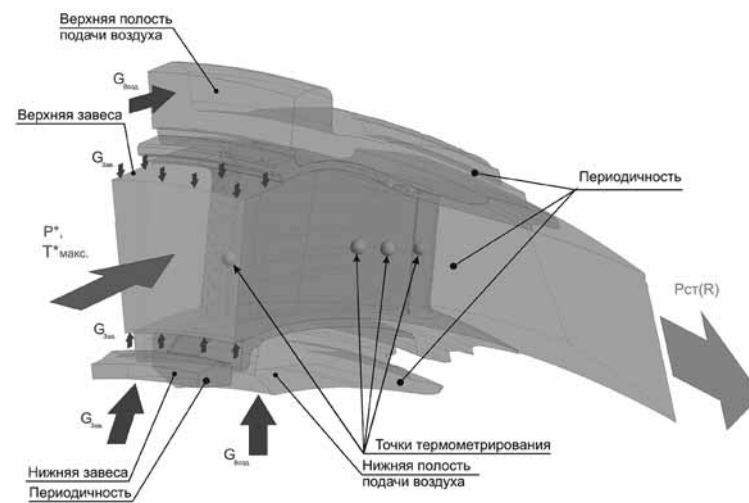


Рис. 1 Схема граничных условий

На входе в расчетную область задана турбулентность продуктов сгорания с интенсивностью 15 % и отношением турбулентной и ламинарной вязкостей  $\mu_t/\mu = 100$ . Высокий уровень турбулентности обусловлен тем, что сопловой аппарат установлен непосредственно после КС и воспринимает характеристики продуктов турбулентного горения.

### Расчетная сетка

При моделировании лопаточных венцов широко применяются генераторы структурированных сеток TurboGrid и Blade Modeler, но, к сожалению, для лопаток с выпуском воздуха в проточную часть они неприменимы, так как реализованные в них подходы не приспособлены для построения структурированных сеток на отверстиях перфорации. По этой причине при моделировании 1СЛ применена неструктурированная тетраэдрическая сетка с призматическим подслоем, построенная в Icem CFD, методом Patch Conforming. Сетка гибридная — тетраэдрическая с расположенным на поверхностях проточной части и на внутренних поверхностях соплового аппарата призматическим подслоем. Сетка показана на рис. 2.

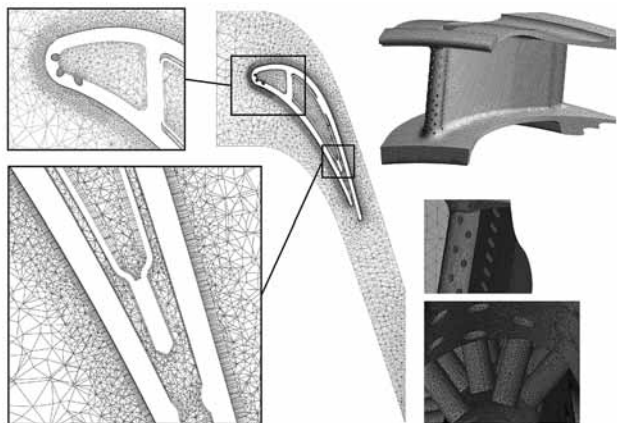


Рис. 2 Расчетная сетка газа и металла

Сеточная сходимость оценена посредством сравнения с термометрированием результатов моделирования теплового состояния 1СЛ на трех вариантах расчетных сеток — грубой, средней и подробной. Наиболее близкими к результатам термометрирования оказались результаты моделирования на подробной сетке, показанной на рис. 2

В подробном варианте сетки по входной кромке сопловой лопатки безразмерная высота первой ячейки  $y^+$  выдержана на уровне до 1, обеспечивая низко-рейнольдсовое разрешение пристеночной области, см. рис. 3. Далее по профилю следует зона дискретизации сетки с  $y^+$  от 10 до 20, и в зоне выходной кромки  $y^+$  меняется от 20 до 45.

### Начальные условия

Напомним, что сопловые лопатки первой ступени являются одним из самых теплонапряженных узлов двигателя. Их проектируют так, чтобы перепад давления, используемый в лопатках турбины для прокачки воздуха, при заградительном охлаждении

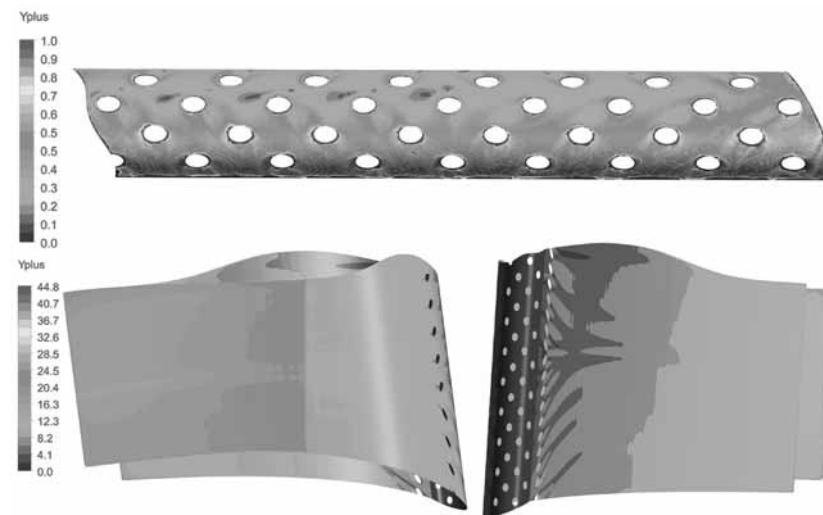


Рис. 3  $Y^+$  по профилю лопатки

входных кромок сопловых лопаток первой ступени исключал затекание газа внутрь лопатки. Однако, при моделировании 1СЛ затекание газа в отверстия перфорации может проявиться на первой итерации расчета из-за неточных начальных условий, которые не учитывают высокий уровень давления внутри лопатки, что может привести к «развалу» решения. Это повышает требования к выбору начальных условий, которые должны содержать проектные давления охладителя во внутренних полостях 1СЛ уже на первой итерации. В качестве начального приближения следует назначать максимальный уровень давления во всей расчетной области. Так же для выработки начального приближения можно провести моделирование течения охладителя во внутренней полости лопатки без потока газа. Интерполяция результатов «продувки» на файл задачи в качестве начального приближения обеспечит устойчивый запуск основного расчета.

### Верификация

Сравнение температур наружных точек профиля лопатки с результатами термометрирования, проведенного в среднем сечении лопатки, показано на рис. 4. Температуры  $T$  металла по от-

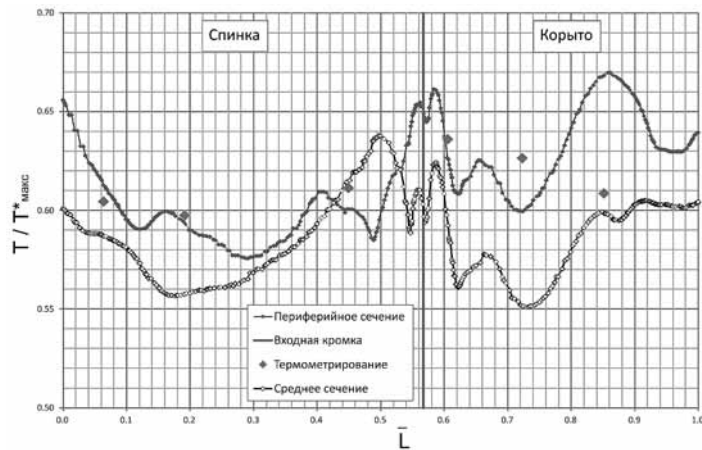


Рис. 4 Сравнение с термометрированием

носительной длине  $L$  профиля приведены в безразмерном виде в периферийном и среднем сечениях.

Как видно из рис. 4, уровень температур металла при вычислительном моделировании удовлетворительно согласуется с результатами термометрирования. Отличия обусловлены особенностями сопловых лопаток с транзитным охлаждающим каналом для двустороннего запитывания воздухом входной кромки лопатки. Уровни давлений в корневом и периферийном входах в лопатку влияют на распределение расходов воздуха по высоте входной кромки. В этом случае следует выполнить замеры перепада давления воздуха между корневой и периферийной полостями системы подвода.

### Обсуждение результатов

Обработка результатов моделирования проведена в пакете Ansys CFX-POST с использованием инструментов автоматической обработки данных, реализованных на встроенном в CFX языке программирования Perl.

На рис. 5 показано распределение температур воздушной пленки в трех основных сечениях 1СЛ. Значения полной температуры  $T^*$  газо-воздушной среды приведены к  $T^*_{\max}$ .

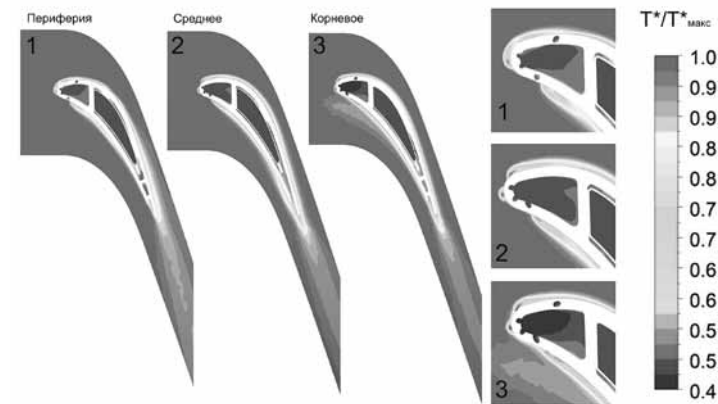


Рис. 5 Распространение воздушной пленки по профилю и по входной кромке



Рис. 6.  $T^*/T^*_{\text{макс}}$  в плоскости второго ряда отверстий со стороны корыта, ( $L = 0$ )

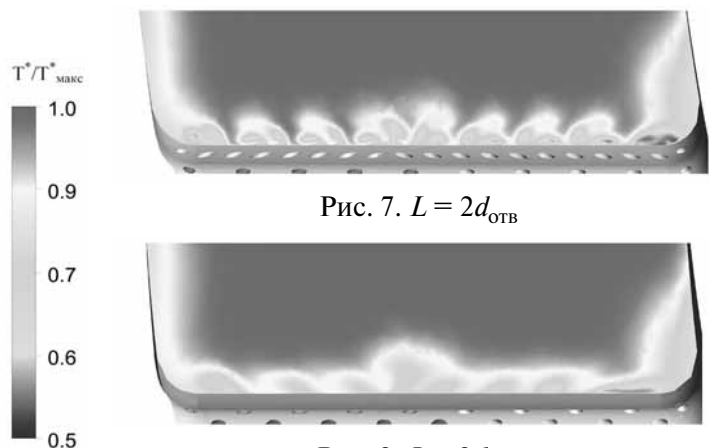


Рис. 7.  $L = 2d_{\text{отв}}$



Рис. 8.  $L = 8d_{\text{отв}}$

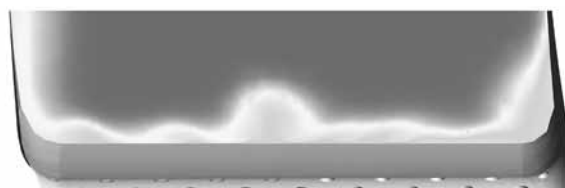


Рис. 9.  $L = 14d_{\text{отв}}$



Рис. 10. Воздушная пленка со стороны корыта у выходной кромки,  $L = 54d_{\text{отв}}$

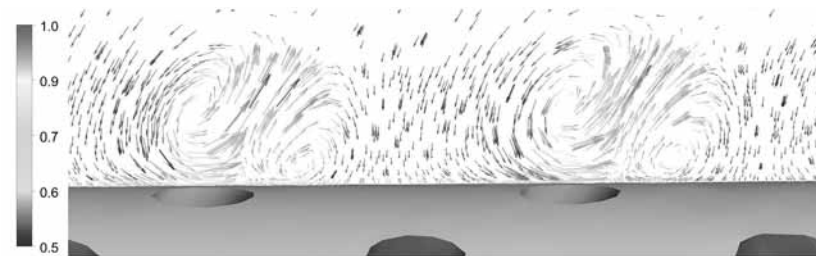


Рис. 11 Вторичные течения при вытекании струй воздуха, окрас соответствует  $T^*/T^*_{\text{макс}}$

На рис. 6–11 показаны температуры воздушной пленки на удалениях 2, 8, 14, 54 калибра от второго ряда отверстий со стороны корыта. Можно отметить, что в районе среднего сечения встречные отверстия равного диаметра образуют повышенную толщину пленки. На рис. 11 показаны вторичные течения при вытекании отдельных струй из отверстий.

Проведено моделирование теплового состояния 1СЛ на основных режимах работы двигателя — чрезвычайном режиме (ЧР), взлетном, максимально продолжительном, крейсерском. На рис. 12 показаны тепловые состояния 1СЛ через отношение



Рис. 12 (слева направо) — ЧР, Взлетный, Максимальный продолжительный, Крейсерский

$T/T_{\text{макс}}$ , где  $T_{\text{макс}}$  — максимальная температура металла на чрезвычайном режиме.

Экономическая оценка (эффективность) проведенных исследований очевидна — множество вариантов конструкции можно проработать расчетно, чтобы получить требуемые характеристики системы охлаждения, и на стендовые испытания отправить наилучший вариант конструкции.

### Заключение

Численное моделирование показало удовлетворительное согласование с данными термометрирования. Оценка теплового состояния проведена при максимальном уровне неравномерной полной температуры газа.

Для моделирования заградительной воздушной пленки наличие пристеночных призматических слоев является обязательным условием, поскольку без них пленка быстро «размывается» из-за осреднения на крупных ячейках. Дальнейшее увеличение дискретизации улучшит качество моделирования воздушной пленки.

Полученные результаты носят более целостный характер, чем квази-трехмерная постановка задачи теплопередачи в лопатках турбины, поскольку рассмотрена полноразмерная лопатка в сопряжении с течениями охладителя и газа.

Созданная трехмерная модель 1СЛ позволяет проводить расчеты теплового состояния лопатки на различных режимах работы двигателя, а также проводить нестационарные расчеты на частичных режимах.

В перспективах дальнейших исследований сохраняется тенденция к увеличению дискретизации исследуемой лопатки. Увеличение охвата моделируемой области, включая рассмотрение подводящих каналов или секторов из нескольких лопаток, позволит уточнить потери давления в системе подвода. Увеличение дискретизации газозвушной области одной лопатки, настолько, насколько может позволить оперативная память располагаемых ЭВМ, позволит более детально промоделировать вторичные течения, возникающие вдоль профиля лопатки, и их влияние на теплообмен.

### Библиография

1. Локай В.И., Бодунов М.Н., Шукин А.В. Теплопередача в охлаждаемых деталях газотурбинных двигателей летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1985 г. — 214 с.
2. Baldauf S., Scheurlen M., Schulz A., Wirtig S. Correlation of film cooling effectiveness from thermographic measurements at engine like conditions // Proc. ASME Turbo Expo. 2002. Amsterdam. The Netherlands. 14 P.
3. Халатов А.А., Авраменко А.А., Шевчук И.В. Теплообмен и гидродинамика около криволинейных поверхностей — Киев: Наук. Думка. — 1992. — 136 С
4. Harrison K.L., Bogard D.G. Comparison of rans turbulence models for prediction of film cooling performance // Proceedings of ASME Turbo Expo 2008 June 9–13, 2008, Berlin, Germany. GT2008-51423. 10 P.
5. Измоденова Т.Ю., Кортиков Н.Н., Кузнецов Н.Б. Эффективность пленочного охлаждения при выдуве завесы из однорядной перфорации на криволинейную поверхность. // Тепловые процессы в технике, — 2009. — №12. — С. 507–510.
6. Menter, F.R. and Egorov, Y., (2010), «Scale-Adaptive Simulation Method for Unsteady Flow Predictions. Part 1: Theory and Model Description», Journal Flow Turbulence and Combustion, Vol. 85, No. 1, pp 113–138.

*Н.Г. Бычков, А.Р. Лепешкин, А.В. Першин,  
А.Ш. Хамидуллин, А.М. Гармонин, В.С. Зудкин*  
ФГУП «Центральный институт авиационного моторостроения  
им. П.И. Баранова»

### ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ТЕМПЕРАТУРОПРОВОДНОСТИ МАТЕРИАЛОВ С УЧЕТОМ ВОЗДЕЙСТВИЯ ЦЕНТРОБЕЖНЫХ УСКОРЕНИЙ И СИЛ

#### Введение

Развитие авиадвигателей устойчиво идет по пути повышения температуры газа перед турбиной. Однако, разработка двигателей пятого поколения, как в России, так и за рубежом наталкивается на серьезные трудности при освоении более высоких температур.

Тепловые расчеты ГТД и их элементов выполняются по классическим моделям и во многих случаях плохо согласуются с экспериментом. Максимальные измеренные температуры на реальных объектах значительно превышают расчетные величины, что не обеспечивает необходимую прочность, надежность и ресурс деталей перспективных авиадвигателей.

При оценке температурного состояния деталей ротора турбины используются коэффициенты теплопроводности, которые были получены в стационарных условиях земного тяготения ( $g = 1$ ) на ненагруженных образцах. В реальных условиях рабочие лопатки и диски турбин нагружены растягивающими центробежными силами ( $\sigma_p \approx 250 \dots 500$  МПа) и работают при ускорениях в тысячи раз, превышающих « $g$ ».

Влияние сжимающих сил на теплопроводность соединения GaSb ранее исследовалось сотрудниками института физики Даг. НЦ РАН. На этих соединениях при повышении давления до 250...350 МПа теплопроводность повышалась на 15...20 % [1].

Влияние растягивающих сил на теплопроводность металлов ранее не проводилась.

Данная работа посвящена актуальной проблеме по исследованию температуропроводности разных материалов в поле действия центробежных ускорений и сил.

#### Методика и результаты исследований

Авторы данной работы исследовали температуропроводность материалов из копеля и хромеля в поле действия центробежных растягивающих сил и ускорений при испытаниях на разгонном стенде (рис. 1). Разработанная методика [3] исследований предусматривала закрепление на полотне модельного диска теплоизолированного проводника из копелевого провода с диаметром 0,5 мм с электронагревателем длиной 10 мм (рис. 2). На концах теплопроводника приваривались термопары. Теплоизолированный объект закреплялся на полотне диска фольгой, привариваемой точечной сваркой.

Испытания проводились в вакуумной камере на разгонном стенде, оснащенный автоматической системой управления ча-

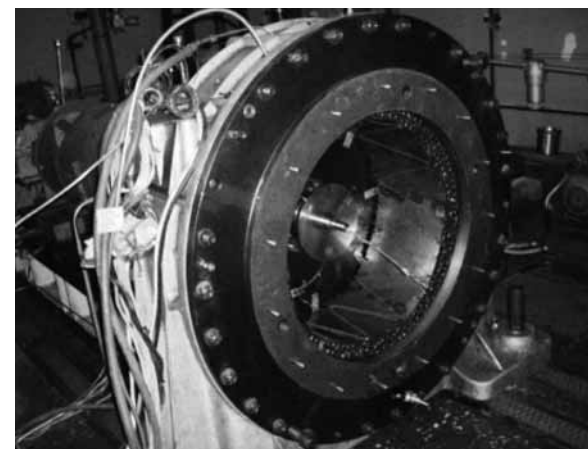


Рис. 1. Разгонный стенд с диском, установленным в вакуумной камере

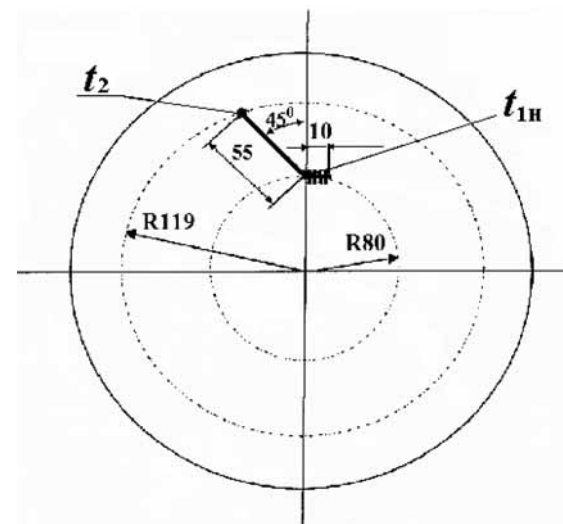


Рис. 2. Схема установки теплопроводника и электронагревателя на диске

стотой вращения электропривода и циклическим нагружением. Контроль за температурным состоянием теплопроводника, размещенного на вращающемся диске с нагревателем, производился компьютерной системой, оснащенной кейтом и измерительными платами. Обработка результатов осуществлялась по разработанной программе. Для питания электронагревателя использовался стабилизированный источник. Провода питания нагревателя и термопары присоединялись к ртутному токосъемнику. После вакуумирования камеры без включения привода подавалось стабилизированное питание на нагреватель и записывались базовые показания термопар в течение 300...360 секунд работы нагревателя.

Затем камера развакуумировалась и объект с диском остывали до исходного состояния. После охлаждения камера вновь вакуумировалась ( $p = 0,03 \text{ атм}$ ) включался электропривод. Диск раскручивался до 2500 об/мин, после чего включался нагреватель и осуществлялась запись показаний контрольных термопар в течение 300...360 секунд. Далее вновь выключался нагреватель, камера развакуумировалась, объект охлаждался до исходной температуры и испытания продолжались на частоте вращения диска 5000 об/мин.

Затем камера развакуумировалась и объект с диском остывали до исходного состояния. После охлаждения камера вновь вакуумировалась ( $p = 0,03 \text{ атм}$ ) включался электропривод. Диск раскручивался до 2500 об/мин, после чего включался нагреватель и осуществлялась запись показаний контрольных термопар в течение 300...360 секунд. Далее вновь выключался нагреватель, камера развакуумировалась, объект охлаждался до исходной температуры и испытания продолжались на частоте вращения диска 5000 об/мин.

Результаты исследований представлены на рис. 3–5. На рис. 3 и 4 на оси абсцисс указано время нагрева  $\tau$ , а на оси ординат справа нанесена температура нагревателя  $t_{1н}$ . Слева на оси ординат показана температура  $t_2$  (рис. 3) и скорость нагрева  $V_2$  (рис. 4) на конце теплопроводника.

Температура нагревателя в течение 30 с достигала  $200 \text{ }^\circ\text{C}$ , после чего темп ее роста значительно снижался. На конце теплопроводника при  $n = 0$  об/мин (базовый эксперимент) скорость нагрева до 60 с (до прихода основного фронта тепла от нагревателя) был весьма незначительный  $\approx 0,01 \text{ }^\circ\text{C/с}$ . Затем скорость нагрева

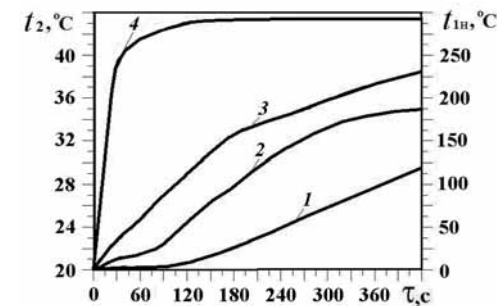


Рис. 3. Температура  $t_2$  на конце теплопроводника при разных частотах вращения: 1 — 0 об/мин (0 м/с), 2 — 2500 об/мин (25 м/с), 3 — 5000 об/мин (50 м/с), 4 — температура электронагревателя

увеличилась до  $0,020\text{--}0,04 \text{ }^\circ\text{C/с}$  за 30 секунд и держалась довольно стабильно до 270 с, после чего скорость нагрева замедлилась.

На частоте вращения 2500 об/мин скорость нагрева значительно возросла. Скорость нагрева с 60 до 120 с увеличилась от  $0,02$  до  $0,06 \text{ }^\circ\text{C/с}$ , т. е. скорость нагрева в среднем возросла, более, чем в 2 раза. На частоте вращения 5000 об/мин (при окружной скорости  $\approx 50 \text{ м/с}$ ) скорость нагрева увеличилась до  $0,07 \text{ }^\circ\text{C/с}$  за 30 с, т. е. скорость нагрева по сравнению с базовыми условиями увеличилась в среднем в 3 раза.

Проведенные исследования теплопроводника из хромелевого провода с диаметром  $0,5 \text{ мм}$  с электронагревателем длиной  $10 \text{ мм}$  по аналогичной схеме (рис. 2) показали, что его температуропроводность также возрастает в 2–3 раза при увеличении частоты вращения.

В наблюдаемом эффекте присутствуют две составляющие: от действия центробежного ускорения и растягивающей центробежной нагрузки.

Разработана методика испытаний, позволяющая оценить влияние растягивающих напряжений на температуропроводность различных сплавов. Анализ полученных результатов показывает, что температуропроводность образца из никелевого сплава



при создании в нем растягивающих напряжений, соответствующих эксплуатационным, изменяется до 10 % (рис. 4). Время прихода теплового потока от нагревателя к концу теплопроводника при разных величинах растягивающих напряжений (10; 20; 30; 40 МПа) остается неизменной.

Целесообразно провести расчетно-экспериментальные исследования температуропроводности образца (длиной 2м) без теплоизоляции в поле действия ускорения земного тяготения в вакуумной камере, при движении теплового потока в противоположных направлениях от нагревателя.

На основе полученных данных о влиянии сил растяжения вторая составляющая равна, примерно, 10 %, а остальная часть 290 % связана с влиянием центробежного ускорения. Отсюда следует, что в теплообмене участвует некая масса (масса частиц — свободных электронов, парных электронов и др. с учетом их концентрации) под воздействием инерционных сил (центробежных ускорений). Влияние ее на теплопередачу весьма велико и указанный рост температуропроводности связан с увеличением электронной проводимости в металле с учетом положений закона Видемана-Франца. Влияние ускорения на перемещение свободных электронов в металле подтверждается в опытах, описанных в [4].

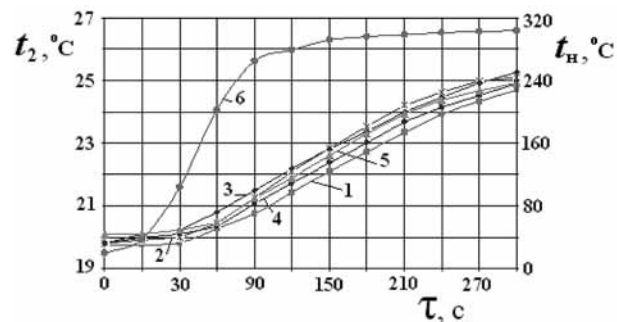


Рис. 4. Динамика изменения температурного состояния ( $t_2$ ) теплопроводника при различных растягивающих нагрузках:

1 — 0 МПа, 2 — 10 МПа, 3 — 20 МПа, 4 — 30 МПа,  
5 — 40 МПа, 6 — температура нагревателя  $t_n$

Влияние ускорения (торможения) нагретого потока газа и жидкости также оказывает влияние на их теплоотдачу при теплообмене с твердыми телами. Например, в работе [5] в канале при прохождении потока газа через нагретую проволочку тепловой след увеличился в три раза по сравнению с расчетом по классической теории.

## Выводы

Приведена оригинальная методика определения температуропроводности разных материалов при одновременном действии центробежных сил и ускорений на разгонном стенде.

Проведенные исследования показали, что температуропроводность копелевого и никелевого (хромелевого) сплавов возрастает в 2–3 раза в поле действия центробежных ускорений и сил при увеличении частоты вращения. и указанный рост температуропроводности связан с увеличением электронной проводимости в металле.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Эмиров С.Н. Влияние давления и температуры на теплопроводность моно- и поликристаллических образцов антимонида галлия / С.Н. Эмиров, Н. М.Булаева, Э.Н. Рамазанова // Тезисы докладов XII Российской конференции по теплофизическим свойствам веществ. — М.: Наука. — 2008. — С. 306.
2. Лепешкин А.Р., Бычков Н.Г. Патент №. 2235982 РФ. Способ и установка для определения теплофизических характеристик твердых материалов в поле действия центробежных сил. 2011, Бюл. № 11.
3. Бычков Н.Г, Першин А.В., Лепешкин А.Р. Температуропроводность материалов в поле действия ускорений и центробежных сил // Высокотемпературные газовые турбины, Труды ЦИАМ №1342, М.:ТОРУС ПРЕСС, 2010. — С. 211–216.
4. Карякин Н.И., Быстров К.Н, Киреев П.С. Краткий справочник по физике. Изд. 3-е. М.: Высшая школа. 1969. — С. 198–199.
5. Иванов Ю.А., Крашенников С.Ю. К вопросу об определении характеристик турбулентности с помощью диффузионных измерений // Механика жидкости и газа. 1970. № 3. — С. 90–96.

**ФИЗИКО-ХИМИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ  
ПРОЦЕССОВ ГОРЕНИЯ  
ЖИДКИХ И ГАЗООБРАЗНЫХ ВИДОВ ТОПЛИВА.  
УПРАВЛЕНИЕ ПРОЦЕССАМИ ГОРЕНИЯ**

*А.В. Григорьев, П.П. Голубчиков, М.Ю. Илюшин,  
О.А. Рудаков, А.В. Соловьева*

ОАО «Климов», г. Санкт-Петербург

**КОНЦЕПЦИЯ СОГЛАСОВАНИЯ  
СОВМЕСТНОЙ РАБОТЫ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ  
С ТУРБИНОЙ И КОМПРЕССОРОМ ГАЗОГЕНЕРАТОРА**

Обоснованы требования к величинам приведенной скорости потока газа на входе и выходе камеры сгорания с целью обеспечения стабильности и потребной равномерности поля температуры газа на входе в турбину при сохранении оптимального режима работы камеры по устойчивости, эффективности горения и эмиссии.

Ключевые слова: согласование, камера сгорания, турбина, компрессор, приведенная скорость, вход, выход, неравномерность, неустойчивость, температура газа, надежность.

Геометрическое и параметрическое согласование камеры сгорания с компрессором и турбиной весьма актуально и мало изучено. Назначение по результатам расчета лопаточных машин и компоновочных проработок геометрических размеров входа и выхода камеры сгорания без учета особенностей ее рабочего процесса может привести (и приводит) к неустойчивости потока по тракту двигателя, ухудшению теплового состояния турбины, увеличению вредных выбросов с выхлопными газами, может отрицательно повлиять на экономичность силовой установки.

Представленная в работе [1] интегральная математическая модель камеры сгорания, дающая возможность оптимизировать основные геометрические размеры камеры сгорания и определять все ее характеристики, послужит базой для обоснования требова-

ний к величинам входных и выходных параметров камеры сгорания. Будем искать оптимальные значения приведенной скорости потока газа на входе и выходе камеры сгорания —  $\lambda_{к\text{ опт}}$ ,  $\lambda_{з\text{ опт}}$ .

Известно, что квадрат скорости  $\lambda^2$  пропорционален отношению кинетической энергии организованного потока газа к его полной энергии.  $\lambda$  есть основной критерий механического подобия потока.

Функциональная связь камеры сгорания с турбиной осуществляется посредством таких характеристик камеры сгорания, как неравномерность поля температуры газа и интенсивность турбулентности потока на выходе из нее [2]. Для решения поставленной задачи воспользуемся формулами, связывающими коэффициенты неравномерности поля температуры газа с геометрическими критериями камеры сгорания.[1, 3], преобразовав эти зависимости с помощью уравнения расхода газа.

После преобразования получим следующие выражения:

$$\theta_{\max} = e^{\frac{0,377}{T_z}} (0,0144\beta^2 - 0,178\beta + 1); \quad (1)$$

$$= 1,2 \left[ 0,98\beta \sqrt{\frac{T_{кз}}{T_z} (1 - \delta_{\Sigma\text{омб}})} \frac{\sigma}{\sigma_{\partial}} \frac{1}{(1 + q_m)} \frac{q(\lambda_z)}{q(\lambda_{ок})} \right] \left( 1 - 1,19 \frac{1}{e^{\frac{n_{\partial}\sigma_{\partial}}{(1 - \delta_{\Sigma\text{омб}})} q(\lambda_k)}}} \right)$$

$$\theta_{p\max} = 0,275 \cdot \theta_{\max}, \quad (2)$$

где  $\theta_{\max} = \frac{T_{\max} - T_z}{T_z - T_k}$  — коэффициент окружной (местной) неравномерности поля температуры газа за камерой сгорания;  
 $\theta_{p\max} = \frac{T_{p\max} - T_z}{T_z - T_k}$  — коэффициент радиальной (средней) неравномерности поля температуры газа за камерой сгорания;  $T_{\max}$  — максимальная местная температура газа за камерой сгорания (здесь и далее указана температура заторможенного потока);

$T_{p\max}$  — максимальная средняя температура газа по высоте канала;  $T_z$  — среднemasсовая температура газа перед сопловым аппаратом турбины;  $T_k$  — температура воздуха за компрессором;  $\bar{l}_z$  — отношение длины газосборника жаровой трубы к его средней высоте;  $\beta = \frac{F_{ж}}{\sum \mu F_{ож}}$  — степень зажатия жаровой трубы;  $F_{ж}$  — площадь поперечного сечения жаровой трубы в миделевом сечении;

$\sum \mu F_{ож}$  — эффективная площадь всех отверстий, щелей и завихрителей жаровой трубы;  $\delta_{\Sigma отб}$  и  $\delta_{отб}$  — относительные расходы охлаждающего турбину воздуха, отбираемые из камеры сгорания: суммарный и расход, не проходящий через «горло» соплового аппарата;  $\sigma_{кс}$  и  $\sigma_{\partial}$  — коэффициенты восстановления полного давления в камере сгорания и ее диффузоре;  $q(\lambda_z)$ ,  $q(\lambda_{ож})$ ,  $q(\lambda_k)$  — приведенные плотности потока массы на выходе из камеры сгорания, в отверстиях жаровой трубы и на входе в нее;  $n_{\partial} = \frac{F_{ккк}}{F_k}$  —

отношение площади поперечного сечения кольцевого канала камеры сгорания к площади поперечного сечения на входе в камеру сгорания;  $q_m$  — относительный расход топлива.

Приняты значения показателей адиабаты: для воздуха  $k = 1,4$ , для газа  $k = 1,33$ . Выражения (1) и (2) дают возможность оценивать влияние приведенных скоростей потока  $\lambda_k$  и  $\lambda_z$  на неравномерность поля температуры газа. При этом будем учитывать [1, 4], то, что степень зажатия имеет оптимальное значение  $\beta = 7,7$  (допустимый диапазон  $\beta = 5,5 - 8,5$ ), при котором обеспечивается максимальная полнота сгорания топлива, минимальный выброс вредных веществ, минимальная неравномерность поля температуры газа.

Значение приведенной скорости потока воздуха в отверстиях жаровой трубы также имеет оптимальное значение  $\lambda_{ож} = 0,22$  [1,

4] (допустимый диапазон  $\lambda_{ож} = 0,15 - 0,22$ ), при котором коэффициент избытка воздуха при «бедном» срыве горения принимает максимальное значение. Увеличение  $\lambda_{ож} > 0,22$  приближает процесс к границе срыва горения, когда скорость тепловыделения в результате химической реакции становится меньше скорости отвода тепла с потоком газа из реакционного объема. При уменьшении  $\lambda_{ож} < 0,22$  возможен «проскок» пламени (погасание) из-за дисбаланса между скоростью расходования горючего в реакционном пространстве и скоростью его поступления в объем с потоком газа [5].

Уравнение (1) как функция  $\theta_{\max} = f(\lambda_k, \lambda_z)$  приведено на рис. 1 для оптимальных значений  $\beta$  и  $\lambda_{ож}$  прямиоточных и противоточных камер. График иллюстрирует сильное влияние  $\lambda_z$  на изменение поля температуры.

Три верхние кривые на рис. 1 построены для камер сгорания прямиоточной схемы (осевой компрессор газогенератора). Жаровые трубы этих камер сгорания имеют значения  $\lambda_k = 0,22; 0,294; 0,35$ .

Нижняя кривая приведена для противоточных камер сгорания (центробежный компрессор контура высокого давления), имеющих длину газосборника  $\bar{l}_z > 4$ , что создает пониженный уровень  $\theta_{\max}$ . Для этих камер отношение площади наружного кольцевого канала к площади отверстий  $> 4$  (истечение в жаровую трубу происходит практически из ресивера). В этом случае второй член в знаменателе формулы (1) постоянен и близок к единице, что обеспечивает автомодельность  $\theta_{\max}$  по  $\lambda_k$ .

Достоверность теоретических зависимостей на рис. 1 подтверждается значениями  $\lambda_k$ ,  $\lambda_z$ ,  $\theta_{\max}$  для ряда отечественных и зарубежных серийных двигателей различного назначения, размеров и конструкций. На графике эти параметры отмечены точками.

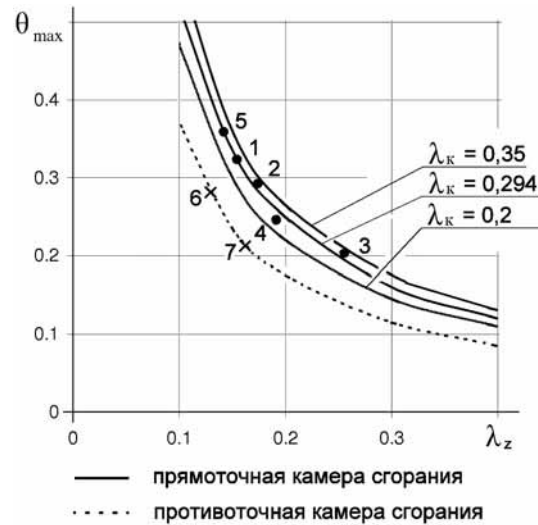


Рис. 1.

- |                      |                     |
|----------------------|---------------------|
| 1- ТРДДФ R=8300 кгс; | 2- ТРДДФ F-101GE;   |
| 3- ТРДД CF-6-50;     | 4- ТВД N=2200 л.с.; |
| 5- ТРДДФ R=9000 кгс; | 6- ТВД N=2500 л.с.; |
| 7- ТВД N=1000 л.с.   |                     |

Для определения оптимального значения  $\lambda_{z\text{ опт}}$  необходимо использовать зависимости (1) и (2) при оценке теплового состояния турбины, находя компромисс между затратой воздуха на охлаждение турбины и потерями полного давления в ее проточной части.

Оптимальное значение  $\lambda_{k\text{ опт}}$  найдем из анализа показателя степени при «с» в знаменателе формулы (1):

$$\frac{\eta_{\partial} \cdot \partial}{(1 - \delta_{\Sigma\text{отб}})} \cdot \frac{q(\lambda) \cdot \lambda_{ж}}{q(\lambda_k)} = \frac{F_{кк}}{\sum m \cdot F_{ож}}$$

На основании опыта доводки двигателей различных конструктивных схем и размеров установлено [1], что стабильность поля температур прямооточных камер сгорания обеспечивается

при условии  $\frac{F_{кк}}{\sum m \cdot F_{ож}} \geq 1,9$ ,  $n_{\partial} = \frac{F_{кк}}{F_k} \leq 1,9$ .

Тогда:  $q(\lambda_{k\text{ опт}}) \leq q(\lambda_{ож}) \cdot \frac{\sigma_{\partial}}{1 - \delta_{\Sigma\text{отб}}}$ .

Так как  $\lambda_{ож\text{ опт}} = 0,22$ , то для реальных условий  $\sigma_{\partial} \approx 0,98$ ,  $\delta_{\Sigma\text{отб}} \approx 0,12$  и  $\lambda_{k\text{ опт}} \leq 0,25$ .

Значение  $\lambda_k = 0,25$  рекомендуется и в работе [6].

Таким образом, оптимальное значение критерия механического подобия на входе камеры сгорания прямооточной схемы  $\lambda_{k\text{ опт}} \leq 0,25$ .

Для камеры сгорания противоточной схемы, как показано выше, сохраняется автомодельность поля температуры газа по  $\lambda_k$ .

### Выводы

1. Показана актуальность и необходимость согласования пограничных поперечных сечений потока между камерой сгорания, турбиной и компрессором.

2. Функциональная связь камеры сгорания с турбиной и компрессором реализуется посредством минимизации неравномерности поля температуры газа на входе в турбину и обеспечением стабильности этого поля при изменении режима и экземпляров одинаковой конструкции камеры сгорания.

3. Критерии механического подобия потоков,  $\lambda_k$ ,  $\lambda_z$ , являются обобщающими параметрами согласования совместной работы тепловых и газодинамических агрегатов газогенератора.

4. Оптимальное значение  $\lambda_{z\text{ опт}}$  должно быть определено с учетом выражений (1) и (2) при расчете теплового состояния турбины газогенератора, содержащего камеру сгорания с оптимальным режимом работы.

5. Оптимальное значение  $\lambda_{k\text{ опт}} \leq 0,25$  обеспечивает стабильность поля температуры газа на входе в турбину, что необходимо учитывать при проектировании компрессора.

## БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Григорьев, А.В. Теория камеры сгорания [Текст] / А.В. Григорьев, В.А. Митрофанов, О.А. Рудаков, Н.Д. Саливон; под редакцией О.А. Рудакова. — СПб.: Наука, 2010 — 228 с.
2. Григорьев, А.В. Воздействие поля температуры газа и турбулентности набегающего потока на теплоотдачу в сопловую решетку турбины и оптимизация камеры сгорания [Текст] / А.В. Григорьев, О.А. Рудаков, А.В. Соловьева // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. С. П. Королева. Самара: Изд-во СГАУ, 2007. — Вып. 2(13). — с. 77–81.
3. Рудаков, О. А. Исследования поля температуры газа в камере сгорания ГТД. [Текст] / О. А. Рудаков // Труды ЦИАМ №697, 1976.
4. Пат. 2400673 Российская Федерация, МПК F23R03/26. Камера сгорания с оптимальным режимом работы [Текст] / А. В. Григорьев, О. А. Рудаков, Н.Д. Саливон; заявитель и патентообладатель ОАО «Климов». — №2009100523/06 (000655); заявл. 11.01.2009; опубл. 27.09.2010. Бюл. №27. — 8с.: ил.
5. Рудаков, О.А. Методология расчета нестационарного горения в газотурбинном двигателе [Текст] / О.А. Рудаков, В.А. Митрофанов, Ю.В. Сигалов // Теплоэнергетика — 2005.— №11.— с. 55–58.
6. Гриценко, Е.А. Некоторые вопросы проектирования авиационных газотурбинных двигателей [Текст] / Е.А. Гриценко, В.П. Данильченко, С.В. Лукачев, Ю.Л. Ковылов, В.Е. Резник, Ю.И. Цыбизов — Самара: СНЦ РАН, 2002. — 295 с.

А.В. Григорьев<sup>1</sup>, М.Ю. Илюшин<sup>1</sup>, В.А. Митрофанов<sup>2</sup>,  
В.А. Рассохин<sup>3</sup>, О.А. Рудаков<sup>1</sup>, А.В. Соловьева<sup>1</sup>

1 — ОАО «Климов», г. Санкт-Петербург

2 — Санкт-Петербургский институт машиностроения (ЛМЗ-ВТУЗ)  
«ПИМаш»,

3 — Санкт-Петербургский Государственный Политехнический Университет

## УСЛОВИЯ СОВМЕСТИМОСТИ КОМПРЕССОРА И КАМЕРЫ СГОРАНИЯ, ОБЕСПЕЧИВАЮЩИЕ РАБОТОСПОСОБНОСТЬ ТУРБИНЫ ПРИ ИХ РАБОТЕ В СОСТАВЕ ГАЗОГЕНЕРАТОРА

Показана необходимость согласования совместной работы компрессора и камеры сгорания при проектировании газогенератора с целью обеспечения работоспособности турбины и дана формула для расчета значения приведенной скорости потока на выходе из компрессора, как параметра согласования, обеспечение которого исключает нестабильность поля температуры газа на выходе из камеры сгорания и, соответственно, предотвращает повреждение лопаток турбины.

Ключевые слова: согласование, компрессор, камера сгорания, турбина, газогенератор, критерии, приведенная скорость потока, нестабильность, поле температуры газа, диффузор, отрывы потока.

Несо согласованность совместной работы компрессора, камеры сгорания и турбины газогенератора при создании нового двигателя приводит впоследствии в процессе его эксплуатации к дефектам сопловых и рабочих лопаток турбины, вызываемых неравномерностью поля температуры газа на выходе из камеры сгорания. Опасность повреждения лопаток усугубляется явлениями нестабильности температурного поля на разных экземплярах двигателей, изготовленных по одному чертежу. Эта нестабильность определяется течением потока за компрессором с его отрывом от стенок диффузора камеры сгорания. Так, на некоторых серийных двигателях значение коэффициента неравномерности поля температуры газа может возрастать более чем на 60 %. Практика показывает, что серийные двигатели с нестабильным полем темпе-

ратуры подлежат отладке перед отправкой в эксплуатацию путем замены топливных форсунок, жаровых труб, установкой регулирующих шайб в проточной части или отбраковываются и перебираются, что нетехнологично, дорого и ненадежно. На двигателях с охлаждаемыми лопатками из-за нестабильности поля приходится увеличивать расход охлаждающего воздуха с потерей экономичности. Осуществляется контроль температурного поля на сдаточных испытаниях на каждом двигателе перед отправкой в эксплуатацию. Следовательно, актуальным является создание условий для обеспечения стабильности параметров потока на входе в турбину еще на стадии проектирования двигателя. Эти условия возможно обосновать только на основе представлений об интегральной математической модели камеры сгорания [1], которая однозначно определяет оптимальные геометрические размеры камеры сгорания [1, 2], при обеспечении согласования параметров потока в граничном сечении его между компрессором и камерой сгорания. В работе [3], показано, что приведенная скорость потока газа  $\lambda_k$  на выходе из компрессора (на входе в камеру сгорания) и является связующим звеном компрессора и камеры сгорания, оптимальное значение которого обеспечит согласования их совместной работы.

Таким образом, цель работы состоит в обосновании условий совместимости работы компрессора и камеры сгорания, обеспечивающих стабильность параметров газа, в частности, его температуры на входе в турбину путем разработки метода расчета необходимого значения приведенной скорости потока  $\lambda_k$  в его сечении в месте газодинамической стыковки компрессора и камеры сгорания.

В работе [1], получен конструктивный критерий стабильности течения газа в диффузоре камеры сгорания  $A$  на основе преобразований и интегрирования дифференциальных уравнений сохранения количества движения, неразрывности и переноса кинетической энергии турбулентных пульсаций в потоке газа. Определено его численное значение путем отработки эксперименталь-

ных данных испытаний камер сгорания с различными конструкциями диффузоров (рис. 1). За параметр нестабильности  $\Delta\theta_{\max}/\theta_{\max}$  принято отношение максимального «разброса» и среднего значения коэффициента окружной неравномерности поля температуры газа по результатам испытаний нескольких экземпляров камер сгорания определенной конструкции.

Здесь:

$$\theta_{\max} = \frac{T_{\max} - T_z}{T_z - T_k},$$

$T_{\max}$ ,  $T_z$ ,  $T_k$  — температура газа за камерой сгорания, соответственно, максимальная местная и среднемассовая и температура воздуха за компрессором.

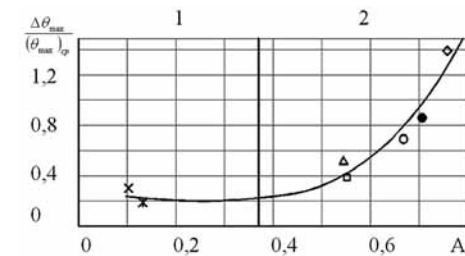


Рис. 1. Влияние величины конструктивного критерия диффузора на уровень стабильности температуры газа перед турбиной по испытаниям камер сгорания с разными схемами диффузоров [1]:

Δ, ○, ● — кольцевой с центральным телом; □ — кольцевой ступенчатый (с малым диффузором) с центральным телом; ◇ — криволинейный ступенчатый; ×, \* — кольцевой безотрывный (противоточные камеры сгорания). Сплошная кривая — эмпирическая зависимость уровня поля температуры газа. 1 — область безотрывного течения газа. 2 — течение газа с отрывом от стенок диффузора.  $A \leq 0,374$  — условие обеспечения стабильности поля температуры газа

Условие перехода от нестабильного течения с отрывом потока от стенок диффузора к стабильному выражено следующей зависимостью:

$$A = \frac{\left(1 - \frac{F_{\kappa}}{F_{\kappa\kappa}}\right) \cdot V_{\partial} (\bar{l}_{\partial})^{-0,38}}{F_{\kappa\kappa} l_{\partial}} \leq 0,374,$$

где  $F_{\kappa}$  и  $F_{\kappa\kappa}$  — соответственно площади поперечного сечения за компрессором и кольцевого канала камеры сгорания;  $V_{\partial}$  — объем диффузора;

$$\bar{l}_{\partial} = \frac{l_{\partial}}{h_{\kappa}},$$

$l_{\partial}$  — длина диффузора,  $h_{\kappa}$  — высота канала на входе в диффузор (выход из компрессора).

Для прямоточной кольцевой камеры сгорания, имеющей наиболее распространенную схему ступенчатого диффузора с центральным телом, приведена расчетная формула для определения значения  $A$  [1], которая после выполненных нами преобразований примет следующий вид, как функция от  $\lambda_{\kappa}$ :

$$A = a \left(1 - \frac{\sigma_{\partial}}{1 - \delta_{\Sigma om\delta}} \frac{q(\lambda_o)}{q(\lambda_{\kappa})} \frac{1}{n_2}\right) \left\{ b + c_1 \frac{D_{\kappa} q(\lambda_{\kappa})}{\bar{G}_B} \times \right. \\ \times \left[ \sqrt{\left(D_{\kappa} + \frac{n_1 a_2 \bar{G}_B}{D_{\kappa} q(\lambda_o)}\right)^2 + a_3 n_2 \bar{G}_B \frac{1}{q(\lambda_o)}} - \right. \\ \left. \left. - \sqrt{\left(D_{\kappa} - \frac{n_1 a_2 \bar{G}_B}{D_{\kappa} q(\lambda_o)}\right)^2 - a_3 n_2 \bar{G}_B \frac{1}{q(\lambda_o)}} \right] \right\}, \quad (1)$$

где

$$a = \frac{0,115}{\left[ \frac{1}{2} \left(5\alpha_{\partial 1}^{-0,38} - 1\right) \cdot \operatorname{ctg} \frac{\alpha_{\partial 1}}{2} + \frac{\Delta}{h_{\kappa}} \right]^{1,38}},$$

$\alpha_{\partial 1}$  — центральный угол малого «безотрывного» диффузора камеры сгорания,  $\Delta$  — расстояние от выходного сечения малого диффузора до обтекателя жаровой трубы (до центрального тела);  $a_2 = 0,8$ ,  $a_3 = 1,6$  для показателя адиабаты  $k = 1,4$  (из уравнения расхода);

$$b = \frac{1}{2} \left(5\alpha_{\partial 1}^{-0,38} + 1\right) \cdot \left(5\alpha_{\partial 1}^{-0,38} - 1\right) \cdot \operatorname{ctg} \frac{\alpha_{\partial 1}}{2};$$

$$c_1 = \frac{\Delta / h_{\kappa}}{a_2}, \quad \frac{\Delta}{h_{\kappa}} = 2 - 3 \text{ (по статистике);}$$

$\sigma_{\partial} = 0,98$  — коэффициент восстановления полного давления в диффузоре камеры сгорания;  $\delta_{\Sigma om\delta}$  — суммарный относительный расход воздух, отбираемый за компрессором, не проходящий через жаровую трубу;  $q$  — приведенная плотность потока массы, характеризующая изменение площади поперечного сечения струи в изоэнтропическом, изоэнергетическом потоке в зависимости от его скорости (газодинамическая функция от  $\lambda$  и  $k$ );  $\lambda_o$  и  $\lambda_{\kappa}$  — приведенные скорости потока, проходящего через суммарную эффективную площадь всех отверстий жаровой трубы и на выходе из компрессора, соответственно;  $D_{\kappa}$  — средний диаметр последней ступени компрессора;  $\bar{G}_B = \frac{G_B \cdot \sqrt{T_{\kappa}^*}}{p_{\kappa}^* \cdot 10^{-5}}, \text{ м}^2$ ,  $G_B, \frac{\text{кг}}{\text{с}}$  — расход воздуха за компрессором;  $T_{\kappa}^*, \text{ К}$  и  $p_{\kappa}^*, \text{ МПа}$  — температура и дав-

ление воздуха за компрессором;  $n_1 = \frac{F_{жс}}{\Sigma \mu \cdot F_o}$ ,  $F_{жс}$  и  $\Sigma \mu \cdot F_o$  — пло-

щади жаровой трубы в миделевом сечении и суммарная площадь

всех отверстий и щелей жаровой трубы камеры сгорания;

$n_2 = \frac{F_{кк}}{\Sigma \mu \cdot F_o}$ ,  $F_{кк}$  — площадь кольцевого канала камеры сгорания.

Для камеры сгорания с оптимальным режимом работы [1, 2], обеспечивающим максимальную устойчивость рабочего процесса — значение  $\lambda_o = 0,22 \pm 0,1$ , максимальную полноту сгорания

топлива, минимальные вредные выбросы на выходе и минимальную среднюю неравномерность поля температуры газа перед турбиной — значения  $n_1 = 7 \pm 1,5$ ,  $n_2 \geq 1,95$ . По известным значениям

$D_k$  и  $\bar{G}_B$  формула (1) дает возможность определить  $\lambda_k$ , при котором исключается нестабильность поля температуры газа на входе в турбину. При этом  $A \leq 0,374$ . В этом случае разброс неравномерности поля температуры от экземпляра к экземпляру камеры сгорания будет определяться только допусками на ее изготовление, рис. 1, слева от значения  $A = 0,374$ .

Значение максимальной местной неравномерности поля температуры газа с учетом разброса, который необходимо учитывать при тепловом расчете турбины, можно найти по формуле:

$$\theta_{\max \max} = \theta_{\max} \cdot \left( 1 + \frac{1}{2} \cdot \frac{\Delta \theta_{\max}}{\theta_{\max}} \right),$$

где  $\frac{\Delta \theta_{\max}}{\theta_{\max}}$  находится из графика рис. 1 по соответствующему значению  $A$ .

Среднестатистическое значение  $\theta_{\max}$  может быть определено по формулам, приведенным в работах [1, 3, 4]. Там же показано каким образом можно рассчитать и радиальную неравномерность поля температуры газа  $\theta_{p \max}$ .

Высота кольцевого пограничного сечения между камерой сгорания и компрессором (высота лопатки последней ступени компрессора) равна:

$$h_k \equiv \bar{G}_B a_2 \frac{1}{D_k} \frac{1}{q(\lambda_k)} 10^3, \text{ мм.}$$

Степень геометрического расширения кольцевого диффузора камеры сгорания определим из выражения:  $n_\partial = \frac{(1 - \delta_{\Sigma \text{отб}}) q(\lambda_k) n_2}{\sigma_\partial q(\lambda_o)}$ .

Работу формулы (1) с учетом рис. 1 демонстрируем на численном примере поворочного расчета серийного двигателя для много-режимного самолета.

Задано:

$$\bar{G}_B = 0,00608, \text{ м}^2, \quad D_k = 0,5075, \text{ м};$$

$\lambda_k = 0,294$ . Значения конструктивных критериев камеры сгорания близки к оптимальному режиму работы (см. выше):

$$n_1 = 6,4, \quad n_2 = 1,95, \quad \lambda_o = 0,252.$$

$$\delta_{\Sigma \text{отб}} = 0,17, \quad \sigma_\partial = 0,98, \quad \alpha_{\partial 1} = 25^\circ, \quad \frac{\Delta}{h_k} = 2,5, \quad \theta_{\max} = 0,32;$$

$$a = 0,02, \quad a_2 = 0,8, \quad a_3 = 1,6, \quad b = 2,619, \quad c = 3,125.$$

Задаваясь значениями  $\lambda_k$ , определим величины  $A$  по формуле (1), причем, безотрывность потока в диффузоре камеры сгорания и, следовательно, стабильность поля температуры газа перед турбиной будет обеспечена только при том значении  $\lambda_k$ , при котором критерий стабильности параметров газа имеет значение  $A \leq 0,374$ .

На рис. 2 представлены результаты поворочного расчета зависимости  $\lambda_k$  от  $A$ . Там же приведены графики изменения параметров  $\theta_{\max \max}$ ,  $h_k$  и  $n_\partial$  в зависимости от  $A$ .



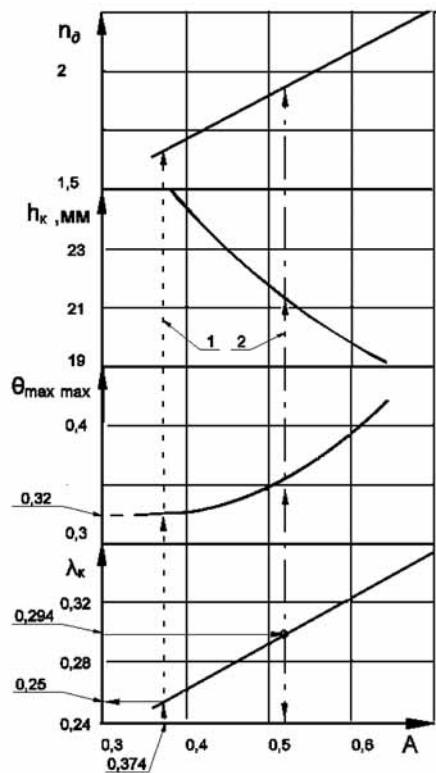


Рис. 2 Расчетные зависимости  $\lambda_k$ ,  $\theta_{\max \max}$ ,  $h_k$  и  $n_0$  от критерия неустойчивости  $A$  для параметров серийного двигателя.

1 — Линия, определяющая условия стабильности параметров газа на входе в турбину  $A \leq 0,374$  ( $\lambda_k \leq 0,25$ ); 2 — Линия, определяющая фактическое состояние неустойчивости параметров газа перед турбиной на серийном двигателе  $\lambda_k = 0,294$  ( $A = 0,52$ ).

Анализ графиков показывает, что согласование работы компрессора и камеры сгорания, определяемое значением приведенной скорости потока за компрессором  $\lambda_k$  на серийном двигателе не обеспечено, т. к.  $\lambda_k = 0,294$  ( $A = 0,52$ ;  $\theta_{\max \max} = 0,36$ ), вместо  $\lambda_k = 0,25$  ( $A = 0,374$ ;  $\theta_{\max} = 0,32$ ), которое должно было бы быть выполнено при проектировании компрессора и при котором исключалась бы неустойчивость поля температуры газ на входе в турбину из-за отрывов потока от стенок диффузора камеры сгорания.

В этом случае в процессе производства серийных двигателей не потребовалось бы вводить операцию контроля температурно-го поля газа на приемо-сдаточных испытаниях перед отправкой в эксплуатацию с возможной отбраковкой двигателя из-за несоответствия фактических данных заданным техническим условиям.

### Выводы

1. Параметром согласования совместной работы компрессора и камеры сгорания газогенератора является приведенная скорость потока  $\lambda_k$  на выходе из компрессора.

2. Получена формула (1), связывающая  $\lambda_k$  с конструктивным критерием стабильности течения газа в диффузоре камеры сгорания  $A$ .

3. Условием совместимости компрессора и камеры сгорания газогенератора является обеспечение значения  $\lambda_k$ , которое соответствует требованию  $A \leq 0,374$ , и при котором исключается неустойчивость поля температуры газа на входе в турбину в связи с безотрывным течением потока в диффузоре камеры сгорания.

4. Для газогенератора с осевым компрессором и прямоточной камерой сгорания с оптимальным режимом работы значение параметра согласования совместной работы этих агрегатов равно  $\lambda_k \approx 0,25$ .

## БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК:

1. Григорьев, А.В. Теория камеры сгорания [Текст] / А.В. Григорьев, В.А. Митрофанов, О.А. Рудаков, Н.Д. Саливон; под редакцией О.А. Рудакова. — СПб.: Наука, 2010. 228 с.
2. Пат. 2400673 Российская Федерация, МПК F23R03/26. Камера сгорания с оптимальным режимом работы [Текст] / А. В. Григорьев, О. А. Рудаков, Н.Д. Саливон; заявитель и патентообладатель ОАО «Климов». — №2009100523/06 (000655); заявл. 11.01.2009; опубл. 27.09.2010. Бюл. №27. — 8 с.: ил.
3. Григорьев, А.В. Концепция согласования совместной работы камеры сгорания с турбиной и компрессором газогенератора [Текст] / А.В. Григорьев, П. П. Голубчиков, М. Ю. Илюшин О.А. Рудаков, А.В. Соловьева // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. С. П. Королева. Самара: Изд-во СГАУ, 2011. — Вып. 5(29). — с. 78–81.
4. Григорьев, А.В. Согласование совместной работы камеры сгорания и турбины как средство обеспечения надежности двигателя [Текст] / А.В. Григорьев, П. П. Голубчиков, М. Ю. Илюшин О.А. Рудаков, А.В. Соловьева // Материалы III Международной научно-технической конференции «Авиадвигатели XXI века». М.: ЦИАМ, 2010, с. 333–337.

*А.В. Григорьев, П.П. Голубчиков, М.Ю. Илюшин,  
О.А. Рудаков, А.В. Соловьева*

ОАО «Климов», Санкт-Петербург, Россия

## СОГЛАСОВАНИЕ СОВМЕСТНОЙ РАБОТЫ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ И ТУРБИНЫ КАК УСЛОВИЕ ОБЕСПЕЧЕНИЯ НАДЕЖНОСТИ ДВИГАТЕЛЯ

Ключевые слова: согласование работы камеры сгорания и турбины, критерий механического подобия, неравномерность поля температуры, глубина охлаждения лопаток, турбулентность, надежность двигателя.

Необходимость согласования работы компрессора и турбины посредством совмещения их универсальных характеристик очевидна.

Однако, отсутствие в теории двигателя согласования рабочих процессов камеры сгорания и турбины является недостатком, ибо

результаты такого проектирования могут повлиять на ухудшение эксплуатационных характеристик двигателя.

Для совершенствования расчета двигателя, с учетом вышеотмеченного, воспользуемся представлениями об интегральной математической модели камеры сгорания [1], которая определяет критериально-параметрическую связь всех ее характеристик и показателей рабочего процесса.

Взаимозависимость процессов, протекающих в камере сгорания и в турбине, состоит в том, что тепловое состояние лопаток турбины, оцениваемое безразмерной глубиной их охлаждения  $\theta_{\text{л}}$ , определяется, для выбранной системы охлаждения лопаток и их материала, структурой газового потока на выходе из камеры сгорания, а, именно, коэффициентом неравномерности поля температуры газа  $\theta_{\text{max}}$  и интенсивностью турбулентности потока  $\varepsilon$ , а также расходом охлаждающего лопатки воздуха, отбираемого из-за компрессора, т. е.  $\theta_{\text{л}} = f(\theta_{\text{max}}, \varepsilon, q_{\text{охл отн}})$  [2]. Последнее обстоятельство определяет экономичность двигателя.

В работе показано, что критерий механического подобия потока газа — приведенная скорость потока на входе в турбину (на выходе из камеры сгорания)  $\lambda_z$  и является тем связующим звеном камеры сгорания и турбины, оптимальное значение которого обеспечит согласование их работы, а, следовательно, и надежность двигателя.

Для этого была преобразована из [1], [3] зависимость характеристики поля температур газа от геометрических критериев камеры сгорания:

$$\theta_{\text{max}} = 1.2 \frac{e^{\frac{0.377}{\bar{l}_r}} \left[ 0.0144 \left( \frac{F_{\text{ж}}}{\Sigma \mu F_{\text{ОЖ}}} \right)^2 - 0.178 \left( \frac{F_{\text{ж}}}{\Sigma \mu F_{\text{ОЖ}}} \right) + 1 \right]}{\left( \frac{F_{\text{ж}}}{F_z} \right)^{1.11} \left[ 1 - 1.19 e^{-\frac{F_{\text{жк}}}{\Sigma \mu F_{\text{ОЖ}}}} \right]}, \quad (1)$$

где  $\theta_{\text{max}} = (T_{\text{max}} - T_z) / (T_z - T_k)$  — коэффициент неравномерности поля температур газа;  $\bar{l}_r = l_r / h_{\text{cp}}$  — отношение длины газосборника жаровой трубы к его средней высоте;  $F_{\text{ж}} / \Sigma \mu F_{\text{ОЖ}}$  — степень зажатия жаровой трубы;  $F_{\text{жк}} / F_z$  — отношение площадей жаровой

трубы и выхода из камеры сгорания;  $F_{кк}/\Sigma\mu F_{ож}$  — отношение площадей кольцевого канала камеры сгорания (для противоточной камеры только площадь наружного канала) и суммарной эффективной отверстий жаровой трубы.

Разделив правые и левые части уравнения (1) для двух значений  $F_z$  текущего и  $F_{зкр}$  в критическом сечении потока, получили:

$$\theta_{\max} / \theta_{\max кр} = 1 / q(\lambda_z)^{1.11}, \quad (2)$$

где  $q(\lambda_z)$  — приведенная плотность потока массы, характеризующая изменение площади поперечного сечения струи в изоэнергетическом, изоэнтропическом потоке в зависимости от скорости потока

$$q(\lambda_z) = \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{1}{k-1}} \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_z^2\right)^{\frac{1}{k-1}} \lambda_z,$$

где  $k$  — показатель адиабаты.

Уравнение (2) представлено графиком на рис. 1, который иллюстрирует существенное влияние  $\lambda_z$  на характеристику неравномерности поля температуры. Там же, точками отмечены значения параметров для серийных двигателей различной конструкции, размеров и назначений в виде отношения  $\theta_{\max эксп} / \theta_{\max кр}$ , где в числителе опытные значения неравномерности, а в знаменателе значения, рассчитанные по формуле (1). Видно, что реальные данные подтверждают теорию.

Представленный метод анализа даст возможность установить зависимость  $\theta_{\max}$  только от  $\lambda_z$ , исключив влияние на поле температуры газа других определяющих геометрических критериев, входящих в формулу (1).

Для практического применения формулу (2) можно представить в следующем виде:

$$\theta_{\max} = A / q(\lambda_z)^{1.11}, \quad (3)$$

где  $A$  — безразмерный коэффициент, зависящий от значений геометрических критериев, входящих в выражение (1). Для серийных двигателей среднестатистические значения равны:

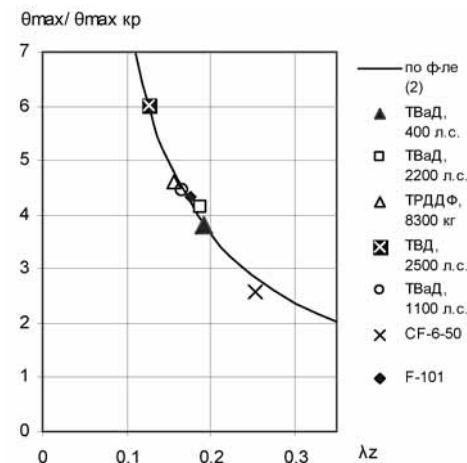


Рис. 1. Зависимость относительной неравномерности поля температур от  $\lambda_z$

$A = 0.0676$  для камер сгорания прямоточной схемы;  $A = 0.0426$  — для противоточной.

Уравнение (3) представлено графиком на рис. 2. Опытные данные, показанные там же, подтверждают достоверность теоретической зависимости (3).

Влияние  $\lambda_z$  для выравнивания параметров потока объясняется значительной ролью сужения газосборника жаровой трубы (и его длины), т. е. его конфузорности. Так как основные поперечные и продольные размеры камеры сгорания однозначно определены оптимальными значениями ее геометрических критериев в связи с обеспечением оптимального режима ее работы [1], [4], увеличение конфузорности газосборника жаровой трубы, увеличения турбулентности потока, и, следовательно, выравнивание поля температуры газа определяется выходным сечением камеры сгорания, т. е. увеличением  $\lambda_z$ .

Заметим при этом, что камеры сгорания доведенных серийных двигателей естественно имеют режим работы, приближенный к оптимальному. Для определения минимально допустимого

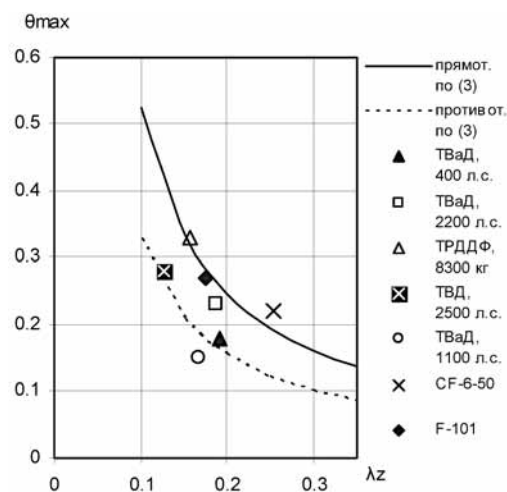


Рис. 2. Зависимость неравномерности поля температур потока газа от  $\lambda_z$

значения критерия  $\lambda_z$ , при котором обеспечивается работоспособность турбины, выполним следующие действия.

Определяем глубину охлаждения сопловых лопаток  $\theta_l$ , например, из экспериментальной зависимости [5] по допустимому значению расхода охлаждающего воздуха, который задают из условий обеспечения экономичности двигателя. Учитывается система охлаждения лопаток: конвективная или конвективно-пленочная. По фактическому значению интенсивности турбулентности потока за камерой сгорания  $\varepsilon$  и значению  $\theta_l$  определяем значение  $\theta_{max}$  [1], [2]. По формуле (3) рис. 2 находим значение  $\lambda_z$ , ниже которого охлаждение лопаток не будет обеспечено.

Таким образом, отметим, что надежность двигателя, т. е. его работоспособность и выполнение эксплуатационных характеристик, может быть обеспечена, в частности, при согласовании условий работы как турбины, так и камеры сгорания с помощью оптимального критерия механического подобия потока на выходе из камеры сгорания  $\lambda_z$ .

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Григорьев А.В., Митрофанов В.А., Рудаков О.А., Саливон Н.Д. Теория камеры сгорания. – СПб.: Наука, 2010 – 203 с.
2. Григорьев А.В., Рудаков О.А., Соловьева А.В. Воздействие поля температуры газа и турбулентности набегающего потока на теплоотдачу в сопловую решетку турбины и оптимизация камеры сгорания. // Вестник СГАУ №2(13). – Самара: ОГБ НИР Самарского аэрокосмического университета, 2007. – с 77–81.
3. Рудаков О.А. Исследование поля температуры газа в камере сгорания ГТД. Труды ЦИАМ № 697, 1976.
4. Григорьев А.В., Рудаков О.А., Саливон Н.Д. Камера сгорания с оптимальным режимом работы. Решение о выдаче патента на изобретение. №2009100523106 (000655). 06.05.2010.
5. Гриценко Е.А., Данильченко В.П., Лукачев С.В. и др. Некоторые вопросы проектирования авиационных газотурбинных двигателей. – Самара.: СНЦ РАН, 2002. – с. 295.

А.В. Григорьев, П.П. Голубчиков, М.Ю. Илюшин,  
О.А. Рудаков, А.В. Соловьева

ОАО «Климов», г. Санкт-Петербург

## МЕТОДОЛОГИЯ ОПТИМИЗАЦИИ ПАРАМЕТРА СОГЛАСОВАНИЯ СОВМЕСТНОЙ РАБОТЫ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ И ТУРБИНЫ

Для обеспечения экономии топлива и надежности двигателя анализируются характеристики температурного поля, турбулентности потока за камерой сгорания и глубины охлаждения сопловых лопаток турбины в их взаимосвязи на основе оптимизации значения приведенной скорости потока газа на входе в турбину как параметра согласования совместной работы этих тепловых и газодинамических устройств, принимая за целевую функцию эффективный коэффициент полезного действия термодинамического цикла двигателя с учетом ограничения по прочности рабочих лопаток.

Ключевые слова: согласование работы камеры сгорания и турбины, критерий механического подобия, эффективный коэффициент полезного действия, неравномерность поля температуры, глубина охлаждения лопаток, турбулентность, надежность двигателя.

Расчет геометрии проточной части камеры сгорания и всех ее характеристик предусматривает знание геометрических размеров входного поперечного сечения турбины [1] и, следовательно, обо-

снованный выбор размеров пограничного, между камерой сгорания и турбиной, поперечного сечения потока газа является актуальным.

Характеризует изменение площади поперечного сечения струи газа в изоэнтропическом изоэнергетическом потоке в зависимости от скорости потока приведенная плотность потока массы функция  $q(\lambda_z)$ , зависящая от приведенной скорости потока на выходе из камеры сгорания  $\lambda_z$  (вход в турбину) и от показателя адиабаты  $k$ .

В работах [2], [3] показано, что надежность двигателя может быть обеспечена, в частности, при согласовании условий совместной работы камеры сгорания и турбины, причем параметром согласования является критерий механического подобия потока, приведенная скорость  $\lambda_z$ .

О необходимости обеспечивать для каждого из различных тепловых и газодинамических устройств, из которых состоит газотурбинный двигатель, оптимальных условий при их совместной работе говорится в работе [4]. Согласование параметров отдельных элементов друг с другом всегда сводится к поиску компромисса. Так, в указанной работе предложен комплексный параметр, состоящий из газодинамических и прочностных параметров компрессора и турбины, используемый для предварительного согласования частоты вращения ротора, осевых скоростей, относительных диаметров втулок на входе в компрессор и выходе из турбины и др. Там же указывается на противоречие, возникающее при проектировании двигателя между объемом и длиной камеры сгорания и ростом температурной неравномерности перед турбиной, пагубно сказывающейся на надежности последней.

Определению оптимального значения параметра согласования совместной работы камеры сгорания и турбины  $\lambda_z$  посвящена настоящая работа.

За функцию цели примем значение эффективного КПД термодинамического цикла  $p_k = const$  газотурбинного двигателя  $\eta_e$  [1], максимальное значение которого определит оптимум  $\lambda_z$ . Поиск компромисса состоит в следующем. Принимая условие

равенства высоты рабочей и сопловой лопаток первой ступени турбины высокого давления, заметим, что увеличение  $\lambda_z$  за счет уменьшения длины лопаток при фиксированном среднем диаметре турбины обеспечит снижение неравномерности поля температуры газа из-за увеличения конфузурности газосборника жаровой трубы камеры сгорания (1), (2) и, следовательно, потребуются меньше охлаждающего сопловые лопатки воздуха, т. е. приведет к повышению  $\eta_e$ .

Однако уменьшение длины лопатки при выбранном радиальном зазоре  $\Delta$  между торцом рабочей лопатки и статором уменьшит  $\eta_e$  за счет перетекания рабочего тела в зазоре и падения КПД турбины [5].

Изменяя длину лопатки и, следовательно, поперечное сечение выхода из камеры сгорания (входа в турбину), критическое сечение в горле соплового аппарата оставим постоянным (режим работы двигателя) за счет изменения угла поворота потока  $\alpha_1$  относительно площади вращения ротора.

Отметим что средний диаметр турбины  $D_{cp}$  определен и не может быть параметром варьирования при оптимизации, т. к. заданы частоты вращения ротора  $n$  в результате согласования работы турбины и компрессора, а окружная скорость  $u_{cp}$  также известна и обусловлена стремлением получить приемлемые значения отношения  $u_{cp}/C_{ad}$ . Абсолютная скорость  $C_{ad}$  зависит от температуры газа  $T_T$ , которая определена режимом работы двигателя.

В математическую модель введем функциональное ограничение по прочности корневой части рабочей лопатки в зависимости от изменяющейся относительной длины лопатки  $D_{cp}/l$  при заданном ее материале, запасе прочности и ее температуре.

При расчете глубины охлаждения сопловой лопатки  $\Theta_{ло}$  будем учитывать как неравномерность поля температуры газа  $\Theta_{max}$ , так и турбулентность набегающего потока  $\varepsilon$  [6] и допустимую температуру стенки лопатки. Показатель адиабаты и газовую постоянную примем неизменными.

После преобразований запишем выражение целевой функции  $\eta_e$  [1] в зависимости от параметра варьирования  $q(\lambda_z)$  в виде (1).

$$\eta_e = C \left( \frac{DK_1(1-1.5K_2q(\lambda_z)) - 1 / ((1+q_{TГ})(1-K_3 - (1+q_{TZ})a \left( \frac{1}{K_4 / \left( \frac{A}{q(\lambda_z)^{1.11}} + \Theta_0 \right) + 1 \right)^m)} \right)}{(1+q_{TZ})a \left( \frac{1}{K_4 / \left( \frac{A}{q(\lambda_z)^{1.11}} + \Theta_0 \right) + 1 \right)^m + 1} \right) \quad (1)$$

где

$$C = \eta \frac{\pi_{\kappa}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}{\eta_c} \bigg/ \left( \Theta - \left( \pi_{\kappa}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right) * \frac{1}{\eta_c} - 1 \right);$$

$\eta, \eta_c$  — коэффициент полноты сгорания топлива и КПД процесса сжатия в цикле;  $\Theta$  — степень повышения температуры в цикле;

$$D = \Theta * \eta_{\kappa} * \left( 1 - 1 / \pi_{\kappa}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} * \sigma_{\kappa}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right) / \left( \pi_{\kappa}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right);$$

$\sigma_{\kappa}$  — коэффициент восстановления полного давления в камере сгорания;  $K_1 = 0,92$  — КПД процесса расширения в цикле без учета потерь полезной энергии от перетекания в радиальном зазоре между рабочими лопатками первой ступени и корпусом турбины;

$$K_2 = 23,28 * 10^4 * \Delta u_{cp} p_{\kappa} * \sigma_{\kappa c} / n G_B (1 + q_{TГ}) (1 - \delta_{отб}) \sqrt{T_{Г}},$$

где  $\Delta, m$  — радиальный зазор;  $u_{cp}$ , м/с — окружная скорость;  $p_{\kappa}$ , кг/см<sup>2</sup> — полное давление за компрессором;  $n$ , 1/мин — частота вращения ротора;  $G_B$ , кг/с — расход воздуха за компрессором;  $\delta_{отб} = K_3 + \bar{G}_{B\_кc\_отб}$  — относительный расход воздуха, отбираемый за компрессором и непроходящий через «горло» соплового аппарата.

$$K_3 = \bar{G}_{B\_кр\_отб} + \bar{G}_{B\_пр\_отб} + \delta_{отб},$$

где  $\bar{G}_{B\_кр\_отб}, \bar{G}_{B\_пр\_отб}, \delta_{отб}$  — относительные расходы воздуха, идущие на конвективное и пленочное охлаждение рабочих лопаток, отбираемые за компрессором, и на поддув лабиринтов, охлаждение замков и др.;  $\bar{G}_{B\_кc\_отб}$  — относительный расход воздуха на конвективное охлаждение сопловых лопаток, отбираемый за компрессором;  $q_{TГ} = 1/\alpha_{Г} L_0$  — относительный расход топлива в «горле» соплового аппарата;  $T_{Г}$  — полная температура газа в горле соплового аппарата;  $(1 - 1,5K_2q(\lambda_z))$  — часть КПД турбины, учитывающая потери от перетекания в кольцевом зазоре;  $K_2q(\lambda_z) = \Delta/l$  — относительный радиальный зазор;  $q_{TZ} = 1/(\alpha_Z L_0)$  — относительный расход топлива на входе в сопловой аппарат (на выходе из камеры сгорания).

Значения коэффициентов  $a$  и  $m$  могут быть взяты из таблицы, как результат обобщения экспериментальных данных [1]:

$n$	0	1	2	3
$m$	4,8	2,6	2,1	1,8
$a$	2,4	0,163	0,078	0,046

Где  $n = \bar{G}_{B\_n\_охл} / \bar{G}_{B\_к\_охл}$  — отношение расходов воздуха, идущих на пленочное и конвективное охлаждение лопаток;  $m$  и

а — коэффициенты в эмпирической формуле  $\bar{G}_{B\_кс\_охл} = a\Theta_{л}^m$ ,  
 где  $\Theta_{л} = \frac{(T_{\max} - T_{Л})}{(T_{\max} - T_{К})}$  — безразмерная глубина охлаждения лопат-

ки.

Связь между параметрами и индексами «отб» и «охл» устанавливается следующим выражением

$$\bar{G}_{отб} = (1 + q_{TZ}) * \bar{G}_{охл} / (1 + q_{TZ}) * \bar{G}_{охл} + 1.$$

$K_4 = (1 - \Theta_0)(1 + 0,4\varepsilon_0^{0,28}) / (1 + 0,4)\varepsilon_0^{0,28}$  — коэффициент, учитывающий влияние турбулентности потока на тепловое состояние лопаток соплового аппарата [1], [6],  $\varepsilon_0 = 4\%$ ,

$\varepsilon$  — фактическое значение интенсивности турбулентности потока газа на выходе из камеры сгорания. Рассчитывается по геометрическим критериям камеры сгорания [1], [7]. Для прямоточных камер сгорания можно принять  $\varepsilon = 25\%$  (среднестатистическое значение).

$$\Theta_0 = \frac{(T_Z - T_{Л})}{(T_Z - T_{К})};$$

$T_Z = H_u * \eta * (k - 1) / (1 + \alpha_Z * L_0) R * k + T_{К}$  — температура газа на входе в сопловой аппарат;

$$\alpha_Z = \alpha * (1 - \delta_{\Sigma отб}) / (1 - \delta_{отб});$$

$$\delta_{\Sigma отб} = \delta_{отб} + \bar{G}_{B\_нс\_отб} + \delta_{отб\_до\_кр},$$

где  $\bar{G}_{B\_нс\_отб}$  и  $\delta_{отб\_до\_кр}$  — относительный расход воздуха за компрессором на пленочное охлаждение сопловых лопаток на охлаждение полок соплового аппарата и возвращающийся в проточную часть до «горла».

( $T_Z$  — определяется методом последовательных приближений, задаваясь значениями  $\bar{G}_{B\_КС\_отб}$ )

$T_{Л}$  — допустимая температура стенки лопаток соплового аппарата.

$A$  — безразмерный коэффициент, зависящий от геометрических критериев камеры сгорания [2];  $A = 0,0676$  и  $0,0426$ , соответственно, для прямоточных и противоточных камер сгорания.

Так как варьирование значением  $\lambda_z$ , при принятом условии равенства длины сопловой и рабочей лопаток, связано с изменением длины рабочей лопатки, необходимо ввести ограничение по прочности ее корневой части:

$$\sigma_{Л\Sigma} = 2\rho K_{\phi} (l / D_{cp}) u_{cp}^2 10^{-6}, \text{ МПа [5] — действующие напряжения;}$$

где  $K_{\phi} = 0,75$ ;  $\rho = 8650 \text{ кг/м}^3$ , бандажная полка отсутствует.

Допустимые действующие напряжения равны:

$$[\sigma_{Л\Sigma}] = \sigma_{B\tau}^t / K_{\tau},$$

где  $\sigma_{B\tau}^t$  — предел длительной прочности;

$K_{\tau}$  — нормированный коэффициент запаса прочности. Может быть принят равным для пассажирских самолетов  $1,8-2,0$ , для двигателей боевого назначения  $1,3-1,5$ .

Пример определения оптимального значения параметра геометрического и параметрического согласования камеры сгорания и турбины  $\lambda_z$  на основе разработанной математической модели выполнен для газотурбинного двигателя с одноступенчатой турбиной высокого давления с параметрами:

$\pi_k = 41$ ;  $T_{Г} = 1720 \text{ К}$ ;  $T_{К} = 878 \text{ К}$ ;  $G_B = 86,5 \text{ кг/с}$ ;  $\alpha_{Г} = 2,7$ ;  $n = 15000 \text{ об/мин}$ ;  $\eta = 0,999$ ;  $\eta_c = 0,84$ ;  $u_{cp} = 450 \text{ м/с}$ ;  $\sigma_{КС} = 0,942$ ;  $T_{ЛС} = 1323 \text{ К}$ ;  $T_{ЛР} = 1173 \text{ К}$ ; материал рабочей лопатки ЖС-32ВНК:  $\sigma_{500ч}^{900^{\circ}\text{C}} = 390 \text{ МПа}$ ;  $K_{\tau} = 1,5$ .

Камера сгорания — прямоточная. Сопловая и рабочая лопатки одноступенчатой турбины имеют конвективно-пленочное охлаждение. Для сопловой лопатки  $n = 2$ ;  $\bar{G}_{B\_кр\_отб} = 0,02$ ;  $\bar{G}_{B\_нр\_отб} = 0,021$ ;  $\delta_{Тотб} = 0,0158$ ;  $\delta_{отб\_до\_кр} = 0,0254$ ;  $k = 1,29$ .

Рассчитывались значения  $\eta_e$  для разных значений  $\lambda_z$  и  $\Delta$ . Оптимальным считается значения  $\lambda_z$ , соответствующее максимальному значению  $\eta_e$  (с учетом ограничения по прочности рабочей лопатки).

Результаты расчета показаны на рис. 1, где по оси абсцисс отложены значения приведенной скорости потока газа в граничном сечении  $\lambda_z$ , а по оси ординат значения эффективного КПД термодинамического цикла  $\eta_e$  и действующие напряжения в корне рабочей лопатки  $\sigma_{ЛС}$ .

Под осью абсцисс приведены значения некоторых параметров камеры сгорания и турбины (результат промежуточных расчетов):

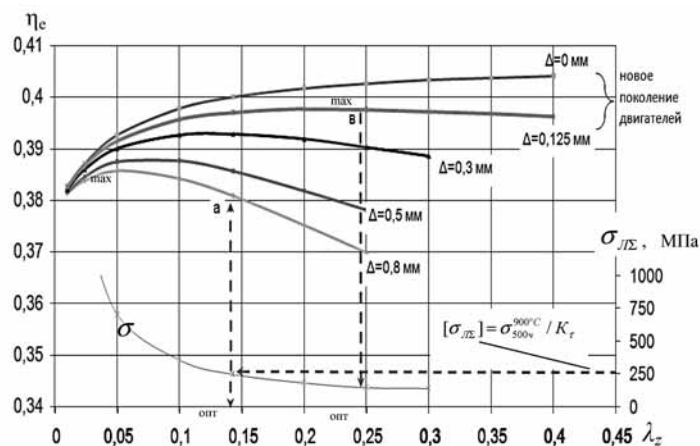


Рис. 1

0,05	0,1	0,143	0,2	0,25	0,3	0,35	$\lambda_z$
4	9	13	18	23			$\alpha_1^0$
1,12	0,52	0,332	0,25	0,2	0,16	0,14	$\Theta_{\max}$
150	78	54	39	32			$l, \text{мм}$
	0,14	0,1	0,07	0,06	0,04	0,038	$\Theta_{p \max}$
0,81	0,73	0,7	0,66	0,64			$\Theta_{\text{ло}}$
0,78	0,7	0,64	0,61	0,6			$\Theta_3$
0,05	0,04	0,036	0,033	0,032			$\bar{G}_{B-KC\_omb}$
7,4	10,6	14,7	18				$D/l$

коэффициенты окружной и радиальной неравномерности поля температуры газа  $\Theta_{\max}$  и  $\Theta_{p \max}$  длины рабочей лопатки  $l$ , глубина охлаждения сопловой лопатки по входной кромке в среднем сечении с учетом и без учета турбулентности потока  $\Theta_{\text{ло}}$  и  $\Theta_3$ ; относительный расход воздуха на конвективное охлаждение сопловой лопатки.

Из анализа графиков следует, что оптимальное значение  $\lambda_z = 0,143$  для больших значений радиальных зазоров (существующие двигатели) определяется ограничениями по прочности рабочей лопатки (штриховая линия). При этом ради экономичности приходится обеспечивать работоспособность лопаток с большей неравномерностью поля температуры (точка «а»,  $\Delta = 0,8$  мм)  $\Theta_{\max} = 0,33$  и  $\Theta_{p \max} = 0,1$ .

Только на двигателях нового поколения (интеллектуальные двигатели) [8] с активным регулированием радиальных зазоров ( $\Delta \leq 0,125$  мм) оптимальное значение параметра согласования  $\lambda_z = 0,25$  (точка «в») обеспечивает как экономию топлива, так и высокую надежность турбины (малые значения  $\Theta_{\max} = 0,2$  и  $\Theta_{p \max} = 0,07$ ).

Таким образом, предложенная методология определения оптимального значения критерия согласования рабочих процессов камеры сгорания и турбины способствует повышению качества проектирования двигателя, заранее исключая несоответствия характеристик этих узлов.

Учет оптимального значения параметра согласования  $\lambda_z$  приведет к значительному снижению объема доводочных работ камеры сгорания и турбины и к существенному уменьшению материальных затрат на создание нового двигателя, обеспечив экономию топлива и повышение надежности конструкции.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Григорьев А.В., Митрофанов В.А., Рудаков О.А., Саливон Н.Д. Теория камеры сгорания. Под редакцией О.А. Рудакова. – СПб.: Наука, 2010 – 203 с.
2. Григорьев А.В., Голубчиков П.П., Илюшин М.Ю., Рудаков О.А., Соловьева А.В. Согласование совместной работы камеры сгорания и турбины как условие обеспечения надежности двигателя. Труды III Международной научно-технической конференции, ЦИАМ, Москва, 2010 г., с. 333.



3. Григорьев А.В., Голубчиков П.П., Илюшин М.Ю., Рудаков О.А., Соловьева А.В. Оптимизация критериев механического подобия потока газа на входе и выходе камеры сгорания. Труды VII Всероссийской научно-технической конференции СГАУ, Самара, 2010.

4. Теория воздушно-реактивных двигателей. Под редакцией доктора технических наук С.М. Шляхтенко, М., «Машиностроение», 1975, 508 стр.

5. Гриценко Е.А., Данильченко В.П., Лукачев С.В. и др. Некоторые вопросы проектирования авиационных газотурбинных двигателей. – Самара.: СНЦ РАН, 2002. – с. 295.

6. Григорьев А.В., Рудаков О.А., Соловьева А.В. Воздействие поля температуры газа и турбулентности набегающего потока на теплоотдачу в сопловую решетку турбины и оптимизация камеры сгорания. // Материалы VI Всероссийской научно-практической конференции «Процессы горения, теплообмена и экология тепловых двигателей». Вестник СГАУ. – Самара: ОГБ НИР Самарского аэрокосмического университета, 2007. – с. 77–81.

7. Григорьев А.В., Митрофанов В.А., Рудаков О.А., Соловьева А.В. Метод расчета интенсивности турбулентности потока газа на выходе из камеры сгорания газотурбинного двигателя. // Материалы VI Всероссийской научно-практической конференции «Процессы горения, теплообмена и экология тепловых двигателей». Вестник СГАУ. – Самара: ОГБ НИР Самарского аэрокосмического университета, 2007. – с. 72–76.

8. Боровик С.Ю., Сокисов Ю.Н., Данильченко В.П. Активное регулирование радиальных зазоров в проточной части/ ГТД (Обзор зарубежных публикаций)/ Газотурбинные технологии №2/2011, с. 36–40.

*Григорьев А.В., Илюшин М.Ю.,  
Рудаков О.А., Соловьева А.В.*

ОАО «Климов», Санкт-Петербург

### **РАСЧЕТ ОПТИМАЛЬНОГО ЗНАЧЕНИЯ ПАРАМЕТРА СОГЛАСОВАНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК КАМЕРЫ СГОРАНИЯ И ТУРБИНЫ ПРИ ИХ СОВМЕСТНОЙ РАБОТЕ**

В работах [1], [2] показано, что надежность двигателя может быть обеспечена при условии согласования совместной работы камеры сгорания и турбины. Параметром согласования является

критерий механического подобия потока газа, его приведенная скорость  $\lambda_z$ , в граничном сечении между камерой сгорания и сопловым аппаратом.

В работе [3] представлена методология оптимизации  $\lambda_z$ , в которой при разработанной математической модели процесса согласования рабочих процессов горячих узлов двигателя, за функцию цели принят эффективный КПД термодинамического цикла газотурбинного двигателя  $\eta_e$ . Максимальное значение  $\eta_{e \max}$  соответствует оптимальному значению  $\lambda_{z \text{ opt}}$ . При этом обеспечивается тепловая надежность турбины при соответствующих характеристиках камеры сгорания и минимальный расход топлива, а, следовательно, осуществляется «минимизация выбросов» парникового газа (продуктов полного сгорания топлива и вредных составляющих).

Знание  $\lambda_{z \text{ opt}}$  является весьма актуальным при начальном проектировании двигателя, что необходимо учитывать при определении геометрических размеров проточной части как камеры сгорания [4], так и турбины, в частности при определении длины лопаток.

Как указывалось в работе [3], поиск компромисса при сложной взаимосвязи и взаимообусловленности рабочих процессов камеры сгорания и турбины, состоит в следующем. Принимая условие равенства высоты сопловой и рабочей лопаток при фиксированном среднем диаметре первой ступени турбины высокого давления, заметим, что увеличение  $\lambda_z$  за счет уменьшения длины лопаток обеспечит снижение неравномерности поля температуры газа за камерой сгорания из-за увеличения конфузурности газосборника жаровой трубы. Это приведет к уменьшению охлаждающего сопловые лопатки воздуха, отбираемого за компрессором и к повышению  $\eta_e$ . Однако, уменьшение длины лопатки при выбранном радиальном зазоре  $\Delta$  между торцом рабочей лопатки и статором уменьшит  $\eta_e$  из-за увеличенного перетекания рабочего тела в зазоре.

В настоящей работе обосновывается математическое выражение, дающее возможность определить значение  $\lambda_{z \text{ opt}}$  посредством приравнивания к нулю производной функции цели  $\eta_e = f(q(\lambda_z))$  по  $q(\lambda_z)$ .

Целевая функция из работы [3] равна:

$$\eta_e = C \left( \frac{DK_1(1-1.5K_2q(\lambda_z)) - 1 / ((1+q_{TГ})(1-K_3 - (1+q_{TZ})a \left( \frac{1}{K_4 / \left( \frac{A}{q(\lambda_z)^{1,11}} + \Theta_0 \right) + 1 \right)^m)}{1 + (1+q_{TZ})a \left( \frac{1}{K_4 / \left( \frac{A}{q(\lambda_z)^{1,11}} + \Theta_0 \right) + 1 \right)^m} \right)}{1} \right) \quad (1)$$

После нахождения формального максимума функции (1) (при условии  $\bar{G}_{охл} = \bar{G}_{отб}$ ) и преобразований получим следующее выражение, которое становится тождеством при корне  $q(\lambda_z) = q(\lambda_{z,опт})$ :

$$\frac{C_1}{1,11 \cdot a_1 \cdot m \cdot K_4 \cdot A} = q(\lambda_z)^{-2,11} \times \left[ b_2 - a_1 \left( K_4 \left\{ A \cdot q(\lambda_z)^{-1,11} + \Theta_0 \right\}^{-1} + 1 \right)^{-m} \right]^{-2} \times \left( K_4 \left\{ A \cdot q(\lambda_z)^{-1,11} + \Theta_0 \right\}^{-1} + 1 \right)^{-(m+1)} \left\{ A \cdot q(\lambda_z)^{-1,11} + \Theta_0 \right\}^2,$$

где  $q(\lambda_z)$  — газодинамическая функция от  $\lambda$  и  $k$ , приведенная плотность потока массы.

$$C = \eta \frac{\pi_{\kappa}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1}{\eta_c} / \left( \Theta - (\pi_{\kappa}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1) * \frac{1}{\eta_c} - 1 \right);$$

$\eta, \eta_c$  — коэффициент полноты сгорания топлива и КПД процесса сжатия в цикле;  $\Theta$  — степень повышения температуры в цикле;

$$C_1 = 1,5 D k_1 k_2;$$

$$D = \Theta * \eta_{\kappa} * \left( 1 - \frac{1}{\pi_{\kappa}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}} * \sigma_{\kappa}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right) / \left( \pi_{\kappa}^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right);$$

$\sigma_{\kappa\kappa}$  — коэффициент восстановления полного давления в камере сгорания;  $K_1 = 0,92$  — КПД процесса расширения в цикле без учета потерь полезной энергии от перетекания в радиальном зазоре между рабочими лопатками первой ступени и корпусом турбины;

$$K_2 = 23,28 * 10^4 * \Delta u_{cp} p_{\kappa} * \sigma_{\kappa\kappa} / n G_B (1 + q_{TГ}) (1 - \delta_{отб}) \sqrt{T_{Г}},$$

где  $\Delta, m$  — радиальный зазор;  $u_{cp}$ , м/с — окружная скорость;  $p_{\kappa}$ , кг/см<sup>2</sup> — полное давление за компрессором;  $n$ , 1/мин — частота вращения ротора;  $G_B$ , кг/с — расход воздуха за компрессором;  $\delta_{отб} = K_3 + \bar{G}_{B\_к\kappa\_отб}$  — относительный расход воздуха, отбираемый за компрессором и непроходящий через «горло» соплового аппарата.

$$K_3 = \bar{G}_{B\_к\kappa\_отб} + \bar{G}_{B\_н\kappa\_отб} + \delta_{Тотб},$$

где  $\bar{G}_{B\_к\kappa\_отб}, \bar{G}_{B\_н\kappa\_отб}, \delta_{Тотб}$  — относительные расходы воздуха, идущие на конвективное и пленочное охлаждение рабочих лопаток, отбираемые за компрессором, и на поддув лабиринтов, охлаждение замков и др.;  $\bar{G}_{B\_к\kappa\_отб}$  — относительный расход воздуха на конвективное охлаждение сопловых лопаток, отбираемый за компрессором;  $q_{TГ} = 1/\alpha_{Г} L_0$  — относительный расход топлива в «горле» соплового аппарата;  $T_{Г}$  — полная температура газа в горле соплового аппарата;  $aI = ba, b = 1 + q_{TГ}$  — относительный расход топлива в «горле» соплового аппарата,

Значения коэффициентов  $a$  и  $m$  могут быть взяты из таблицы 1, как результат обобщения экспериментальных данных [1]:

Таблица 1

$n$	0	1	2	3
$m$	4,8	2,6	2,1	1,8
$a$	2,4	0,163	0,078	0,046

Где  $n = \bar{G}_{B\_n\_охл} / \bar{G}_{B\_к\_охл}$  — отношение расходов воздуха, идущих на пленочное и конвективное охлаждение лопаток;  $m$  и  $a$  — коэффициенты в эмпирической формуле

$$\bar{G}_{B\_кс\_охл} = a \Theta_{л}^m,$$

где:  $\Theta_{л} = \frac{(T_{\max} - T_{Л})}{(T_{\max} - T_{К})}$  — безразмерная глубина охлаждения лопатки.

$K_4 = (1 - \Theta_0)(1 + 0,4\varepsilon_0^{0,28}) / (1 + 0,4)\varepsilon_0^{0,28}$  — коэффициент, учитывающий влияние турбулентности потока на тепловое состояние лопаток соплового аппарата [1], [6],  $\varepsilon_0 = 4\%$ ,

$\varepsilon$  — фактическое значение интенсивности турбулентности потока газа на выходе из камеры сгорания. Рассчитывается по геометрическим критериям камеры сгорания [1], [7]. Для прямоточных камер сгорания можно принять  $\varepsilon = 25\%$  (среднестатистическое значение).

$$\Theta_0 = \frac{(T_Z - T_{Л})}{(T_Z - T_{К})};$$

$T_Z = H_u * \eta * (k - 1) / (1 + \alpha_Z * L_0) R * k + T_{К}$  — температура газа на входе в сопловой аппарат;

$$\alpha_Z = \alpha_{Г} (1 - \delta_{\Sigma отб}) / (1 - \delta_{отб});$$

$$\delta_{\Sigma отб} = \delta_{отб} + \bar{G}_{B\_нс\_отб} + \delta_{отб\_до\_кр},$$

где  $\bar{G}_{B\_нс\_отб}$  и  $\delta_{отб\_до\_кр}$  — относительный расход воздуха за компрессором на пленочное охлаждение сопловых лопаток на охлаждение полок соплового аппарата и возвращающийся в проточную часть до «горла».

( $T_Z$  — определяется методом последовательных приближений, задаваясь значениями  $\bar{G}_{B\_кс\_отб}$ )

$T_{Л}$  — допустимая температура стенки лопаток соплового аппарата.

$A$  — безразмерный коэффициент, зависящий от геометрических критериев камеры сгорания [2];  $A = 0,0676$  и  $0,0426$ , соответственно, для прямоточных и противоточных камер сгорания.

$$b_2 = b * b_1,$$

$$b_1 = 1 - k_3,$$

Связь между параметрами и индексами «отб» и «охл» устанавливается следующим выражением

$$\bar{G}_{отб} = (1 + q_{TZ}) * \bar{G}_{охл} / (1 + q_{TZ}) * \bar{G}_{охл} + 1.$$

Из выражения (2) определяется значение  $q(\lambda_z)_{opt}$  и, соответственно,  $\lambda_z_{opt}$  при заданном радиальном зазоре  $\Delta$ , который должен быть конструктивно обеспечен минимальным. При этом необходимо выдержать следующее условие:

$$\lambda_z_{opt} \geq \lambda_{z доп},$$

где  $\lambda_{z доп}$  — допустимое значение параметра согласования, связанное с изменением длины рабочей лопатки в связи с введением ограничения по прочности ее корневой части. Определяется из следующего выражения:

$$[\sigma_{Л\Sigma}] = 0,45 \cdot 10^{-12} \rho K_{\phi} n^2 G_{\theta} (1 - \delta_{отб}) (1 + q_{ТГ}) \sqrt{T_{Г}} / P_{К} \sigma_{кс} q(\lambda_{z доп}); (3)$$

где  $[\sigma_{Л\Sigma}] = \sigma_{B\tau}^t / K_{\tau}$  — допустимые действующие напряжения;  $\sigma_{B\tau}^t$  — предел длительной прочности;  $K_{\tau}$  — нормируемый коэффициент запаса прочности. Может быть принят равным для пас-

сажирских самолетов 1,8–2,0, для двигателей боевого назначения 1,3–1,5.

$K_\phi = 0,75$ ;  $\rho = 8650 \text{ кг/м}^3$ , бандажная полка отсутствует.

Проанализируем выражение (2) на примере расчета газотурбинного двигателя с одноступенчатой турбиной высокого давления с параметрами:

$\pi_k = 41$ ;  $T_r = 1720 \text{ К}$ ;  $T_k = 878 \text{ К}$ ;  $G_B = 86,5 \text{ кг/с}$ ;  $\alpha_r = 2,7$ ;  $n = 15000 \text{ об/мин}$ ;  $\eta = 0,999$ ;  $\eta_c = 0,84$ ;  $u_{cp} = 450 \text{ м/с}$ ;  $\sigma_{kc} = 0,942$ ;  $T_{ЛС} = 1323\text{К}$ ;  $T_{ЛР} = 1173\text{К}$ ; материал рабочей лопатки ЖС-32ВНК;  $\sigma_{500ч}^{900^\circ\text{C}} = 390\text{МПа}$ ;  $K_\tau = 1,5$ ; камера сгорания — прямооточная; сопловая и рабочая лопатки одноступенчатой турбины имеют конвективно-пленочное охлаждение; для сопловой лопатки:

$$n = 2; \bar{G}_{B_{кр\_отб}} = 0,02; \bar{G}_{B_{нр\_отб}} = 0,021;$$

$$\delta_{Тотб} = 0,0158; \delta_{отб\_до\_кр} = 0,0254; \kappa = 1,29.$$

По уравнению (2) рассчитывались значения  $\lambda_{z\text{opt}}$  для заданных значений радиального зазора  $\Delta$ . Малые значения  $\Delta < 0,125\text{мм}$  необходимо обеспечить с помощью их активного регулирования (двигателя нового поколения [3]).

Кривая на рис. 1 представляет собой геометрическое место точек оптимальных значений параметра согласования совместной работы камеры сгорания и турбины. Это означает, что обеспечивается работоспособность соплового аппарата турбины, т. к. каждая точка кривой соответствует сохранению заданной допустимой температуре стенки лопаток с соответствующими взаимосвязанными параметрическими и геометрическими характеристиками камеры сгорания и турбины (поле температуры газа, входная турбулентность потока, глубина охлаждения лопаток, расход охлаждающего воздуха, геометрические размеры входа в турбину (выхода из камеры сгорания), длина лопатки, геометрия проточной части камеры сгорания и др.). В тоже время каждая точка на кривой соответствует максимальному значению эффективного КПД термодинамического цикла двигателя при заданном радиальном зазоре, обеспечивается минимальный расход топлива

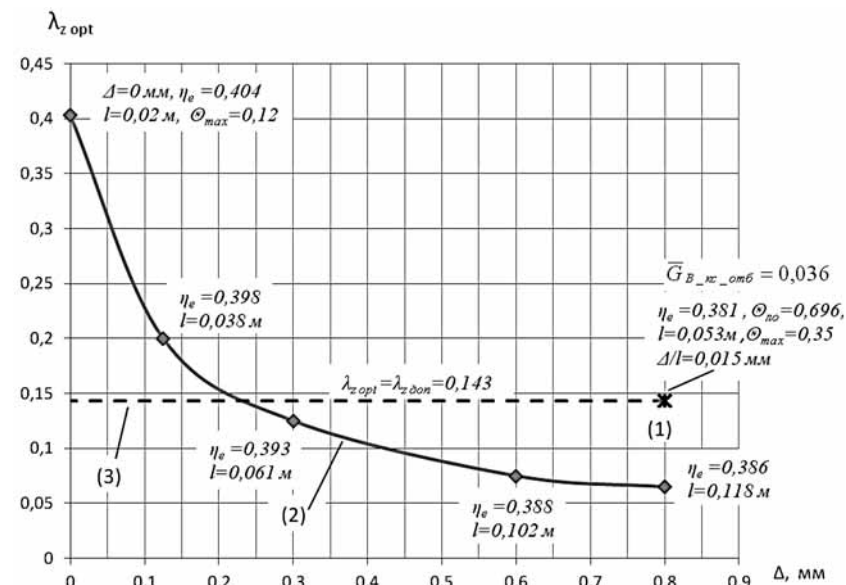


Рис. 1 Зависимость оптимального параметра согласования работы камеры сгорания и турбины от радиального зазора:

(1) — расчетная точка; (2) — по формуле (2); (3) — по формуле (3)

и, следовательно, минимизируются выбросы «парникового» газа в атмосферу.

Все точки расположенные выше или ниже кривой на рис. 1 характеризуют снижение экономичности двигателя.

Так для расчетных параметров двигателя в примере в точке с координатами  $\Delta = 0,8 \text{ мм}$  значения  $\lambda_{z\text{opt}} = 0,065$  сработало ограничение (3), что привело к необходимости сокращения длины рабочей лопатки с  $l = 0,118 \text{ м}$  до  $l = 0,053 \text{ м}$  и к падению экономичности с  $\eta_e = 0,386$  до  $\eta_e = 0,381$  из-за увеличения относительного радиального зазора и падения КПД расширения. При этом  $\lambda_{z\text{opt}} = \lambda_{z\text{доп}} = 0,143$ .

Обращает на себя внимание существенное влияние на экономичность двигателя уменьшение величины радиального зазора. Так уменьшение зазора с  $\Delta = 0,8 \text{ мм}$  до  $\Delta \rightarrow 0$  приводит к сниже-

нию расхода топлива на 6 %, при этом  $\lambda_{z\text{ орт}}$  возрастает более чем в 2,5 раза. Что сопровождается снижением неравномерности поля температуры газа в 2 раза и к сокращению расхода охлаждающего лопатки воздуха.

Таким образом, в результате проведенного исследования обосновывается формула для определения оптимального параметра согласования характеристик камеры сгорания и турбины, которым является приведенная скорость потока газа на входе в турбину (выход из камеры сгорания)  $\lambda_{z\text{ орт}}$ .

Выдерживание этого параметра при расчете двигателя и его проектировании обеспечивает его экономичность, надежность турбины и востребованные характеристики камеры сгорания.

При этом однозначно согласуются: геометрические размеры проточной части камеры сгорания, включая конфузорный газосборник жаровой трубы, размеры сечения потока на входе в турбину, длина лопаток при заданном радиальном зазоре, неравномерность поля температуры газа и турбулентность потока на выходе из камеры сгорания, глубина охлаждения лопаток турбины при принятой системе охлаждения, расходы воздуха, отбираемые за компрессором на охлаждение лопаток.

Согласование указанных характеристик на стадии проектирования обеспечит снижение объема доводочных работ в процессе создания нового двигателя.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Григорьев А.В., Голубчиков П.П., Илюшин М.Ю., Рудаков О.А., Соловьева А.В. Согласование совместной работы камеры сгорания и турбины как условие обеспечения надежности двигателя. Труды III Международной научно-технической конференции, ЦИАМ, Москва, 2010 ., с. 333.

2. Григорьев А.В., Голубчиков П.П., Илюшин М.Ю., Рудаков О.А., Соловьева А.В. Оптимизация критериев механического подобия потока газа на входе и выходе камеры сгорания. Труды VII Всероссийской научно-технической конференции СГАУ, Самара, 2010.

3. Григорьев А.В., Голубчиков П.П., Илюшин М.Ю., Рудаков О.А., Соловьева А.В. Методология оптимизации параметра согласования совместной работы камеры сгорания и турбины. Труды международной

научно-технической конференции «Проблемы и перспективы развития двигателестроения», СГАУ, Самара, июнь 2011.

4. Григорьев А.В., Митрофанов В.А., Рудаков О.А., Саливон Н.Д. Теория камеры сгорания. Под редакцией О.А. Рудакова. – СПб.: Наука, 2010 – 203 с.

*А.В. Григорьев, В.Д. Бубнов*

ОАО «Климов», Санкт-Петербург

## О РАННЕЙ ДИАГНОСТИКЕ ПРОГАРА ВНУТРЕННЕЙ СТЕНКИ КОРПУСА ОСНОВНОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ДВИГАТЕЛЯ РД-33

В настоящей статье предложена методика ранней диагностики прогара внутренней стенки корпуса основной камеры сгорания (ВСК ОКС) двигателя РД-33. Проведена оценка ее эффективности, сформулированы предложения по ее внедрению в эксплуатацию.

Ключевые слова: прогар, камера сгорания, дефект, коэффициент редукции, программное обеспечение.

### Введение

На трубопроводе подвода топлива в I контур топливного коллектора двигателя РД-33, либо на деталях самого коллектора ОКС в процессе эксплуатации двигателя могут появляться трещины, которые могут обусловить прогар ВСК ОКС. Неконтролируемое увеличение размеров прогара ВСК ОКС до диаметра порядка 20 мм переводит его в лавинообразную стадию развития, при которой начинается быстрое разрушение двигателя, которое, в свою очередь, может явиться причиной катастрофы самолета. Указанное обстоятельство определяет важность задачи ранней диагностики прогара ВСК ОКС.

Прогар ВСК ОКС приведет к поступлению в залабиринтную полость компрессора высокого давления (КВД) вторичного воздуха из ОКС. По мере увеличения прогара объем поступающего воздуха в залабиринтную полость КВД будет увеличиваться и стремиться к величине давления за последней ступенью ком-

прессора — « $P_k$ ». Такое увеличение давления воздуха в залабиринтной полости КВД может служить диагностическим признаком повреждения ВСК ОКС. Оборудование вновь выпускаемых двигателей РД-33 и двигателей, прошедших капитальный ремонт после января 2007 г, приемниками давления воздуха в залабиринтной полости КВД —  $P_{лк}$  создает материальную предпосылку для выявления прогара ВСК ОКС на его ранней стадии.

Для двигателей, оборудованных приемниками давления воздуха в залабиринтной полости КВД, в работе [1] предложен вариант методики диагностирования прогара ВСК ОКС. На основе предложенной методики выпущены два бюллетеня [2] и [3]. Однако она обладает серьезным недостатком, т. к. допускает возможность ее использования для выявления прогара ВСК ОКС только по завершении полета. Поясним это утверждение. Как показал анализ динамики развития прогара ВСК ОКС одного из двигателей РД-33, от момента регистрации еще безопасного прогара диаметром ~5мм до его перехода в лавинообразную стадию, на которой работающий двигатель начинает разрушаться, проходит около 1 часа. При длительности полета самолета МиГ-29 до 1.5 часов переход от безопасной стадии прогара ВСК ОКС к стадии его лавинообразного развития может произойти либо в течение одного полета, либо в течение двух смежных полетов. В такой ситуации послеполетный анализ сигналограмм бортового накопителя «Тестер-УЗЛ» часто оказывается малоэффективным мероприятием по следующим причинам:

- низкая точность регистрации контролируемых величин в бортовом накопителе «Тестер-УЗЛ» далеко не всегда позволяет выявлять диагностические признаки прогара ВСК ОКС в его начальной стадии;

- если самолет с прогаром ВСК ОКС в начальной стадии был выпущен в полет, а в полете прогар перешел в лавинообразную стадию и, как следствие, — наступило разрушение двигателя, если при этом экипажу все же удалось посадить самолет, то практическая необходимость в диагностировании прогара уже отсутствует.

Из вышеприведенных рассуждений следует, что для обеспечения безопасной эксплуатации двигателя РД-33 необходимы:

- методика, позволяющая в режиме реального времени диагностировать появление прогара ВСК ОКС на его начальной стадии;

- технические средства, обеспечивающие реализацию методики диагностирования прогара ВСК ОКС и оповещение экипажа о выявленном дефекте в режиме реального времени.

В настоящей работе предложена требуемая методика выявления прогара ВСК ОКС двигателя РД-33. Реализовать эту методику предполагается в составе программного обеспечения внедряемой цифровой САУ данного двигателя (изделие БАРК-88), что обеспечит возможность своевременного информирования экипажа самолета в случае выявления прогара ВСК ОКС.

#### **Базовые положения предлагаемой методики контроля давления воздуха в залабиринтной полости КВД**

Зависимость увеличения давления воздуха в залабиринтной полости КВД из-за поступления в нее вторичного воздуха из ОКС при появлении прогара ВСК ОКС представлена на рис. 1.

Известно [1], что величина  $P_{лк}$  представляет собой редуцированное значение давления воздуха за компрессором  $P_k$ :

$$P_{лк} = k_p \times P_k,$$

где коэффициент редукиции  $k_p < 1$ .

Значения « $k_p$ » для всех режимов работы исправного двигателя изменяются в достаточно узком коридоре, что делает его удобным индикатором для раннего обнаружения повреждений ВСК ОКС двигателя РД-33. Именно на оценке величины коэффициента редукиции « $k_p$ » и построена предлагаемая методика контроля давления воздуха в залабиринтной полости КВД.

Идея предлагаемой методики основывается на подтвержденном практикой положении: «*Все параметры конкретного экземпляра двигателя, измеренные в различные (не слишком далекие друг от друга) моменты времени на одном и том же режиме при одинаковых условиях испытания или эксплуатации, остаются неизменными, пока двигатель исправен.*»

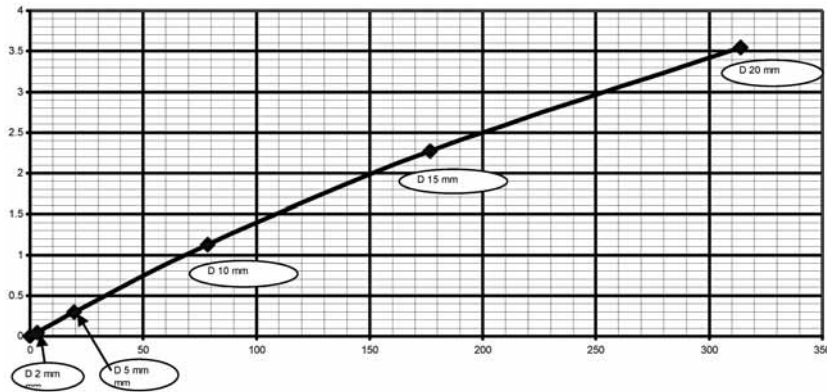


Рис. 1. Зависимость приращения давления воздуха  $\Delta P_{\text{лк}} = (P_{\text{лк, прогар}} - P_{\text{лк, исправн.}})$  в залабиринтной полости компрессора от площади прогара ВСК ОКС

Для того чтобы обеспечить максимальную идентичность условий, в которых должен осуществляться контроль давления воздуха в залабиринтной полости КВД в различные периоды эксплуатации двигателя, наиболее информативный с диагностической точки зрения диапазон рабочих частот приведенных оборотов ротора КВД « $n_{\text{к пр}}$ » от 78 % до 94 % условно разбивается на поддиапазоны — «кластеры» (табл. 1):

Таблица 1

Номер кластера		1	2	3	4	5	6	7	8	9
Значения $n_{\text{к пр}}$ , (%) в кластере	верхняя граница кластера	78.2	80.2	82.2	84.2	86.2	88.2	90.2	92.2	94.2
	нижняя граница кластера	78.1	80.1	82.1	84.1	86.1	88.1	90.1	92.1	94.1

Предлагаемая методика контроля основана на следующих положениях, сформулированных на основе статистической обработки значений параметра « $k_p$ » в различных условиях работы двигателей РД-33:

1. Контролируемые параметры в границах девяти вышеуказанных кластеров должны регистрироваться для обработки только на установившихся режимах работы двигателя.

2. Коэффициент редукции « $k_p$ », зарегистрированный на установившемся режиме в соответствующем кластере, когда двигатель исправен, представляет собой величину, значения которой изменяются в узком (допусковом) коридоре, индивидуальном для каждого кластера. Если прогар ВСК ОКС появляется, он динамично увеличивается в процессе работы двигателя. Это приводит к увеличению давления воздуха в залабиринтной полости и, как следствие, к увеличению значений « $k_p$ », которые выйдут за пределы своего допускового коридора. При этом в каждом кластере нужно контролировать только выход значений « $k_p$ » за верхнюю границу допускового коридора, определенного для данного кластера.

3. В каждом кластере коэффициент редукции достигает своих максимальных значений на начальном этапе работы двигателя. В ходе дальнейшей работы исправного двигателя (по мере его прогрева) значения коэффициента редукции в каждом кластере снижаются и не превосходят его значений, зарегистрированных на этапе работы непрогретого двигателя. На основе этой закономерности верхнюю границу допускового коридора для коэффициента редукции в  $i$ -м кластере ( $k_{p,i}^{\text{критич}}$ ) необходимо вычислять на начальном этапе работы двигателя для первого зарегистрированного в  $i$ -м кластере коэффициента редукции  $k_{p,i}$ , удовлетворяющего условию:

$$\left( \left| \frac{dP_{\kappa,i}}{dt} \right| \leq k_{\text{уст}} \right) \wedge (k_{p,i} \geq k_{p,\text{min}}), i = \overline{1,9} \quad (1)$$

В условии (1):

$k_{p,\text{min}}$  — постоянная величина, вычисляемая на начальном этапе работы двигателя.

$k_{\text{уст}}$  — граничные значения, которые не должен превосходить модуль производной давления воздуха за компрессором на установившемся режиме работы двигателя.

Значения  $k_{p,i}^{\text{критич}}$  ( $i = \overline{1,9}$ ) для  $k_{p,i} = \frac{P_{\text{лк},i}}{P_{\kappa,i}}$ , удовлетворяющих условию (1), вычисляются по формуле:

$$k_{p,i}^{\text{критич}} = \frac{P_{\text{лк},i} + \Delta P_{\text{лк}}^{\text{критич}}}{P_{\kappa,i}}, i = \overline{1,9} \quad (2)$$

В условии (2) величина  $\Delta P_{\text{лк}}^{\text{критич}}$  — величина увеличения давления воздуха в залабиринтной полости КВД на контролируемом режиме работы двигателя, соответствующая еще безопасному размеру прогара ВСК ОКС.

4. Если прогар ВСК ОКС появился, в силу многорежимной работы двигателя текущие значения « $k_{p,i}$ » в течение непродолжительного промежутка времени превысят соответствующие критические значения  $k_{p,i}^{\text{критич}}$  в нескольких кластерах.

Для повышения достоверности принятия решения о выявлении прогара ВСК ОКС в рассматриваемой методике предполагается, что текущие значения « $k_{p,i}$ » должны превышать критические значения  $k_{p,i}^{\text{критич}}$  не менее, чем в трех соответствующих им кластерах. Т. е. в трех и более кластерах должно выполняться условие:

$$(k_{p,i} > k_{p,i}^{\text{критич}}) \wedge \left( \left| \frac{dP_{\kappa,i}}{dt} \right| \leq k_{\text{уст}} \right) \wedge (\tau \geq 0.5\text{с}) \quad (3)$$

Более того, условие (3) должно выполняться для трех и более кластеров в течение наперед заданного (непродолжительно) промежутка времени —  $T_{\text{контр}}$ . Выполнение этого требования необходимо для снижения вероятности формирования ложного сигнала о прогаре ВСК ОКС. При проверке работоспособности предлагаемой методики диагностирования прогара ВСК ОКС величина  $T_{\text{контр}}$  для определенности полагалась равной 5 мин.

#### Проверка эффективности методики контроля давления воздуха в залабиринтной полости КВД двигателя РД-33

Проверка эффективности методики контроля давления воздуха в залабиринтной полости КВД на основе анализа значений

коэффициента редукции выполнена на основе записей рабочих параметров:

1) 8 (восьми) двигателей РД-33 в их 12 (двенадцати) многорежимных испытаниях на стендах ОАО «Климов» в 2007, 2008 и 2010 г.г.;

2) исправного двигателя, оборудованного приемником давления воздуха в залабиринтной полости КВД, в 8 (восьми) полетах опытного самолета МиГ-29;

3) аварийного и смежного с ним исправного двигателя РД-33, оборудованных приемниками давления воздуха в залабиринтных полостях КВД, в четырнадцать полетах строевого самолета МиГ-29.

Применение разработанной методики контроля давления воздуха в залабиринтной полости КВД для анализа рабочих параметров заведомо исправных двигателей РД-33 в случаях 1) и 2) не обусловило бы формирование ложных диагностических сигналов о прогаре ВСК ОКС ни у одного из контролируемых двигателей.

Из результатов обработки рабочих параметров заведомо исправного левого двигателя самолета МиГ-29 при выполнении им 14-ти полетов следует, что использование предложенной методики для контроля давления воздуха в залабиринтной полости КВД этого двигателя также не привело бы к формированию ложных сигналов о прогаре ВСК ОКС. Иная картина вырисовывается по результатам обработки полетных данных правого (аварийного) двигателя РД-33 рассматриваемого самолета МиГ-29.

Условие (3) в 13-м (предкрайнем) полете было бы выполнено в 6 (шести кластерах): в первом, втором, третьем, четвертом, пятом и седьмом.

В 14-м (крайнем) полете условие (3) выполнилось бы в 5 (пяти) кластерах: третьем, четвертом, пятом, восьмом и девятом.

Временная динамика выполнения условия (3) в предкрайнем полете самолета МиГ-29 представлена на рис. 2. Из этого рисунка следует, что при  $T_{\text{контр}} = 5$  мин в 13-м (предкрайнем) полете условия для формирования диагностического сигнала о прогаре ВСК ОКС впервые были бы выполнены на 86-й минуте полета {выполнение условия (3) в трех кластерах в течение 5 минут}.



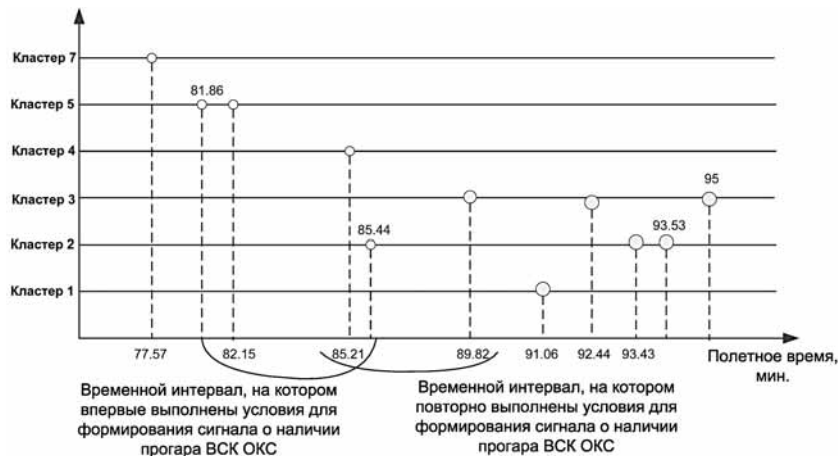


Рис. 2. Временная динамика выполнения условия (3) для аварийного двигателя РД-33 в предкрайнем полете самолета МиГ-29

Судя по тому, что прогар ВСК ОКС аварийного двигателя РД-33 перешел в лавинообразную стадию, при которой началось разрушение двигателя примерно через час после его первичной регистрации (это случилось уже в следующем — крайнем полете), можно уверенно утверждать, что данная методика позволяет:

- выявлять прогар ВСК ОКС на его ранней стадии;
- обеспечить своевременное информирование экипажа самолета о выявленном дефекте, создавая условия для сохранения от разрушения двигателя и самолета.

Важной характеристикой любой диагностической методики является не только ее способность обеспечивать выявление заданных диагностических признаков в рабочем потоке данных, характеризующих контролируемый процесс, но также гарантировать небольшую вероятность формирования ложных диагностических сигналов. На проверенном объеме рабочих параметров различных двигателей РД-33 в различных условиях их работы не выявлено ситуаций, в которых использование разработанной методики контроля давления воздуха в залабиринтной полости КВД привело бы к формированию ложного сигнала о прогаре ВСК ОКС.

Это позволяет утверждать, что предложенная методика контроля давления воздуха в залабиринтной полости КВД двигателя РД-33 на основе анализа значений коэффициента редукии обеспечивает не только раннюю диагностику прогара ВСК ОКС, но обладает также хорошим «иммунитетом» к формированию ложных диагностических сигналов.

## Выводы

1. Проверка предложенной методики контроля давления воздуха в залабиринтной полости КВД двигателя РД-33 на основе анализа значений коэффициента редукии выполнена на предстательном объеме рабочих параметров различных двигателей РД-33, зарегистрированных на различных режимах их работы в различных условиях эксплуатации. Результаты такой проверки позволяют утверждать, что предложенная методика обеспечивает не только раннюю диагностику прогара ВСК ОКС, но обладает также хорошим «иммунитетом» к формированию ложных диагностических сигналов.

2. Предложенная методика (контроля давления воздуха в залабиринтной полости) КВД двигателя РД-33 будет включена в состав программного обеспечения (ПО) внедряемой цифровой САУ двигателя — изделия БАРК-88. В ходе опытно-лётной эксплуатации изделия БАРК-88 необходимо подтвердить эффективность предложенной методики.

3. Парк эксплуатируемых строевых самолетов МиГ-29 превышает количество самолетов, двигатели которых должны быть оснащены изделиями БАРК-88 в качестве их цифровых САУ. Поэтому для повышения безопасности эксплуатации строевых самолетов МиГ-29 с двигателями РД-33, оборудованными приемниками давления воздуха в залабиринтной полости КВД —  $P_{лк}$ , целесообразно рекомендовать предложенную методику контроля давления воздуха в залабиринтной полости КВД для включения в состав программного обеспечения наземных комплексов обработки полетной информации двигателей РД-33.

4. Для осуществления постоянного контроля давления воздуха в залабиринтных полостях КВД всей линейки ТРДДФ раз-

работки ОАО «Климов» предложенная методика контроля будет использована для двигателей РД-93 и РД-33МК.

### СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. «Технический отчет №1201-10/29СМТ-363 по результатам специальных испытаний самолета МиГ-29СМТ2 №4710 с двигателем РД-33 №870882572008, оборудованным системой замера давления  $P_{лк}$ ».
2. Бюллетень №22970029723 (218-БД/БУ).
3. Бюллетень №22980030923 (221-БД/БУ).
4. «ИЗДЕЛИЕ 88. Инструкция по регулированию давления в полости за лабиринтом компрессора» 088.00.1300 ДИ25.
5. «Датчик ДАТ-А. Руководство по технической эксплуатации».
6. «ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры».

*А.С. Кирпичев, С.В. Коцюбинский, В.В. Мосягин*

ОАО «Климов», ИЦ КБ-7, Москва

### ВОССТАНОВЛЕНИЕ ГОРЕНИЯ В ОСНОВНОЙ КАМЕРЕ СГОРАНИЯ С ФОРСУНКАМИ ОТКРЫТОГО ТИПА

В статье описаны особенности центробежных форсунок открытого типа, позволяющие обеспечивать работу камеры сгорания на границе «бедного срыва» при  $\alpha_k^{max} \leq 65$ .

Обнаружена способность форсунок к восстановлению горения в основной камере сгорания при кратковременных отсечках подачи топлива в топливные коллекторы при работе антипомпажной системы, срабатывании стоп-крана или клапана сброса и останова.

Экспериментально подтверждена возможность восстановления горения без пусковых свечей после срабатывания антипомпажной системы.

#### Введение

Эффективность работы основной камеры сгорания (ОКС) авиационного турбореактивного двигателя зависит от устойчивого горения топливовоздушной смеси (ТВС) во всем эксплуата-

ционном диапазоне коэффициента избытка воздуха  $\alpha_k$ , включая границу «бедного срыва»  $\alpha_k^{max} \geq 65$ .

В статье рассматриваются некоторые особенности работы центробежных форсунок открытого типа в камере сгорания двигателя типа РД-33 при определении границы «бедного срыва» и переходных процессах, происходящих при кратковременном прекращении подачи топлива.

Экспериментально подтверждена возможность восстановления горения без работы системы зажигания (пусковых свечей) после срабатывания антипомпажной системы.

Даны рекомендации по конструктивному исполнению форсунок в камерах сгорания с аэрационными колпачками. Необходимо хотя бы одну нижнюю форсунку выполнять открытого типа.

Такие доработки при минимальных затратах существенно повышают безопасность полетов, особенно однодвигательного самолета с двигателем РД-93.

#### Основная часть

Надежная работа ОКС авиационного турбореактивного двигателя зависит от устойчивого горения ТВС во всем эксплуатационном диапазоне коэффициента избытка воздуха  $\alpha_k$ . Высокие значения  $\alpha_k$ , включая границу «бедного срыва»  $\alpha_k^{max} \geq 65$ , могут быть получены при переходных режимах работы двигателя, при срабатывании антипомпажной системы (АПЗ) и не всегда могут гарантировать восстановление процесса горения в ОКС.

В качестве объекта исследования рассматриваются камеры сгорания двигателей РД-33, РД-33МК и РД-93, а также объясняются проблемы проверки работы АПЗ, возникающие при использовании форсунок с аэрационными колпачками.

С целью понимания физики горения в камере сгорания предлагается несколько упрощенное рассмотрение организации процессов смешения и течения в жаровой трубе.

Для обеспечения горения ТВС в жаровой трубе ОКС в форсуночную головку через завихритель подается воздух из компрессора двигателя, а через центробежную форсунку распыляется дозированное топливо, подаваемое под высоким давлением от

насоса-регулятора через агрегат-распределитель топлива по контурам форсунок.

Кинетическая энергия топлива, распыленного центробежной форсункой, и воздуха, вышедшего из завихрителя фронтального устройства, создают на внутренней стенке жаровой трубы давление выше полного давления в жаровой трубе, в то время как на оси форсуночной головки давление равно статическому или ниже. За счет разности давлений на стенках жаровой трубы и на оси форсунки в первичной зоне создается возвратное течение ТВС (рис. 1) [1].

В результате этого около форсунки на любом режиме работы двигателя организуется устойчивый вихрь тороидальной формы (зона обратных токов), внутри которого всегда существует кольцевая линия «Ф», в которой скорость движения фронта пламени равняется скорости движения ТВС, за счет чего на ней сохраняется условие устойчивого горения. Эта линия на сечении обозначена двумя точками «Ф».

Дальше точки «Ф» от оси форсунки фронт пламени сносится за счет высокой скорости движения ТВС в пристеночном слое.

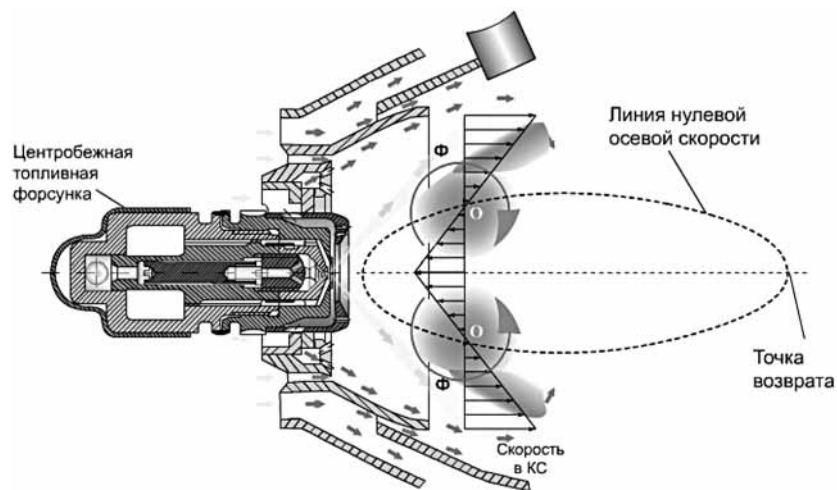


Рис. 1. Зона обратных токов у форсунки

Пунктиром показана линия, на которой осевая составляющая скорости движения газа равна нулю. Проникновение газа и ТВС внутрь зоны, ограниченной пунктирной линией и «точкой возврата», поддерживает циркуляцию вдоль оси форсунки горячего газа при подпитке свежей ТВС, тем самым обеспечивает стабильность процесса горения в зоне обратных токов.

Изменение режима работы двигателя при дросселировании производится путем уменьшения расхода и давления  $P_T$  подаваемого топлива в форсунки, что приводит к уменьшению частоты вращения ротора компрессора и вызывает снижение давления воздуха  $P_K$ . В результате снижения  $P_K$  и  $P_T$  зона обратных токов приближается к форсуночной головке, уменьшая свои размеры и сохраняя горение в точках линии «Ф». Скорость фронта пламени ламинарного горения углеводородного топлива достаточно низка и составляет величину от 0,43 до 1,5 м/с [1, 2]. Поэтому в реальной камере сгорания при эксплуатационных режимах работы двигателя в зоне обратных токов всегда находится линия «Ф» с такой скоростью движения ТВС, которая и обеспечивает устойчивое горение ТВС.

При проведении специальных стендовых испытаний по оценке устойчивости работы ОКС двигателя РД-33 определялась граница «бедного срыва» (максимальное значение коэффициента избытка воздуха  $\alpha_K^{max}$ , при котором обеспечивается устойчивая, без срывов пламени, работа камеры сгорания при минимальных расходах топлива  $G_{TK}$  и максимальных расходах воздуха  $G_{BK}$ , поступающих в ОКС). Резкая (за время не более 2 сек) переключка РУД приводит к уменьшению расхода топлива с режима «Максимал» (М) или «Полный форсаж» (ПФ) на режим «Малый газ» (МГ) при разных видах наземных и летных испытаний двигателя и, как следствие, к значительному временному обеднению ТВС.

Положительные результаты испытаний подтвердили работоспособность ОКС при очень бедных смесях  $\alpha_K \geq 50$ . Такими свойствами не обладают современные камеры сгорания с пневматическими форсунками, имеющие в два-три раза меньший показатель.

Испытания на стенде двигателей РД-33 и РД-33МК выявили следующие особенности: при кратковременной отсечке подачи

топлива (срабатывании АПЗ, временном прекращении подачи топлива клапаном сброса и останова (КСО) и др.) горение в ОКС восстанавливается, что можно назвать «автозапуском» двигателя.

Однако, при проверках АПЗ двигателя РД-93, имеющего одинаковые с РД-33 форсунки, не происходило восстановление горения до частоты вращения  $n_{вд} = 30\%$  на некоторых экземплярах двигателей даже при работающей системе зажигания.

Отличие жаровой трубы двигателя РД-93 заключается только в наличии аэрационных колпачков над форсунками для улучшения предварительного смешения топлива и воздуха. Это отодвигает зону обратных токов от форсунки за срез аэрационного колпачка (рис. 2).

Особенностью центробежных форсунок открытого типа является обнаруженное авторами положительное свойство удерживать зону обратных токов непосредственно за выходным торцом форсунки после резкого снижения расхода топлива. Воздух, втянутый за выходной торец форсунки, вместе с малым расходом топлива (меньше, чем на режиме МГ), формируют устойчивый

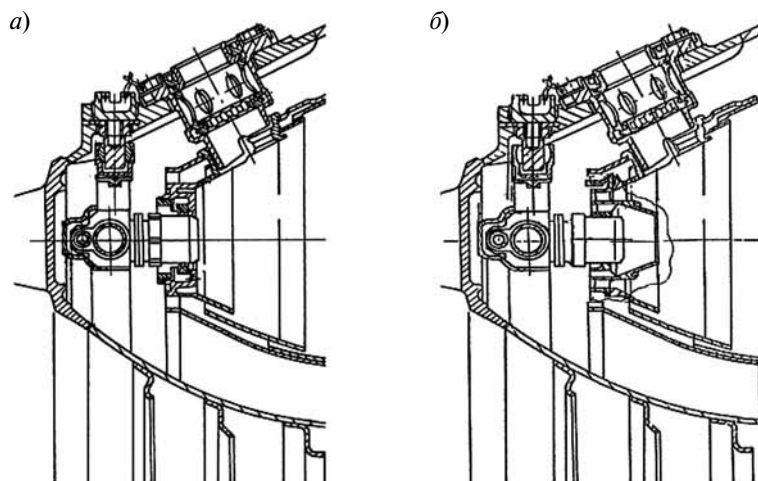


Рис. 2. Фронтное устройство камер сгорания:  
а — РД-33; б — РД-93

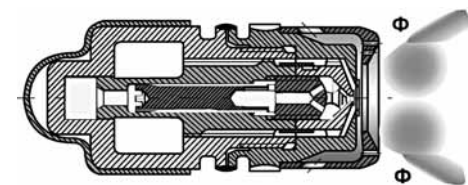


Рис. 3. Горение за торцом форсунки при малых расходах топлива

микровихрь. При этом создается местное значение  $\alpha$ , достаточное для поддержания горения непосредственно за торцом форсунки (рис. 3).

Дополнительным фактором, сохраняющим малый расход топлива длительное время даже после отсечки подачи, явилась конструктивная особенность топливного коллектора двухконтурной центробежной форсунки.

При отсечке топлива воздух в камере сгорания с давлением  $P_k$  выдавливает остатки топлива из двух трубопроводов обоих контуров коллектора, через агрегат-распределитель топлива РТ-59И, через один штуцер в дренажный бачок. Прошедший внутри трубопровода коллектора через сопло форсунки воздух выравнивает давление внутри трубопровода с давлением  $P_k$ . Высота столба керосина в трубопроводах при равенстве давлений воздуха внутри и снаружи коллекторов заставляют топливо медленно вытекать из нижних форсунок в полость камеры сгорания, тем самым поддерживая горение в микровихре за форсункой (рис. 4).

После опорожнения одного из трубопроводов коллектора давление в общем штуцере слива тоже становится равным величине  $P_k$ , прекращая выдавливание в дренажный бачок остатков топлива из второго трубопровода. Это обстоятельство оставляет для топлива только один выход — через сопла нижних форсунок в жаровую трубу, что еще больше увеличивает время удержания пламени.

В случае подачи топлива в трубопроводы коллекторов еще до полного их опорожнения происходит восстановление горения на всех форсунках ОКС даже без включения системы зажигания.

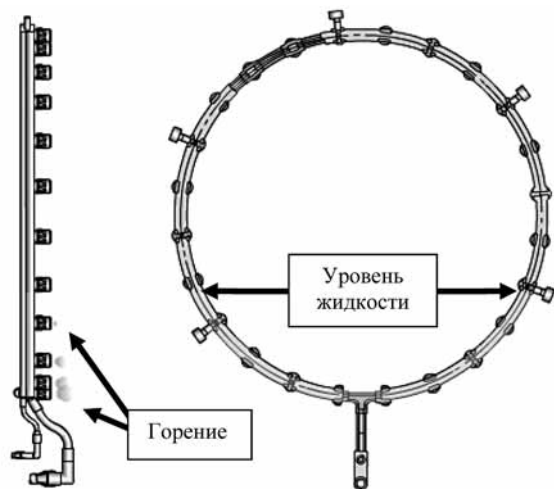


Рис. 4. Остаточное горение топлива за торцем нижних форсунок под действием давления столба жидкости

Описанный пример относится к испытанию двигателя РД-33МК №Т4206101, когда после кратковременной проверки срабатывания КСО по электрической команде был обнаружен эффект, ошибочно приписанный негерметичности клапана: после работы отсечного клапана в течение 8 секунд и следующего затем восстановления давления в топливных магистралях двигатель вышел на исходный режим работы.

Авторами была предложена гипотеза о поддержании горения в микровихрях за форсунками при малых расходах топлива.

Для подтверждения гипотезы об «автозапуске» ОКС дважды выполнялась проверка запуска ОКС на выбеге двигателя РД-33 при имитации работы АПЗ. Двигатель №870881872195 (03.06.2008 г., стенд №1, ОАО «ММП им. В.В. Чернышева») на режиме  $n_k = 85 \%$  при выключении питания системы запуска (свечей зажигания СП-51) и команде АПЗ неоднократно продемонстрировал восстановление параметров работы — «автозапуск»

ОКС — за то же самое время, которое регистрировалось при проверке по штатной технологии.

На осциллограмме отсечка топлива в течение 1,2 сек и восстановление его подачи вызвали совершенно идентичные изменения характеристики — частоты вращения роторов двигателя.

Приведенные примеры восстановления и поддержания горения топлива в ОКС доказывают полезность использования конструкции форсунок открытого типа для повышения безопасности полетов, поскольку становится возможным конструктивно создать условия для поддержания горения у торца форсунки при ликвидации помпажа и других срывных явлений.

Эта доработка наиболее эффективно скажется в эксплуатации однодвигательной силовой установки, поскольку погасание ОКС может привести к потере самолета.

#### Выводы и рекомендации

1. Устойчивое горение при бедной ТВС ( $\alpha_k^{max} \leq 65$ ) обеспечивается конструктивными особенностями центробежных форсунок открытого типа.

2. Прекращение режима «Помпаж» в полете производится системой АПЗ за счет отсечки топлива, а восстановление рабочего режима после возобновления подачи топлива — за счет удержания пламени на торцах нижних форсунок открытого типа, что повышает безопасность полетов.

3. Время удержания пламени при отсечке подачи топлива ограничено остаточным объемом истекающего из коллектора топлива.

4. При сохраненном пламени на нижних форсунках заполнение коллекторов сопровождается подъемом топлива с синхронным перебросом пламени от форсунки к форсунке без воспламенения от свечей зажигания, что можно назвать «автозапуском».

5. Как показали испытания РД-93 на стенде, запуск от системы зажигания на выбеге не гарантирован, поскольку его ОКС способностью к удержанию пламени не обладает из-за конструкции фронтального устройства у нижних форсунок с колпачками аэрации.

6. Для повышения безопасности полетов однодвигательного самолета в камерах сгорания с аэрационными колпачками форсунок предлагается хотя бы одну нижнюю форсунку выполнять открытого типа.

7. Достаточно предусмотреть сохранение малого расхода топлива в одной отдельной форсунке открытого типа для удержания пламени на любое время при отсечке топлива, вплоть до останова двигателя.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Пчелкин Ю.М. Камеры сгорания газотурбинных двигателей: Учебник для студентов вузов, обучающихся по специальности «Турбиностроение». — 3-е изд., перераб. и доп. — М.: Машиностроение, 1984 — 280 с.

2. Лефевр А. Процессы в камерах сгорания ГТД/Артур Лефевр — М.: «МИР», 1986 — 566 с.

*Коцюбинский С.В.*

ОАО «Климов», ИЦ КБ-7, Москва

## ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ СВЕЧИ ЗАЖИГАНИЯ ГАЗОТУРБИНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

В статье рассматриваются проблемы, возникающие при отсутствии запуска газотурбинных двигателей с помощью высоковольтных свечей поверхностного разряда.

Рассмотрены некоторые причины отсутствия запуска двигателя.

Даны конструктивные предложения по модернизации свечи поверхностного разряда и системы зажигания, позволяющие улучшить характеристики запуска, исключить применение кислорода, заменив его сжатым воздухом, увеличить ресурс работы свечей.

### Введение

В газотурбинных двигателях (ГТД) всегда осуществляется вынужденное воспламенение (зажигание) горючей смеси: смесь воспламеняется после интенсивного подвода теплоты к неболь-

шой части общего объема от постороннего источника, например, небольшого постороннего пламени, электрической искры, раскаленного тела и т. д.

Наиболее удобным и достаточно удовлетворительным источником зажигания является электрический разряд. Искровой или дуговой разряд очень эффективно преобразует электрическую энергию в тепло, которое концентрируется в относительно малом объеме. Кроме того, в этом случае можно контролировать величину энергии и длительность разряда.

Системы высокой энергии наиболее эффективны, когда используются в комбинации со свечами поверхностного разряда. Испытания 12-джоулевой системы зажигания показали, что потери и утечки в системе уменьшают энергию, выделяемую на свече, до 2–4 Дж. Более того, было установлено, что только малая доля этой энергии (~1/12) непосредственно нагревает горючую смесь. Смачивание рабочей поверхности свечи топливом может почти удвоить высвобождаемую энергию [1].

Значительный прогресс в понимании процесса воспламенения топливовоздушной смеси (ТВС) в газотурбинных двигателях был связан с осознанием того факта, что воспламенение не является простым одностадийным процессом, но в действительности включает три отчетливо различимые стадии. Первая стадия — это образование ядра пламени, размеры и температура которого достаточны для того, чтобы обеспечить последующее распространение пламени. Вторая фаза представляет собой процесс распространения пламени от первичного ядра на всю первичную зону камеры сгорания (зону обратных токов у одной форсунки). Третья стадия, более акцентированная в трубчатых и трубчато-кольцевых камерах, заключается в переброске пламени к соседним зонам обратных токов. Неудача в одной из стадий воспламенения приводит к неудаче и в запуске двигателя [2].

Применение на отечественных двигателях свечей поверхностного разряда СП-51П дает хорошие эксплуатационные показатели. Однако недостаточный ресурс и трудности запуска двигателя в тех или иных условиях эксплуатации ставят задачу обеспечения полноценного запуска на одно из первых мест.

Изменение конструкции свечи и переход от кислорода к сжатому воздуху при организации ТВС непосредственно в зоне действия поверхностного разряда гарантируют первую фазу воспламенения и обеспечат повышенную глубину пробоя плазмы в зону обратных токов. Дополнительное охлаждение свечи продувкой воздухом увеличит ее ресурс.

### Отсутствие запуска газотурбинного двигателя при проверке АПЗ

В различных источниках отмечаются случаи выброса пламени за турбиной при запуске двигателя, что свидетельствует о недостаточной глубине пробоя свечи зажигания по отношению к зоне обратных токов (отсутствие первой фазы воспламенения) у пусковых форсунок основной камеры сгорания (ОКС). Распыленное топливо, минуя свечи зажигания, совершает круговорот через турбину, через второй контур втягивается компрессором высокого давления, попадает в камеру сгорания в качестве топливоздушной смеси (ТВС) с достаточной концентрацией и, пройдя вплотную у свечи зажигания, воспламеняется, создавая кроме горения в ОКС еще и догорание накопившегося в форсажной камере топлива (1... 4, рис. 1).

Для двигателя АЛ-31Ф это связано с броском давления топлива  $P_{дк} = 13 \text{ кгс/см}^2$ , которое приводит к уменьшению угла конуса распыливания форсунки без создания ТВС в зонах работы дуги разряда свечей зажигания [3].

Отсутствие запуска двигателя особенно опасно на самолетах с однодвигательной силовой установкой, когда нет восстановленные работы или отсутствие запуска в полете может привести к потере самолета.

При стендовых испытаниях отдельных экземпляров двигателей РД-93 отмечались факты отсутствия запуска при проверках работоспособности антипомпажной защиты (АПЗ).

После отсечки подачи и последующего восстановления давления топлива воспламенение и запуск камеры сгорания сильно отличался по времени или повторно не происходил до частоты вращения КВД  $n_2 = 30 \%$ . Работа свечей зажигания при снижении оборотов оказалась неэффективной (рис. 2).

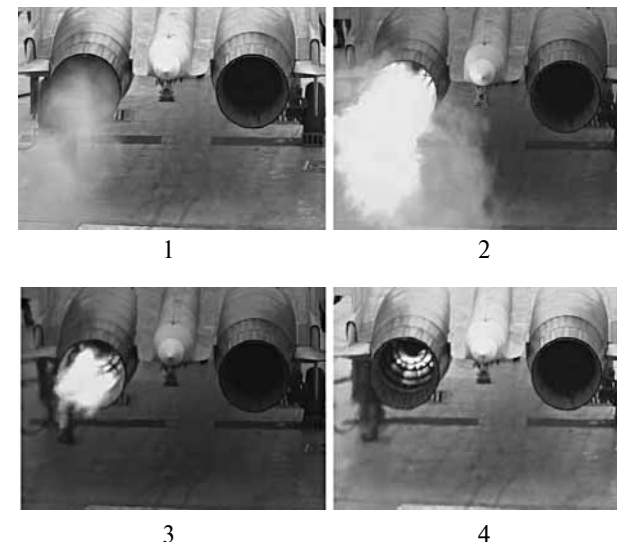


Рис. 1. Кадры запуска АЛ-31Ф на палубе

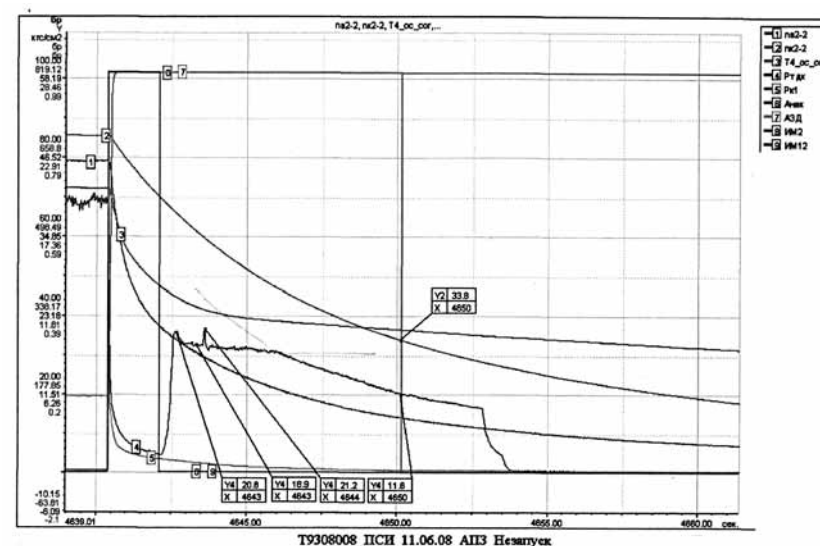


Рис. 2. Проверка АПЗ на двигателе РД-93

Отсутствие зажигания происходило из-за малых величин угла конуса распыливания топлива при больших и средних значениях давления топлива и низкой концентрации топлива из-за окружающей неравномерности распыла в направлении пусковой свечи. Эта связь установлена при снятии характеристик распыливания топлива дефектной форсункой на проливочном стенде.

Уменьшение частоты вращения ротора КВД и снижения давления воздуха заставляет автомат приемистости и сброса агрегата НР-59 уменьшать расход и давление топлива перед РТ-59И. Происходит снижение и затем увеличение угла конуса распыливания через форсунки основного (ОК) и дополнительного (ДК) коллекторов (рис. 3).

После закрытия запорного клапана ОК и снятия «обжатия» топливом ОК конуса распыла ДК происходит скачкообразное (практически около  $5^\circ$  на сторону) увеличение угла конуса распыливания ДК, пробой пламени ионизации свечи внутрь зоны обратных токов, в результате которого происходит запуск ОКС.

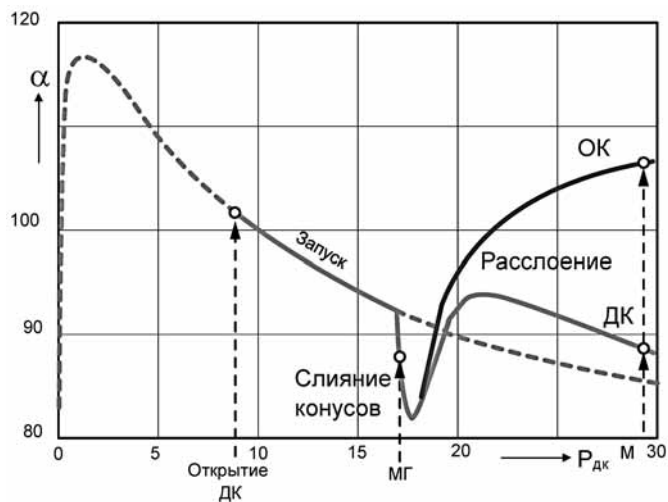


Рис. 3. Типовой график изменения углов конусов распыла форсунок ДК и ОК при совместной работе с агрегатом РТ-59И

Угол распыливания у некоторых экземпляров пусковых форсунок при большом давлении  $P_{дк}$  может оказаться недостаточным для подачи топлива на необходимую дистанцию от торца свечи. Длина выброса плазмы в этом случае не сможет обеспечить пробой конуса распыла для воспламенения зоны обратных токов, что приведет к задержке или отсутствию запуска двигателя.

### Особенности конструкции свечи

Свеча поверхностного разряда СП-51П относится к свечам открытого типа. Центральный и внешний электроды разделены керамическим изолятором, на поверхности которого в зазоре «А» нанесен слой полупроводникового материала. Торцы центрального электрода, коническая поверхность полупроводника и цилиндрическое отверстие внешнего электрода образуют коммулятивную воронку, способствующую увеличению глубины пробоя плазмы при разряде.

Однако после первого последующие высоковольтные разряды в коммулятивной воронке свечи происходят в остатках остывающей плазмы, что снижает глубину пробоя второго и следующих разрядов. В коммулятивной воронке не происходит обновление рабочего тела между разрядами.

Существенным недостатком запуска на высоте будет малая «пробивная» способность свечи из-за уменьшающегося расхода воздуха и топлива.

Кроме этого кислород поступает не в зону образования плазмы разряда, а обдувает свечу по зазору с корпусом, создавая некоторую экранирующую газовую трубку, что несколько помогает плазме разряда переноситься за счет кинетики движущегося газа.

### Изменение конструкции свечи

Предлагается способ улучшения встречного и высотного запуска двигателя, основанный на достаточно простой модернизации свечи и штатной системы зажигания двигателя.

Энергетика импульса плазмы свечи увеличивается за счет продувки коммулятивной воронки сжатым воздухом и горения в нем дополнительного топлива, что увеличит глубину проникно-



вления пламени в зону обратных токов камеры сгорания. Это обеспечит воспламенение ТВС в зоне обратных токов ОКС независимо от высоты и скорости полета.

Предлагается заменить кислород сжатым воздухом или инертным газом, проходящим через кумулятивную воронку свечи. Инертный газ не влияет на соотношение компонентов химической реакции и сохраняет ее скорость [1]. Воздух или инертный газ при этом будут являться физическим переносчиком плазмы, выполняя функцию обновляемого рабочего тела и дополнительно охлаждая свечу, что увеличит ее ресурс (рис. 3). Давление подаваемого воздуха подбирается экспериментально, так же подбирается и расход воздуха за счет замены жиклера б.

Известно, что «смачивание поверхности свечи топливом может почти удвоить высвобождаемую энергию... Оптимальные условия для воспламенения получаются при очень тонкой пленке топлива на поверхности свечи» [2].

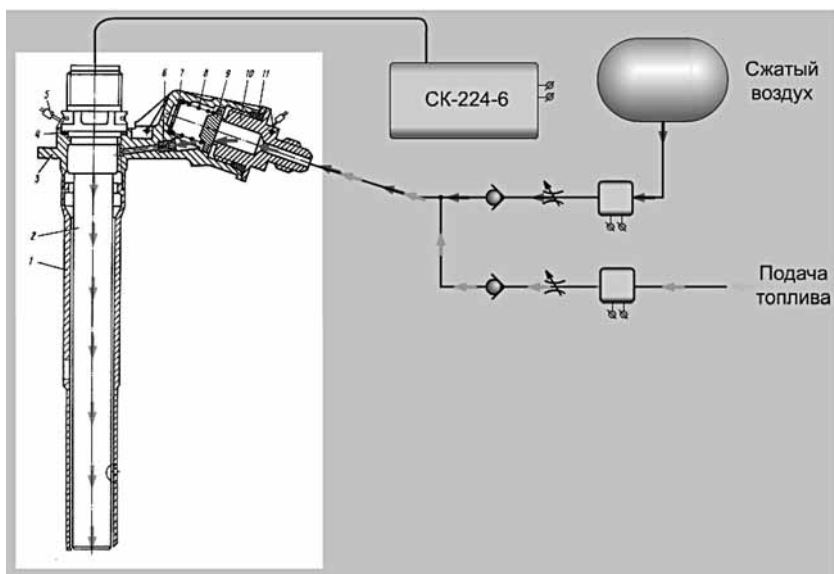


Рис. 3. Схема питания свечи зажигания воздухом и топливом

В поток сжатого воздуха дополнительно предлагается импульсно подавать топливо от агрегата НР для образования паровой фазы топливоздушной смеси.

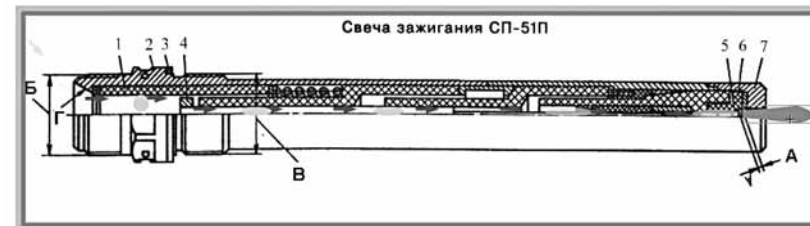


Рис. 4. Модернизированная свеча с центральным подводом воздуха и топлива

Сжатый воздух проходит по каналу внутри свечи и попадает в искровой зазор А, где происходит высоковольтный разряд (Рис. 4). Если периодически в воздух через клапан подавать некоторое количество топлива (1:15 часть от расхода воздуха через свечу, что соответствует стехиометрическому соотношению в ТВС) или его паров, то химическая реакция горения добавит энергии и продолжительности горения «выстреливающему» воздуху, являющемуся, фактически, «огневой дорожкой» или «форкамерным запуском».

### Выводы

1. Подача топлива совместно с воздухом в зону разряда улучшат запуск двигателя за счет обеспечения первой стадии воспламенения.
2. При выполнении доработки свечи и системы подачи газа расширяется область запуска ОКС.
3. В зону разряда достаточно подавать сжатый воздух из воздушной системы самолета, что исключит использование кислорода при запуске двигателя.
4. Для запуска на высоте появляется дополнительная энергия процесса горения топлива и воздуха из системы зажигания, помогающая ускорить запуск двигателя.

5. Подача воздуха в искровой зазор вторично будет являться дополнительным охлаждением свечи, что положительно скажется на увеличении ее ресурса.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Пчелкин Ю.М. Камеры сгорания газотурбинных двигателей: Учебник для студентов вузов, обучающихся по специальности «Турбиностроение». — 3-е изд., перераб. и доп. — М.: Машиностроение, 1984 — 280 с.
2. Лефевр А. Процессы в камерах сгорания ГТД/Артур Лефевр — М.: «МИР», 1986 — 566 с.
3. Распределитель топлива РТ-31В. Руководство по технической эксплуатации 2213 РЭ. 1982.

*Д.Ю. Бантиков*

ОАО «КУЗНЕЦОВ», Самара, Россия

#### ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В КАМЕРЕ ДОЖИГАНИЯ ЛИДСКОЙ ТЭЦ (Респ. Беларусь)

В статье рассмотрены вопросы разработки и математического моделирования блока дожигающего устройства (БДУ), предназначенного для дожигаания выхлопных газов двигателя с целью повышения КПД установки. Представлены результаты численного моделирования процессов течения и горения, имеющих место в спроектированной конструкции БДУ.

Ключевые слова: горение, блок дожигающего устройства, эмиссия вредных веществ, численное моделирование, форсажная камера.

В настоящее время все большее применение в энергетике находят авиапроизводные двигатели. Они, как правило, имеют высокий КПД термодинамического цикла и, как следствие, относительно низкую температуру выхлопных газов, что ограничивает их использование для выработки перегретого пара (ПГУ) с требуемыми энергетическими показателями. Как показывает практика

для таких двигателей экономически обоснованным является внедрение камеры дожигаания (КД) в выхлопной системе.

В ОАО СНТК им. Н.Д. Кузнецова разработан блок дожигающего устройства (БДУ) для двигателя НК-37 ( $N = 25$  Мвт, КПД — 36,4 %) применительно к ПГУ Лидской ТЭЦ Республики Беларусь.

К БДУ предъявляются жесткие требования по температурному полю перед котлом-утилизатором, экологическим характеристикам, функциональной и прочностной надежности. Для реализации этих требований Разработчики предложили конвертировать форсажную камеру (ФК) авиационного турбореактивного двигателя (ТРДДФ) НК-321.

Основными преимуществами такого подхода являются:

- использование материальной части, «снятой с крыла»;
- значительное снижение затрат на ОКР, так как рабочий процесс ФК был исследован и отработан для самых неблагоприятных условий эксплуатации;
- внедрение в систему дожигаания ПГУ передовых авиационных технологий и технических решений.

Конвертирование ФК включает:

- доработку топливной системы под газовое топливо;
- применение воспламенителей на газовом топливе.

В рамках выполнения конструкторских работ по созданию и внедрению в работу блока дожигающего устройства (БДУ) было проведено численное моделирование рабочего процесса в БДУ. Моделирование было выполнено для нескольких вариантов моделей стабилизаторов пламени с помощью вычислительного комплекса *FLUENT*.

Цели моделирования:

- проверка достоверности применения комплекса *FLUENT* для подобного рода задач;
- определение влияния различных параметров расчета на характер горения за стабилизатором уголкового типа. Расчет основных параметров и выбор наиболее оптимальной расчетной модели;
- расчет параметров горения для основных режимов работы БДУ;

— моделирование экспериментально проведенных режимов горения с целью верификации выбранной математической модели БДУ.

Выполнена проверка достоверности применения программного комплекса *FLUENT* для подобного рода задач.

Для этого в упрощенной плоской симметричной постановке были повторены холодные продувки различных уголковых стабилизаторов, экспериментальные результаты продувок которых приведены в различных источниках.

На рис. 1 представлено сравнение экспериментальных и расчетных данных.

Как показали результаты расчетов, *FLUENT* удовлетворительно прогнозирует форму течения и распределение параметров потока при обтекании стабилизаторов пламени уголкового типа и может применяться для расчета подобного типа задач.

Проведен анализ влияния различных параметров моделирования на характер течения и горения за уголковым стабилизатором и уровень эмиссии оксидов азота  $NO_x$ .

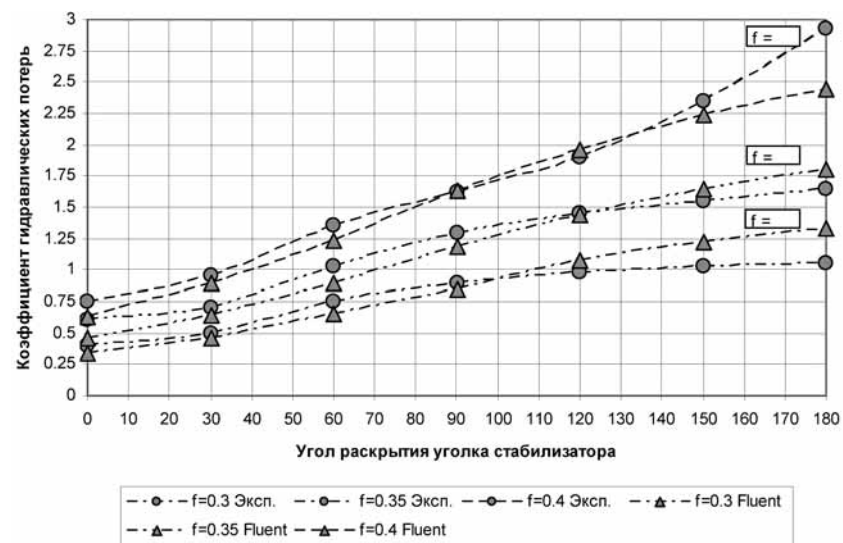


Рис. 1. Значения коэффициента гидравлических потерь

Рассматривалось:

— модели отдельных горизонтальных стабилизаторов и сектора из горизонтальных и радиальных стабилизаторов;

— модели идеального сжимаемого и идеального не сжимаемого газа;

— различные модели турбулентности;

— горение метана в одну реакцию (без  $CO$ ) и в две реакции (с  $CO$ );

— учет функции вероятностного распределения (*PDF*) для температуры и компонентов смеси;

— два способа расчета величины  $NO$ : расчет всех уравнений газодинамики и процессов горения (в том числе уравнения  $NO$ ) и расчет только уравнения  $NO$  («замороженные» параметры течения);

— различный порядок точности расчетов.

На основании результатов проведенных расчетов была выбрана итоговая расчетная модель, обеспечивающую высокую точность расчета основных параметров при приемлемом значении машинного времени счета.

На основании выбранных оптимальных моделей был проведен расчет рабочих режимов БДУ. Исследовалась частичная (элемент горизонтального стабилизатора) и полная (горизонтальный и радиальный стабилизаторы) модель. Так же была исследована модель представляющая собой половину всех горизонтальных стабилизаторов.

Результаты расчетов приведены на рисунках 2...5.

Скорости на рисунках даны в м/с; температура — в К.

Проведенные на разработанной математической модели исследования позволили выбрать близкую к оптимальной компоновку камеры дожигания.

## Заключение

На основании проведенных при численном моделировании рабочего процесса расчетов и результатов опытной эксплуатации получены следующие важные для практики проектирования подобных устройств данные:

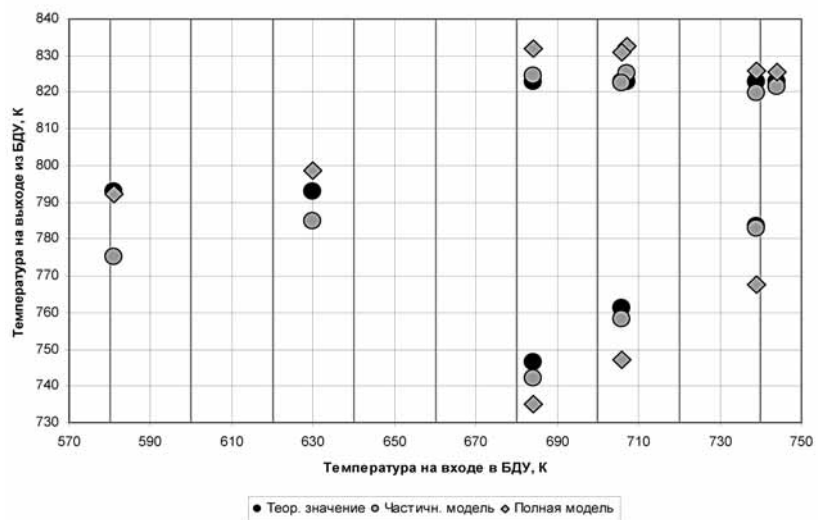


Рис. 2. Температура на выходе из БДУ

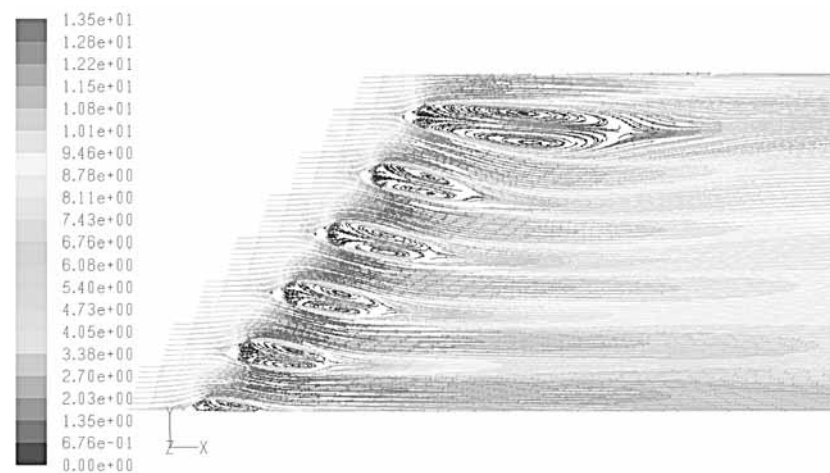


Рис. 4. Линии тока в поперечном сечении модели при работе всех трех топливных контуров

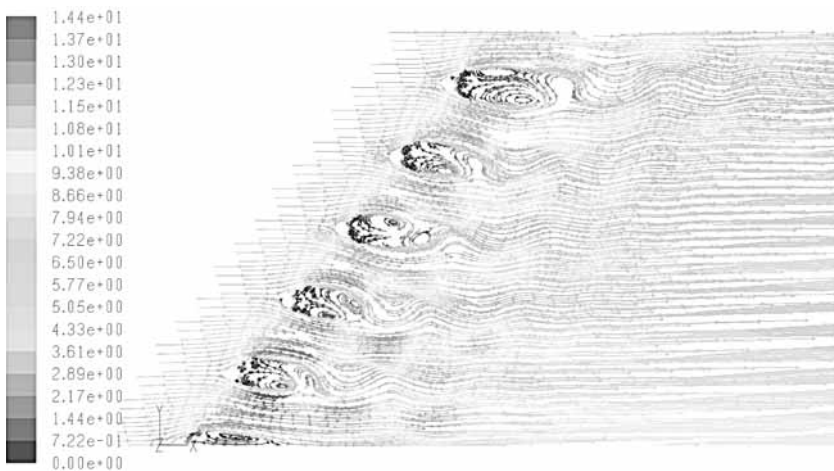


Рис. 3. Линии тока в поперечном сечении модели при работе первого топливного контура

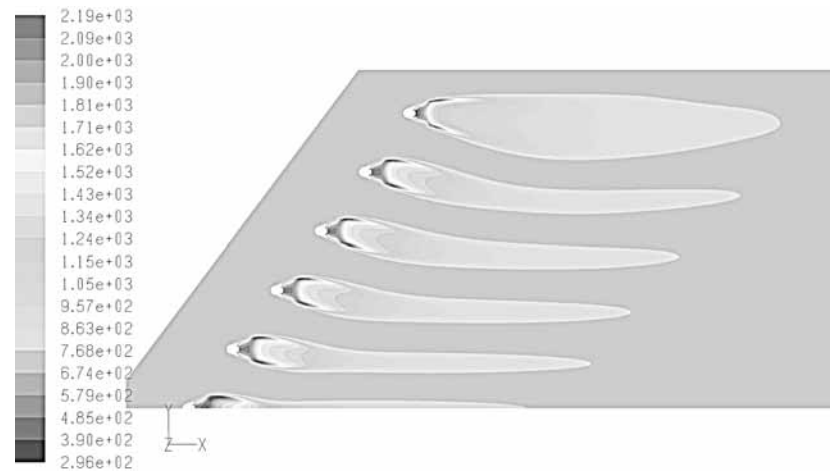


Рис. 5. Линии равных температур в поперечном сечении модели при работе всех трех топливных контуров

1) Фронтное устройство с выбранными размерами стабилизаторов (продольный стабилизатор  $h_{cm} = 150$  мм, поперечный —  $h_{cm} = 100$  мм, с шагом  $s = 400$  мм) обеспечивает стабильное горение топлива (метана) в затурбинных газах ГТУ.

2) Величина полноты сгорания топлива составляет 99.9 % и слабо меняется по режимам работы установки.

3) На выходе из КД прогнозируется неравномерность радиальной эпюры температур менее  $10^\circ\text{C}$ , что соответствует требуемому уровню неравномерности в  $20^\circ\text{C}$ .

5) Величина прироста эмиссии оксидов азота  $\text{NO}$  составляет в среднем около  $10 \text{ ppm}$  ( $21 \text{ мг/м}^3$ ) для базовых режимов работы. В модели не учитывается исходный уровень эмиссии  $\text{NOx}$  двигателя НК-37.

6) Аэродинамика течения во фронтном устройстве показывает, что:

— имеется развитие обратных токов в следе за стабилизаторами, соответствующих теоретическим данным, приведенным в проекте БДУ;

— в плоскости симметрии поперечного стабилизатора существует вихрь, направленный вдоль стабилизатора;

— оба фактора способствуют хорошей стабилизации пламени и надежному пламяперебросу от дежурной зоны фронтного устройства к основным стабилизаторам.

7) При необходимости можно отказаться от эшелонирования стабилизаторов или уменьшить их размер без существенного ухудшения выходных параметров БДУ.

На разработанную и апробированную на практике с участием автора конструкцию БДУ получено положительное решение о выдаче патента на изобретение (заявка № 2010122392/06 (031825)).

#### БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК:

1. Варнатц Ю., Маас У., Диббл Р., Горение. Физические и химические аспекты, моделирование, эксперименты, образование загрязняющих веществ. — М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006 г. — 352 с.

*С.С. Зинина*

Балтийский Государственный Технический Университет «ВОЕНМЕХ» имени Д. Ф. Устинова

### **ФИЗИКО-ХИМИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ПРОЦЕССОВ ГОРЕНИЯ ЖИДКИХ И ГАЗООБРАЗНЫХ ВИДОВ ТОПЛИВА. УПРАВЛЕНИЕ ПРОЦЕССАМИ ГОРЕНИЯ**

Горение является первым техническим процессом, освоенным человеком. В технике этот процесс занимает одно из ведущих мест, являясь основой энергетики, транспорта, большинства технологических процессов и быта. По потреблению энергии можно судить об уровне развития страны. Основным поставщиком энергии является топливо.

Топливом называют вещества, выделяющие в результате тех или иных превращений энергию, которая может быть технически использована. В настоящее время человечество располагает двумя типами топлива: ядерным и химическим. Первое выделяет энергию при ядерном распаде (синтезе, что еще не освоено); второе — в результате химических реакций окисления. Окисление, протекающее с высокой скоростью, и называют горением.

К топливу предъявляется ряд требований:

— запасы топлива должны быть достаточны для экономически выгодной его добычи;

— продукты реакции должны легко удаляться из зоны реагирования;

— продукты реакции должны быть безвредны для окружающей среды и устройств, где происходит реагирование;

— процесс реакции должен быть легко управляемым.

Для процесса горения необходимо:

1) наличие горючей среды, состоящей из горючего вещества и окислителя;

2) источник воспламенения.

Чтобы возник процесс горения, горючая среда должна быть нагрета до определенной температуры при помощи источника

воспламенения (пламя, искра электрического или механического происхождения, накалинные тела, тепловое проявление химической, электрической или механической энергий).

После возникновения горения постоянным источником воспламенения является зона горения. Возникновение и продолжение горения возможно при определенном количественном соотношении горючего вещества и кислорода, а также при определенных температурах и запасе тепловой энергии источника воспламенения. Наибольшая скорость стационарного горения наблюдается в чистом кислороде, наименьшая — при содержании в воздухе 14–15 % кислорода. При меньшем содержании кислорода в воздухе горение большей части веществ прекращается.

Различают следующие виды горения:

— полное — горение при достаточном количестве или избытке кислорода;

— неполное — горение при недостатке кислорода.

По агрегатному состоянию горючего и окислителя различают;

— гомогенное горение — горение газов и горючих парообразующих веществ в среде газообразного окислителя;

— горение взрывчатых веществ и порохов;

— гетерогенное горение — горение жидких капель одного из компонентов в газообразных парах другого.

В зависимости от характера течения газового потока, образующего пламя, различают ламинарные и турбулентные. Ламинарное течение, или слоистое, в нем все процессы массообмена и переноса происходят путем молекулярной диффузии и конвекции. Ламинарное пламя обладает вполне определенной скоростью перемещения относительно неподвижного газа, которая зависит от состава смеси, давления и температуры и определяется только химической кинетикой и молекулярной теплопроводностью. Эта нормальная скорость является физико-химической константой смеси.

В турбулентном течении, процессы массообмена и переноса осуществляются за счет не только молекулярной, но и турбулентной диффузии (в результате макроскопического вихревого движения). Скорость распространения турбулентного пламени зависит

от скорости потока, а также степени и масштаба турбулентности. Горение в потоке (факельный процесс) — это горение струи при ее истечении из трубы (сопла) в открытое пространство или камеру — очень распространенный в технике вид горения. Различают горение при истечении заранее перемешанной смеси и при раздельном истечении горючего и окислителя, когда процесс определяется перемешиванием (диффузией) двух потоков.

Характеристики горения разнообразны. Их можно подразделить на следующие группы:

1) форма, размер и структура пламени;

2) излучение, температура пламени и ионизация продуктов горения;

3) тепловыделение и полнота сгорания;

4) скорость горения и пределы устойчивого горения.

Характеристики горения могут изменяться в широких пределах в зависимости от свойств горючей системы и условий горения. Известны следующие виды горения: горение газообразных жидких и твердых веществ и их смесей за счет взаимодействия с окружающей газообразной средой или с потоком этой среды; горение соединений за счет экзотермического распада и горение твердых гомогенных топлив за счет внутримолекулярного окисления. Для создания максимальных эффектов: реактивной тяги, ионизации продуктов сгорания (плазмы), воздействия на материалы и состояние атмосферы — в практике применяют разнообразные рецептуры смесей реагентов. Такими смесями являются порох, твердые и жидкие ракетные топлива, различные по назначению пиротехнические составы и термитные смеси. Вещества, используемые в качестве горючего, многочисленны. Однако, многие закономерности горения могут быть описаны и выявлены при рассмотрении горения водорода, оксида углерода, углерода, простейших углеводородов и нескольких высокотеплотворных металлов в различных активных средах. Другие вещества разлагаются или газифицируются на первоначальных стадиях горения в основном с образованием перечисленных выше продуктов.

В условиях горения в потоке большое практическое значение имеет вопрос удержания пламени на горелке или в камере. Зада-

ча обычно решается или путем непрерывного зажигания смеси от специального зажигательного устройства, или с помощью установки поперек потока плохо обтекаемых тел (стабилизирующих экранов), обеспечивающих обратную циркуляцию горячих продуктов горения.

При турбулентном течении горючей смеси пульсации потока интенсифицируют тепло- и массоперенос в пламени, искривляют и дробят его поверхность, расширяют зону реакции, что приводит к резкому ускорению горения. В сильно шероховатых трубах турбулизация потока и ускорение пламени могут даже привести к переходу горения в *детонацию*.

Процесс горения газа является химической реакцией, при которой происходит взаимодействия природного газа с кислородом, который содержится в воздухе.

В газообразном топливе присутствует горючая часть и негорючая.

Основным горючим компонентом природного газа является метан —  $\text{CH}_4$ . Его содержание в природном газе достигает 98 %. Метан не имеет запаха, не имеет вкуса и является нетоксичным. Предел его воспламеняемости находится от 5 до 15 %. Именно эти качества позволили использовать природный газ как один из основных видов топлива. Опасно для жизни концентрация метана более 10 %, так может наступить удушье вследствие нехватки кислорода.

Для обеспечения качественного горения газа необходимо в достаточном количестве подвести воздух в зону горения и добиться хорошего перемешивания газа с воздухом. Оптимальным считается соотношение 1 : 10. То есть на одну часть газа приходится десять частей воздуха. Кроме этого необходимо создание нужного температурного режима. Чтобы газ воспламенился необходимо его нагреть до температуры его воспламенения и в дальнейшем температура не должна опускаться ниже температуры воспламенения. Полное горение достигается в том случае, если в продуктах сгорания выходящих в атмосферу отсутствуют горючие вещества.

При полном горении основными продуктами сгорания являются двуокись углерода ( $\text{CO}_2$ ), вода ( $\text{H}_2\text{O}$ ), азот ( $\text{N}_2$ ). При не-

полном горении обычно образуются едкие, ядовитые горючие и взрывоопасные продукты: окись углерода, спирты, кислоты, альдегиды.

Жидкое топливо представляет из себя смесь различных углеводородов, которые как известно состоят из атомов углерода и водорода. В отличие от газа, углеводороды, образующие жидкое топливо, состоят из молекул с очень длинными цепочками. Наличие этих цепочек объясняет жидкое состояние нахождения этого вида топлива.

Жидкое топливо нельзя сразу смешать с кислородом, содержащимся в воздухе. Его необходимо сначала распылить в виде мельчайших частичек, которые будут иметь достаточную для реакции площадь поверхности.

Внутри камеры сгорания частички распыленного жидкого топлива нагреваются и выделяют углеводородные пары, которые вызывают самовоспламенение топлива.

Физико-химические основы горения:

1. Горение представляет собой комплекс взаимосвязанных физических и химических процессов. Важнейшими из них при горении являются тепло и массоперенос. Наиболее общим свойством горения является способность возникшего очага (фронта) пламени перемещаться по горючей смеси путем теплопроводности и диффузии активных частиц из зоны горения в свежую смесь. Таким образом, скорость распространения пламени при горении и взрыве зависит от теплопроводности реагирующих веществ. С увеличением теплопроводности скорость горения возрастает.

2. Теплоемкость учитывается в термодинамических расчетах горения и выборе огнетушащих средств. Этот параметр относится как к физике, так и к термохимии, т. к. горение — это химическая реакция.

3. Диффузия объясняет возникновение и протекание так называемого диффузионного горения.

4. На базе основных законов идеальных газов выведены постулаты теории горения и самовоспламенения.

5. Законы идеальных газов являются основой расчетов давления, объема, температуры в процессах горения и взрыва.

Управление процессом горения диспергированных жидких топлив в потоке путем изменения физико-химических характеристик потока представляет одно из перспективных направлений в теплоэнергетике. Такое управление с одной стороны позволяет регулировать скорость в критические условия горения капель жидких топлив с учетом особенностей камер сгорания и условий их эксплуатации. С другой стороны — увеличить тепловыделение за счет догорания угарного газа СО до углекислого СО<sub>2</sub>, что в свою очередь позволяет решать очень актуальные задачи охраны окружающей среды. Для того чтобы получить максимальный К.П.Д., необходимо усовершенствовать процесс горения, и это решается двумя путями. Первый путь — изменение качественного состава топлива, достигается введением в жидкость различных добавок; второй связан с возможностью увеличения К.П.Д. благодаря увеличению процесса смесеобразования и изменению качественного состава газовой среды, в которой происходит горение жидкого топлива. Наиболее часто в смесь подается воздух для обеспечения оптимальных стехиометрических соотношений. Помимо этого разрабатываются способы управления с помощью магнитного поля, а также всевозможные способы автоматизации этого процесса.

#### **СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМОЙ ЛИТЕРАТУРЫ:**

1. *Добровольский М.В.* Жидкостные ракетные двигатели. М.:МГТУ имени Н.Э.Баумана, 2005, 485с.
2. *Зельдович Я.Б., Баренблат Г.И., Либровч В.Б., Махвиладзе Г.М.* Математическая теория горения и взрыва. — М.: Наука, 1980, 478 с.
3. *Вильямс Ф.А.* Теория горения. — М.: Наука, 2001. — 615 с.

## **ПРОЧНОСТЬ, НАДЕЖНОСТЬ И РЕСУРС АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**

---

*А.Р. Лепешкин, Н.Г. Бычков,  
Б.А. Балувев, П.А. Ваганов*

ФГУП «Центральный институт авиационного моторостроения  
им. П.И. Баранова»

### **ИСПЫТАНИЯ КОРПУСА ВЕНТИЛЯТОРА АВИАЦИОННОГО ГТД НА НЕПРОБИВАЕМОСТЬ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МЕТОДА УПРАВЛЯЕМОГО ОБРЫВА ЛОПАТКИ**

#### **Введение**

Нормативные технические документы по авиационным двигателям содержат требования об обязательной локализации в корпусах двигателя фрагментов, образующихся при разрушении рабочих лопаток турбомашин. Данные требования содержатся в действующих отечественных (нормы прочности, нормы летной годности АП33, АП-ВД) и зарубежных (TSO-077b, FAR33, CS-APU, CS-E и др.) нормативных технических документах.

Обеспечение и экспериментальное подтверждение соответствия этим требованиям связаны с большими затратами времени и средств. Поэтому значительное количество работ посвящено разработке подходов к расчетной оценке непробиваемости корпусов [1, 2 и др.] на основе использования эмпирических соотношений или современных программных комплексов, в частности, MSC Dytran или DYNA. Предложено также много конструктивных решений, направленных на обеспечение непробиваемости



корпусов фрагментами лопаток, как за счет использования легких лопаток, так и на основе применения специальных конструкций «жестких» или «податливых» корпусов. Однако из-за сложности прогнозирования траектории оборвавшейся лопатки, условий и последствий взаимодействия этой лопатки с другими деталями двигателя в настоящее время не удастся обойтись без испытаний на непробиваемость корпусов двигателя при обрыве лопатки. В частности, почти в каждой программе сертификации двигателя предусматривается проведение испытаний с обрывом рабочей лопатки вентилятора. Однако в течении десятилетий вопросы надежного управляемого обрыва лопатки для получения достоверной оценки корпусов на непробиваемость не решены.

Экспериментальная проверка корпусов авиационных двигателей на непробиваемость является одной из важнейших задач по обеспечению безопасности полетов. При обрыве лопатки двигателя на самолете возможны серьезные повреждения планера, обрыв подвески двигателя, пожар и т. д., вызывающие тяжелые последствия.

Нормативными техническими документами требуется, чтобы такое испытание было проведено при обрыве лопатки в требуемом сечении на предельно допустимой в эксплуатации частоте вращения ротора. Вместе с тем в нормативных технических документах отсутствуют рекомендации по технологии обрыва лопатки, обеспечивающей выполнение этих требований, а используемые на практике методы обрыва лопатки (чаще всего с использованием взрыва) имеют серьезные недостатки.

Известно несколько способов обеспечения обрыва лопатки на заданной частоте вращения.

Самый известный из них состоит в том, что заданное для разрушения сечение ослабляется многократно до тех пор, пока на контрольных оборотах не произойдет обрыв лопатки [3]. Этот метод трудоемок, ненадежен и практически не применяется.

В работе [4] для имитации обрыва лопатку отрезали на рабочих оборотах электродами. При этом методе лопатка может оборваться с неполной массой. Кроме того, может произойти обрыв нескольких лопаток. Поэтому данный метод имеет сложности в его применении.

Известен также способ отделения профильной части рабочей лопатки с помощью взрыва [5, 6]. Указанный способ имеет ряд существенных недостатков, к главным из которых относятся следующие: лопатке при взрыве сообщается дополнительная энергия неопределенного направления и величины в результате чего либо она пробивает, либо не пробивает корпус в условиях, несоответствующих реальным. При этом невозможно дать объективную оценку прочности корпуса как в случае его разрушения, так и в случае его непробиваемости. Вес отделяемой части лопатки может измениться. Кроме того, сложно учесть влияние разброса силы взрыва и момента взрыва каждого заряда на процесс обрыва лопатки на вращающемся объекте. В случае использования ослабленного заряда, не завершающего полного отделения всей лопатки, нагруженной центробежными силами, обрыв сразу обеих стенок замка произойти не может. После обрыва одной из стенок лопатка сразу наклонится в противоположную сторону под действием центробежных сил и импульса силы от давления пороховых газов. Поэтому удар оборвавшейся лопатки о корпус может не соответствовать требованиям нормативных документов. Вероятность пожара при осуществлении этого способа на двигателе высока. Способ требует длительной подготовки и весьма трудоемок. Также имеются трудности в организации испытаний. Подготовка испытаний требует особых организационных мер и мер безопасности, учитывающих использование взрывчатых веществ, а также наличия специально подготовленного персонала. Более того, требования по отрыву в районе замка делают вероятным повреждение диска, на котором крепится лопатка, при взрыве. Решение о прочности корпуса и необходимых мерах его усиления трудно обосновать при использовании данного способа.

#### **Метод обрыва лопатки и результаты испытаний корпуса на непробиваемость**

В данной работе впервые разработана и успешно реализована методология управляемого обрыва рабочих лопаток вращающегося ротора на заданной частоте вращения без использования взрыва. Авторами предложен новый метод и его модификации для управля-

емого дополнительного нагружения лопаток после выхода ротора на заданную частоту вращения [7–8]. Разработанный метод можно применять при проверке корпусов любых роторных машин, газотурбинных и энергетических установок и двигателей. Суть предложенного метода обрыва лопатки заключается в перераспределении напряжений в заданном сечении лопатки при дополнительном ее термическом нагружении (от встроенного электронагревателя в замке лопатки) и в обеспечении квазихрупкого разрушения лопатки по указанному ее сечению на заданной частоте вращения ротора. Проведено расчетное моделирование натурной лопатки в поле центробежных сил и управляемого обрыва доработанной лопатки с использованием метода конечных элементов. Выполнены экспериментальные исследования управляемого обрыва лопаток на испытательных машинах и разгонном стенде.

В отличие от метода обрыва лопатки с помощью взрыва разработанный авторами метод имеет следующие достоинства:

- обеспечивает возможность локального увеличения нагрузки в подрезанном сечении лопатки вплоть до ее разрушения на требуемой частоте вращения;

- исключает действие в момент удара лопатки по корпусу дополнительных сил;

- обеспечивает разрушение лопатки до выбора зазора между лопаткой и корпусом вентилятора на разрушающих частотах вращения;

- обеспечивает сохранение требуемой массы отделяемой лопатки.

Управление обрывом лопатки на заданной частоте вращения ротора проводилось путем снижения прочностных свойств материала за счет нагрева среднего участка ослабленного сечения любого вида замкового соединения. Масса отделяющейся части лопатки при этом не уменьшается.

В ослабленном сечении лопатки образованы три несущих участка: у входной кромки, в средней части и у выходной кромки.

Для обрыва роторной лопатки на требуемой частоте вращения в заданном сечении это сечение ослаблялось до получения запаса несущей способности по силе  $n \approx 1,4–1,5$  при  $T = 20^\circ\text{C}$ .

Электрический нагреватель размещался в призмковой части лопатки. Проектирование производилось из условия исчерпания несущей способности от действия центробежной силы во время нагрева хотя бы одного из трех участков ослабленного сечения.

При достижении температуры  $400^\circ\text{C}$  на наружной поверхности нагреваемого среднего участка ослабленного сечения нагруженной лопатки расчетные упругие напряжения на входной и выходной кромках значительно превышали предел прочности.

Проверка предлагаемого способа управления обрывом рабочей лопатки проводилась на испытательной машине. Каждая лопатка устанавливалась в захватах и нагружалась растягивающей нагрузкой. Максимальная растягивающая нагрузка, вызвавшая разрушение лопатки без нагрева среднего участка, составила  $18700\text{ кГ}$ . Остальные лопатки нагружались растягивающей нагрузкой  $13000\text{ кГ}$ , имитирующей центробежную силу при заданной частоте вращения ротора ( $n = 10850\text{ об/мин.}$ ). Далее включалось питание электронагревателя. Во время разогрева среднего участка, температура которого контролировалась с помощью термопары, растягивающая нагрузка поддерживалась постоянной. Обрыв этих трех лопаток происходил при достижении температуры на наружной поверхности среднего участка равной  $300, 350$  и  $380^\circ\text{C}$  соответственно.

Для расчетного проектирования доработки этой лопатки проведены расчеты с использованием метода конечных элементов. Результаты расчета изменения запаса прочности лопатки и напряженного состояния при повышении температуры среднего участка лопатки приведены на рис. 1.

На рис. 1 показано изменение средних напряжений  $\sigma_{cp}$  и запасов прочности на трех участках в ослабленном сечении лопатки при повышении температуры среднего участка до  $500^\circ\text{C}$ . При достижении температуры  $200^\circ\text{C}$  запас прочности среднего участка лопатки снижается до 1 и большая часть центробежной нагрузки прикладывается к участкам на кромках лопатки. В результате данные участки обрываются, а затем обрывается и средний участок. Рассмотренный механизм обрыва с учетом перераспределения напряжений в ослабленном сечении лопатки был подтвержден

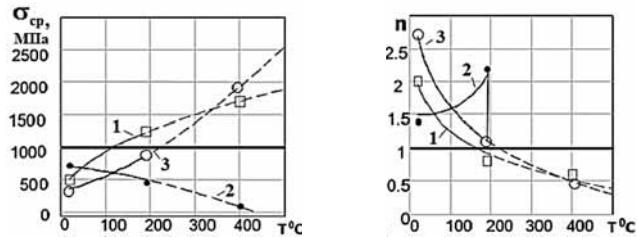


Рис. 1. Изменение средних напряжений  $\sigma_{ср}$  и запасов прочности  $n$  в зависимости от температуры:

1 — участок у входной кромки, 2 — средний участок, 3 — участок у выходной кромки

при испытаниях лопаток на испытательной машине и на разгонном стенде.

Разработанный метод управления оказался весьма эффективным. Он был внедрен при проверке непробиваемости корпуса вентилятора на разгонном стенде.

Приведены результаты сертификационных испытаний на непробиваемость корпуса вентилятора двигателя маневренной авиации при управляемом обрыве рабочей лопатки 1-й ступени вентилятора разработанным методом.

Испытания проводились в ЦИАМ на разгонном стенде. На рабочем колесе 1 ступени вентилятора были установлены штатные лопатки и одна лопатка с ослабленным сечением и устройством обрыва (рис. 2). Обрываемая лопатка после установки нагревателя в выполненный в ней паз окрашивалась с двух сторон по разным специальным схемам. По другой специальной схеме окрашивалась и последующая лопатка.

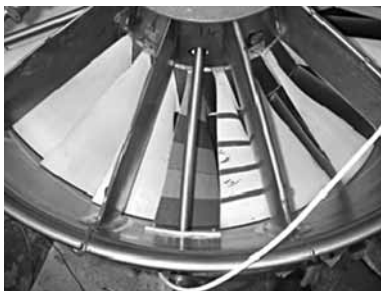


Рис. 2. Корпус вентилятора двигателя с подготовленной лопаткой

Отбалансированный ротор и корпус вентилятора, препарированный тензодатчиками и термопарами, были установлены в разгонной камере (рис. 3).

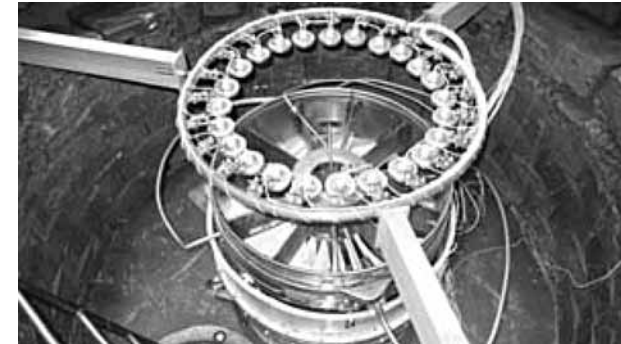


Рис. 3. Корпус двигателя с подготовленной лопаткой на разгонном стенде

Вокруг корпуса был смонтирован тонкий алюминиевый цилиндрический экран для определения уровня кинетической энергии фрагментов оборвавшейся лопатки в случае разрушения корпуса. Испытательная камера вакуумировалась до давления 0,05 ата. Питание нагревателя осуществлялось через контактный токосъемник с ртутными кольцами (РТО-32). Во время испытаний проводилась запись вибраций и температур и корпуса, узла опоры и подшипниковых узлов вентилятора.

Обрыв лопатки произошел на заданной частоте вращения диска 11050 об/мин. Лопатка разрушилась в требуемом сечении при достижении температуры на поверхности лопатки над нагревателем 190 °С. Ротор вентилятора после испытаний представлен на рис. 4.



Рис. 4. Ротор вентилятора после испытаний

Испытания корпуса вентилятора на непробиваемость проведены с применением разработанного управляемого метода. В результате осмотра объекта испытаний были обнаружены повреждения корпуса вентилятора с трещинами: основная и сопутствующая (рис. 5).



Рис. 5. Корпус вентилятора после испытаний

Максимальное выпучивание корпуса в радиальном направлении 35 мм. В контрольном экране разгонного стенда следов вылета лопатки не обнаружено.

Оборвавшаяся лопатка удержана корпусом. В контрольном алюминиевом экране, установленном вокруг корпуса, следов пролета фрагментов оборвавшейся лопатки не обнаружено. Испытания прошли успешно.

Проведенные испытания на непробиваемость корпуса вентилятора на разгонном стенде показали эффективность метода управления обрывом лопатки в заданном сечении на требуемой частоте вращения.

На основе опыта проведенных испытаний планируется разработка методологии расчетного проектирования легких непробиваемых корпусов авиационных двигателей.

### Выводы

1. Разработан оригинальный метод управляемого обрыва лопатки турбомшины, позволяющий без использования взрыва и без выборки зазора обеспечить разрушение лопатки в заданном сечении при требуемой частоте вращения ротора и провести испытания корпуса на непробиваемость.

2. На основе экспериментальных исследований выбран наиболее технологичный и дешевый метод обрыва лопатки путем перераспределения напряжений и снижения прочностных свойств материала за счет местного разогрева ослабленного сечения лопатки.

3. Экспериментальная проверка разработанного метода управления обрывом лопатки на испытательной машине показала снижение несущей способности лопатки в результате дополнительного нагружения более чем на 40–50 %.

4. Разработанный метод был внедрен при испытаниях на непробиваемость корпуса вентилятора двигателя при активном управлении обрывом роторной лопатки на разгонном стенде.

5. Предложенный метод управляемого обрыва лопаток можно применять при проверке корпусов роторных машин, газотурбинных и энергетических установок и двигателей на непробиваемость.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Москвитин О.А., Б.Ф. Шорр. Пространственное моделирование процесса пробивания корпусных элементов двигателя оборвавшимися деталями // Тезисы докладов XXVIII Международного НТС по проблемам прочности двигателей. — М.: 2002. — С. 60–61.

2. Придорожный Р.П., Шереметьев А.В., Зинковский А.П. Расчетное определение последствий обрыва фрагмента лопатки на повреждения рабочего колеса и корпуса газотурбинного двигателя // Вестник двигателестроения. — № 2, 2009 — С. 42–45.

3. Mohamed N.A., Timm Moffat. A design methodology for Fan Blade-off Based on Structural Failure/N.A. Mohamed, Timm Moffat. // Papes ISABE. Canada. — 2009. — p. 1–6.

4. Баженов В.Г., Тростенюк Ю.И., Захаров В.К. Универсальный разгонный стенд для повторно-статических испытаний крупногабаритных элементов ротора // Проблемы прочности. — № 9, 1988. — С. 114–116.

5. BR715 clears last certification hurdle before 717 flight // Flight. — 15–21/VII. — v. 154. — 4634, 1998. — P.12.

6. Патент РФ № 2279047 Способ испытания корпуса на непробиваемость и устройство для его реализации/В.З. Каримов, А.Н. Кремлев, Ю.Л. Саков и др. — Бюл. № 18, 2006.

7. Патент РФ № 2176389. Способ испытаний корпуса на непробиваемость и устройство для его осуществления/А.Р. Лепешкин, Н.Г. Бычков. — Бюл. № 33, 2001.

8. Патент РФ № 2371692 Способ испытания корпуса на непробиваемость и устройство для его реализации/А.Р. Лепешкин, Н.Г. Бычков, Ю.А. Ножницкий. — Бюл. № 30, 2009

*В.И. Погорелов*

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, Санкт-Петербург

## НЕКОТОРЫЕ ПРИМЕРЫ ПРИМЕНЕНИЯ МЕХАНИКИ РАЗРУШЕНИЯ ДЛЯ ОЦЕНКИ ТРЕЩИНОСТОЙКОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Рассматриваются примеры расчета трещиностойкости конструкций, имеющих дефекты полуэллиптической формы на свободной поверхности. Расчеты основаны на аналитических соотношениях для определения коэффициента интенсивности напряжений в области эллиптической трещины, растягиваемой постоянной нагрузкой в направлении, перпендикулярном плоскости. Эти соотношения применяются также для выбора материала с наилучшей трещиностойкостью. Приводится таблица значений вязкости разрушения нескольких марок сталей, титановых и алюминиевых сплавов.

### Введение

Традиционные методы оценки несущей способности конструкций авиационных двигателей основываются на теориях прочности, которые дают рецепты для сведения реального напряженного состояния конструкции к одноосному состоянию, определяемому эквивалентными напряжениями. Наибольшее распространение получили следующие четыре теории прочности:

**Максимальных нормальных напряжений.** В качестве эквивалентных принимаются наибольшие по модулю нормальные (иногда главные) напряжения, которые сравниваются с пределом текучести.

**Максимальных линейных деформаций.** Опасное состояние наступает тогда, когда максимальная деформация в конструкции достигает значения  $\sigma_y/E$ , где  $\sigma_y$  — предел упругости, а  $E$  — модуль упругости. Эквивалентные напряжения в этом случае равны:

$$\sigma_y = \sigma_1 - \mu(\sigma_2 + \sigma_3),$$

где  $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$  — главные напряжения;  $\mu$  — коэффициент Пуассона.

Максимальных касательных напряжений. Опасное состояние наступает тогда, когда максимальные касательные напряжения становятся равными  $0,5\sigma_y$ . Здесь

$$\sigma_y = \sigma_1 - \sigma_3,$$

т. е. разности между наибольшим и наименьшим главными напряжениями.

Энергии изменения формы. Опасное состояние наступает тогда, когда удельная потенциальная энергия формоизменения достигает своего предельного значения, а эквивалентные напряжения определяются по формуле:

$$\sigma_y = \frac{\sqrt{2}}{2} \sqrt{(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2}.$$

$$\text{В плоском случае } \sigma_y = \sqrt{\sigma_1^2 - \sigma_1\sigma_2 + \sigma_2^2}.$$

Многочисленные эксперименты показывают, что первые две теории дают хорошие результаты для хрупких материалов, а последние две теории целесообразно применять для пластичных материалов.

Однако такая оценка прочности конструкции явно недостаточна, так как реальные материалы, из которых изготавливаются конструкции, могут иметь технологические дефекты в виде трещин, царапин и неровности поверхностей. Кроме того, современные высокопрочные материалы обладают малой вязкостью, что способствует возникновению у них хрупких свойств, которые способствуют катастрофическому увеличению размеров трещины и разрушению конструкции при напряжениях меньших, чем те, которые определяются с помощью теорий прочности. Оценка несущей способности конструкций с трещинами принято выполнять с помощью критерия Дж. Р.Ирвина [1] — [3], в соответствии с которым эксплуатация конструкции будет безопасной (на примере отрывного смещения), если

$$K_I < \frac{K_{Ic}}{m}, \quad (1)$$

где  $K_I$  — коэффициент интенсивности напряжений (КИН);  $K_{Ic}$  — вязкость разрушения;  $m$  — коэффициент запаса прочности.

На стадии проектировочных расчетов целесообразно иметь простые аналитические соотношения, которые позволяли бы оценить возможные последствия от возникновения трещин и указать реальные пути для противодействия их развитию.

Такие соотношения для расчета коэффициента интенсивности напряжений получены в механике разрушения для простейших геометрических форм и разнообразных нагрузок, которые с успехом могут быть использованы на стадии проектировочных расчетов [4], [5].

На практике простые конфигурации, для которых получены решения, не могут моделировать реальные конструкции, поэтому в конструкциях они применяются вблизи свободных поверхностей и кромок.

В линейной механике разрушения [1] — [3] показывается, что общий случай напряженного состояния в вершине трещины получается суперпозицией трех видов деформаций: *I* — отрывным смещением, когда поверхности трещины расходятся во взаимно противоположных направлениях; *II* — взаимно-противоположным скольжением поверхностей трещины; *III* — скольжением поверхностей параллельно фронту трещины.

Причем вне зависимости от геометрии конструкции и характера нагрузки в окрестности трещины наблюдается одно и то же асимптотическое распределение напряжений, величина которых зависит от коэффициента интенсивности напряжений.

Целью настоящей работы является практическое применение решений, полученных в механике разрушения, к оценке несущей способности элементов конструкции двигателей, имеющих дефекты в виде трещин.

### Расчет коэффициента интенсивности напряжений

Если считать, что трещина имеет эллиптическую форму с большей полуосью  $a$ , меньшей полуосью  $b$ , значительно меньшей  $a$ , и нагрузкой (следовательно и напряжениями), направленной перпендикулярно плоскости эллипса, то выражение для коэффициента интенсивности напряжений  $K_I$  в общем виде можно записать так:

$$K_I = \sigma \sqrt{a} f(g), \quad (2)$$

в котором  $\sigma$  — асимптотические нормальные напряжения вдали от кромки трещины, перпендикулярные ее плоскости;  $f(g)$  — функция, учитывающая особенности геометрии, для которой получен коэффициент. Например, таких как толщина, ширина пластины и место расположения трещины на ней.

Рассмотрим некоторые примеры применения механики разрушения с целью анализа возможности предотвращения хрупкого разрушения конструкции или устранения погрешностей в ее геометрии.

#### *Цилиндр, нагруженный внутренним давлением*

Цилиндрический корпус двигателя радиусом  $R$  и толщиной стенки  $\delta$  растянут давлением  $P$  в осевом (меридиональном) и тангенциальном направлениях. При этом тангенциальные напряжения  $\sigma_2 = 2\sigma_1 = PR/\delta$  вдвое больше меридиональных  $\sigma_1 = PR/2\delta$ . Корпус разрушается вдоль осевой линии, поэтому наиболее опасными будут поверхностные трещины, направленные вдоль оси цилиндра (рис. 1).

Так как тангенциальные напряжения растягивающие, то поверхности трещины расходятся одна от другой в противоположных направлениях, что соответствует первому виду деформации. Воспользуемся решением, полученным для полуэллиптической поверхностной трещины в пластине конечной толщины. Если глубина трещины не превышает половины толщины пластины,

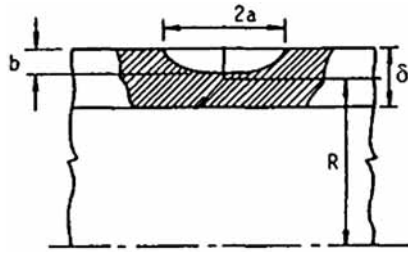


Рис. 1. Осевая трещина на внешней поверхности цилиндра

то коэффициент интенсивности напряжений имеет наибольшее значение в конце наименьшей полуоси эллипса, которая направлена вглубь пластины и определяется по формуле [6]:

$$K_I = 1,1\sqrt{\pi}\sigma\left(\frac{b}{Q}\right)^{\frac{1}{2}}, \quad (3)$$

где  $\sigma$  тангенциальное безмоментное напряжение в цилиндре;  $b$  — меньшая полуось эллипса, направленная внутрь стенки корпуса, а форм-фактор  $Q$  равен:

$$Q = \Phi^2 - 0,212\left(\frac{\sigma}{\sigma_{0,2}}\right)^2, \quad (4)$$

где  $\Phi = \int \left[ 1 - \left( \frac{a^2 - b^2}{a^2} \right) \sin^2 \phi \right]^{\frac{1}{2}} d\phi$  — эллиптический интеграл второго рода, который хорошо аппроксимируется следующим выражением:

$$\Phi = 1 + 4,593\left(\frac{b}{2a}\right)^{1,65};$$

$\sigma_{0,2}$  — предел текучести.

При критическом напряжении в вершине меньшей полуоси эллиптической трещины она становится неустойчивой и начина-

ет быстро увеличиваться. Этот процесс начинается, когда КИН, определяемый по (3), становится равным вязкости разрушения материала  $K_{IC}$ , являющейся константой материала, определяемой экспериментально.

### Выбор материала с наилучшей трещиностойкостью

При определении сопротивления материала хрупкому разрушению необходимо знать значение вязкости разрушения материала и его предела текучести. Рассмотрим порядок сравнения материалов на примере толстой растянутой пластины с трещиной полуэллиптической формы, имеющей глубину  $b = 4$  мм. и длину  $2a = 20$  мм. Допускаемые напряжения из соображений прочности примем равными половине предела текучести.

Для сравнения возьмем сталь, алюминиевый и титановый сплавы с почти одинаковыми значениями показателя массовой эффективности материала, который равен отношению предела текучести к плотности.

Определим напряжения, растягивающие пластину, при которых начнется разрушение из-за роста размеров трещины, воспользовавшись формулой (3), переписанную относительно напряжений так:

$$\sigma = K_{Ic} \sqrt{\frac{Q}{1,1\pi b}}, \quad (5)$$

где вместо КИН теперь нужно подставить вязкость разрушения  $K_{Ic}$ . При  $b/2a = 0,2$  и  $\sigma/\sigma_{0,2} = 0,5$  из формулы (4) получим, что  $Q = 1,26$ .

Данные о характеристиках материалов и результаты расчетов для выбранных материалов сведены в табл. 1.

Из данных, приведенных в таблице, следует, что наилучшей трещиностойкостью обладает титановый сплав. При одинаковых размерах исходной трещины размеры ее начинают увеличиваться в конструкции из титанового сплава при напряжениях в 1,73 раза больших, чем допускаемые напряжения.

Таблица 1

Расчет трещиностойкости материалов

Матер.	Плотн. кг/м <sup>3</sup>	Пред. Тек. $\sigma_{0,2}$ (МПа)	$\frac{\sigma_{0,2} \cdot 10^3}{\rho}$ ( $\frac{\text{МПа} \cdot \text{м}^3}{\text{кг}}$ )	Вязк. Разр. $K_{Ic}$ (МПа $\sqrt{\text{м}}$ )	Доп. напр. $0,5\sigma_{0,2}$ (МПа)	Разр. напр. $\sigma$ (МПа)	Запас $\frac{\sigma}{0,5\sigma_{0,2}}$
Сталь	7800	1720	220,5	110	860	1050,5	1,22
Алюм. сплав	2690	590	219	33	295	315	1,07
Титан. сплав	4480	970	216,5	88	485	840,4	1,73

Определим еще какими должны быть размеры трещины при напряжениях, равных допускаемому, т.е. половине предела текучести. Для этого случая формулу (3) нужно переписать так:

$$b_{cr} = \frac{Q}{1,21 \cdot \pi} \left( \frac{K_{Ic}}{0,5 \cdot \sigma_{0,2}} \right)^2 \quad (6)$$

Из данных таблицы 2 следует, что, как и ожидалось, размеры начальной трещины у титанового сплава больше, чем у двух других материалов.

Таблица 2

Критические размеры трещины для тестируемых материалов

Материал	Глубина трещины, мм	Длина трещины, мм
Сталь	5,4	27,7
Ал. сплав	4	27
Тит. сплав	10,9	54,6

При выполнении расчетов необходимо знать значение вязкости разрушения, которая является константой материала и берется из экспериментальных данных.

### 3. Вязкость разрушения материалов

Вязкость разрушения материала  $K_{IC}$  является важнейшей характеристикой материала, так как показывает способность материала противостоять трещинообразованию.

Величина ее зависит от способа нагружения экспериментального образца и его температуры.

Таблица 3

Вязкость разрушения материалов (МПа $\cdot\text{м}^{1/2}$ )

Сталь	Температура, К				
	213°	233°	253°	273°	293°
Стали при статическом нагружении					
10ХСНД	70	71	71	70	68



Окончание табл. 3

Сталь	Температура, К				
	213°	233°	253°	273°	293°
09Г2С	65	61	59	58	57
ВстЗсп	54	55	56	56	56
Ст20	51	52	53	55	58
15Х2НМФА	102	115	124	141	154
Малоуглеродистая	54				
Высокопрочная	98				
Нержавеющая	83				
Алюминиевые сплавы					
2024 Т8	27				
7075 Т6	30				
7178 Т6	23				
Титановые сплавы					
Ti-6Al-4V	73				
Высокопрочный	38				
Динамическое нагружение сталей					
10ХСНД	23	28	38	50	60
09Г2С	39	43	48	60	68
ВстЗсп	24	25	31	40	50
Ст20	20	22	27	33	43
15Х2НМФА	58	66	75	81	87

В табл. 3 приводятся значения вязкости разрушения некоторых конструкционных материалов, заимствованные из [4], [5], [8], в зависимости от температуры, которые можно использовать при оценке трещиностойкости конструкций.

### Заклучение

Таким образом, приведенные расчетные соотношения позволяют оценить прочность цилиндрического корпуса, нагруженного внутренним давлением, а также выбрать материал, обладающий наилучшей трещиностойкостью.

Изложенную методику оценки прочности элементов конструкций в силу простоты расчетных соотношений особенно

удобно использовать на стадии проектировочных расчетов, когда просматривается множество вариантов конструкции.

### СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. *Партон В.З.* Механика разрушения: От теории к практике. — М.: Наука, 1990. — 240 с.
2. *Броек Д.* Основы механики разрушения. — М.: Высш. школа, 1980. — 368 с.
3. *Пестриков В.М., Морозов Е.М.* Механика разрушения твердых тел: курс лекций. — СПб.: Профессия, 2002. — 320 с.
4. Справочник по коэффициентам интенсивности напряжений/Под редакцией Ю.Мураками. — М.: Мир, 1990. т.1 — 448с.; т.2 — 1016 с.
5. Механика разрушения и прочность материалов. Справочное пособие. В 4-х томах. Т.2. Коэффициенты интенсивности напряжений в телах с трещинами/Саврук М.П. — Киев: Наукова думка, 1988. — 620с.
6. Astronautic Structures Manual, Volume I/ NASA TM-73305/ Section E: Fracture Mechanics. Marshall Space Flight Center, Alabama. — August 1975.
7. *Погорелов В.И.* Строительная механика тонкостенных конструкций. — СПб.: БХВ-Петербург, 2007. 528 с.
8. *Wang C.H.* Introduction to Fracture Mechanics. Airframes and Engines Division/Aeronautical and Maritime Research Laboratory. DSTO-GD-0103. 1996.

*Зацепина Е.А.*

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова,  
Санкт-Петербург

### МЕТОД ПОДМОДЕЛИРОВАНИЯ ДЛЯ РАСЧЕТА НАПРЯЖЕНО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ РАКЕТНЫХ КОНСТРУКЦИЙ В ОБЛАСТИ КОНЦЕНТРАЦИИ НАПРЯЖЕНИЙ

Подмоделирование — это технология, которая используется в методе конечных элементов для получения более точных результатов в областях концентрации напряжений [1] или там, где имеется геометрически сложная конструкция и невозможно построить мелкую сетку в важных для анализа областях. Примером таких конструкций могут служить заряд твердого топлива в области зонтика (рис. 1), область критического сечения сопла РДТТ

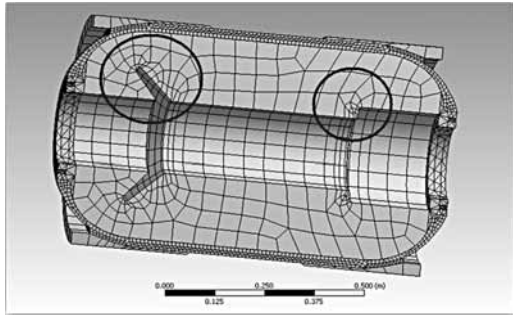


Рис. 1. Область концентрации напряжений в зонтике заряда твердого топлива

(рис. 2), а также панели сухих отсеков, в которых имеются вырезы под люки [1]. В этих случаях область, необходимая для анализа вырезается из конструкции с целью построения внутри нее более мелкой сетки и получения более точных значений напряжений и деформаций. Для иллюстрации техники подмоделирования приведем пример расчета панели сухого отсека, имеющей круглый вырез под люк (рис. 3).

Техника подмоделирования может успешно использоваться не только для расчетов напряжений, но также и для теплового, исследований CFD и электромагнитного расчетов [2].

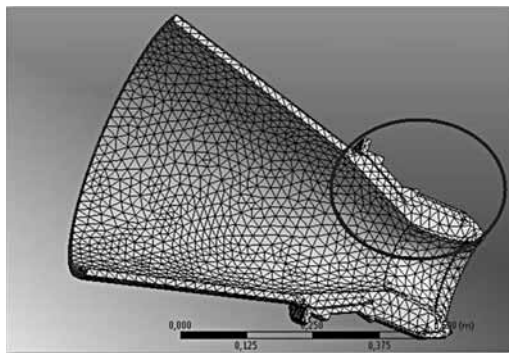


Рис. 2. Область критического сечения сопла

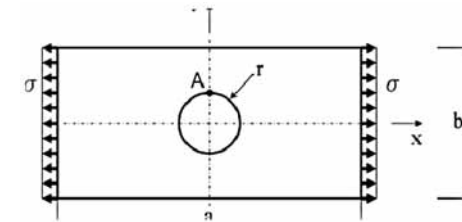


Рис. 3. Панель сухого отсека с отверстием

Процедура расчета напряжений в области концентрации напряжений состоит из пяти этапов:

1. Создать и проанализировать начальную модель с грубой сеткой.

Выполнять те же самые шаги, что и в обычном статическом анализе.

Геометрия не должна включать местные детали.

2. Создать подмодель, которая является независимой моделью. Как правило, подмодель будет включать детали, которые были опущены в начальной модели. При этом должны быть те же самые граничные условия и нагрузки, как и у грубой модели.

Для создания подмодели нужно выполнить следующие шаги:

а) Присвоить имя (так как файлы от начального анализа будут необходимы позже).

б) Построить геометрию подмодели.

с) Разбить построенную модель на конечные элементы.

д) Задать все граничные условия, которые должны быть такими же, как и в начальной модели.

3. Выполнить граничную интерполяцию. Это ключевой шаг в подмоделировании, который включает в себя следующие действия:

а) Сначала выбираются узлы на границе подмодели.

б) Выбранные узлы записываются в файл.

с) Сохраняется база данных подмодели и осуществляется переход к грубой модели для интерполяции перемещений в сохраненных узлах подмодели.

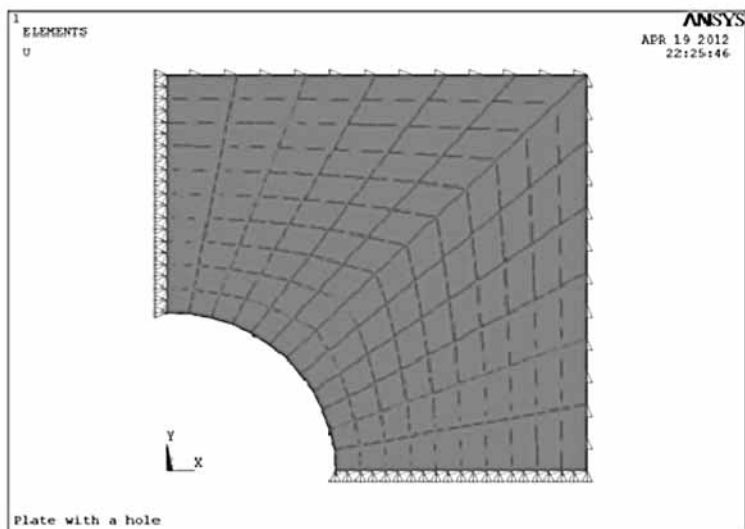


Рис. 4. Подмодель с интерполированными граничными узлами

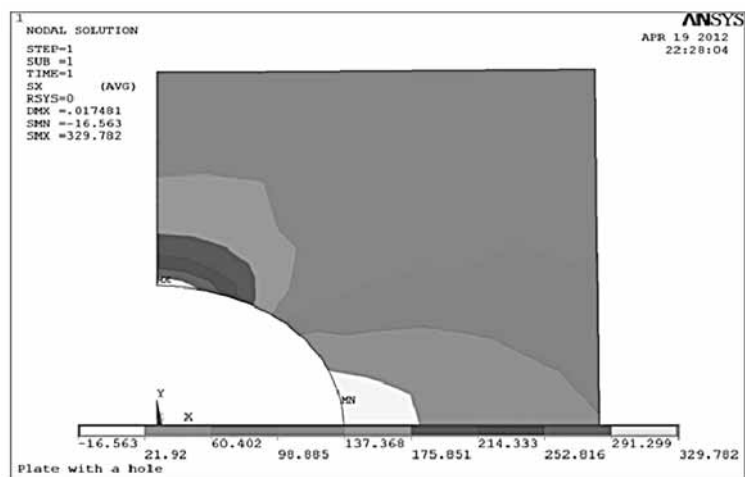


Рис. 5. Напряжения в области отверстия

d) Активируется файл с результатами расчета начального анализа.

e) Выполняется интерполяция в узлах (рис. 4).

4. Выполнить расчет напряженно деформированного состояния подмодели и проанализировать полученные результаты, воспользовавшись стандартными методами постпроцессорной обработки.(рис. 5).

5. Проверить правильность выбора размеров области для подмодели.

Для иллюстрации полученных результатов на рис. 6 приводятся графики распределения напряжений по оси X, полученные на грубой и мелкой сетке, где отчетливо виден пик напряжений на кромке отверстия, который быстро затухает по мере удаления от нее.

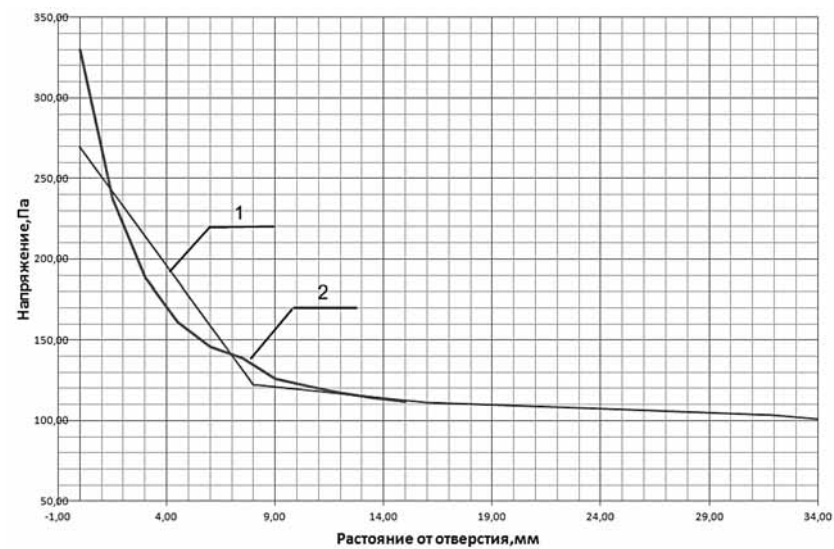


Рис. 6. Распределение напряжений от отверстия к кромке панели

Таким образом, метод подмоделирования позволяет значительно сэкономить вычислительные ресурсы, необходимые для получения напряжений в интересующих нас зонах.

## СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. *Погорелов В.И.* «Строительная механика тонкостенных конструкций». Изд.: БХВ-Петербург, 2007 г., 528 с.
2. *Чигарев А.В., Кравчук А.С., Смалюк А.Ф.* «ANSYS для инженеров. Справочное пособие», 2004г., 512 с.

## ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ТЕХНОЛОГИИ И МАТЕРИАЛЫ, ПРИМЕНЯЕМЫЕ В АВИАДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИИ

---

*Н.Г. Бычков, А.В. Першин, А.Ш. Хамидуллин*

Центральный Институт Авиационного Моторостроения  
им. П.И. Баранова, г. Москва

### ИССЛЕДОВАНИЕ МЕХАНИЗМА РАЗРУШЕНИЯ ТЗП НА МОДЕЛЯХ РАБОЧИХ ЛОПАТОК ТУРБИН ПРИ ВОСПРОИЗВЕДЕНИИ ЭКСПЛУАТАЦИОННОГО ТЕРМОСИЛОВОГО НАГРУЖЕНИЯ И РАЗРАБОТКА МЕРОПРИЯТИЙ ПО ПОВЫШЕНИЮ РЕСУРСА ЛОПАТОК С ТЗП

Представлена методика исследования механизма разрушения электронно-лучевого теплозащитного покрытия (ТЗП) от действия эксплуатационных нагрузок. Представлены результаты экспериментальной проверки механизма разрушения ТЗП. Предложена технология защиты ТЗП от растрескивания, выкрашивания и эрозионного износа.

Ключевые слова: теплозащитное покрытие, механизм разрушения, термомеханическое нагружение.

#### **Введение**

Теплозащитные покрытия должны обеспечивать эффективное снижение температуры термонапряженных охлаждаемых деталей ГТД длительное время. Наибольшую эффективность тепловой защиты мы наблюдаем у двуокиси циркония столбчатой структуры. Покрытие столбчатой структуры обладает высоким сопротивлением термической усталости [1]. После доводки технологического процесса нанесения жаростойкого подслоя и керамического покрытия, адгезионная прочность покрытия достаточно высока и в эксплуатации керамика не отрывается от подслоя.

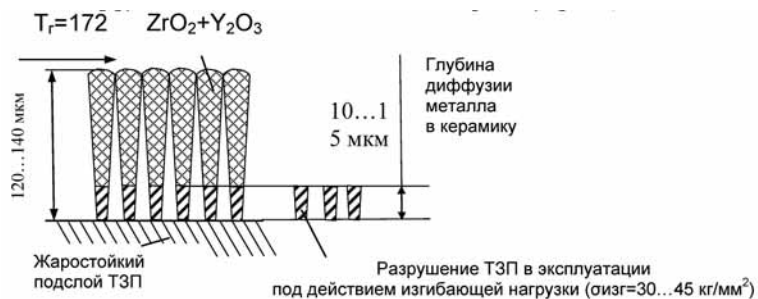


Рис. 1. Разрушение столбиков керамического ТЗП на высоте 10...15 мкм

Однако на двигателе наблюдается разрушение столбиков на высоте 10...15 мкм, где кончается зона диффузии металлического подслоя в керамику (рис. 1).

Металловеды предлагают различные модели разрушения столбчатого покрытия и методы борьбы с ними. Вместе с тем, проведенный в ЦИАМ расчетный анализ условий работы этих покрытий и их сопротивления разрушению при действии растягивающих нагрузок показал, что керамические столбики разрушаются закономерно при их изгибе центробежными силами и силами трения газодинамического потока [2]. Для верификации этой оригинальной модели разрушения экспериментом была разработана и изготовлена малогабаритная разгонная установка Т14.232 [3]. В данной работе изложена методика воспроизведения на моделях рабочих лопаток механизма разрушения ТЗП в условиях эксплуатации, результаты ее верификации экспериментом и предложена оригинальная технология повышения ресурса ТЗП и деталей.

### Состояние вопроса

Существующие представления отечественных и зарубежных специалистов о разрушении столбчатого ТЗП связаны в основном с физико-химическим взаимодействием теплозащитного покрытия и газодинамического потока. Наибольшее количество работ посвящено изучению механизма скола керамического слоя с подложки вследствие роста оксидной пленки на границе раздела [4].

Согласно этой модели, к отслоению керамики приводят возрастающие напряжения отрыва в совокупности со снижающимся пределом адгезионной прочности. В связи с этим, в настоящее время основным критерием долговечности существующих и разрабатываемых покрытий считается их жаростойкость, определяемая по привесу после длительных испытаний образца с ТЗП в печи при рабочих температурах.

Однако, окисление подложки является достаточно длительным процессом, скорость которого зависит как от жаростойкости подслоя, так и от пористости керамического слоя покрытия, его состава и толщины. По состоянию керамического ТЗП на рабочих лопатках турбины после некоторого периода эксплуатации можно сделать вывод, что разрушение керамического слоя покрытия происходит задолго до развития механизма окисления (рис. 2).

Наиболее обоснованной моделью разрушения керамических волокон является предложенная в ЦИАМ оригинальная модель разрушения столбиков от их изгиба центробежными силами и силами трения газодинамического потока [5]. После деградации керамического слоя возрастает скорость роста оксидной пленки и происходит отслоение остатков покрытия от подслоя. Наблюдая итоговую картину разрушения ТЗП, ошибочно судят о главенствующих факторах, влияющих на его долговечность.

В результате раннего скола керамических столбиков на высоте 10...15 мкм от основания волокон практически полностью теряется эффект тепловой защиты и как следствие происходит локальный перегрев детали, снижение ее прочностных свойств и долговечности. Изгибные напряжения, возникающие в керамических волокнах, достигают критических значений благодаря тому, что в эксплуатации происходит растрескивание керамического покрытия, разделение его



Рис. 2. Разрушение керамического ТЗП на рабочей лопатке турбины

на фрагменты, а также локальное отдаление столбиков друг от друга. Это происходит как за счет деформации основного материала от механических нагрузок, так и при нагреве вследствие значительной разности в коэффициентах термического расширения керамики и металла. Таким образом, появление сетки трещин в покрытии обуславливает возможность свободного изгиба столбиков эксплуатационными нагрузками.

### Испытательное оборудование и методика проведения испытаний

Воспроизведение эксплуатационных нагрузок в столбчатом покрытии на моделях рабочих лопаток турбин осуществляется на малогабаритной разгонной установке Т14-232 (рис. 3), разработанной и изготовленной в ЦИАМ.

В состав установки входят: высокочастотный генератор ВЧГ4-25/0,44, испытательная камера, система управления термощиклом, система управления частотой вращения диска.

Разогрев моделей лопаток с покрытием 1, закрепленных на диске 2 осуществляется индукционным методом при помощи высокочастотного генератора и водоохлаждаемого двухвиткового

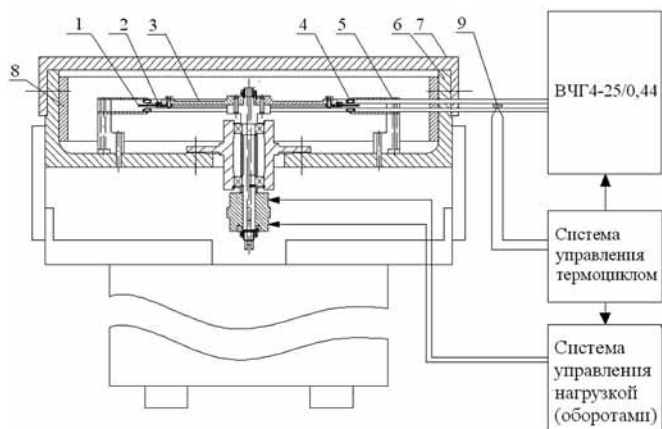


Рис. 3. Малогабаритная разгонная установка Т14-232 [6]

вого кольцевого индуктора 4, установленного в бронекамере на спрофилированных фторопластовых стойках 5. Для повышения КПД установки, зазоры между ветвями индуктора и образцом составляют не более 0,5 мм. Стенки бронекамеры 6 усилены свинцовыми и стальными лентами 8 толщиной 1 мм. Управление температурным циклом осуществляется по показанию термопары, расположенной вне бронекамеры между ветвями индуктора на специальной пластине 9. Для исключения влияния окружающей среды на температурный цикл, управляющий датчик изолируется каолиновой ватой. Соответствие показаний термопары температуре модели на вращающемся диске устанавливается во время отладочных испытаний технологических образцов с нанесенной термочувствительной краской. Частота вращения диска регулируется при помощи двух двигателей «5АИ-63В2У3» и преобразователя частоты «Веспер Е2-8300». Темп его разгона и торможения в цикле изменяется пропорционально усиленному входному аналоговому сигналу с управляющей термопары [7]. Средняя скорость разогрева объекта — 70 °С/сек, максимальная частота вращения диска 40000 об/мин.

### Проведение испытаний и анализ результатов

Модельные образцы для исследования прочностных свойств ТЗП были вырезаны непосредственно из серийных рабочих лопаток турбины. Лопатка турбины с ТЗП после вырезки заготовок для образцов показана на рис. 4.

С учетом физико-механических свойств материала лопатки (жаропрочный никелевый сплав ЖС36) было произведено расчетное профилирование модели по разработанной ранее методике [8]. Вырезка заготовок из рабочих лопаток турбины с ТЗП и без покрытия, а также дальнейшее изготовление модельных образцов электроэрозионным методом проволокой диаметром  $\varnothing 0,3$  мм с предварительным снятием керамики по контуру.



Рис. 4. Лопатка турбины после вырезки заготовок для моделей

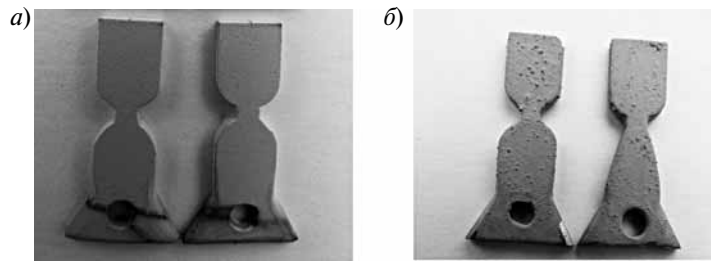


Рис. 5. Модели лопаток с керамическим ТЗП (а) и нанесенной термочувствительной краской (б)

Модели лопаток турбины имеют столбчатое керамическое теплозащитное покрытие на основе двуокси циркония, стабилизированного оксидом иттрия, нанесенное по электронно-лучевой технологии (рис. 5а). Толщина керамического слоя  $\approx 100$  мкм. Промежуточный жаростойкий подслой имеет толщину  $\approx 50$  мкм. На технологические модели, вырезанные из рабочих лопаток турбин без ТЗП, наносилась термочувствительная краска (рис. 5б).

При помощи технологических образцов с термочувствительной краской была произведена отладка режима термоциклирования с последующей синхронизацией частоты вращения диска и температуры модели. (рис. 6).

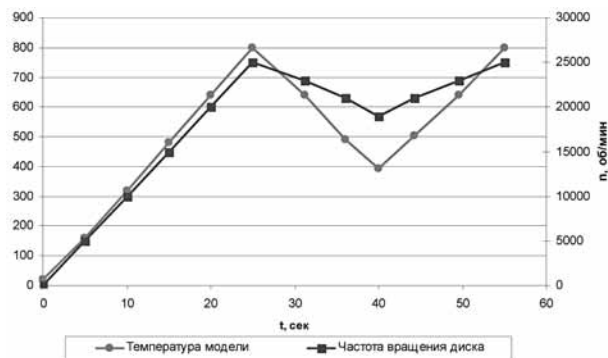


Рис. 6. Синхронный режим испытаний моделей с ТЗП

После отладки режима испытаний в диске закреплялись модельные образцы с ТЗП и испытывались по синхронному режиму  $T_{\min} \leftrightarrow T_{\max} - 400 \leftrightarrow 800$  °С,  $n_{\min} \leftrightarrow n_{\max} - 19000 \leftrightarrow 25000$  об/мин. Через 30 термоциклов в рабочей зоне образца (в зоне максимальных температур и напряжений) началось растрескивание ТЗП по границам столбиков керамики (рис. 7).

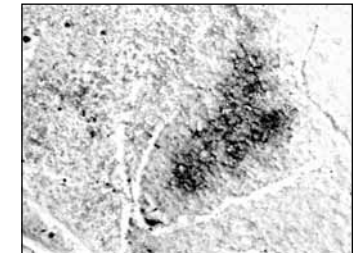


Рис. 7. Растрескивание керамического слоя ТЗП на модельном образце после 30 циклов

Полученная картина растрескивания керамического столбчатого ТЗП полностью соответствует наблюдаемому растрескиванию на рабочих лопатках турбин в эксплуатации. Таким образом, разработанная методика испытаний позволяет в лабораторных условиях на моделях воспроизводить условия нагружения столбчатого ТЗП, аналогичные эксплуатационным, приводящие к растрескиванию столбчатого ТЗП, наблюдаемому на рабочих лопатках турбин в эксплуатации.

В ЦИАМ разработан уникальный способ повышения долговечности керамического ТЗП на деталях горячего тракта [9], который предусматривает нанесение на поверхность шероховатого керамического покрытия пластичного металлического экрана из жаростойкого сплава, например ПХ20Ю5. Связывая наружную поверхность столбиков между собой, можно в 2–3 раза снизить напряжения от изгиба волокон. За счет выравнивания поверхности металлическим экраном будут снижены силы трения, то есть уменьшены напряжения в столбиках от их изгиба силами трения, уменьшены потери газодинамического потока на трение. Сплошной жаростойкий экран защищает поверхность керамики и металла лопатки от контакта с агрессивным высокотемпературным потоком продуктов сгорания, повышает жаростойкость и ресурс покрытия и металла лопатки, уменьшает эрозионный износ.

## Заключение

Разработан метод воспроизведения на модельных образцах в разгонной камере механизма разрушения ТЗП, наблюдаемого на лопатках турбин в эксплуатации. Проведены испытания моделей лопаток с ТЗП столбчатой структуры в условиях термомеханического нагружения, близкого к эксплуатационному. Через 30 термоциклов произошло растрескивание ТЗП по границам столбиков и блоков, аналогичное наблюдаемому в эксплуатации на начальном этапе наработки. С целью повышения долговечности керамического ТЗП целесообразно наносить поверх керамического слоя тонкий (10 мкм) металлический экран из жаростойкого эрозионностойкого сплава.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Бычков Н.Г., Ножницкий Ю.А., Першин А.В., Хамидуллин А.Ш.* Экспериментальная оценка термоциклической долговечности рабочих лопаток турбины с различными теплозащитными покрытиями. Тезисы доклада.— г. Самара, МНТК «Проблемы и перспективы развития двигателестроения», 2011 г.
2. *Бычков Н.Г., Хамидуллин А.Ш.* Оценка напряженного состояния теплозащитного покрытия столбчатой структуры на сопловых лопатках турбин и сегментах жаровых труб камер сгорания с учетом сил трения между керамическим слоем и газодинамическим потоком. Статья.— Самара: Журнал «Вестник», №3, 2011 г.
3. Патент № 2430351 РФ. Способ определения прочностных свойств теплозащитных покрытий и устройство для его осуществления. Бычков Н.Г., Першин А.В., Хамидуллин А.Ш. 2011.
4. *Тамарин Ю.А., Качанов Е.Б.* Свойства теплозащитных покрытий, наносимых электронно-лучевой технологией. М.: ЦИАМ, сб. «Новые технологические процессы и надежность», № 7, 2008 г.
5. *Бычков Н.Г., Першин А.В., Равилов Р.Г., Павлов Ю.И.* Условия работы и разрушения керамических теплозащитных покрытий, нанесенных по электронно-лучевой технологии. Научные труды. Выпуск 15.— М.: МАТИ, 2009 г.
6. *Бычков Н.Г., Хамидуллин А.Ш., Першин А.В.* Создание установки для исследования условий разрушения ТЗП на моделях рабочих лопаток турбин при действии центробежной нагрузки. [Электронный ресурс]

Авиадвигатели XXI века: материалы конф. электрон. дан. — М.: ЦИАМ, 2010 г.

7. *Бычков Н.Г., Хамидуллин А.Ш., Першин А.В., Гармонин А.М.* Разработка методики контроля и управления температурой моделей рабочих лопаток с ТЗП на вращающемся роторе лабораторной установки Т14-232. ЦИАМ, Тех. отчет № 200–6117, 2011 г.

8. *Бычков Н.Г., Хамидуллин А.Ш., Першин А.В., Гармонин А.М.* Экспериментальная отработка воспроизведения эксплуатационных нагрузок в опасном сечении моделей лопаток на установке Т14-232. ЦИАМ, Тех. отчет № 418–6064, 2011 г.

9. *Бычков Н.Г., Першин А.В.* // Патент «Многослойное высокотемпературное теплозащитное керамическое покрытие» // Патент РФ № 2261334 бил.43, 2005 г

*А.А. Алексашин, В.И. Бабкин, А.Ф. Хурумова,  
Л.С. Яновский, С.В. Дунаев*  
ФГУП «НИИСУ», Москва

## **«СИСТЕМНЫЙ ПОДХОД К ВОПРОСАМ СОЗДАНИЯ ИЛИ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ ГОРЮЧЕ-СМАЗОЧНЫХ МАТЕРИАЛОВ ДЛЯ СТРАТЕГИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ»**

К настоящему времени совпали воедино необходимые экономические условия, технические возможности и потребности отечественного авиационного рынка для постановки задач по созданию новых высококачественных смазочных материалов в рамках Федеральных целевых программ для авиационной техники.

Известно, что надежность летательных аппаратов (ЛА) помимо конструктивных решений обусловлена качеством применяемых в них горюче-смазочных материалов (ГСМ). В современных условиях производство авиационных ГСМ должно быть ориентировано не только на отечественный рынок государственной и гражданской авиации, но и на внешний авиационный рынок, т. е. отечественные ГСМ по качеству должны быть конкурентоспособными.

Анализ состояния производств ГСМ, их качества и возможности обеспечения ими отечественной авиационной техники вы-



явил ряд проблем, определяющих причину отставания данного сектора экономики на десятилетия:

- недостаточный ассортимент и низкое качество выпускаемой продукции, не гарантирующее надежную, длительную и экономичную работу узлов трения летательных аппаратов;

- устаревшая материально-техническая и методологическая оснащенность, сопровождаемая нормативно-технической документацией, не отвечающей требованиям современности;

- отсутствие в России нефтехимических производств сырьевых компонентов, применяемых для разработки и выпуска высококачественных ГСМ;

- отсутствие сформулированных оптимальных критериев качества ГСМ для современной авиационной техники с учетом перспектив ее развития, отвечающих условиям эксплуатации отдельных узлов трения и надежности полетов ЛА.

Во ФГУП «НИИСУ» в соответствии с требованиями государственных контрактов в рамках Федеральной целевой программы за период 2009–2011 гг. проведены научно-исследовательские работы (НИР) по созданию новых технологий гидравлических жидкостей и смазочных материалов для газотурбинных двигателей, ориентированных для государственной гражданской авиации, а также на внешний рынок.

Для выполнения НИР были привлечены ведущие институты: ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», ФАУ «25 ГосНИИ химмотологии Минобороны России», ЦСавиаГСМ ФГУП «ГосНИИ ГА», ОАО «ВНИИ НП», НИЦ «ЭРАТ» (г. Люберцы), «4 ЦНИИ Минобороны России», ФГУП «ВИАМ», ООО «НИИ ЭМИ» и составлена дорожная карта исследований (Рис. 1) Для уточнения требуемого качества новых продуктов с учетом состояния и перспектив развития авиатехники на сегодняшний день обоснованы оптимальные требования к качеству специальных жидкостей и масел.

В результате разработаны уточненные технические требования на следующие масла:

- авиационное синтетическое гидравлическое масло с пониженной пожароопасностью;

- унифицированное авиационное синтетическое масло для ГТД и редукторов вертолетов, а также ТВД, ТВВД самолетов;

- высокотемпературное авиационное синтетическое масло, работоспособное до 240 °С, для теплонапряженных ГТД сверхзвуковой авиации;

- взрывопожаробезопасная гидравлическая жидкость на основе эфиров фосфорной кислоты;

- высокотемпературное масло на основе полиорганосилоксанов, работоспособное до температуры 280 °С в объектах ракетно-космического комплекса.

Для разработки системного подхода в вопросах оценки новых продуктов были видоизменены методические приемы и методы оценки, включающие гостированные и квалификационной оценки, а также требования зарубежных спецификаций с адаптацией к климатическим условиям эксплуатации техники. В результате разработаны и согласованы Программы приемочных испытаний.

Особенности постановки и проведения экспериментов заключались в том, что при разработке композиции новых продуктов использовались базовые компоненты отечественного производства и компоненты передовых зарубежных технологий, в частности, зарубежные сложные эфиры полиолов, производство которых в России отсутствует.

Зарубежные сложные эфиры полиолов были охарактеризованы структурными формулами с помощью спектральных методов, оценены по физико-химическим свойствам и по полученным результатам установлены нормы требований в технические условия: ТУ 0253-001-07548712-2010 «Авиационный эфир пентаэритритовый базовый» и ТУ 0253-002-48712-2010 «Авиационный триметилпропановый эфир».

Технические условия на сложные эфиры полиолов разрабатывались с учетом условий дальнейшей адаптации их к промышленному производству на российской территории.

Результатом выполнения НИР явились разработанные композиции новых масел:

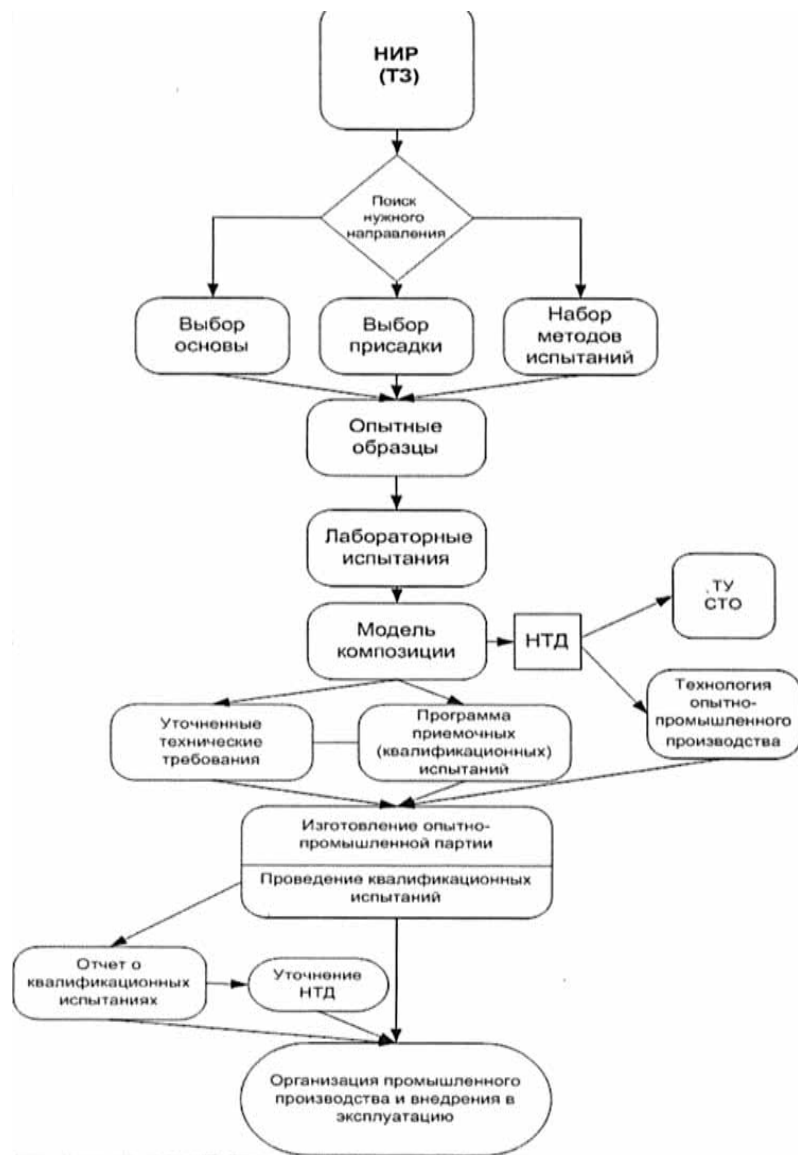


Рис. 1. Дорожная карта исследований

— АСГИМ для гидравлических систем авиационной техники (СТО 07548712-006-2010 «Авиационное синтетическое гидравлическое масло АСГИМ»);

— АСМО-200 (СТО 07548712-001-2010 «Унифицированное авиационное синтетическое масло АСМО-200»);

— ВАСМО-225 на основе сложных эфиров полиолов (СТО 07548712-002-2010 «Высокотемпературное авиационное синтетическое масло ВАСМО-225»);

— ВТ-301М на основе полиорганосилоксанов (СТО 07548712-005-2010 «Масло высокотемпературное ВТ-301М»);

— гидрожидкость ВГЖ на основе эфиров фосфорных кислот (СТО 07548712-007-2010 «Взрывопожаробезопасная гидравлическая жидкость ВГЖ»).

Согласно требованиям ГОСТ РВ 15.201-2003 выработанные опытно-промышленные партии новых масел испытаны в объеме Программ приемочных испытаний в разных организациях на соответствие требованиям ведущих зарубежных спецификаций.

Положительные результаты испытаний новых продуктов систематизированы в отчетах головных институтов: для масел АСМО-200, ВАСМО-225, ВТ-301М — во ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», для гидравлического масла АСГИМ и жидкости ВГЖ — во ФГУП «ГосНИИ ГА».

Результаты проведенных испытаний новых продуктов выявили их потенциальную возможность применения в отечественной авиационной технике и конкурентоспособность их качества для зарубежного рынка.

Авиационное синтетическое гидравлическое масло АСГИМ с пониженной пожароопасностью, предназначенное для применения в гидросистемах самолетов и вертолетов взамен нефтяного масла АМГ-10, превосходит по эксплуатационным показателям масло АМГ-10, а по низкотемпературным свойствам обладает оптимальным сочетанием вязкости при низких и высоких температурах и повышенной термоокислительной стабильностью (до 205 °С). В России впервые создано синтетическое гидравлическое масло АСГИМ для авиационной техники.

Унифицированное авиационное синтетическое масло АСМО-200 для ГТД и редукторов вертолетов, также ТВД и ТВВД самолетов, превосходит авиационные масла Б-3В и ЛЗ-240 по термоокислительной стабильности при температуре 200 °С и коррозионной агрессивности по отношению к меди. По эксплуатационным свойствам масло отвечает уровню качества современных зарубежных аналогов спецификации MIL-PRF-23699 HTS.

Результаты, полученные во ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» показали, что масло АСМО-200 обладает лучшей работоспособностью на стенде Ш-3 (табл. 1).

Кроме того масло АСМО-200 прошло с положительными результатами предварительные оценочные испытания в составе двигателя ТВЗ-117ВМ серии 0 на ОАО «Мотор Сич» (Технический Отчет Т.О. № 11/2011-УГК от 01.09.2011 г.).

Унифицированное масло АСМО-200 не содержит в составе загущающей присадки и не подвергается механическому разрушению при условиях работы в ТВД и ТВВД.

Высокотемпературное авиационное синтетическое масло ВАСМО-225 для теплонапряженных ГТД сверхзвуковой авиации является новым по качеству и назначению, предназначено для смазки современных и перспективных теплонапряженных ГТД, где рабочие температуры в системе и узлах смазки достигают 240 °С, взамен товарных масел ИПМ-10, ВНИИНП-50-1-4ф, ВНИИНП-50-1-4у, работоспособных до 200 °С. Подобное масло для теплонапряженных ГТД впервые создано в России.

Масло прошло с положительными результатами квалификационные испытания и оценку работоспособности в составе изделия 117С-05 в филиале ОАО «НПО «Сатурн» «НТЦ им. А. Льюльки».

Высокотемпературное масло ВТ-301М на основе полиорганосилоксанов, предназначенное для смазки в агрегатах ракетно-космической техники, превосходит штатное ВТ-301 по термоокислительной стабильности (до 280 °С) и стойкости к гелеобразованию и может использоваться взамен масла ВТ-301 для смазки ГТД пусковых установок ракетно-космической техники.

На Межведомственном Совещании рабочих групп от 17 и 31 мая 2011 г. в соответствии с положительными результатами приемочных испытаний новые продукты рекомендованы к производ-

Таблица 1  
Результаты квалификационных испытаний образца опытно-промышленной партии № 1 масла АСМО-200

Наименование показателя	АСМО-200 <sup>1)</sup>	Б-3В, «НК Автасинтез», 2003 г. 2)	ЛЗ-240, Завод им. Шаумяна 2005 г. 3)	ЛЗ-240, Завод им. Шаумяна 2006 г. 4)
1 Испаряемость в чашечках при 175 °С, %	0,42	0,63	0,41	—
2 Гигроскопичность масла, %	0,25	0,27	0,36	0,48
3 Гидролитическая стабильность (100 °С, 48 ч.) — изменение кислотного числа от изначально- го, мгКОН/г — рН водной вытяжки — кислотное число водной вытяжки, мгКОН/г	0,69 4,22 0,018	0,67 4,42 0,002	1,91 0,14 5,13	2,91 0,1 4,3
4 Термоокислительная стабильность в тонком слое при 250 °С, мин	110	94	87	75
5 Склонность масел к образованию высокотемпературных отложений (ВТО) на моделирующей установке УКМ-1: — масса ВТО, г				
6 Работоспособность масел для ГТД на редукторной установке Ш-3, °С, мг	2,1 5,9	7,54 17,	4,7 6,4	4,8 41
7 Совместимость с присадками и товарными авиационными маслами Б-3В	совместимо	—	—	—

1) Отчет ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», 2011 г.

2) Отчет ФГУП «25 ГосНИИ МО РФ», 2003 г.

3) Отчет ФГУП «25 ГосНИИ МО РФ», 2005 г.

4) Отчет ФГУП «25 ГосНИИ МО РФ», 2006 г.

ству и применению, т. е. к практической реализации полученных результатов НИР.

С начала 90-х годов при переходе страны к новым рыночным условиям сложившаяся ранее система разработки, испытаний и внедрения в эксплуатацию смазочных материалов оказалась нарушенной. До сих пор не отработана основополагающая система, регламентирующая порядок проведения испытаний и принятия в эксплуатацию ГСМ. Для внедрения масел АСГИМ и АСМО-200 сегодня разработаны Планы мероприятий по организации их допуска к применению на военную авиационную технику, утвержденные Управлением Департамента ресурсного обеспечения МО РФ, помощником Главнокомандующего ВВС и Департаментом авиационной промышленности Минпромторга РФ, которому принадлежат новые продукты.

Объемы и порядок проведения работ, предусмотренные Планами, в дальнейшем могут послужить моделью новой системы допуска смазочных продуктов к эксплуатации.

Например, проведенные в соответствии с Планом ресурсные испытания нового гидравлического масла АСГИМ на ОАО «АК Рубин» (этап II) показали значительное превосходство (десятикратное) масла АСГИМ над штатным маслом АМГ-10. Сейчас только от решения конструкторов и от участия эксплуатирующих организаций зависит как быстро новые продукты войдут в серии современных и перспективных авиационных изделий.

*М.С. Андреев, В.В. Будилов, А.И. Гумеров*  
ОАО «УМПО», Уфа

### **НАНОТЕХНОЛОГИИ ПОЛУЧЕНИЯ ПОВЕРХНОСТЕЙ С НАНОСТРУКТУРИРОВАННЫМИ ПОКРЫТИЯМИ НА ДЕТАЛЯХ ГТД НА ОСНОВЕ МОДИФИЦИРОВАНИЯ СИЛЬНОТОЧНЫМИ РАЗРЯДАМИ В ВАКУУМЕ**

В настоящее время широкое применение для защиты деталей ГТД нового поколения получают вакуумно-плазменные покрытия, обладающие высокими физико-механическими свойствами.

При нанесении данных покрытий на детали перспективных двигателей, к поверхностям которых предъявляются очень высокие требования, необходимо обеспечить допуски размеров, форм и взаимного расположения поверхностей. Однако при нанесении вакуумно-плазменных покрытий действует целый ряд факторов, которые приводят к снижению точности напыляемых поверхностей. Какие же это факторы:

- 1) неравномерность плазменного потока, как по объему, так и по радиусу;
- 2) неравномерность нагрева детали;
- 3) высокие остаточные напряжения, приводящие к деформации обрабатываемых поверхностей;
- 4) зависимость расположения обрабатываемой детали к плазменному потоку.

Исходя из этого, нужно решить ряд задач:

1. Снизить остаточные напряжения путем нанесения многослойных покрытий в условиях ионной бомбардировки поверхности.
2. Обеспечить равномерный нагрев детали путем использования предварительного нагрева в условиях ионной очистки плазмой, генерируемой источником с накальным катодом.
3. Обеспечить равномерное распределение покрытия за счет позиционирования детали относительно потока металлической плазмы.

Для решения данных задач в УМПО решено осуществить нанесение многослойных покрытий на сложнопрофильные детали имеющимся оборудованием с использованием высокоточных разрядов. Данная технология представлена на деталях вертолетной техники.

Узлы трансмиссии для вертолетов МИ-54, АНСАТ, Ка-226, Ка-126 и др. Детали имеют цилиндрические поверхности, к которым предъявляются высокие требования по точности изготовления размеров (6 квалитет точности), точности взаимного расположения и точности формы (допуск овальности и конусности 0,008 мм), что предъявляет особые требования к разработке технологии нанесения многослойного покрытия Ti-TiN. Максимальные габариты детали Ø 140×54 мм максимальная масса 0,36 кг.

Нанесение многослойных покрытий Ti-TiN проводилось на модернизированной установке ННВ-6,6-И1. На детали наноси-

лись покрытия, состоящие из 2–20 слоев с толщиной от 3 мкм до 300 нм. Ионная очистка производилась с помощью плазменного источника «ПИНК» в среде инертного газа аргона.

Для выявления структурно-фазового состава многослойных покрытий и объяснения их физико-химического поведения были проведены рентгеноструктурные исследования.

Анализ физического уширения рентгеновских пиков показал, что с увеличением числа слоев также уменьшается уровень микроискажений кристаллической решетки, что свидетельствует о снижении внутренних напряжений в покрытии. Тем самым, многослойные покрытия, полученные методом плазменно-ассистированного нанесения, позволяют наносить эти покрытия микрометровой толщины, обладающих уникальными физико-механическими свойствами и низкими остаточными напряжениями. Проведенные исследования позволили предложить многослойные покрытия *Ti-TiN* в качестве защитных покрытий для посадочных диаметров деталей узлов трансмиссии.

Для обеспечения заданной точности формы и взаимного расположения поверхностей при напылении многослойных ионно-плазменных покрытий на сложнопрофильные высокоточные детали необходимо рассматривать вопросы позиционирования деталей относительно плазменного потока напыляемого вещества. При разработке технологического процесса покрытий прорабатывались две схемы размещения деталей.

1-я схема, когда катод горизонтально расположен и 2-я схема, когда катод располагался вертикально относительно оси детали.

Напыление по первой схеме не позволило обеспечить необходимых допусков формы поверхностей, за счет боковых поверхностей металлической плазмы. Погрешность овальности составила 0,012 мм, погрешность конусности 0,010 мм.

Напыление по второй схеме позволило обеспечить требуемые допуски формы и расположения поверхностей, ввиду того, что ось вращения детали проходила через ось нормального распределения плазменного потока.

Технологический процесс нанесения многослойного покрытия композиции *Ti-TiN* на детали включает в себя следующие операции:

- предварительную подготовку обрабатываемых деталей;
- загрузку обрабатываемых деталей в камеру и откачку воздуха из камеры;
- чистку деталей в плазме несамостоятельного сильноточного диффузионного разряда;
- плазменно-ассистированное нанесение многослойного защитного покрытия на основе композиции *Ti-TiN*;
- охлаждение обработанных деталей в вакууме.

Предварительная подготовка поверхности (химическая очистка) — удаление с поверхности видимых слоев органических загрязнений: остатков масел, смазочных материалов, отпечатков пальцев и жировых пятен. Используются органические растворители: этиловый спирт, ацетон. В особо ответственных случаях очистку проводят в ультразвуковых ваннах.

Ионная очистка и активирование на поверхности активных центров адсорбции и адгезии несамостоятельным сильноточным диффузионным разрядом производилась с помощью плазменного источника «ПИНК» в среде инертного газа аргона при давлении  $5,2 \times 10^{-2}$  Па. Напряжение на подложке не менее 1000В при токе несамостоятельного сильноточного диффузионного разряда 35А, длительность обработки 3 минуты.

Очистка поверхности ионами аргона активировать поверхность и приводит к высокой концентрации участков зародышеобразования на поверхностном слое. В процессе ионной очистки высокой энергии производится предварительный подогрев подложки перед нанесением покрытий.

Следующей стадией технологического процесса является плазменно-ассистированное нанесение многослойных покрытий композиции *Ti-TiN*. Нанесение многослойных покрытий проводится с одного верхнего электродугового испарителя при давлении в камере 0,133Па, потенциал на подложке 160В и при токе дуги электродугового испарителей 100А. Осаждения покрытий проводится с одновременной бомбардировкой ионами рабочего газа, генерируемые плазменным источником «ПИНК», ток несамостоятельного сильноточного диффузионного разряда составлял 10А. Многослойное покрытие состоит из композиции *Ti-TiN*. При напылении слоя чистого титана в качестве рабочего газа ис-

пользуется аргон, при напылении нитрида титана — азот. Смена газов осуществлялась при помощи системы переключения газов, что позволило напылять покрытия в едином цикле.

Время нанесения общего покрытия составляет 30 минут, время напыления каждого покрытия (время переключения рабочих газов) зависит от количества слоев. При напылении многослойного покрытия время напыления слоя  $Ti$  составляет 5 минут, слоя  $TiN$  — 10 минут.

Окончательная операция это охлаждение деталей в вакууме.

Таким образом, в заключении можно сказать:

- Разработана новая технология нанесения многослойных покрытий, позволяющая:

- снизить остаточные напряжения;
- обеспечить равномерный нагрев детали;
- обеспечить равномерное распределение покрытия;

- Разработан технологический процесс нанесения многослойного покрытия  $Ti-TiN$  на детали высокой точности, обеспечивающий требуемые эксплуатационные свойства, а также требования, предъявляемые к форме и расположению их поверхностей.

- Обработаны опытные партии деталей на модернизированной установке ННВ 6,6—И1 по новому технологическому процессу.

*А.В. Горюнов, В.Е. Ригин, В.В. Сидоров*

Федеральное государственное унитарное предприятие  
«Всероссийский научно-исследовательский институт  
авиационных материалов», Москва

## **СОВРЕМЕННАЯ ТЕХНОЛОГИЯ ПОЛУЧЕНИЯ РЕНИЙ-РУТЕНИЙ СОДЕРЖАЩЕГО СПЛАВА НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЛИТЕЙНЫХ ОТХОДОВ**

На основании проведенных исследований разработана современная технология получения рений-рутений содержащего сплава нового поколения с использованием до 100 % литейных отходов, которая

обеспечивает экономию дорогих и дефицитных легирующих металлов и позволяет снизить стоимость сплава без ухудшения его качества.

Ключевые слова: жаропрочный сплав, отходы, рафинирование, пенокерамический фильтр, примеси.

### **Введение**

За последние годы во ФГУП «ВИАМ» разработана целая гамма никелевых жаропрочных сплавов нового поколения (безуглеродистых, высокорениевых, рений и рутений содержащих, интерметаллидных), которые обладают уникальным сочетанием свойств, обеспечивающих работоспособность этих материалов при температуре газа 2000 — 2200 К, что позволяет существенно улучшить тактико-технические характеристики двигателей и самолетов [1, 2].

Как показывает отечественный и зарубежный опыт, важнейшим условием реализации высоких технических и технологических свойств монокристаллических рабочих лопаток из литейных жаропрочных никелевых сплавов нового поколения является технология их производства. Технология должна обеспечивать:

- стабильность химического состава сплава в минимально узких пределах легирования;

- ультранизкое содержание вредных примесей — углерода, серы, газов (кислорода, азота), примесей цветных металлов (свинца, висмута, серебра, теллура, таллия и др.), неметаллических включений;

- плотное, с минимальным количеством усадочных дефектов строение полученных литых прутковых (шихтовых) заготовок с высоким выходом годного [3, 4].

Для обеспечения перспективных газотурбинных двигателей разработанными литейными сплавами нового поколения в институте была разработана технология производства этих сплавов, которая включает следующие основные положения:

1. Корректировка химического состава сплавов в процессе выплавки путем отбора пробы металла по ходу плавки для проведения экспресс-анализа металла на современном аналитическом оборудовании;

2. Комплексное высокотемпературное активное рафинирование металла от примесей в вакууме на основании проведенных термодинамических расчетов и экспериментальных исследований;

3. Применение фильтрации расплава от неметаллических включений с использованием пенокерамического фильтра при разливке металла;

4. Разливка металла в стальные трубы (вместо ранее применяемых составных чугунных кокилей) с использованием утеплительных вставок для получения плотных заготовок и минимизации размера дефектной головной части заготовки.

Разработанная технология была положена в основу решения другой важной задачи производства литейных жаропрочных сплавов нового поколения — полного использования всех видов литейных отходов, как кондиционных (обрезы донной и головной части прутковых заготовок, прибыльных и литниковых частей отливок и др.), так и некондиционных (гарнисажа с плавильного тигля, промежуточного ковша и литейной оснастки, скрапины, сплесов и корольков после разливки металла, стружки, образующейся после механической обработки литых прутковых заготовок и отлитых из них деталей, лопаток, отработавших свой ресурс и др.), которые образуются на металлургических, моторостроительных и ремонтных заводах.

### Основная часть

Для стабилизации химического состава рений-рутений содержащего сплава ВЖМ4-ВИ была отработана методика его выплавки в вакуумной индукционной печи с проведением экспресс-анализа металла в процессе плавки, который включает отбор проб металла по ходу плавки, анализ металла на современном оптико-эмиссионном спектрометре, доводку состава расплава по результатам анализа до оптимального. В таблице 1 приведены результаты экспресс-анализа 2-х плавков, выполненного на пробах, взятых из расплава перед разливкой. На первой плавке было отмечено отклонение от оптимального состава по W и Ta, а на второй плавке — по Al и Ta. Путем подшихтовки соответствующих количеств

этих элементов в расплав в итоговом составе сплава полученные интервалы легирования по всем элементам укладываются в пределы  $\pm 0,2\%$ , что гарантирует фазовую стабильность такого металла.

Исследовали влияние микролегирования лантаном сплава нового поколения ВЖМ4-ВИ на его жаропрочные свойства.

Испытания на длительную прочность проводили на термически обработанных образцах с монокристаллической структурой ориентации  $\langle 001 \rangle$  при температурах 1000 и 1100 °С на базе 500 часов.

Таблица 1

**Отработка методики стабилизации химического состава при выплавке сплава ВЖМ4-ВИ**

№ плавков	Проба металла	Массовая доля элементов, %		
		Al	W	Ta
Оптимальный состав сплава		6,0	4,0	4,5
1	экспресс-анализ	6,08	3,71	4,15
	подшихтовка	—	+0,30	+0,30
	итоговый анализ	6,16	3,99	4,40
2	экспресс-анализ	5,62	3,86	4,14
	подшихтовка	+0,35	—	+0,40
	итоговый анализ	6,03	3,95	4,53
1	Интервалы легирования	+0,16	-0,01	-0,10
2		+0,03	-0,05	+0,03

Анализ жаропрочных свойств сплава ВЖМ4-ВИ без лантана и с добавкой лантана (рис. 1) показал, что благодаря введению в сплав лантана повысилась долговечность сплава при испытании на длительную прочность: при 1000 °С в 1,65 раза, а при 1100 °С в 2,45 раза.

Известно, что использование пенокерамических фильтров в процессе разливки жаропрочных сплавов позволяет эффектив-

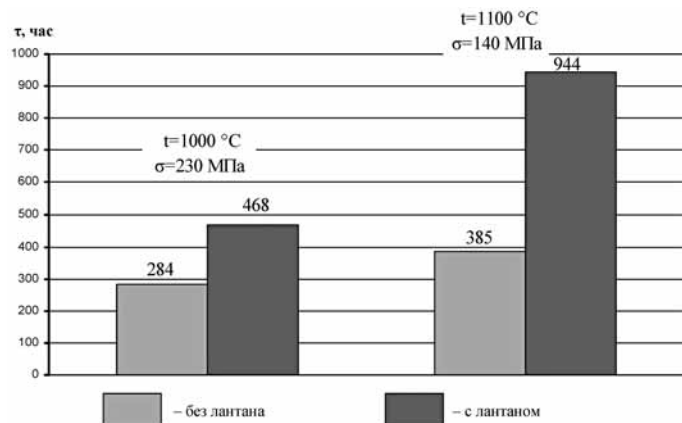


Рис. 1. Влияние лантана на долговечность  $\tau$  при испытании на длительную прочность сплава ВЖМ4-ВИ

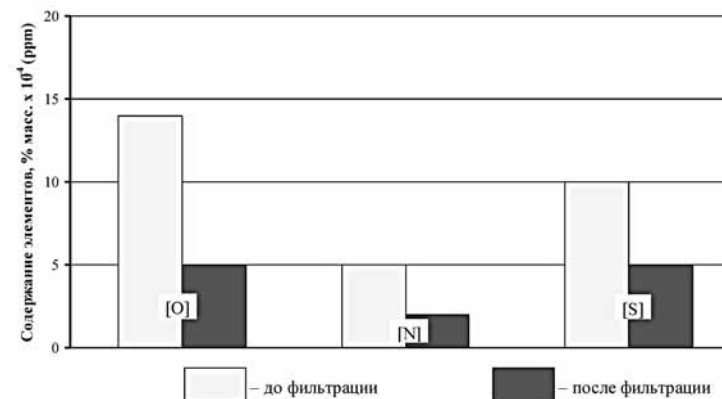


Рис. 2. Влияние фильтрации на содержание вредных примесей в сплаве ВЖМ4-ВИ

но очищать расплав от неметаллических включений (оксидов, нитридов, сульфидов и др.).

Пенокерамический фильтр характеризуется высокой открытой пористостью и развитой поверхностью. Такая структура фильтра позволяет эффективно задерживать неметаллические включения в фильтруемом металле при условии смачивания расплавленным металлом поверхности пенокерамического фильтра.

Был исследован процесс фильтрации расплава при выплавке рений-рутений содержащего сплава ВЖМ4-ВИ через пенокерамический фильтр. Плавки проводились в вакуумной индукционной печи в керамическом тигле 20 кг. В качестве шихты использовали 100 % отходов сплава ВЖМ4-ВИ, состоящих из собственных отходов и отходов литейного производства (литники, литниковые чаши).

На плавках отбирали пробу жидкого металла перед началом фильтрации и анализировали залитую заготовку после фильтрации.

Металл заливали в стальную трубу с установленной на ней утеплительной вставкой, в которую был смонтирован пенокерамический фильтр.

В результате фильтрации в металле в 2–2,5 раза понизилось содержание кислорода с 0,0014 до 0,0005 %, азота с 0,0005 до 0,0002 %, серы с 0,0010 до 0,0005 % (рис. 2).

Некондиционные отходы имеют повышенную окисленность, загрязнены керамикой, стружка после механической обработки покрыта маслом и эмульсией. Поэтому такие отходы необходимо предварительно подготовить. Подготовка некондиционных отходов включала их предварительную сортировку, измельчение, промывку и обезжиривание стружки.

С использованием подготовленных таким образом некондиционных отходов в вакуумной индукционной печи было выплавлено 4 плавки массой по 20 кг с введением 100 % литейных отходов с применением технологии их активного рафинирования в вакууме. В качестве шихты использовали некондиционные отходы в виде стружки, скрапа, корольков, гарнисажа. Металл заливали в стальную трубу с установленной на ней утеплительной вставкой, в которую был смонтирован пенокерамический фильтр.

В полученной таким образом марочной заготовке анализировали содержание примесей: углерода, серы, кислорода и азота.



В табл. 2 приведено содержание примесей кислорода, азота, углерода и серы в марочной заготовке сплава ВЖМ4-ВИ.

Таблица 2

**Содержание примесей в марочной заготовке сплава ВЖМ4-ВИ, полученного с использованием 100 % некондиционных отходов**

№ плавков	Содержание элементов, % масс.			
	O <sub>2</sub>	N <sub>2</sub>	C	S
1	0,0009	0,0002	0,004	0,0012
2	0,0007	0,0003	0,003	0,0011
3	0,0005	0,0003	0,004	0,0012
4	0,0005	0,0003	0,0065	0,0010

Из табл. 2 видно, что содержание примесей O<sub>2</sub> и N<sub>2</sub> получено весьма низкое (≤0,001 % каждого), содержание углерода колеблется от 0,003 до 0,0065 %, содержание серы колеблется от 0,001 до 0,0012 %.

Полученные из 100 % некондиционных отходов рафинированные марочные заготовки были использованы при выплавке сплава ВЖМ4-ВИ. Выплавку проводили в той же вакуумной индукционной печи с введением различного количества рафинированных некондиционных (н/к) отходов (остальное — кондиционные отходы в виде обрезки заготовок и свежая шихта):

- 1-я плавка — 100 % н/к отходов;
- 2-я плавка — 25 % н/к отходов + 75 % кондиц. отходов;
- 3-я плавка — 50 % н/к отходов + 50 % кондиц. отходов;
- 4-я плавка — 25 % н/к отходов + 75 % кондиц. отходов;
- 5-я плавка — 25 % н/к отходов + 25 % кондиц. отходов + 50 % свежей шихты.

После расплавления металла брали пробу для проведения экспресс-анализа. Проводили дошихтовку сплава до оптимального состава с учетом полученного анализа. Металл заливали через пенокерамический фильтр в стальную трубу.

Были проведены испытания на длительную прочность металла этих пяти плавков по нормам ТУ. Испытания проводили на термически обработанных образцах с монокристаллической структурой ориентации <001>. Результаты испытаний приведены в табл. 3.

Таблица 3

**Результаты испытаний на длительную прочность сплава ВЖМ4-ВИ, полученного с использованием рафинированных некондиционных отходов**

№ плавков	Вид и количество отходов	Время до разрушения τ, час при T = 1000 °C; σ = 30 кгс/мм <sup>2</sup>
1	100 % н/кондиц.	102
2	25 % н/кондиц. + + 75 % кондиц.	92 99
3	50 % н/кондиц + + 50 % кондиц.	80
4	75 % н/кондиц + + 25 % кондиц	90 90
5	25 % н/кондиц. + 25 % кон- диц + 50 % свежей шихты	87 95
Норма ТУ		≥ 80

Анализ результатов табл. 3 показывает, что разработанная технология позволяет даже при использовании при плавке 100 % предварительно подготовленных в виде марочной заготовки некондиционных отходов получать характеристики длительной прочности τ, удовлетворяющие требованиям ТУ: время до разрушения при температуре 1000 °C и нагрузке 30 кгс/мм<sup>2</sup> составляет ≥ 80 часов (фактически 102 часа). При использовании при плавке 25, 50, 75 % некондиционных отходов в виде марочных заготовок время до разрушения также превышает 80 часов.

При введении при плавке наряду с некондиционными и кондиционными отходами 50 % свежих шихтовых материалов время до разрушения при испытании на длительную прочность практи-

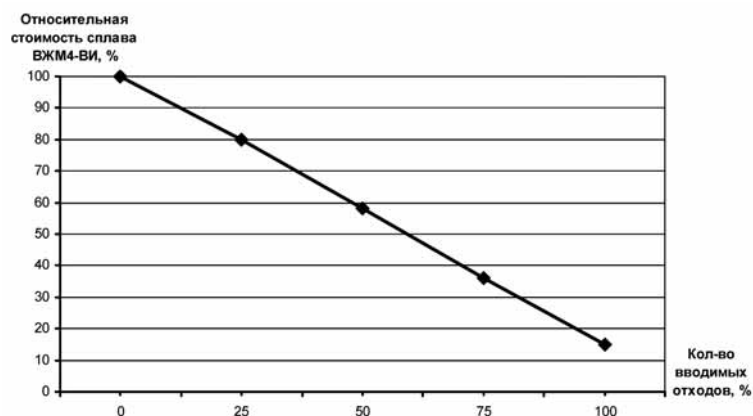


Рис. 3. Относительная стоимость сплава ВЖМ4-ВИ в зависимости от количества вводимых давальческих отходов

чески не отличается от значений, полученных при использовании при плавке только одних отходов, однако стоимость металла в последнем случае будет существенно ниже.

На рис. 3 приведена относительная стоимость сплава ВЖМ4-ВИ в зависимости от количества вводимых давальческих отходов.

Как видно из рис. 3, относительная стоимость сплава ВЖМ4-ВИ при введении 25 % отходов снижается на 20 %, при введении 50 % отходов — на 40 %, при введении 75 % отходов — на 60 %, при введении 100 % отходов — на 80 %.

Разработанная технология производства литейных жаропрочных сплавов нового поколения была реализована на созданном во ФГУП «ВИАМ» научно-производственном комплексе по изготовлению литых прутковых заготовок из жаропрочных никелевых сплавов [5]. Комплекс включает в себя ряд отдельных участков, оборудованных современным производственным, аналитическим и испытательным оборудованием.

### Вывод

Разработанная технология получения рений-рутениевого сплава нового поколения ВЖМ4-ВИ позволяет:

1. Уменьшить в 2–3 раза интервалы легирования при выплавке сплава по сравнению с получаемыми в серийном производстве сплавами ЖС6У-ВИ, ВЖЛ12У-ВИ, ЖС32-ВИ и др.: с  $\pm 0,4–0,7$  % до  $\pm 0,2–0,3$  %.

2. Обеспечить ультранизкое содержание вредных примесей: углерода в пределах  $\leq 0,005$  %, серы, кислорода и азота в пределах  $\leq 0,001$  % ( $\leq 10$  ppm) при фактическом содержании 0,0002–0,0007 % (1–7 ppm) каждого. Фактическое содержание S, O<sub>2</sub>, N<sub>2</sub> в серийных сплавах составляет 0,001–0,003 % (10–30 ppm).

3. Увеличить выход годного литых прутковых заготовок по сравнению с серийным производством с 65–70 % до 80–85 %.

4. Получать сплав ВЖМ4-ВИ с применением до 100 % всех видов литейных отходов как кондиционных, так и некондиционных, снизить его стоимость на 20–80 % в зависимости от количества вводимых отходов без ухудшения качества сплава и экономить дорогие и дефицитные легирующие металлы, такие как рений, рутений, тантал, вольфрам и др.

### БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Каблов Е.Н., Петрушин Н.В., Сидоров В.В., Демонис И.М. Разработка монокристаллических высокорениевых жаропрочных никелевых сплавов методом компьютерного конструирования // В сб.: Авиационные материалы и технологии. Вып. Высокореиновые жаропрочные сплавы, технология и оборудование для производства сплавов и литья монокристаллических турбинных лопаток ГТД.— М.: ВИАМ, 2004, с. 22–36.

2. Каблов Е.Н., Петрушин Н.В., Светлов И.Л., Демонис И.М. Литейные жаропрочные сплавы нового поколения // В сб. 75 лет. Авиационные материалы. Избранные труды «ВИАМ» 1932–2007.— М.: ВИАМ, 2007, с. 27–44.

3. Сидоров В.В., Ригин В.Е., Бурцев В.Т. Особенности выплавки ренийсодержащих безуглеродистых жаропрочных сплавов для литья монокристаллических лопаток ГТД В сб. Авиационные материалы и технологии — Высокореиновые жаропрочные сплавы, технологии и оборудование для производства сплавов и литья монокристаллических турбинных лопаток ГТД, М.: ВИАМ, 2004, с. 72–80.

4. Сидоров В.В. Металлургия литейных жаропрочных сплавов. В сб. Литые лопатки газотурбинных двигателей (сплавы, технологии, покрытия). М.: Наука, 2006, с. 119–186.

5. Сидоров В.В., Ригин В.Е., Каблов Д.Е. Организация производства литых прутковых заготовок из современных литейных высокожаропрочных никелевых сплавов. — Литейное производство, 2011, №10, с. 2–5.

*А.В. Григорьев, Е.В. Скворцов,  
А.В. Соловьева, Е.А. Тихомирова*  
ОАО «Климов», Санкт-Петербург

*А.И. Рыбников, Л.Б. Гецов*  
ОАО «НПО ЦКТИ», Санкт-Петербург

### ИЗМЕНЕНИЕ СТРУКТУРЫ И СВОЙСТВ ЖАРОПРОЧНЫХ СПЛАВОВ В ПРОЦЕССЕ ДЛИТЕЛЬНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

#### Введение

В процессе длительной эксплуатации лопаток ГТД структура и механические свойства металла претерпевают существенные изменения, учет которых позволяет повысить точность прогноза их работоспособности. Применительно к поликристаллическим сталям и сплавам накоплен большой опыт изучения взаимосвязи структуры и свойств на основе длительной эксплуатации и выдержек при повышенных температурах.

Были предложены формулировки зависимости механических характеристик материалов от температурно-временных условий эксплуатации.

В [1] было предложено распространить принцип построения уравнения ползучести со структурными параметрами Работнова  $s$ , [2], зависящими от температуры  $T$  и времени  $\tau$  пребывания материала во время эксплуатации при соответствующих  $T$  и  $\tau$ :

$$p^* = F(s_1(\tau, T), s_2(\tau, T), s_3(\tau, T), T, \sigma) \quad (1)$$

на такой же подход к записи зависимостей для других характеристик материала:

$$\sigma_B = F(s_1(\tau, T), s_2(\tau, T), s_3(\tau, T), T, v) \quad (2)$$

$$\sigma_{0,2} = F(s_1(\tau, T), s_2(\tau, T), s_3(\tau, T), T, v) \quad (3)$$

$$\sigma_{д.п.} = F(s_1(\tau, T), s_2(\tau, T), s_3(\tau, T), T, \tau) \quad (4)$$

$$\delta = F(s_1(\tau, T), s_2(\tau, T), s_3(\tau, T), T, v) \quad (5)$$

$$\Delta\varepsilon = F(s_1(\tau, T), s_2(\tau, T), s_3(\tau, T), T_{max}, T_{min}, N, \tau_{ц}) \quad (6)$$

$$S_{0,4} = F(s_1(\tau, T), s_2(\tau, T), s_3(\tau, T), T, v) \quad (7)$$

$$dl/d\tau = F(s_1(\tau, T), s_2(\tau, T), s_3(\tau, T), T, K_1) \quad (8)$$

Здесь  $s$  — структурные параметры, зависящие от температуры и времени эксплуатации,  $v$  — скорость деформирования,  $\tau_{ц}$ ,  $T_{max}$ ,  $T_{min}$ ,  $N$  — период цикла, максимальная и минимальная температуры цикла, число циклов до образования термоусталостных трещин при термоциклическом нагружении,  $K_1$  — коэффициент интенсивности напряжений. Таким образом, предел прочности  $\sigma_B$ , текучести  $\sigma_{0,2}$ , пластичность  $\delta$ , скорость ползучести  $p^*$ , скорость роста трещин ползучести  $dl/d\tau$ , сопротивление циклическому деформированию  $S_{0,4}$ , сопротивление термической усталости  $\Delta\varepsilon$  и длительная прочность  $\sigma_{д.п.}$  зависят от условий эксплуатации в соответствии с соотношениями (1)–(8):

В [3] приводится большое число данных по различным сталям и сплавам, которые могут быть описаны с помощью зависимостей типа (1)–(8). Однако влияние длительных выдержек при высоких температурах жаропрочных монокристаллических сплавов, используемых для изготовления лопаток ГТД, на их структуру и свойства ранее не исследовали. В настоящем сообщении рассматриваются результаты исследований изменений микроструктуры и механических свойств монокристаллических образцов сплавов ЖС32 и ЖС36 в процессе длительных выдержек (от 500 до 3000 ч) при различных температурах. Исследовались изменение микроструктуры, фазового состава, сопротивления упругопластическому деформированию, ползучести, длительной прочности и сопротивлению термической усталости.

Изменение микроструктуры.

Установлено (по данным количественной металлографии), что максимальное количество игольчатых фаз в сплаве ЖС32 выделяется при температурах 950 и 1050 °С (см. рис. 1, 2). Отмечено, что в результате коагуляционных процессов после длительных вы-

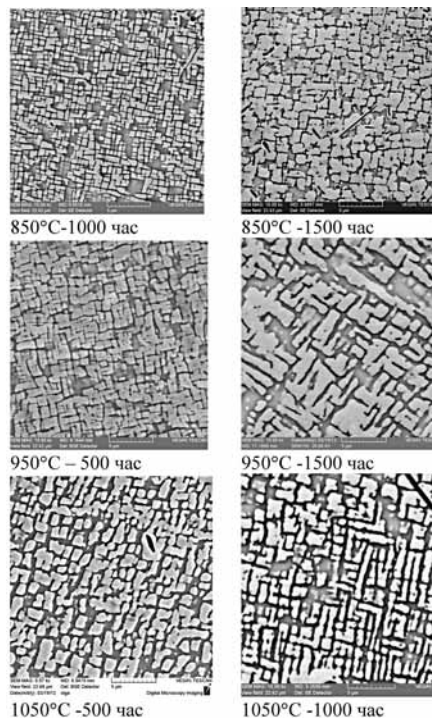


Рис. 1. Электронная микроструктура сплава ЖС32 после длительного старения при разных температурах и длительностях,  $\times 10000$

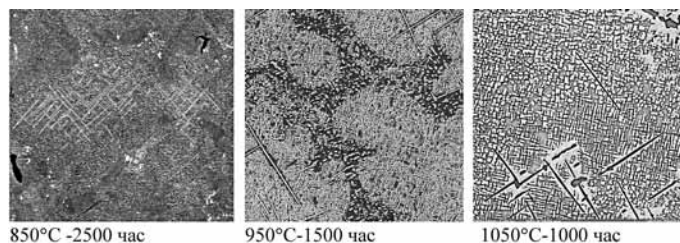


Рис. 2. Карбидные выделения в сплаве ЖС32 после длительного старения при разных температурах и длительностях,  $\times 1500$

держек при температуре 1050 °С в сплаве ЖС36 формируется лабиринтная структура с толщиной прослоек 5 мкм (в 10 раз меньше длины прослоек) напоминающая рафт-структуру, формирующуюся как правило, на стадии установившейся ползучести (рис. 3).

Таким образом, в безуглеродистом сплаве ЖС36 изменения микроструктуры выражаются только в изменении размеров и морфологии частиц упрочняющей гамма штрих фазы, в то время как в углеродистом сплаве ЖС32 наблюдается дополнительно образование игольчатых карбидов, отрицательно влияющие на характеристики пластичности материала. Для качественной оценки микроструктурных изменений проводился расчет объемной доли гамма-штрих фазы в сплаве ЖС32 (по методу Солтыкова), а также изменение размеров частиц и их морфологии. (см. рис. 4).

В результате длительных выдержек при температурах отмечается с одной стороны рост частиц  $\gamma'$ -фазы, а с другой падение объемной доли  $\gamma'$ -фазы. Эти два фактора приводят к изменению механических характеристик. В табл. 1 приведены некоторые механические характеристики в исходном состоянии (после термообработки) и после длительного старения.

Отмечено, что длительное старение при 950 °С приводит к снижению прочностных и пластических характеристик сплава ЖС32, а старение при 1050 °С — только к снижению пластичности.

Изучено влияние микроструктуры на уменьшение сопротивления ползучести и длительной прочности (см. рис. 5).

Влияние длительного старения на длительную прочность иллюстрируется диаграммой на рис. 6

Установленное влияние микроструктурного фактора на эксплуатационные характеристики сплавов позволяют делать количественные оценки для расчета остаточного ресурса рабочих лопаток из исследованных сплавов, а также осуществить отбраковку по недопустимости микроструктуры в процессе контроля лопаток на перегрев и под ремонт покрытия. Анализ результатов особенностей изменения структуры и свойств исследованных материалов позволит получить надежные данные об экстраполированных значениях предела длительной прочности, характеристик сопро-

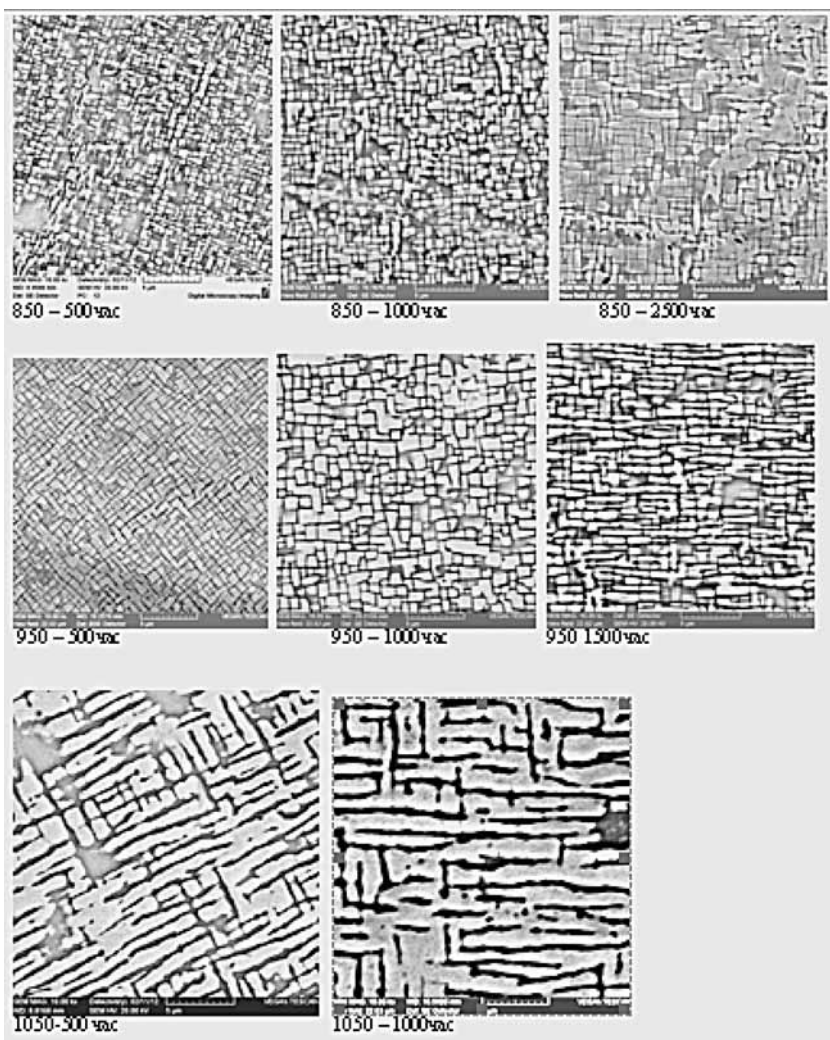


Рис. 3. Электронная микроструктура сплава ЖС36 после длительного старения при разных температурах и длительностях,  $\times 10000$

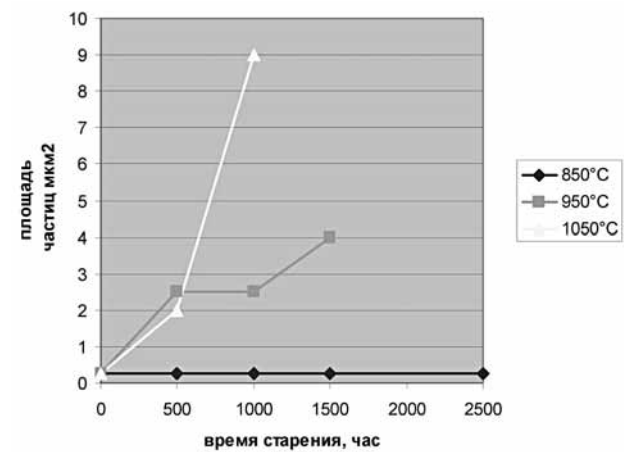


Рис. 4а. Изменение площади частиц  $\gamma'$  фазы в зависимости от температуры и времени старения сплава ЖС32

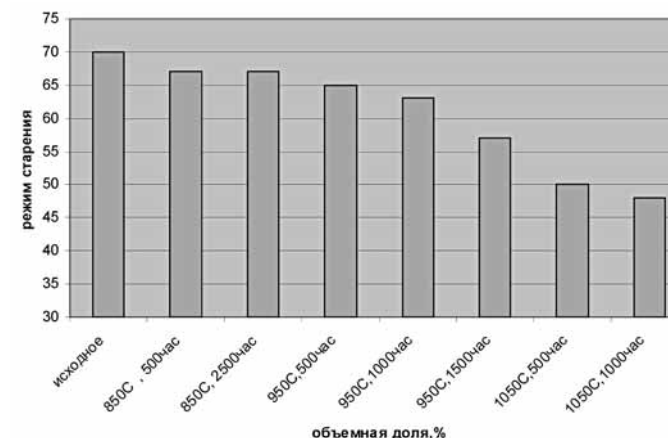


Рис. 4б. Изменение объемной доли  $\gamma'$  фазы в процессе длительного старения сплава ЖС32 при 850–1050 °С.

Режим старения		$T_{исп.}, ^\circ C$	$\sigma_{0,2}$ МПа	$\sigma_B$ МПа	$\delta, \%$	$\psi, \%$
$T, ^\circ C$	Время, час.					
Термообработка						
Исходное состояние		20	915 916	1138 1077	5,0 10,0	8,75 13,6
950		20	738 907	833 923	3,3 4,0	8,1 3,0
Термообработка						
Исходное состояние		850	895	1046	21,5	14,0
950		850	871	887	6,7	24,2
Термообработка						
Исходное состояние		20	1016	1088	6,9	11,68
1050		20	554 725	794 850	5,0 4,7	13,6 6,2
Термообработка						
Исходное состояние		20	480	503	26,9	19,5
1050		20	714 665	889 827	2,6 3,7	7,9 4,1

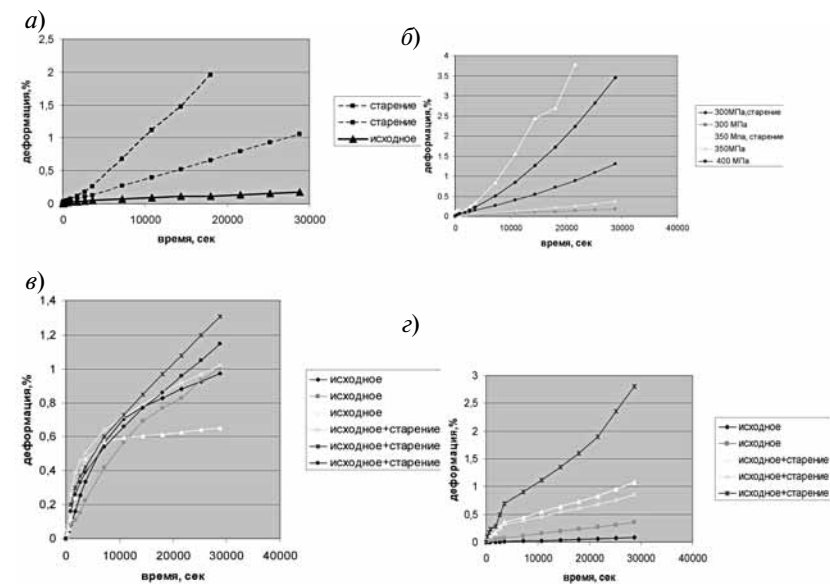


Рис. 5. Кривые кратковременной ползучести сплава ЖС32 в исходном состоянии и после старения

Номер рисунка	Температура испытания, $^\circ C$	Напряжение, МПа	Температура старения, $^\circ C$	Время старения, час
<i>a</i>	975	300	850	1500
<i>б</i>	975	300, 350, 400	1050	500
<i>в</i>	850	550	950	1500
<i>г</i>	1050	150	950	1500

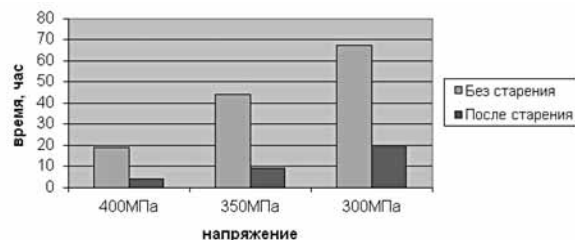


Рис. 6 Сопоставление времени до разрушения при 975 °С при различном уровне напряжений сплава ЖС32 в исходном состоянии и после старения при 1050 °С — 500 ч

тивления термической усталости лопаток, изготовленных из жаропрочных сплавов, применительно к реальным режимам пусков и остановов ГТД [1].

#### Выводы

— Необратимые деформации в пере лопатки в процессе длительной эксплуатации могут быть заметно выше расчетных значений в связи с изменением микроструктуры и характеристик ползучести.

— Перераспределение напряжений в охлаждаемых лопатках за счет ползучести может быть более значительным, чем рассчитанное по исходным характеристикам материала.

— Характеристики длительной прочности и кривые длительной прочности под воздействием процессов изменения структуры в процессе длительной эксплуатации нуждаются в соответствующей корректировке.

— Влияние выдержки в процессе термоциклического нагружения лопаток может приводить к заметно большему влиянию на долговечность, чем рассчитанное по характеристикам ползучести в исходном состоянии.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. *Гецов Л.Б.* Материалы и прочность деталей газовых турбин. Рыбинск, Изд.дом «Газотурбинные технологии» в 2-х томах, 2010, 2011 г., 610 и 495 с.

2. *Работнов Ю.Н.* Ползучесть элементов конструкций. М: Наука 1966, 752 с.

3. *Либерман Л.Я Пейсихис М.И.* Свойства сталей и сплавов, применяемых в котлотурбостроении. Руководящие указания ЦКТИ, выпуск 16, ч.1–3, Л: 1967.

*А.И. Дубин*

ОАО «Уфимское моторостроительное  
производственное объединение», Уфа

### О ФОРМИРОВАНИИ ОПТИМАЛЬНОГО НАПРЯЖЕННОГО СОСТОЯНИЯ ЛОПАТОК КОМПРЕССОРА ИЗ ТИТАНОВЫХ СПЛАВОВ ПОСЛЕ УПРОЧНЯЮЩЕЙ ОБРАБОТКИ

Рассмотрены вопросы, связанные с исследованием напряженного состояния поверхностного слоя лопаток компрессора газотурбинного двигателя (ГТД) из титанового сплава ВТ6. Проводится сравнительная оценка комплексной вакуумно-плазменной обработки (КВИПО) поверхности и серийной (базовой) технологий по параметрам релаксации остаточных напряжений.

Ключевые слова: остаточные поверхностные напряжения (ОПН); технология; лопатка; ресурс.

#### Введение

К числу наиболее важных и актуальных задач в авиационной отрасли относится обеспечение эксплуатационных свойств лопаток компрессора газотурбинного двигателя (ГТД). Лопатки компрессора относятся к одним из многочисленных и ответственных деталей двигателя, в целом ряде случаев определяющих его ресурс и эксплуатационную надежность [1,2].

Надежность и долговечность лопаток компрессора ГТД в большой степени зависят от параметров: глубины и степени наклепа, микрогеометрии и остаточных поверхностных напряжений (ОПН), а также от физико-химического и структурно-фазового состава поверхностного слоя.

ОПН оказывают значительное влияние на сопротивление усталости деталей, работающих в условиях статических и зна-

копеременных нагрузок. С одной стороны, при стендовых испытаниях, а с другой — в процессе эксплуатации, наличие растягивающих ОПН является причиной образования и развития усталостных трещин [3] и, как следствие, снижение долговечности лопаток.

Необходимость оценки ОПН в деталях сложных форм, в местах, которые являются концентраторами напряжений (кромки пера лопаток компрессора, радиусы перехода пера к полке замка), является особенно актуальной при эксплуатации ГТД с большим ресурсом, в том числе для прогнозирования его надежности в дальнейшем.

Как известно [1], остаточные напряжения, возникающие в ходе технологического процесса обработки лопаток, а также при их эксплуатации в составе ГТД, изменяются. При этом, устойчивость напряжений резко снижается при эксплуатации лопаток в условиях циклического нагружения. Это обусловлено тем, что предел текучести при циклическом нагружении значительно ниже, чем при статическом. Кроме того, циклические нагрузки могут привести к заметному повышению температуры металла, интенсифицирующей процесс релаксации остаточных напряжений [1].

Учитывая, что в условиях длительной эксплуатации разрушения, как правило, начинаются с поверхности, либо в тонком поверхностном слое, который формируется на окончательных этапах обработки, представляют особый интерес методы, связанные с соблюдением требуемых физико-химических свойств. Традиционные отделочно-упрочняющие методы применительно к новым конструктивным исполнениям лопаток, как правило, исчерпали свои возможности.

Особый интерес представляет комплексная обработка, включающая в себя ионную имплантацию (И.И.) в сочетании с нанесением многослойных вакуумно-плазменных защитных эрозионноустойчивых покрытий.

Исходя из этого, задача формирования оптимального напряженного состояния лопаток компрессора с минимизацией влияния субъективных факторов является весьма актуальной.

## Основная часть

### *Исследование остаточных напряжений в поверхностном слое лопаток*

Сравнительную оценку выносливости проводили на вновь изготовленных лопатках. Оценка ОПН осуществляли путем послойного стравливания с учетом основных положений методики [4]. Процесс определения ОПН реализовался на разработанной установке [5] и заключался в регистрации деформаций перемещений образца в процессе его электрохимического травления и последующей математической обработке полученных значений с использованием компьютера.

Установлено, что при нагреве титановых сплавов существует связь между релаксацией напряжений и снижением степени деформационного упрочнения. Для повышения устойчивости к процессу релаксации и, как следствие, обеспечения эксплуатационной надежности лопаток компрессора может быть рекомендована КВИПО, включающая в себя ионную модификацию в сочетании с многослойным вакуумно-плазменным защитным покрытием системы  $(Ti-Ti_2N-TiN) \cdot n$ , где  $n$  — число слоев покрытия [6].

Известно [6,7], что при КВИПО, с одной стороны, происходит повышение сопротивления усталости в результате ионного модифицирования, а с другой — возможно его снижение при последующем нанесении покрытия (увеличивающееся с ростом толщины покрытия). Результирующее влияние обработки на сопротивление усталости зависит от толщины покрытия и его внутренней структуры, а также от степени предшествующего упрочнения поверхностного слоя.

Серийная технология включала финишное виброшлифование поверхности пера лопатки.

КВИПО образцов проводили на установке ННВ-6.6 с источником газовой плазмы с накальным катодом ПИНК и аксиально-симметричными электродуговыми испарителями, при этом наносили многослойное защитное покрытие. Модифицирование поверхности выполняли ионами азота: низкоэнергетическое на установке ННВ-6.6 (энергия ионов  $E = 0,9$  кэВ, доза



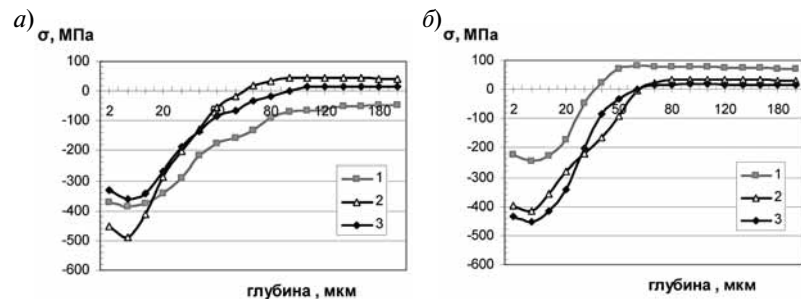


Рис. 1. ОПН со стороны корыта (а) и со стороны спинки (б) лопатки компрессора из титанового сплава ВТ6 после серийной обработки: 1 — на входной кромке; 2 — в середине сечения; 3 — на выходной кромке

$D = 2 \cdot 10^{19}$  ион/см<sup>2</sup>), высокоэнергетическое — на установке «Вита» ( $E = 30$  кэВ,  $D = 2 \cdot 10^{17}$  ион/см<sup>2</sup>).

Средние значения по результатам исследования 3-х образцов приведены на рис. 1.

### Исследование выносливости лопаток компрессора

Для изучения сопротивления усталости лопаток 2 ст. РКНД из титанового сплава ВТ6 исследовалась их выносливость по первой изгибной форме колебаний (с учетом ранее полученных результатов определения частот собственных колебаний) на базе испытаний  $N = 2 \cdot 10^7$  циклов нагружения в соответствии с ОСТ 1.00870–77. В качестве испытательного оборудования использовали электродинамический вибростенд ВЭДС-400.

### Заключение

Результаты показывают, что для лопаток компрессора, изготовленных по серийной технологии при упрочнении всей поверхности пера лопаток, эпюры ОПН имеют подобную форму с наличием подслояного максимума, однако наблюдается различие в величинах напряжений. У лопаток, обработанных по технологии КВИПО эпюры ОПН имеют подобный характер, однако большие абсолютные значения по параметру напряжений сжатия.

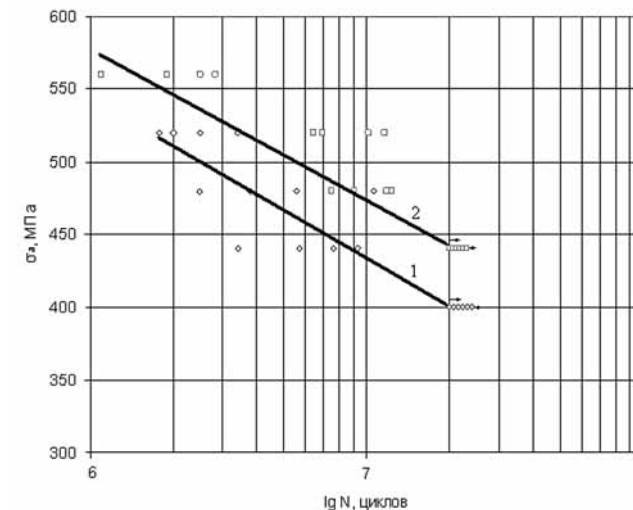


Рис. 2. Кривые усталости лопаток РКНД из титанового сплава ВТ6:

1 — серийная технология, 2 — технология КВИПО

Сопротивление усталости лопаток, обработанных с применением КВИПО, выше, по сравнению с лопатками серийной технологии.

Для обеспечения эксплуатационной надежности лопаток компрессора рекомендована технология КВИПО, включающая в себя ионную модификацию в сочетании с многослойным вакуумно-плазменным защитным покрытием. Положительное действие ионной имплантации в составе КВИПО заключается в блокировании процессов окисления и разупрочнения поверхности, что, в сравнении с базовыми технологиями упрочнения, выражается в меньшем снижении уровня выносливости. Все вышеперечисленное обуславливает больший ресурс лопаток и их эксплуатационную надежность.

### ЛИТЕРАТУРА

1. Сулима А.М. Поверхностный слой и эксплуатационные свойства деталей машин/А.М. Сулима, В.А. Шулов, Ю.Д. Ягодкин. — М.: Машиностроение, 1988.— 240 с.

2. *Петухов А.Н.* Сопротивление усталости деталей ГТД. М.: Машиностроение, 1993.— 240 с.

3. *Архипов А.Н.* Определение остаточных напряжений в поверхностных слоях изделий сложной формы/А.Н. Архипов, А.Б. Пряжников, С.Е. Морозов./научно-технический отчет ЦИАМ № 11376. — 1989. — 72 с.

4. Определение остаточных напряжений в поверхностном слое пера лопаток двигателей. Методические материалы/НИАТ.—1965 г.—20 с.

5. *Смыслов А.М.* Определение остаточных поверхностных напряжений в деталях ГТД с использованием лазерного интерферометра/А.М. Смыслов, С.П. Павлинич, А.И. Дубин // Упрочняющие технологии и покрытия.— 2007. — № 11.— С. 47–49.

6. *Смыслова М.К.* Исследование и разработка комбинированных ионно-плазменных технологий, обеспечивающих повышение эксплуатационных свойств лопаток газовых и паровых турбин // Уфа: Вестник УГАТУ, т. 5, №3(11), 2004.— С. 76–83.

7. *Смыслов А.М.* Технология и оборудование для упрочнения большемерных лопаток паровых турбин из титановых сплавов/А.М. Смыслов, Ю.М. Дыбленко, М.К. Смыслова // VI Междунар. конф. «Вакуумные технологии и оборудование». — Харьков, 2003. — С. 173–177.

*В.М. Ежов, А.В. Кирсанов, А.А. Молоканов,  
К.В. Шаранина, Л.С. Яновский*  
ЦИАМ им. П.И.Баранова

## **ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ОСНОВЫ СМАЗОЧНЫХ МАСЕЛ ДЛЯ АВИАЦИОННЫХ ГТД ПЯТОГО ПОКОЛЕНИЯ И ВЫШЕ**

Рассмотрены базовые основы авиамасел и отечественных и зарубежных смазочных масел для авиационных ГТД. Описаны результаты испытаний новых отечественных масел для авиационных газотурбинных двигателей (ГТД), и определена стратегия совершенствования их эксплуатационных свойств на ближайшее будущее. Приведено сравнение новых перспективных отечественных масел, разработанных ведущими предприятиями отрасли, с существующими отечественными и зарубежными аналогами.

Ключевые слова: основы авиационных масел, масла для авиационных ГТД, авиационные масла.

## **Введение**

В качестве базовых основ современных смазочных авиационных масел находят применение различные синтетические вещества, среди которых диэфиры, эфиры полиолов, синтетические углеводороды, органосилоксаны и др. В России и за рубежом проводятся исследования с целью поиска наиболее перспективных основ для высокотемпературных масел для авиационных ГТД, однако к настоящему времени сложные эфиры полиолов остаются основным классом соединений для применения в качестве базовых основ массовых авиационных масел ближайшего будущего. За последние 10 лет в научно-технической и патентной литературе не появилось материалов, свидетельствующих о новых синтезированных высокотермостабильных жидкостях, пригодных в качестве основ новых авиамасел массового применения. Основными производителями сложных эфиров являются зарубежные фирмы Hercules, Ciba Geigy, Nycos, Exxon Mobil и Unichema.

Наиболее массовыми маслами в ВВС США являются синтетические масла на основе диэфиров с вязкостью  $\approx 3 \text{ мм}^2/\text{с}$  при  $100^\circ\text{C}$  по спецификации MIL-L-7808, а в летательных аппаратах (ЛА), применяемых ВМФ США, — на основе эфиров полиолов с вязкостью  $\approx 5 \text{ мм}^2/\text{с}$  при  $100^\circ\text{C}$  по спецификации MIL-L-23699, так как для масел, предназначенных для ЛА ВМФ, предъявляются меньшие требования по низкотемпературному запуску.

В течение многих лет основным направлением в улучшении качества масел для авиационных ГТД является повышение их термоокислительной стабильности за счет подбора основ и антиокислительных присадок. Так, фирмой *Monsanto* в 1983 г. было разработано сложноэфирное масло по спецификации MIL-L-27502, работоспособное до  $240^\circ\text{C}$ , характеризующееся повышенной термоокислительной стабильностью, по сравнению с маслами по спецификации MIL-L-7808 и MIL-L-23699, вследствие использования термостабильной смесевой сложноэфирной основы и нового комплекса функциональных присадок. Разработанная композиция не отвечала основным требованиям применения масел в перспективных ЛА военной и гражданской авиации: не обеспечивала запуск при минус  $54^\circ\text{C}$  (как масла по

спецификации MIL-L-7808) и обладала недостаточно высокой несущей способностью (ниже, чем у масел по спецификации MIL-L-23699).

Для обеспечения смазки современных ГТД и трансмиссий вертолетов, а также ГТД некоторых самолетов разработаны масла ASTO 555, ВРТО 25, обладающие повышенными требованиями по смазывающей способности и отвечающие спецификациям DOD-L-85734, DEF-STAN 91-100/1 (DERD 2497).

Что касается масел для гражданской авиации, то к настоящему времени практически завершён переход авиакомпаний всех западных стран на преимущественное использование синтетических сложноэфирных масел с вязкостью  $\approx 5 \text{ мм}^2/\text{с}$  при  $100 \text{ }^\circ\text{C}$  по спецификациям MIL-L-23699, DEF STAN 91-101 и SAE AS 5780. В таких самолетах, как Boeing 757, Boeing 767, и их аналогах используются масла Mobil Jet Oil II, Exxon Turbo Oil 2380, ASTO 500. Несмотря на повышенную температуру низкотемпературного запуска (минус  $40 \text{ }^\circ\text{C}$  по сравнению с минус  $54 \text{ }^\circ\text{C}$  для масел по спецификации MIL-L-7808) за рубежом в ЛА гражданской авиации в последнее время активно внедряются высокотемпературные масла отвечающие требованиям группы HTS спецификации MIL-L-23699: Mobil Jet Oil 254, Mobil Jet Oil 291, ASTO 560.

### Основная часть

Имеющийся ассортимент отечественных смазочных масел для авиационных ГТД позволяет обеспечивать надежную эксплуатацию действующего парка авиатехники. По качеству они практически не уступают авиационным маслам различных зарубежных фирм. Наиболее массовыми синтетическими маслами для турбореактивных двигателей (ТРД) военной и гражданской авиации являются масла на основе диэфиров с вязкостью  $\approx 3 \text{ мм}^2/\text{с}$  при  $100 \text{ }^\circ\text{C}$  (ВНИИПН 50-1-4-ф, ВНИИПН 50 - 1-4ф) и на основе синтетических углеводородов с вязкостью  $\approx 4 \text{ мм}^2/\text{с}$  при  $100 \text{ }^\circ\text{C}$  (ИПМ-10), а для ТВаД и ТВД на основе эфиров полиолов с вязкостью  $\approx 5 \text{ мм}^2/\text{с}$  и  $7,5 \text{ мм}^2/\text{с}$  при  $100 \text{ }^\circ\text{C}$  (Б-3В, ЛЗ-240, ВНИИПН-7) [1].

В ряду «ТРД→ТВаД→ТВД» теплонапряженность двигателей убывает, а нагрузка на узлы трения, наоборот, возрастает, в свя-

зи с чем к маслам для ТРД предъявляются повышенные требования по термоокислительной стабильности (ТОС), а к маслам для турбовинтовых двигателей (ТВД) — повышенные требования по несущей способности [2,3]. Для обеспечения надежной смазки шестерен редукторов ТВД требуются масла с большей несущей способностью и, как следствие, обладающие большей вязкостью.

Масло КА-7,5 (производства ООО «Квалитет-Авиа») было разработано 2006 г. и в настоящее время проходит контрольно-летные испытания. В отличие от устаревшего масла МН-7,5у, в состав нового масла КА-7,5 не входит токсичная присадка «Совол». По ТОС новое масло КА-7,5 превосходит отечественные и некоторые зарубежные аналоги (рис. 1). Токсикологические свойства КА-7,5 по классификации вредных веществ согласно ГОСТ 12.1.007 соответствуют 4-му классу опасности.

В силовых установках вертолетов Ми-2 и Ми-8 для смазки двигателя в течение многих лет применяют синтетическое масло Б-3В, созданное на основе сложных эфиров пентаэритрита и синтетических жирных кислот фракции С5-С9 [4–6]. Масло Б-3В содержит в своем составе антиокислительную (параоксидифиниламин) и противозадирную (2-меркаптобензтиазол) присадки, обладает высокой несущей способностью. В состав указанного масла для улучшения смазывающей способности вводили противозадирную присадку 2-меркаптобензтиазол («каптакс»). Наличие присадки «каптакс» обусловило ряд недостатков масла.

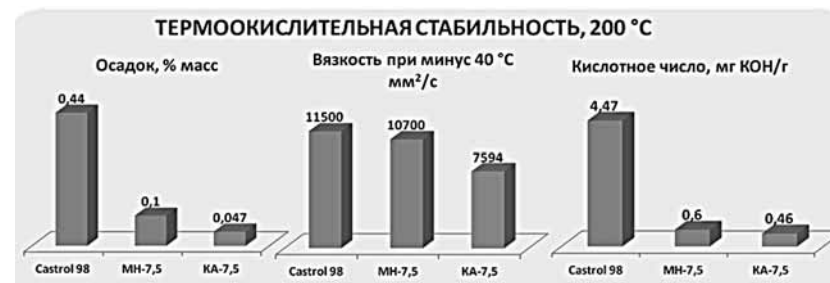


Рис. 1. Сравнение эксплуатационных свойств масла КА-7,5 и отечественных и зарубежных аналогов

Во-первых, в процессе работы двигателя при повышенных температурах «каптакс» окисляется кислородом воздуха, а образующийся при этом 2,2-дитиобисбензотиазол («альтакс»), обладающий низкой растворимостью в масле, при низких температурах выпадает в осадок. Во-вторых, масла с «каптаксом» обладают высокой коррозионной агрессивностью по отношению к цветным металлам и магниевым сплавам. В-третьих, «каптакс» снижает термоокислительную стабильность масел. Масло Б-3В термостабильно до 200 °С, однако высокая коррозионная агрессивность его к ряду конструкционных материалов (медные и магниевые и др. сплавы) при повышенных температурах и склонность к образованию осадков вследствие окисления противозадирной присадки ограничивает область его применения.

Для обеспечения современных и перспективных ГТД летательных аппаратов высококачественными отечественными смазочными материалами в НИИСУ совместно с ЦИАМ им. П.И. Баранова и при участии ВНИИ НП, 25ГосНИИ Минобороны и ГосНИИГА новые высокотермостабильные масла АСМО-200, ВАСМО-225 и ВТ-301М.

АСМО-200 (производство опытно-промышленной партии ЗАО «НПЦ Спецнефтьпродукт») является инновационным отечественным маслом с вязкостью  $\approx 5 \text{ мм}^2/\text{с}$  при 100 °С для теплонапряженных авиационных ГТД и редукторов вертолетов, обладающее повышенной несущей способностью. Масло АСМО-200 работоспособно до 200 °С и предназначено для авиационных ТВД, ТВаД и редукторов вертолетов взамен масла Б-3В. К преимуществам нового масла относится отсутствие выпадения «альтакса», улучшенная ТОС, отсутствие коррозии на меди, низкое осадкообразование, высокие трибологические характеристики (рис. 2).

Исследования масла АСМО-200 в объеме программы квалификационных испытаний в ЦИАМ им. П.И. Баранова показали, что по трибологическим свойствам (метод ЧШМ по ГОСТ 9490) масло АСМО-200 превосходит зарубежные масла ASTO 500, ВРТО 2380, Ascender и др. (рис. 4). По сравнению с Б-3В масло АСМО-200 имеет преимущество по ТОС (по ГОСТ 23797) при 200 °С. Кроме этого, масло АСМО-200 было испытано на соответствие

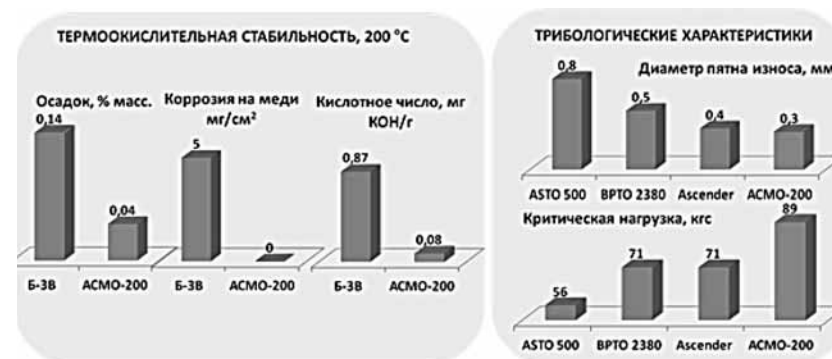


Рис. 2. Сравнение эксплуатационных свойств АСМО-200 с отечественными и зарубежными маслами аналогами

зарубежным спецификациям. По основным показателям это масло удовлетворяет требованиям спецификаций MIL-PRF-23699/F STD и MIL-PRF-23699/F HTS, за исключением требований к ТОС по FED-STD-791–5308. По стойкости к коксообразованию данное масло эквивалентно маслам группы STD, но уступает маслам группы HTS, например, маслу Turbonoil 640 [7].

ВАСМО-225 (производство опытно-промышленной партии ЗАО «НПЦ Спецнефтьпродукт») является инновационным отечественным маслом термостабильным до 225 °С с вязкостью  $\approx 4 \text{ мм}^2/\text{с}$  при 100 °С, что позволяет ему сочетать хорошие низкотемпературные свойства (как у диэфирных масел с вязкостью  $\approx 3 \text{ мм}^2/\text{с}$  при 100 °С) с повышенной несущей способностью (как у сложноэфирных масел с вязкостью  $\approx 5 \text{ мм}^2/\text{с}$  при 100 °С). Новое высокотемпературное масло ВАСМО-225 вырабатывается на основе триметилпропановых эфиров и обладает высокими эксплуатационными свойствами, длительно работоспособно при температурах 200–225 °С, превосходит масла-аналоги ИПМ-10 и ПТС-225 по термоокислительной стабильности при 225 °С, а также некоторые зарубежные аналоги на основе триметилпропановых эфиров по трибологическим показателям на ЧШМ по ГОСТ 9490 (рис. 3). Масло ВАСМО-225 отвечает основным требованиям зарубежной спецификации MIL-PRF-7808, за ис-

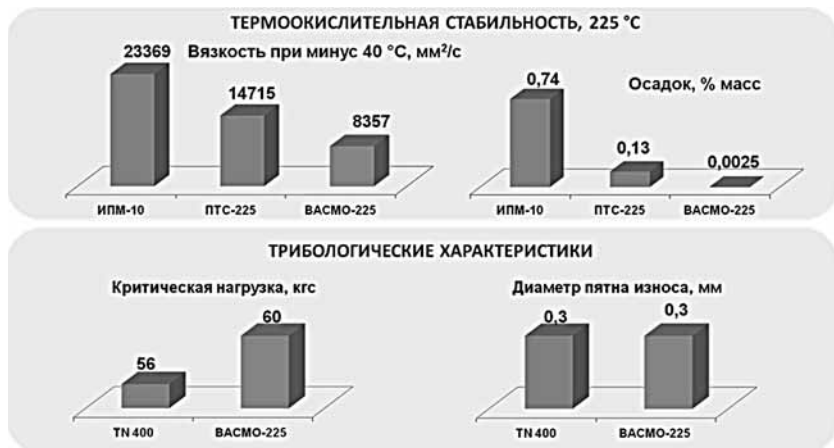


Рис. 3. Сравнение ВАСМО-225 с отечественными и зарубежными маслами-аналогами

ключением требований ТОС, а также вязкости при низкой температуре. При массовом производстве масло ВАСМО-225, являющееся маслом III поколения, может стать унифицированным для большинства теплонеприжатых ТРД, ТВД, ГТД и редукторов вертолетов.

Масло ВТ-301 (производство опытно-промышленной партии ОАО «НК «Роснефть» — МЗ «Нефтепродукт») на основе кремний-органической жидкости применяется с 80-х гг. для работы в высокотеплонеприжатых ТРД с рабочей температурой до 250 °С. [8]. Это уникальное масло, разработанное ранее в нашей стране, не является массовым вследствие дефицита сырья, сложности технологии изготовления, чрезмерно высокой стоимости и не может использоваться в современной массовой авиации. Тем не менее, оно нашло применение в небольших теплонеприжатых ГТД, где требуется высокая термоокислительная стабильность и уникальные низкотемпературные свойства масла, а его цена не является препятствием для применения. В 2011 г. введение в состав этого масла антиокислительной присадки нового поколения обеспечило повышение максимальной рабочей температуры до 280 °С без

снижения других эксплуатационных характеристик. Модернизированное масло получило наименование ВТ-301М и относится к маслам IV поколения.

### Заключение

Внедрение новых синтетических авиационных масел АСМО-200, ВАСМО-225 и ВТ-301М является шагом в организации обеспечения гражданской и военной авиации высококачественными маслами, которые планируется производить из отечественного сырья на территории Российской Федерации.

1. Масло АСМО-200 — новое отечественное синтетическое смазочное масло на основе пентаэритритового эфира российского производства выдержало квалификационные испытания с положительными результатами и, являясь модернизированным продуктом по отношению к маслу Б-3В, рекомендовано к применению в авиатехнике в установленном порядке взамен масла Б-3В.

2. Масло ВАСМО-225 — новое отечественное синтетическое смазочное масло III поколения на основе эфиров российского производства, работоспособное при температурах 220–240 °С и выше, выдержало квалификационные испытания с положительным результатом и рекомендовано к проведению следующего этапа испытаний.

3. Масло ВТ-301М — модернизированное отечественное синтетическое смазочное масло IV поколения на основе органосилоксановой жидкости, работоспособное при температурах до 280 °С, прошло квалификационные испытания с положительными результатами и рекомендовано к применению на изделиях аэрокосмической техники как модернизированный продукт по отношению к маслу ВТ-301 в установленном порядке.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Яновский Л.С., Дубовкин Н.Ф., Галимов Ф.М. и др. Инженерные основы авиационной химмотологии. — Казань: Изд. Казанск. ун-та, 2005. — 714 с.
2. Яновский Л.С., Ежов В.М., Молоканов А.А. Методология допуска авиационных масел к применению на авиатехнике в России и за рубежом // Двигатель. — № 2. — 2012. — С. 20–22.

3. Киришев Е.Л., Попов В.Г., Яновский Л.С. Влияние качества горюче-смазочных материалов на работоспособность авиационных газотурбинных двигателей. — М.: МАТИ, 2008. — 102 с.

4. Хурумова А.Ф. Вертолетные масла. Обзорная информация. — М.: ЦНИИТЭнефтехим. — 1992. — №2. — 56 с.

5. Харт А.В. Гундерсон Р.С. Синтетические смазочные материалы и жидкости. — Л.: Химия, 1965. — 385 с.

6. Динцес А.И., Дружинина А.В. Синтетические смазочные масла. — М.: Гостоптехиздат, 1958. — 350 с.

7. Виппер А.Б., Виленкин А.В., Гайснер Д.А. Зарубежные масла и присадки. — М.: Химия, 1981. — 192 с.

8. Соболевский М.В., Музовская О.А., Попелева Г.С. Свойства и области применения кремнийорганических продуктов. — М.: Химия, 1975. — 279 с.

*Зайцев М.В*

ОАО «Уфимское моторостроительное производственное объединение»

## **РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ ПОЛУЧЕНИЯ ОТЛИВОК ИЗ АЛЮМИНИДА ТИТАНА ДЛЯ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ**

### **Актуальность темы**

В настоящее время большое распространение как материал для изготовления литых высокопрочных ответственных деталей авиационного и космического назначения получил титан и его сплавы.

Титановые сплавы характеризуются высокой прочностью, коррозионной стойкостью, жаростойкостью, жаропрочностью, и по сравнению с традиционными материалами, применяемыми в данной области, они имеют низкую плотность, что значительно облегчает конструкцию летательных аппаратов.

Титан и его сплавы занимают одно из ведущих мест среди жаропрочных конструкционных материалов. Однако эффектив-

ное применение существующих отечественных и зарубежных титановых сплавов ограничено температурой 600–650 °С [14]. В то же время развитие авиакосмической техники, а также ряда других отраслей диктует необходимость разработки и внедрения в производство изделий из новых сплавов с высокими механическими свойствами при высоких рабочих температурах. В связи с этим возникла необходимость применения нового перспективного класса материалов — интерметаллидов титана. Это позволило увеличить рабочую температуру сплавов до 700–1000 °С [18].

Интерметаллиды занимают промежуточное место между металлами и керамиками как по типу химической связи, так и по свойствам. Это широкий класс соединений исходных металлических элементов. В целом интерметаллиды имеют лучшую обрабатываемость, чем керамики. Наряду с определенной пластичностью они сохраняют свою структуру и прочность при высоких температурах, обладают хорошими антикоррозионными и антифрикционными свойствами, в чем обычно превосходят обычные металлы. Принципиальное отличие интерметаллидов от металлов, их образующих, состоит прежде всего в их высокой прочности.

Интерметаллиды обладают прекрасными свойствами [9]:

— высокая прочность, которая не деградирует с возрастанием температуры;

— аномальная зависимость предела текучести, наблюдаемая в некоторых интерметаллидах;

— низкая плотность интерметаллидов, что приводит к высокому отношению прочность/плотность;

— высокие упругие модули, причем с ростом температуры они уменьшаются медленнее, чем в разупорядоченных сплавах;

— высокая стойкость к окислению, которую имеют интерметаллиды с высоким содержанием Al;

— низкие коэффициенты диффузии, ползучести, рекристаллизации и коррозии.

Применению этих материалов мешают недостаточные знания пластичности и вязкости. Существуют различные способы улучшения пластичности:

- возрастание числа систем скольжения;
- модификация кристаллографической структуры;
- упрочнение границ;
- уменьшение размера зерен;
- переход к монокристаллам.

Кроме того, улучшение пластичности может быть обеспечено за счет микро- и макролегирования. Микролегирование влияет на структуру границ зерен, макролегирование (> 1 %) влияет на структуру всего объема материала и фазовую стабильность. За счет макролегирования можно заменить, например, структуру кристалла с низкой симметрией (упорядоченная гексагональная) на структуру с высокой симметрией (упорядоченная кубическая) и в результате перейти к тройному сплаву с достаточной пластичностью. Увеличение вязкости можно добиться, в частности, за счет создания lamellarной структуры.

Свойства интерметаллидов действительно уникальны и их нельзя предсказать из свойств и параметров исходных материалов [10]. Успешное применение зависит не только от знания их природы и свойств, но и от контроля за способом их получения.

Фазы для высокотемпературных приложений должны, прежде всего, иметь достаточную прочность при температуре эксплуатации, т. е. высокую жаропрочность. Оно связано с коэффициентом диффузии, модулем сдвига, а оба параметра — с температурой плавления. Плотность сплава является дополнительным параметром, причем очень важным. Для движущихся частей машин существенно отношение прочности к плотности. Для фаз, содержащих легкие металлы, такие как *Ti*, *Al*, *Si*, *Mg*, прочность которых ниже, указанное соотношение может быть высоким благодаря низкой плотности.

Интерметаллиды должны быть коррозионностойкими, в частности стойкими к окислению. Последнее достигается присутствием элементов, которые могут обеспечить защитную пленку. Таковыми являются *Cr*, *Al*, *Si*. Причем алюминиды более предпочтительны для высокотемпературных условий работы.

Из всех интерметаллидов титана наибольший потенциал для авиадвигателестроения имеют алюминиды титана. Алюми-

ниды титана обладают уникальными свойствами: высокой температурой плавления, низкой плотностью, высоким модулем упругости, стойкостью к окислению и возгоранию, жаропрочностью и т. д. Область применения этих материалов обширна и включает в себя компоненты различных двигателей, реактивные сопла, элементы обшивки космических аппаратов, элементы конструкции сверхзвуковых летательных аппаратов и т. д.

Несмотря на выше перечисленные преимущества алюминиды титана имеют весьма существенных недостаток — низкотемпературную хрупкость, что существенно ограничивает номенклатуру применяемых деталей. Поэтому необходимы дальнейшие исследования алюминидов титана с целью расширения области его применения.

#### **Влияние строения границ зерен на пластичность алюминидов титана**

Промышленное использование алюминидов титана сдерживается их хрупкостью. Хрупкость алюминидов титана может быть обусловлена их недостаточной чистотой, особенно по примесям внедрения, или является следствием особенностей их кристаллического, дислокационного и электронного строения.

Примеси в алюминиде титана вызывают межзеренное разрушение, причем для этого вовсе не требуется формирование межзеренных прослоек, достаточно сегрегации примесных элементов в приграничных объемах [13; 11].

Хрупкость достаточно чистых по примесям интерметаллидов может быть свойством самого материала, обусловленным недостаточным числом действующих систем скольжения или следствием слабости границ зерен [7].

Альтернативный подход к проблеме природной межзеренной хрупкости основан на результатах расчета атомного строения границ зерен. Компьютерные расчеты атомного строения показали [2], что для алюминидов титана с сильной ковалентной связью и, соответственно, с большой энергией упорядочения характерны границы зерен, имеющие упорядоченное строение с большим числом разорванных связей между ближайшими соседями. Из-за

большой энергии упорядочения релаксации в расположении атомов на границах наклона вдоль оси разориентировки имеются пустоты в виде узких каналов, которые служат зародышами трещин. В таких интерметаллидах пластическая деформация у вершины трещины затруднена из-за отсутствия разупрочнения, что и вызывает хрупкое разрушение. В табл. 1 приведены механические свойства алюминидов титана при комнатной температуре [17].

Таблица 1

**Механические свойства алюминидов титана при комнатной температуре [17]**

	$\rho$ , г/см <sup>3</sup>	$E$ , ГПа	HV, МПа	$\sigma_b$ , МПа	$\sigma_{0,2}$ , МПа	$\delta$ , %
TiAl	3,91	175	–	350–580	180–280	0,5–1,5
Ti <sub>3</sub> Al	4,20	145	–	220–600	–	0–0,5
TiAl <sub>3</sub>	3,37	–	4000–7000	–	180	0

Границы зерен с разорванными связями, по-видимому, наиболее легко образуются при кристаллизации из жидкости. Один из способов получения пластичности интерметаллидов — горячая и холодная деформация и последующий рекристаллизационный отжиг с формированием мелкозернистой структуры [1]. TiAl при ультрамелкозернистой структуре обладают не только повышенной пластичностью, но и склонностью к сверхпластической деформации. При этом механическое поведение интерметаллида TiAl зависит не только от величины зерна, но и строения границ зерен: его пластичность возрастает с увеличением протяженности границ произвольного пика [15]. И наоборот, формирование крупнозернистой структуры с сегрегацией примесей по границам зерен будет усиливать хрупкость интерметаллидов [19].

Представления о решающей роли разупрочненного строения границ зерен в пластичности интерметаллидов позволяют объяснить ряд других экспериментальных закономерностей, в частности, зависимость пластичности от стехиометрии и эффекты микролегирования [16]. На рис. 1 приведена температурная зависимость предела текучести и удлинения до разрушения

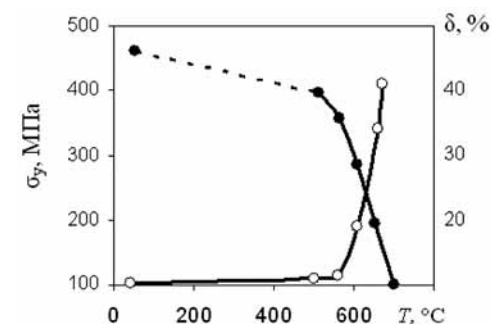


Рис. 1. Температурная зависимость предела текучести (темный маркер) и удлинения до разрушения (светлый маркер) в TiAl [6; 5]

для поликристалла TiAl со средним размером зерна ~ 25 мкм. Во всем исследованном температурном интервале наблюдается нормальный ход кривой  $\sigma_y(T)$ , причем слабое температурное падение сменяется более сильным при температурах выше 600 °C. Как видно при температурах ниже 600 °C пластичность  $\sigma(T)$  крайне низка и начинает увеличиваться лишь при более высоких температурах [6; 5].

При испытании монокристаллов TiAl, проведенных при низких температурах, обнаружено сильное падение  $\sigma_y(T)$  с ростом температуры, как показано на рисунке 2. Исчезновение температурной аномалии  $\sigma_y(T)$  при переходе от монокристалла к поликристаллу обусловлено зернограницным упрочнением. Температурная аномалия  $\sigma_y(T)$  в Ni<sub>3</sub>Al не наблюдается, если размер зерна становится меньше ≈8 мкм. Для TiAl аномалия  $\sigma_y(T)$  не была обнаружена при значительно большем (~50 мкм) размере зерна.

Критический размер зерна, при котором начинает наблюдаться аномалия  $\sigma_y(T)$ , несколько превосходит ≈ 50 мкм [12; 3]. Такое различие в поведении поликристаллов TiAl может быть связано с разными значениями коэффициента  $K_y$  в соотношении Холла — Петча [8]:



$$\sigma_y = \sigma_0 + K_y d^{-1/2}, \quad (1)$$

где  $\sigma_y$  — предел текучести в отсутствие границ зерен;  $d$  — размер зерна.

Как показано на основе анализа экспериментальных данных, коэффициент  $K_y$  в *TiAl* составляет  $\approx 1,37 \text{ МПа} \cdot \text{М}^{1/2}$ . На рис. 3 показаны кривые  $\sigma_y(T)$  для поликристалла *Ti-52Al* после термообработки при различных температурах [4].

В результате термообработки при температуре  $1400 \text{ }^\circ\text{C}$  получен размер зерна  $\approx 80 \text{ мкм}$ , а при  $1200 \text{ }^\circ\text{C}$   $\approx 650 \text{ мкм}$ . Для сплава такого состава аномалия  $\sigma_y(T)$  не наблюдается даже при размере зерна  $\approx 80 \text{ мкм}$ .

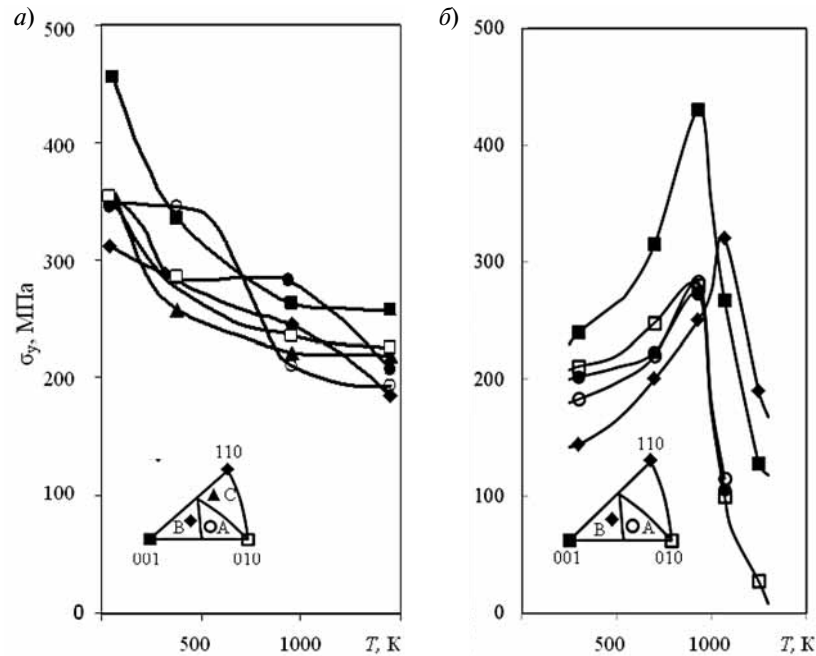


Рис. 2. Кривые  $\sigma_y(T)$  для монокристаллов *TiAl*:

*a* — при низких температурах; *б* — при промежуточных и высоких температурах

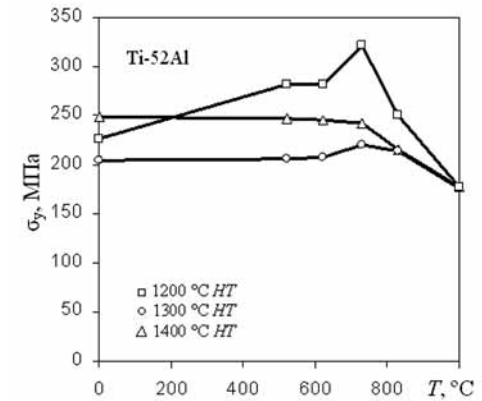


Рис. 3. Влияние размера зерна на температурную зависимость предела текучести *Ti-52Al*; указаны температуры термообработки (*HT*) [4]

Проведенные исследования химического состава, макро- и микроструктуры, физико-механических и литейных свойств интерметаллидного сплава системы *Ti-Al-Nb-Cr-V* позволят разработать технологический процесс изготовления отливок для авиационных двигателей нового поколения и внедрить его на производство.

#### БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Aoki K. Ductilization of L12 intermetallik compound  $\text{Ni}_3\text{Al}$  by mikroal-louing with boron // Mater. Trans. JIM. 1990. Vol. 31. №6. P. 443–448.
2. Frost H.J. // Acta metallurgica, 1987. Vol. 35. №2. P. 519–520.
3. Huang S.C. // Skripta Met., 1988. Vol. 22. P. 1885.
4. Huang S.C., Mall E.L. // Skripta Met. Mater., 1991. Vol. 25. P. 1805–1812.
5. Lipsitt H.A. // High Temperature Ordered Intermetallic. Alloys // Eds. C.C. Kock et. al. Pittsburg MRS, 1985. Vol. 39. P. 351–364.
6. Lipsitt H.A., Schechtman D., Schafrik R.R. // Metall. Trans. A. 1975. Vol. 6. P. 1991–1996.

7. *Taub A.J., Briant C.L.* // Acta metallurgica, 1987. Vol. 35. №7. P. 1597.
8. *Vasudevan V.K., Court S.A., Kuzath P., Fraser H.L.* // Skripta Met., 1989. Vol. 23. P. 467–469.
9. *Varin R.A., Winnicka M.B.* // Mater. Sci. Eng. A., 1991. Vol. A 137. P.93–103.
10. *Westbrook J.H.* // Metall. Trans. A., 1977. Vol. 8A. №9. P. 1327–1360.
11. *Westbrook J.H.* The sources of strength and brittleness in intermetallic compounds/High strength materials // Proc. Second Berkely cont. USA, 1964. N.Y.: L. Sydney, 1965. P. 720–735.
12. *Weihs T.P., Zinoviev V., Weihs D.V., Schulson E.M.* // Acta. Met., 1987. Vol. 5. P. 1109.
13. *Wood D.L., Westbrook J.H.* Tensile behaviour of the intermetallic compound // Trans. Met. Soc. AFME, 1962. Vol. 224. P. 1024–1037.
14. *Анташев В.Г., Ночовная Н.А., Павлова Т.В., Подюкова Н.М., Иванов В.И.* Авиационные материалы «ВИАМ», 1932–2002 гг./Юбилейный научно-технический сборник под общей редакцией член. кор. РАН Каблова Е.Н. 2002. С.111–115.
15. *Имаев Р.М., Кайбышев О.А., Салищев Г.А.* Механические свойства мелкозернистого интерметаллида TiAl // ФММ. 1991. №8. С. 179–197.
16. *Колачев Б.А., Ильин А.А., Дроздов П.Д.* О влиянии строения границ зерен на пластичность интерметаллидов/Металлы, 2001. №3. С. 41–48.
17. *Колачев Б.А., Ильин А.А., Дроздов П.Д.* Состав, структура и механические свойства двойных интерметаллидов // Изв. вузов. Цв. металлургия, 1997. №6. С. 40–52.
18. *Павлинич С.П., Никифоров Н.П., Аликин П.В., Зайцев М.В., Бруницын С.В., Сулицин А.В.* К вопросу изготовления сложных отливок из интерметаллидных титановых сплавов // Материалы X Съезда литейщиков России. Казань: Изд-во «Вертолет», 2011. С. 196–200.
19. *Шашков Д.П.* Влияние рекристаллизации на сегрегационно-приемную хрупкость металлических соединений // Металлургия. 1994. №6. С. 25–27.

УДК 669.018

*Е.А. Тихомирова*

ОАО «КЛИМОВ», С.-Пб, РФ

*Е.Ф. Сидохин*

ЗАО «НТЦ Экспертцентр», Москва

## НОВЫЙ СПОСОБ ИСПЫТАНИЯ ПОКРЫТИЙ НА ЖАРОПРОЧНЫХ СПЛАВАХ

Предлагается способ испытания покрытий на жаропрочных сплавах и устройство для его осуществления. Он включает термодинамические испытания в условиях различного стеснения материала подложки. Для их выполнения образец помещается в жесткую рамку, снабженную средствами его закрепления. Для получения в процессе испытаний заданной величины упругопластической деформации подложки и покрытия рамка должна быть изготовлена из материала, коэффициент линейного расширения которого отличается от такового у контролируемого объекта. Главным достоинством устройства является простота его конструкции и возможность изготовления и применения, не требующие специальных условий. Достоинство метода состоит в том, что он дает возможность вести испытания покрытий в условиях близких к условиям их работе на лопатках. Габариты рамки не многим отличаются от габаритов образца. Рамки с образцами, подготовленные для испытания покрытий разного состава и обработки, набираются в кассету и испытываются одновременно в одних условиях. Таким же способом можно проводить натурные испытания на лопатках и иных изделиях.

Ключевые слова: покрытие, термическая усталость, термодинамические испытания, термическое расширение, стеснение, жесткость.

Чрезвычайно эффективным способом повышения ресурса при эксплуатации турбинных лопаток является нанесение защитных покрытий. Практическое применение получили разнообразные методы нанесения покрытий: осаждение из газовой фазы, диффузионное насыщение, электронно-лучевая обработка, различные способы наплавки и т. д. Работоспособность лопаток с оптимальными покрытиями в значительной степени зависит от

режима их термической обработки и процессов, происходящих во время длительной эксплуатации. В связи с этим оказывается весьма актуальным вопрос разработки оптимальных покрытий, учитывающий химический состав материала основы и покрытия, а также влияние термического воздействия при нанесении покрытий на структуру и свойства металла основы. Современные жаростойкие покрытия, создаваемые с помощью ионно-плазменной и электронно-лучевой технологии, представляют собой разнообразные многослойные композиции системы  $NiCrAl(Ta)Y + NiAlCrY$ , дополненные барьерными слоями, а также композиции, представляющие собой комбинацию из внешнего керамического слоя и внутренних металлических слоев. Их физико-механические свойства должны обеспечивать сохранность и устойчивость покрытия в процессе эксплуатации лопаток, которая сопряжена с упругопластической деформацией материала под действием постоянно действующих напряжений при очень высоких температурах и в ходе периодически повторяющегося изменения температуры. В связи с ограничением термической деформации материала подложки из-за стеснения и различий в способности к термической деформации у подложки и материала покрытия в них развиваются значительные и крайне неоднородные напряжения, способные вызвать зарождение трещин как в подложке, так и в покрытии. Термическое расширение материалов, применяемых для изготовления покрытий, и средний коэффициент линейного расширения жаропрочных сплавов в диапазоне до  $1000^{\circ}C$  имеют достаточно близкие значения. Взаимодействие между собой в ходе термического воздействия материалов является серьезной проблемой и требует всестороннего изучения адгезионно-когезионных свойств жаростойких покрытий и их поведения при циклическом изменении температур. В ходе исследований определяют изменение многих свойств: теплопроводность, плотность, пористость, коэффициенты температурного расширения, адгезионная прочность и др. Испытания выполняют в условиях близких к эксплуатационным, имитируя работу покрытия на лопатке в широком диапазоне температурно-силового

воздействия. Такие условия могут быть реализованы при термодинамических испытаниях с варьируемой жесткостью нагружения, как на образцах, так и непосредственно на лопатках. При испытаниях, включающих только теплосмену образцов с покрытиями, неизменно повторяется схема в которой материал покрытия испытывает растяжение в ходе нагрева и сжатие при охлаждении. В то же время в реальных условиях работы лопатки спектр ситуаций гораздо шире, даже на протяжении одного цикла в разных частях лопатки.

В целях решения этой проблемы и возможности обеспечить достаточно высокую массовость контроля разработан способ и устройство для термоциклических испытаний образцов с покрытиями.

Устройство представляет собой рамку, жесткость которой значительно выше жесткости исследуемого образца. На двух ее противоположных стенках выполнены средства закрепления головок образца. Габаритные размеры самой рамки ненамного отличаются от размеров образца, подвергаемого термоциклическим испытаниям. Профиль стенок рамки для улучшения нагрева и охлаждения желательно выполнять ребристым. В целях задания величины упругопластической деформации при ТЦ испытаниях рамка должна быть выполнена из материала, отличающегося от материала испытуемого образца коэффициентом линейного расширения (клр) —  $\alpha_{cp}$ . Для получения максимальной величины упругопластической деформации  $\Delta\varepsilon$ , т. е. для полного перехода термической деформации  $\varepsilon^{терм}$  в  $\Delta\varepsilon$ , рамка должна быть из материала с близким к нулю  $\alpha_{cp}^{рамка}$ , например, из кварца, кремния или инвара. Рамка из материала, у которого  $\alpha_{cp}^{рамка} > 0$ , но меньше, чем у образца  $\alpha_{cp}^{обр}$ , позволяет получить меньшую, чем в первом случае, упругопластическую деформацию  $\Delta\varepsilon$ , величина которой зависит от соотношения  $\alpha_{cp}^{рамка}$  и  $\alpha_{cp}^{обр}$ , при этом в ходе изменения температуры нагрев будет также сопровождаться деформацией сжатия, а охлаждение — деформацией растяжения. Когда же рамка изготовлена из материала, у которого  $\alpha_{cp}^{рамка} > \alpha_{cp}^{обр}$ , в ходе испытаний будет происходить наоборот растяжение при нагреве

и сжатие при охлаждении. Эта схема не выполнима на стационарных установках, но практически может реализоваться в ходе развития термической усталости изделий [1, с.13] и поэтому представляет особый интерес для исследований поведения покрытий. При выполнении рамки и образца из материалов с разными  $\alpha_{\text{ср}}$ , задаваемая величина упругопластической деформации будет составлять  $\Delta\epsilon \approx (\alpha_{\text{ср}}^{\text{рамка}} - \alpha_{\text{ср}}^{\text{обр}})\Delta T$ , где  $\Delta T = T_{\text{max}} - T_{\text{min}}$  — это размах изменения температуры в цикле.

В качестве примера рассмотрим подбор материала рамки для ТЦ испытаний покрытий на жаропрочном никелевом сплаве (ЖНС) турбинных лопаток с  $\alpha_{\text{ср}}^{\text{обр}} \approx 15 \cdot 10^{-6} \text{град}^{-1}$ . Если испытания проводить в диапазоне температур  $\sim 100 - 1000 \text{ }^\circ\text{C}$ , то рамка, выполненная из кварца или инвара, позволила бы получить предельную величину  $\Delta\epsilon \approx 1.3 \%$ , но это не реализуемый случай, поскольку клр кварца и инвара сильно изменяется в указанном интервале температур. При выполнении рамки из кремния ( $\alpha_{\text{ср}}^{\text{рама}} \approx 2.3 \cdot 10^{-6} \text{град}^{-1}$ )  $\Delta\epsilon$  получится меньше, но все же достаточно большим  $\Delta\epsilon \approx 1.1 \%$ . Для рамки из Мо или W ( $\alpha_{\text{ср}}^{\text{рама}} \approx 4.5 \cdot 10^{-6} \text{град}^{-1}$ ) —  $\Delta\epsilon \approx 0.9 \%$ ; из Ti ( $\alpha_{\text{ср}}^{\text{рама}} \approx 7.2 \cdot 10^{-6} \text{град}^{-1}$ ), —  $\Delta\epsilon \approx 0.7 \%$ ; а из стали ( $\alpha_{\text{ср}}^{\text{рама}} \approx 11 \cdot 10^{-6} \text{град}^{-1}$ ) —  $\Delta\epsilon \approx 0.3 \%$ . Как можно видеть из рассмотренных примеров, предлагаемый способ позволяет в достаточно широком диапазоне варьировать деформацию и напряжения в образце с покрытием в ходе испытаний.

Примеры возможных вариантов исполнения рамки показаны на рис. 1. Подобные рамки весьма не трудоемки в исполнении. Рамка состоит из одной (рис. 1б) или двух (рис. 1в) пластин с отверстиями и двух стоек, на которых подвешивается и закрепляется образец либо устанавливаются захваты той или иной конструкции. Толщина пластин должна быть достаточной, чтобы обеспечивалась высокая жесткость рамки по сравнению с образцом. Пластины располагаются параллельно оси образца и должны быть изготовлены из подобранного материала с коэффициентом линейного расширения, обеспечивающим требуемую величину  $\Delta\epsilon$ . Стойки, перпендикулярные пластине, могут быть выполнены из любого подходящего материала, например нержавеющей стали. Их клр не регламентируется.

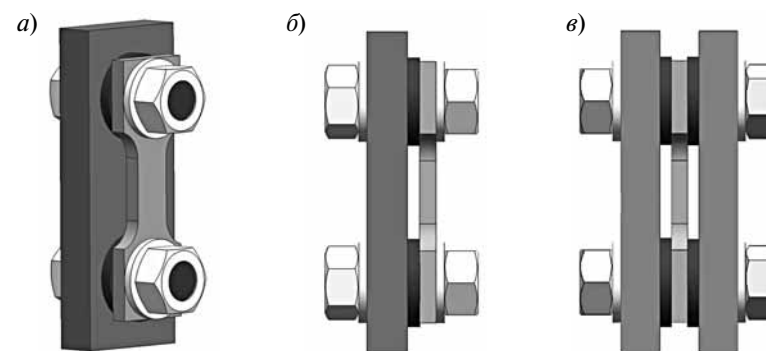


Рис. 1

Последовательность действий при проведении испытаний сводится к тому, что рамку с закрепленным в ней образцом или несколько рамок, собранных в виде кассеты, последовательно вводят в рабочее пространство печи, выдерживают там до установления верхней температуры цикла, а затем перемещают в охладитель, где опять выдерживают до установления нижней температуры. В этих условиях само собой решается такая важная проблема испытаний, с которой сталкиваются в стационарных установках, как равномерность температуры по длине расчетной части испытываемого образца, поскольку он нагревается целиком, а современные печи имеют достаточно хорошие характеристики по равномерности распределения температуры в рабочем объеме. На рис. 2 показан пример закрепления в рамке непосредственно лопатки или макета для проведения натуральных испытаний.

Помимо интенсивных окислительных процессов, происходящих на поверхности защитных покрытий, в процессе эксплуатации ГТД, в них возникают также термоусталостные трещины, сколы, а также отслоения типа «гармошка», связанные в первую

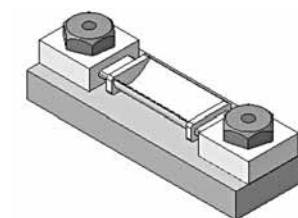


Рис. 2

очередь с циклическими теплосменами. Предварительную оценку работоспособности предлагаемых для эксплуатации защитных покрытий целесообразно проводить с помощью предложенного устройства в промышленных условиях. Оценка работоспособности покрытий может осуществляться одновременно на нескольких сплавах, после различных режимов термической обработки и диффузионных отжигов, путем одновременного набора в «кассету» нескольких образцов, испытания которых могут происходить в одинаковых условиях. Отмеченное выше преимущество испытаний при помощи предлагаемого устройства наглядно может продемонстрировать исследователю разницу в работоспособности различных систем сплав+покрытие, значительно увеличить сбор сравнительного и статистического материала, а также получить предварительные оценки ресурса испытываемых систем.

#### **Заключение**

К числу достоинств описанного устройства следует отнести возможность прерывать испытание, по крайней мере, при нижней температуре, не разгружая образец, для проведения структурных исследований неразрушающими методами и вновь вернуть его в процесс испытаний.

Предлагаемое устройство пригодно для проведения испытаний в условиях заводских лабораторий, при контроле качества разрабатываемых покрытий и оценки их ресурса в составе изделия с помощью образцов-свидетелей.

Устройство позволяет производить ТЦ испытания в режиме: растяжение при нагреве и сжатие при охлаждении, в то время как в применяемых в настоящее время установках при испытаниях на термоусталость, растяжение осуществляется при охлаждении, а сжатие при нагреве.

*И.П. Семенова, О. И. Панова*

Научно-исследовательский институт Физики  
Перспективных Материалов, УГАТУ

*Н.Ф. Измайлова*

ОАО «Уфимское моторостроительное  
производственное объединение», Уфа

### **ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ПОВЫШЕНИЯ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ СВОЙСТВ ТИТАНОВЫХ ЛОПАТОК КОМПРЕССОРА ПУТЕМ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ПОЛУФАБРИКАТОВ С УЛЬТРАМЕЛКОЗЕРНИСТОЙ СТРУКТУРОЙ**

Ключевые слова: ультрамелкозернистая структура, изотермическая штамповка, компрессорные лопатки, усталостные испытания, длительная прочность.

#### **Введение**

Исследования последних двух десятилетий показали, что эффективным способом повышения механических свойств металлов и сплавов является формирование ультрамелкозернистых (УМЗ) структур с размером зерен в субмикро- и нанокристаллическом диапазоне методами интенсивной пластической деформации (ИПД) [1,2]. Например, титановые материалы с размером зерен от 1 мкм до 100 нм и менее представляют собой большой интерес благодаря их уникальным физико-механическим свойствам: высокой прочности, усталостной прочности, износостойкости, низкотемпературной и/или высокоскоростной сверхпластичности [1–4]. Кроме того, проявление сверхпластичности наноструктурных сплавов при более низких температурах и более высоких скоростях деформации является технологически привлекательным для формообразования лопатки, так как традиционной технологией получения заготовок лопаток из титановых сплавов, имеющих достаточно сложную поверхностную конфигурацию, является объемная штамповка.

**Механические свойства при комнатной температуре образцов из сплава ВТ6, полученные после ИЗШ из КЗ и УМЗ заготовки**

	Состояние	$\sigma_B$ , МПа	$\sigma_{0,2}$ , МПа	$\delta$ , %	$\delta_p$ , %
1	Состояние поставки	965±10	900±20	19±1	8,5±0,2
2	Состояние поставки + ИЗШ 910 °С	1060±15	1015±15	14±1	5,7±0,1
3	УМЗ состояние после ИПД	1500±10	1360±40	9±1	1,7±0,3
4	УМЗ + ИЗШ 780 °С	1220±5	1180±10	16±0,3	9,0±0,2

#### Микроструктура и механические свойства лопатки, полученной ИЗШ

Микроструктура штамповок из УМЗ сплава ВТ6 представлена на рис. 3. Исследование структуры по высоте штамповки на оптическом микроскопе показало, что после ИЗШ значительных изменений в микроструктуре замка и пера по сравнению с исходным УМЗ состоянием не произошло. На оптических изображениях микроструктуры наблюдались частицы первичной  $\alpha$ -фазы и области с сильно измельченной структурой, в которой размеры отдельных структурных элементов практически не просматривались. Наблюдаемая текстура на пере лопатки связана с особенностями течения металла в процессе изотермической штамповки (рис. 2).

Из табл. 1. видно, что в состоянии поставки сплав демонстрирует прочность  $\sigma_B$  около 965 МПа пластичность  $\delta = 19\%$ . Последующая изотермическая деформация штамповкой при 920 °С привела к некоторому упрочнению сплава (до 1060 МПа), очевидно, за счет небольшого измельчения структуры в результате фазовых превращений и процессов динамической рекристаллизации. При этом упрочнение сплава сопровождалось некоторым уменьше-

В этой связи целью данной работы явилось исследование потенциальной возможности повышения усталостных свойств лопаток компрессора низкого давления (КНД) из сплава ВТ6 за счет формирования в них УМЗ структуры путем ИПД и последующей изотермической штамповки (ИЗШ) заготовок при пониженных температурах.

Интенсивная пластическая деформация заготовки привела к измельчению структуры сплава: доля УМЗ структуры со средним размером зерен/субзерен  $\alpha$ -фазы ( $240 \pm 60$ ) нм составляла около 70% (рис. 1, б), при этом размер первичных глобулей  $\alpha$ -фазы уменьшился до 5 мкм. Микроструктура характеризовалась высокой плотностью дислокаций, высокими внутренними напряжениями из-за сильных искажений кристаллической решетки, что типично для многих металлов, полученных ИПД [4]. При этом было установлено, что  $\beta$ -фаза локализуется в обособленных объемах на стыках зерен  $\alpha$ -фазы, ее объемная доля уменьшилась с 13 до 6 % за счет ее частичного растворения и распада  $\beta \rightarrow \alpha_{ВТ} + \beta_{ост}$ , инициированного ИПД.

В результате формирования в заготовке УМЗ структуры прочность сплава увеличилась почти в 1,5 раза до значений  $\sigma_B = 1500$  МПа с сохранением достаточной для дальнейшей обработки пластичности (относительное удлинение не менее 9%) (см. таблицу 1., состояния 1 и 3).

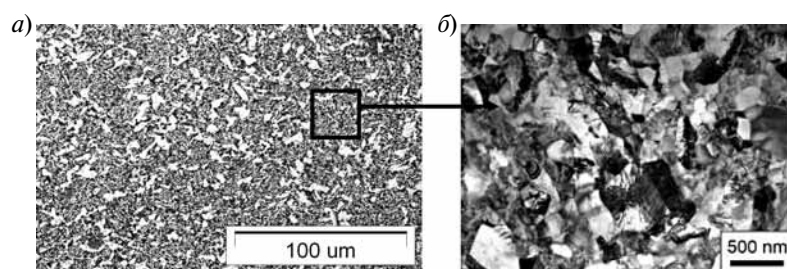


Рис. 1. Микроструктура исходной УМЗ заготовки сплава ВТ6: оптическая микроскопия (а); просвечивающая электронная микроскопия (б)

Результаты испытаний длительной прочности

Напряжение, МПа	670	800	890
Серийная технология			
Время, час	40 Не разруш.	40 Не разруш.	Разрушение при нагрузке
Опытная технология			
Время, час	127 Не разруш.	260 Не разруш.	83 Разруш.

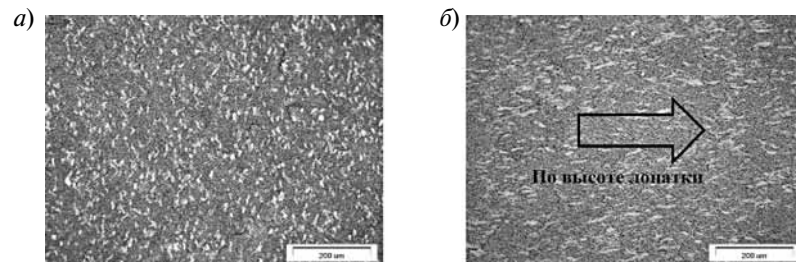


Рис. 2. Микроструктура лопатки после ИПД + ИЗШ 780 °С.  
Оптическая металлография: а — замковая часть; б — перо

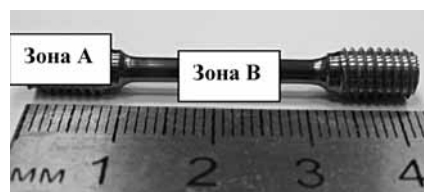


Рис. 3. Вид образца для испытаний  
длительной прочности.

нием относительного и равномерного удлинения образца до 14 и 5,7%, соответственно, что обусловлено формированием пластинчатой морфологии  $\alpha$ -фазы при деформации ниже температуры  $T_{\text{пп}}$  примерно на 40°С. (состояния 1 и 2 в табл. 1.).

УМЗ сплав ВТ6 (состояние 3 в табл. 1.) демонстрирует очень высокую прочность (1500 МПа) и удлинение около 9%. После изотермической штамповки УМЗ заготовок в образцах наблюдалось падение прочности до 1220 МПа по сравнению с исходным деформированным состоянием (1500 МПа) (табл. 1., состояния 3 и 4). При этом заметно возрастает пластичность, в частности, равномерное и относительное удлинение до 9 и 16%, соответственно.

### Исследование длительной прочности УМЗ сплава ВТ6

Условия испытаний: растяжение,  $T = 300$  С.

По результатам испытаний на длительную прочность было установлено, что при 670 и 800 МПа образцы не разрушились

даже после 127 и 260 часов. Испытания были прерваны. При 900 МПа образец разрушился при нагружении.

«Головка» образца (зона А) находилась под воздействием температуры, а рабочая зона (зона В) под воздействием температуры и напряжения.

Была исследована структура после воздействия  $T = 300$  °С в течение 260 часов. По данным ОМ видно, что ее характер не претерпел значительных изменений. Глобулы  $\alpha$ -фазы сохранили вытянутую форму.

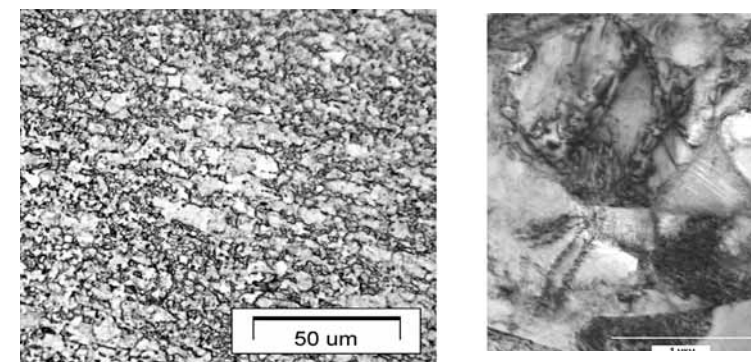


Рис. 4. Микроструктура в головке образца  
после воздействия температуры 300 °С  $t = 260$  ч

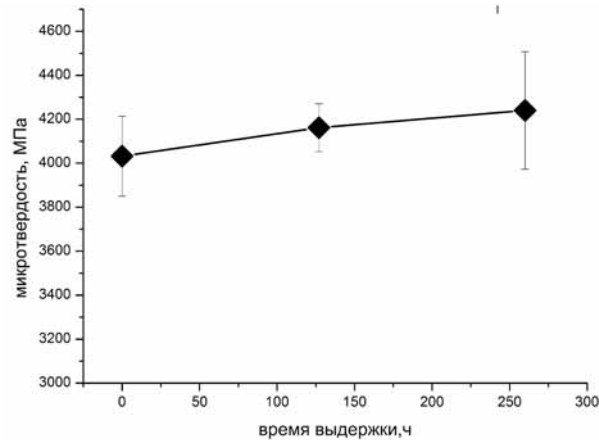


Рис.5 Изменение микротвердости сплава после воздействия температуры  $T = 300^{\circ}\text{C}$  («головка» образца)

По данным ПЭМ наблюдается небольшое увеличение зерен  $\alpha$ -фазы в среднем до 1,5 мкм. В отдельных зернах практически отсутствуют решеточные дислокации. Границы стали более тонкие и ясно видимые на ПЭМ изображениях в результате процессов возврата. Увеличение выдержки до 260 ч привело к укрупнению зерен  $\alpha$ -фазы, но при этом их средний размер сохранился на уровне 1,5 мкм. Наблюдались отдельные очень маленькие зерна, свободные от решеточных дислокаций, что свидетельствует о признаках начала рекристаллизации. В целом плотность дислокаций значительно уменьшилась по сравнению со штампованным состоянием.

Значения микротвердости в головках образцов примерно одинаковы, составляют в среднем 4150 МПа, их изменения находятся в пределах погрешности.

На рис. 6 представлена структура после воздействия температуры  $T = 300^{\circ}\text{C}$  в течение 260 ч и напряжения  $\sigma = 800$  МПа. На ПЭМ изображении видны отдельные рекристаллизованные зерна около 0,5 мкм, что может свидетельствовать о протекании процессов динамической рекристаллизации. Образовались новые субзеренные

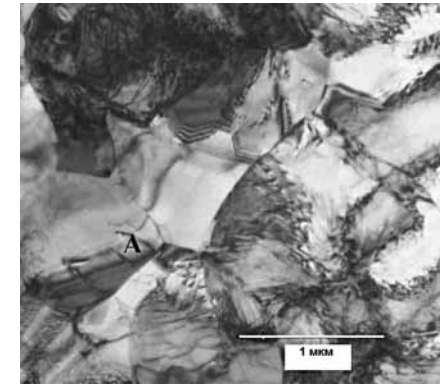


Рис. 6. Микроструктура образца в рабочей зоне после воздействия температуры  $300^{\circ}\text{C}$  и напряжений

границы в результате воздействия пластической деформации. Наряду с перечисленными процессами наблюдается общее уменьшение плотности дислокаций в результате процессов возврата. Видно, что размер рекристаллизованных и деформированных зерен составляет в среднем 1 мкм.

По результатам испытаний установлено, что УМЗ образцы, полученные по опытной технологии, имеют более высокие значения длительной прочности по сравнению с КЗ образцами. УМЗ структура термостабильна в условиях одновременного воздействия напряжения  $\sigma = 800$  МПа и температуры  $T = 300^{\circ}\text{C}$ .

#### Результаты усталостных испытаний

Усталостные испытания проводили на натурных образцах, вырезанных из лопаток (см. рис. 7) на специальном вибростенде ВЭДС- 400А при комнатной температуре, на базе  $2 \times 10^7$  циклов с частотой  $f = 500$  Гц соответствии с ОСТ 100303-79. По результатам испытаний было установлено, что тип микроструктуры лопаток оказывает значительное влияние на усталостную прочность. Если предел выносливости серийных лопаток со смешанной гло-



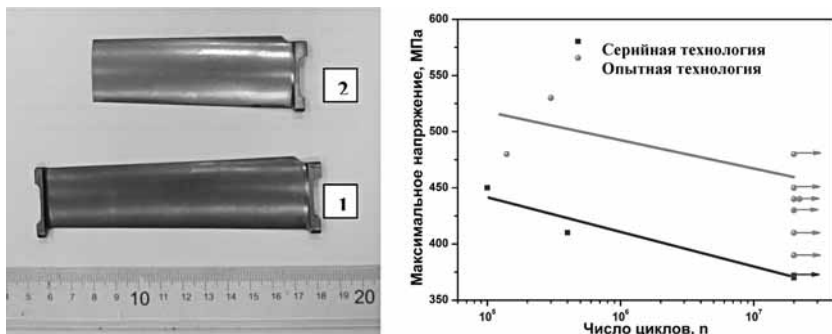


Рис. 7. Вид опытной лопатки КНД, полученной из УМЗ сплава ВТ6 (1) и образца для усталостных испытаний (2)

булярно-пластинчатой структурой составлял 370 МПа, то лопатки с УМЗ структурой продемонстрировали предел выносливости около 470 МПа, который почти на 30% выше.

#### 4. Эволюция микроструктуры и свойств в результате усталостных испытаний лопатки с УМЗ структурой

С целью оценки влияния циклической деформации на микроструктуру УМЗ лопатки была измерена микротвердость в поперечном сечении вглубь от поверхности излома, а также исследована структура вблизи поверхности разрушения и на расстоянии от нее.

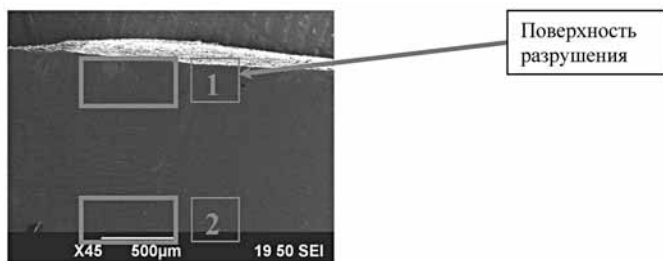


Рис. 8. Области съемки микроструктуры на образцах

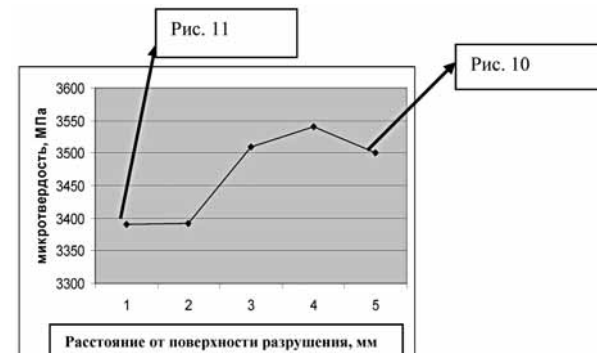
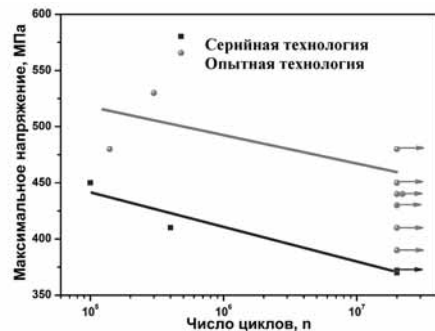


Рис. 9. График изменения микротвердости

На графике видно, что вблизи поверхности излома наблюдается небольшое разупрочнение и по сравнению с состоянием до испытаний имеет разницу в значениях микротвердости примерно 100 МПа.

На рис. 10 и 11 приведены микроструктуры лопатки вблизи поверхности разрушения и вдали от нее, соответственно.

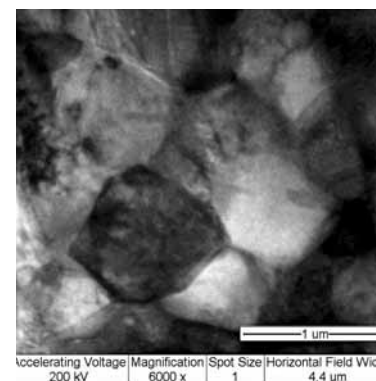


Рис. 10. Микроструктура лопатки вдали от усталостного излома (зона 2)

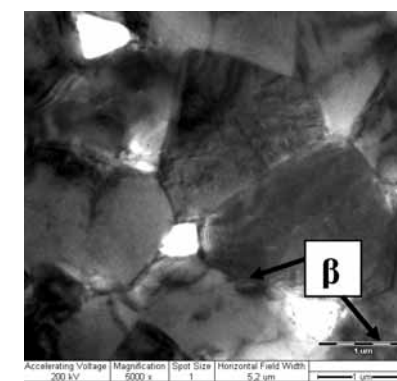


Рис. 11. Микроструктура лопатки вблизи к поверхности разрушения (зона 1)

На ПЭМ изображениях видно, что размер зерен  $\alpha$ -фазы после усталостных испытаний увеличился и в среднем составляет 1,5 мкм (рис. 11). Средний размер зерен  $\alpha$ -фазы до усталостных испытаний  $d = 1,2$  мкм (рис. 10). Границы зерен контрастные, тонкие, хорошо видны. Наблюдаются отдельные зерна, свободные от дислокаций. Это связано с процессами релаксации структуры и согласуется с данными о падении микротвердости.

Белые светящиеся участки, наблюдаемые на микрофотографии, являются результатом вытравливания  $\beta$ -фазы в ходе электрополировки.  $\beta$ -фаза расположена на стыке нескольких зерен  $\alpha$ -фазы и имеет размер менее 0,5 мкм (рис. 11).

### Выводы

1. В ходе данной работы была показана возможность формирования объемной ультрамелкозернистой структуры в лопатке компрессора ГТД из сплава ВТ6 с использованием низкотемпературной объемной штамповки заготовки при пониженных температурах, предварительно подвергнутой интенсивной пластической деформации.

2. Установлено, что формирование в лопатке равноосной УМЗ структуры (средний размер зерен  $\alpha$ -фазы 0,8 мкм) приводит к более высокой прочности и пластичности ( $\sigma_B = 1220$  МПа и  $\delta = 16\%$ ) по сравнению со смешанной глобулярно-пластинчатой структурой (размер первичных глобулей до 10 мкм) в лопатках, полученных по серийной технологии ( $\sigma_B = 1060$  МПа и  $\delta = 14\%$ ).

3. Установлено, что длительная прочность при температуре 300 °С образцов из УМЗ сплава ВТ6 (после ИЗШ при 780 °С) имеет более высокие значения по сравнению с глобулярно-кристаллической, полученной по серийной технологии (ИЗШ при 910 °С) примерно на 15 %. Показано, что при температуре 300 °С УМЗ структура термостабильна в условиях одновременного воздействия напряжений (800 МПа) в течение 260 часов.

4. Показано, что повышение прочности и пластичности материала лопаток КНД ГТД привело к повышению предела выносливости на 30% на базе  $2 \times 10^7$  циклов.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. *Гецов, Л.Б.* Материалы и прочность деталей газовых турбин. Л.: Машиностроение. Ленингр. отд-ние, 1973. 296с.
2. *Р.З. Валиев, И.В. Александров* «Объемные наноструктурные металлургические материалы: получение, структура и свойства». – М.: ИКЦ «Академкнига», 2007. 398 с.
3. *Мальшева С.П., Салищев Г.А., Галеев Р.М., Даниленко В.Н., Мышляев М.М., Попов А.А.* // Особенности изменения структуры и механических свойств субмикроструктурного титана при деформации в интервале температур  $(0.15-0.45)T_{пл}$ . ФММ. 2003., Т.95, №4, С.98-105.
4. *Виноградов А.Ю., Хасимото С.* // Металлы, № 1 (2004) 51-62.
5. *Воробьев В.М.* // Групповая точная штамповка отдельных лопаток компрессора ГТД с готовыми функциональными поверхностями. Двигатель №4 2010.
6. Титановые сплавы. Металловедение титана и его сплавов / Под ред. Б.А. Колачева, С.Г. Глазунова. – М.: Металлургия. 1992. - 352с.
7. Новиков И. И. Теория термической обработки металлов. М.: Металлургия 1986 – 480 с.

*Н.С. Садкова, К.Н. Рамазанов*

ОАО «УМПО», УГАТУ, Уфа

### СОЗДАНИЕ РЕГУЛЯРНОЙ МАКРОНЕОДНОРОДНОЙ СТРУКТУРЫ ПРИ ИОННОМ АЗОТИРОВАНИИ В ТЛЕЮЩЕМ РАЗРЯДЕ С ЭФФЕКТОМ ПОЛОГО КАТОДА

#### Введение

Важнейшей задачей на современном этапе развития машиностроения является разработка наукоемких и ресурсосберегающих технологий, позволяющих создавать естественно армированные поверхности материалов с высокой конструкционной прочностью, а также сочетать в одном материале различные физические свойства (высокая прочность, высокая коррозионная и износостойкость, высокие антифрикционные свойства и др.).

Перспективным направлением является получение регулярных макроскопических градиентов структурно-фазового состояния в конструкционных и инструментальных сталях и сплавах в результате применения дифференцированных обработок.

Они позволяют создавать чередование в заданной последовательности прочных и пластичных объемов металла. Это достигается воздействием механических, тепловых и других полей, локализуемых в отдельных участках или слоях по объему металла. Дифференцированная обработка заключается в сочетании общего (объемного) и местного (локального) воздействий на металл. В результате в его различных участках фазовые и структурные превращения протекают не одновременно, а в разной последовательности и степени. Задачи общего и локального воздействий различны. Если в результате первого получают структуру, обеспечивающую высокую твердость и прочность, то при втором — повышенную пластичность, ударную вязкость и наоборот.

Дифференцированная обработка может быть использована для создания многослойных структур, которые в настоящее время в основном получают методами сварки, наплавки и литья, являющимися энергоемкими процессами. [1, 2].

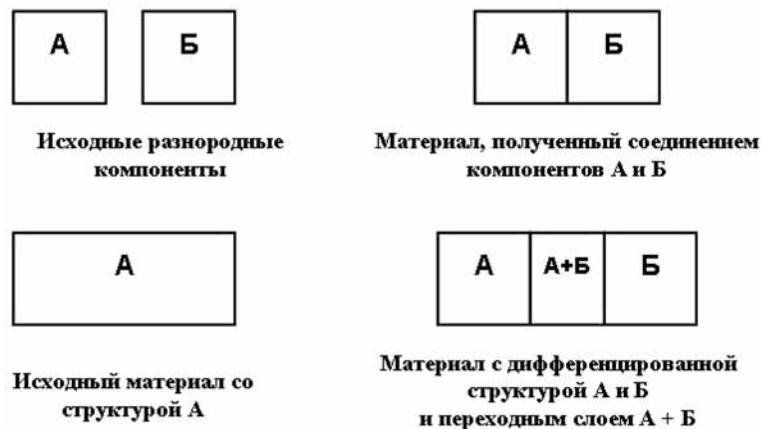


Рис. 1 Схемы образования материала с дифференцированной структурой

Дифференцированная структура может создаваться как на поверхности, так и в объеме сплавов различных структурных классов и назначения. На рис. 2 представлены виды дифференцированной структуры.

### Получение макронеоднородной структуры на поверхности в тлеющем разряде с ЭПК

Для локального воздействия эффективно использование плазменных потоков, которые обладают следующими преимуществами: высокий состав и строение; высокий класс чистоты поверхности; возможность азотирования пассивирующихся материалов без дополнительной депассивирующей обработки; значительное сокращение общего времени процесса за счет уменьшения времени нагрева, охлаждения садки и исключения промежуточных технологических операций по активации поверхности деталей; большая экономичность процесса за счет увеличения коэффициента использования электроэнергии и сокращения расхода насыщающих газов; экологическая чистота процесса. Сущность способа заключается в том, что с помощью специального экрана в виде

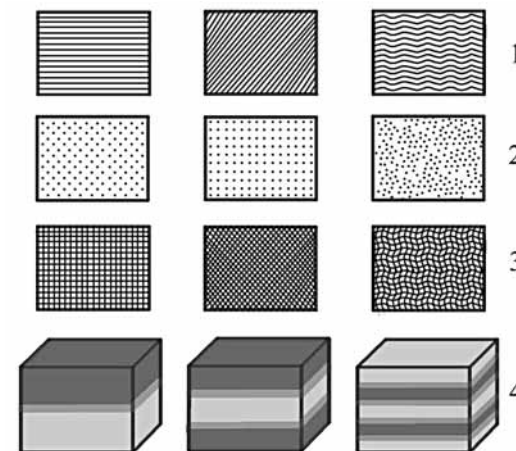


Рис. 2 Виды дифференцированной структуры  
1 — линейчатая; 2 — точечная; 3 — сетчатая; 4 — слоистая

сетки между обрабатываемой поверхностью и экраном формируется плазма с повышенной концентрацией заряженных частиц.

Поверхность детали непосредственно становится поверхностью полого катода, что приводит к образованию вблизи обрабатываемой поверхности структуры из плазмы и слоя пространственного заряда между обрабатываемой поверхностью и границей плазмы. В катодной полости, образованной поверхностью детали и экраном, увеличивается генерация заряженных частиц осциллирующими электронами, возрастает число ионов, бомбардирующих поверхность, и, как следствие, возрастает плотность ионного тока [5, 6].

На рис. 3 показана модель составного экрана для проведения процессов упрочнения поверхности деталей в тлеющем разряде с целью получения макронеоднородной структуры.

Необходимым условием возникновения эффекта полого катода является частичное или полное перекрытие зон отрицательного свечения, т. е. расстояние между деталью и сеткой  $h$  должно удовлетворять соотношению:

$$h \leq 2d_k \approx 2l_c; \quad (1)$$

где  $d_k$  — ширина области отрицательного свечения;  $l_c$  — ширина приэлектродного слоя.

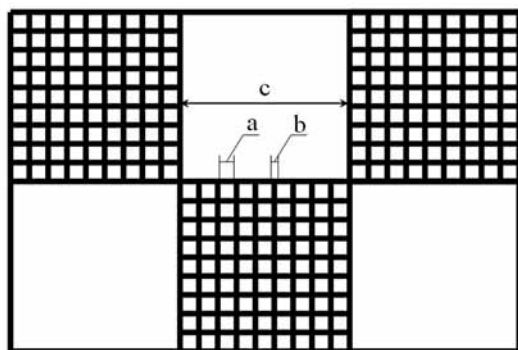


Рис. 3 Модель составного экрана  
( $a$  — размер ячейки;  $b$  — расстояние между ячейками;  
 $c$  — расстояние между элементами экрана)

Экран подбирается таким образом, чтобы исключить уход электронов из полости, что приводит к интенсивной бомбардировке ионами инертного газа распыляемой поверхности.

Конфигурация экрана должна обладать:

— максимальной геометрической прозрачностью для минимального экранирования металлической плазмы и минимального распыления сетки:

$$D = \frac{S_{\text{отв}}}{S_{\Sigma}} = \frac{a^2}{(a+b)^2}; \quad (2)$$

— малой проницаемостью для электронной компоненты:

$$a_{\text{кр}} \leq 2l_c; \quad (3)$$

где  $a$  — размер ячейки;  $b$  — расстояние между ячейками.

— расстояние между элементами экрана должно удовлетворять условию:

$$c \geq 2d_k \approx 2l_c \quad (4)$$

Необходимо отметить, что параметр  $c$  намного больше параметров  $a$  и  $b$  для предотвращения осцилляции электронов и, как следствие отсутствует эффект полого катода.

Эффект полого катода возможен лишь в том случае, если между потенциалом на изделии, прозрачностью экрана, размерами ячейки сетки, давлением и расстоянием между экраном и обрабатываемой поверхностью выполняется определенное соотношение.

При наличии сетки возможны два предельных режима ухода электронов через отверстия в сетке. Если ширина приэлектродного слоя  $l_c$  значительно меньше размеров отверстий ( $l_c \ll a$ ), то уход электронов происходит с открытой плазменной поверхности со средней плотностью электронного тока

$$j_{\text{э}} = \frac{en_e V}{4}; \quad (5)$$

При  $l_c \gg a$  уход электронов осуществляется через потенциальный барьер и плотность эмиссионного тока описывается выражением

$$j_{\text{э}} = \frac{en_e V}{4} \exp\left(-\frac{eU_k}{kT_e}\right); \quad (6)$$

где  $n_e$  — концентрация электронов в плазме,  $\text{м}^{-3}$ ;  $T_e$  — температура электронов в плазме;  $k$  — постоянная Больцмана;  $U_k$  — катодное падение потенциала.

В обоих случаях через сетку выходит электронный ток, пропорциональный отношению суммы отверстий сетки к общей площади сетки.

В диапазоне давлений  $P = 10-1$  Па величина свободного пробега больше ширины темного катодного пространства. Таким образом, электроны, вышедшие из катода, поступают в область отрицательного свечения с энергией  $eU$  и производят ионизацию.

В работе [3] было установлено, что в условиях проявления ЭПК значение глубины азотированного слоя существенно выше, несмотря на более низкое напряжение горения разряда. Применение ЭПК при азотировании позволяет увеличить скорость азотирования в 1,5 — 2 раза по сравнению с азотированием в тлеющем разряде с плоским катодом. При этом глубина азотированного слоя составляла порядка 200 — 300 мкм.

В работе [4] установлено, что в условиях высокотемпературного азотирования в тлеющем разряде с полым катодом скорость роста диффузионной зоны в 3—5 раз выше по сравнению с ионным азотированием при температурах ниже точки  $A_1$  в системе железо — азот в тлеющем разряде с полым катодом вследствие роста диффузионной подвижности элементов при температурах превращения ферритно-цементитной смеси в аустенит.

На основании вышеназванных работ было сделано предположение о возможности получения макронеоднородные структуры в сталях и сплавах в тлеющем разряде с ЭПК.

На рис. 4 показано распределение микротвердости по поверхности упрочненного слоя, обработанного в тлеющем разряде с полым катодом.

Анализ модели распределения микротвердости по поверхности упрочненного слоя показал, что ионное упрочнение в тлеющем разряде с ЭПК является эффективным инструментом

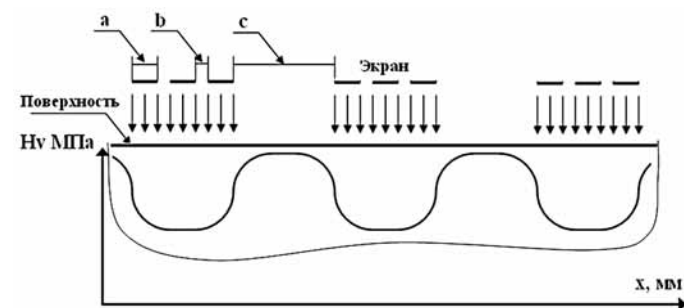


Рис. 4. Распределение микротвердости по поверхности упрочненного слоя в тлеющем разряде с ЭПК:

a, b — параметры сетки (размер ячейки), c — расстояния между элементами экрана.

создания макронеоднородной структуры на поверхности конструкционных и инструментальных сталей и сплавов.

### Заключение

Проведен анализ получения макроскопических градиентов структурно-фазового состояния в сталях и сплавах за счет дифференцированных обработок и сформулированы принципы создания в сплавах регулярной макронеоднородной структуры.

Разработаны способы высокотемпературного азотирования, светлой закалки и комбинированной обработки (высокотемпературного азотирования с последующей светлой закалкой) в плазме тлеющего разряда с полым катодом, которые позволяют создавать макронеоднородные структуры на поверхности конструкционных и инструментальных сталей. При этом фазовое состояние зависит от химического состава и температурно-временных параметров процесса обработки. При изменении этих параметров в диффузионном слое могут образовываться нитридные и карбонитридные соединения основного металла и легирующих элементов типа  $\epsilon$  и  $\gamma'$ -фаз, а также оксинитридные соединения типа —  $(\text{Fe}, \text{Me})_3\text{O}_4$ , различающиеся средними размерами кристаллитов, объемной долей, величиной остаточной деформации и напряжений.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Малинов Л.С.* Применение дифференцированных обработок для создания в сталях и чугунах регулярных макроскопических градиентов структурно-фазового состояния — перспективное направление в повышении свойств // Металл и литье Украины. 2004, №11, с. 14–18
2. *Будилов В.В., Мухин В.С., Шехтман С.Р., Киреев Р.М.* Обработка поверхности деталей ГТД тлеющим разрядом на основе эффекта полого катода // Изв. вузов. Авиационная техника. 2000. №4. С. 38–40.
3. *Будилов, В.В., Агзамов Р.Д., Рамазанов К.Н.* Технология ионного азотирования в тлеющем разряде с полым катодом // МиТОМ. 2007. № 7. С. 25 — 29.
4. *Мухин, В.С., Будилов, В.В., Рамазанов К.Н.* Исследование и разработка технологии высокотемпературного азотирования и светлой закалки инструментальных сталей в вакууме // Проблемы машиноведения и критических технологий в машиностроительном комплексе республики Башкортостан: сб. науч. тр./Уфа: Изд. Гилем, — 2006.— С. 131–137.
5. Патент № 2275433 RU, МПК 7, C21D 1/09, C21D 1/38. Способ поверхностного упрочнения деталей/В.В. Будилов, Р.Д. Агзамов, К.Н. Рамазанов. // Б. И. 2006. № 12.
6. Патент № 2276201 RU, МПК 7, C23C 8/36, C23C 8/80. Способ азотирования изделий в тлеющем разряде с эффектом полого катода/В.В. Будилов, Р.Д. Агзамов, К.Н. Рамазанов. // Б. И. 2006. № 13.

*Е.А. Тихомирова*

ОАО «Климов», Санкт-Петербург

*Т.Н. Азизов, Е.Ф. Сидохин*

ЗАО «НТЦ Экспертцентр», Москва

## КОНТРОЛЬ ОРИЕНТИРОВКИ МОНОКРИСТАЛЬНЫХ ИЗДЕЛИЙ ПРОИЗВОДСТВА ТУРБИННЫХ ЛОПАТОК

Технологический процесс изготовления монокристалльных турбинных лопаток связан с необходимостью контролировать кристаллографическую ориентировку готовых лопаток и многих вспомогательных изделий. Наиболее простым в исполнении, экспрессным и предельно простым в отношении технических средств

его реализации является метод Лауэ. В статье представлена оригинальная компьютерная методика обработки обратных лауэграмм (эпиграмм) и малогабаритная настольная установка для контроля ориентировки монокристаллических объектов. Представлены результаты сравнительных испытаний метода Лауэ и дифрактометрического метода, проведенных на монокристалльных изделиях из жаропрочных никелевых сплавов четырех моторных заводов.

В целях повышения эксплуатационных характеристик турбинные лопатки изготавливают монокристалльными, применяя для этого метод Бриджмена или метод направленной кристаллизации от затравок [1]. При этом в технологическом процессе необходимо контролировать кристаллографическую ориентировку ряда вспомогательных изделий (затравок и конусов, которые являются образцами-свидетелями лопаток) и определять ориентировку стержней, используемых для изготовления затравок с помощью ориентированной резки, а также готовых лопаток, например, для расчета упругих модулей. Определение ориентировки широко применяют также при проведении разнообразных исследований ориентационной зависимости тех или иных механических характеристик применяемых и разрабатываемых жаропрочных сплавов (усталостной прочности, предела выносливости и др.) [2], [3].

Определение кристаллографической ориентировки монокристалльных изделий (КГО) обычно производят методом Лауэ [4] или дифрактометрическим методом [5]. Метод Лауэ, использующий сплошной спектр рентгеновского излучения, прост в исполнении и «требует предельно простое экспериментальное устройство» для реализации [4]. Дифрактометрический метод использует характеристическую составляющую рентгеновского излучения и может обеспечить очень высокую точность определений, но к средствам его исполнения предъявляются существенно более высокие требования. В исследовательской практике использование дифрактометра оправдано, но в случае контроля ориентировки в производстве, например, турбинных лопаток, его применение не рационально, поскольку почти все его многочисленные свойства оказываются излишними, а воспользоваться им одновременно для решения других задач не представляется возможным в силу чрезвычайно высокой загруженности. Тем не менее, в настоя-

шее время в производственной практике моторных заводов повсеместно применяют дифрактометрический метод, поскольку на момент введения данного контроля метод Лауэ был не достаточно производителен, чтобы обеспечить технологический процесс. Однако, в настоящее время, благодаря созданию новых средств регистрации дифракционного изображения и компьютерных средств обработки, экспрессность обоих методов сопоставима. Однако, когда необходимо получить полную информацию обо всех параметрах контроля, метод Лауэ гораздо производительнее, т. к. он для этого использует всего один снимок.

В связи с изложенным представляется целесообразным переход моторных предприятий к применению метода Лауэ и соответствующих приборов для определения ориентировки монокристалльных изделий в производстве турбинных лопаток.

Ниже описывается техника исполнения метода Лауэ, малогабаритная установка для его осуществления (Патент №115487 G01N 23/20 2011) и результаты сравнительных испытаний названных методов на монокристалльных образцах 4-х моторных заводов.

В традиционном способе [6] после того, как снята эпиграмма, ориентировку монокристаллов методом Лауэ определяют, производя графические построения с использованием стандартных стереографических проекций и сетки Вульфа, либо используя компьютерные программы расчета. Однако, при этом возникают затруднения в связи с необходимостью находить каждое пятно на эпиграмме, устанавливать его координаты, распознавать пятна, которые могут иметь сложное, бесформенное строение, обусловленное блочной структурой монокристаллов, формирующейся в процессе их роста и вследствие локальной пластической деформации. Это особенно характерно для металлов и сплавов, в том числе монокристаллов никелевого жаропрочного сплава. [7].

Типичные, но не самые «худшие» эпиграммы, с которыми приходится встречаться при определении ориентировки монокристаллов металлов и сплавов, показаны на рис. 1, где приведены эпиграммы монокристаллов Nb и жаропрочного никелевого сплава.

В предлагаемой компьютерной методике обработки снятой эпиграммы для определения ориентировки монокристалла про-

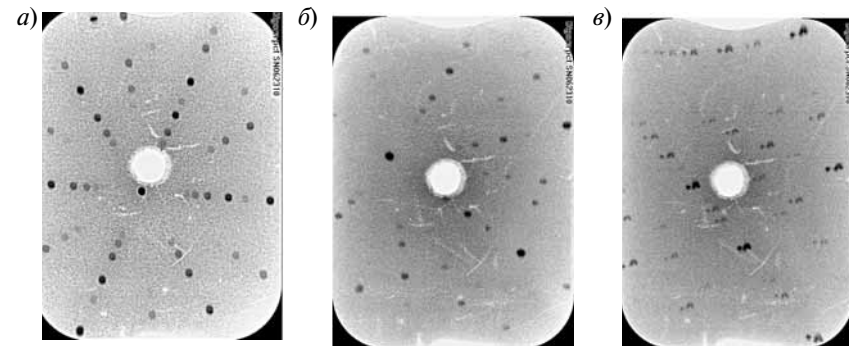


Рис. 1. Примеры эпиграмм монокристаллов Nb (а), и жаропрочных никелевых литейных сплавов ЖС-26 (б) и ЖС-32 (в)

изводят сравнение экспериментальной эпиграммы с набором расчетных эпиграмм (следует иметь в виду, что все последующие действия выполняются на экране монитора). Предварительно, используя набор стандартных стереографических проекций сингонии исследуемого кристалла, следует построить набор расчетных эпиграмм для единичного расстояния  $L$  образца — регистратора эпиграммы (например, двумерный полупроводниковый детектор, пленка или экран с фотостимулированным люминофором). Затем расчетные эпиграммы корректируют в соответствии с реальным расстоянием  $L$ , при котором выполняют съемки. На снятую экспериментальную эпиграмму, выведенную на экран монитора, накладывают одну за другой расчетные эпиграммы из созданного набора. Каждый раз при этом расчетную эпиграмму, помещенную над экспериментальной, преобразуют, как бы плавно поворачивая вручную соответствующий ей кристалл вокруг трех взаимно перпендикулярных осей  $N$ ,  $H$ ,  $\omega$  ( $N$ -нормаль к плоскости образца, вдоль которой направляют рентгеновский пучок), добиваясь визуального совмещения пятен-рефлексов реальной и расчетной эпиграмм. После успешного выполнения этой процедуры с одной из расчетных эпиграмм программа производит расчет и устанавливает положение внешних осей, связанных с реальным кристаллом, в стандартной стереографической проекции. Одновременно

производится определение углов между важными направлениями системы координат образца и любыми кристаллографическими направлениями, интересующими контроль, например, определение азимутальной ориентировки лопатки и координат оси лопатки в стереографическом треугольнике.

Для практического осуществления процедуры преобразования расчетной эпиграммы, выполнения расчетов и необходимого сервиса создана компьютерная программа управления, включающая наборы расчетных эпиграмм для кристаллов с ГцК, ОЦК и ГПУ пространственными решетками.

Определение ориентировки с помощью предлагаемой методики обработки эпиграмм иллюстрируется на примере монокристалльной турбинной лопатки, рис. 2.

Выше описанная процедура определения ориентировки с помощью стандартных эпиграмм обычно используется при работе с объектами, имеющими произвольную пространственную

ориентировку, как, например, монокристалльные лопатки. Когда же контролируемые изделия имеют ориентировку, близкую к какому-нибудь простому кристаллографическому направлению, как лопатки, изготовленные направленной кристаллизацией от затравки, на эпиграмме присутствуют легко распознаваемые рефлексы от простых плоскостей типа (001), (110) или (111). В этом случае процедура становится чрезвычайно простой: достаточно указать курсором на один из этих рефлексов и программа сразу же выдает угол между осью лопатки и этой плоскостью. Если же курсором указать на два известных рефлекса, то будет автоматически произведен расчет всех параметров контроля лопатки: КГО, азимутальная ориентировка, координаты оси лопатки в стереографическом треугольнике и будет показано ее положение в треугольнике.

Поскольку контролируемые объекты производства монокристалльных турбинных лопаток имеют не слишком большие размеры и вес, для их контроля вышеописанным методом предлагается простая и компактная рентгеновская установка, внешний вид которой показан на рис. 3 (без кожуха радиационной защиты). О ее габаритах можно судить по лежащей на оперативном столике прибора турбинной лопатке одного из моторных заводов.

Установка включает в себя моноблок малогабаритного источника рентгеновских лучей с серийной рентгеновской трубкой типа БСВ-33, закрепленный на кронштейне штатива; размещенный под моноблоком оперативный столик для установки объектов контроля с возможностью поворота вокруг оси рентгеновского пучка и поступательного перемещения по двум перпендикулярным ей направлениям, а также коллиматор рентгеновского пучка и держатель съемного регистратора эпиграмм, закрепленные на моноблоке. Рядом со штативом располагается блок управления источником рентгеновских лучей, средствами сигнализации и блокировками. При необходимости на оперативном столике монтируется манипулятор или автоматический сменщик образцов. Регистратором эпиграмм в установке является экран с фотостимулированным люминофором многократного действия (до 10 тыс. снимков). Зарегистрированное дифракционное изображение

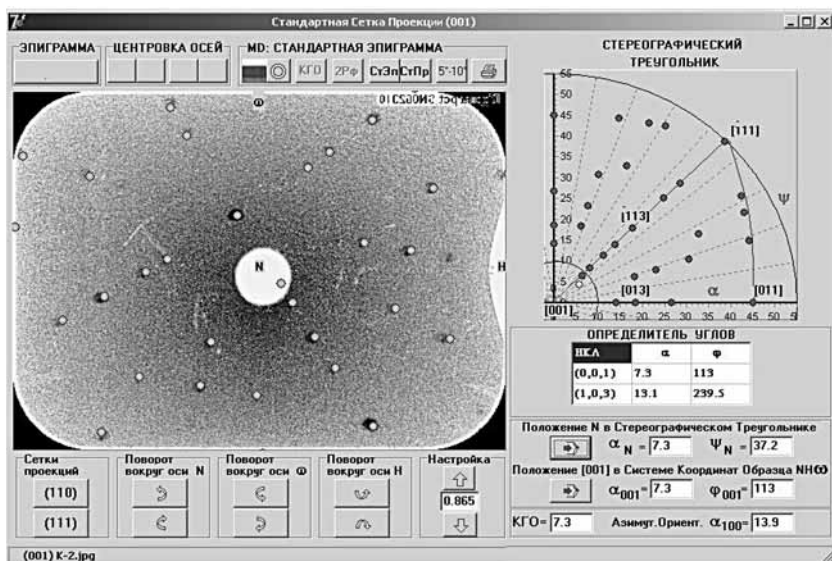


Рис. 2. Пример обработки эпиграммы монокристалла из сплава ЖС-32



ние «проявляется» с помощью лазерного считывателя и передается в компьютер для последующей обработки.

Расстояние от объекта контроля до плоскости регистратора составляет 20, 40 или 100 мм. Размеры рентгеновского пятна на плоскости объекта изменяются посредством набора сменных вставок коллиматора в пределах от 0,1 до 2 мм. Предусмотрен специальный коллиматор для съемки рентгеновских топограмм методом Шульца, с целью исследования субструктуры. Экспозиция при съемке эпиграмм от монокристаллов жаропрочного никелевого сплава составляет около 90 сек. Общее время, необходимое для получения данных, предусмотренных контролем лопаток, находится в пределах 4–6 мин/образец (без использования сменщика образцов). Установка полностью радиационно-безопасна, что подтверждается Санитарно-эпидемиологическим заключением, которое освобождает от радиационного контроля и учета и от необходимости получения разрешения (лицензии) на работу с установкой.

Сравнительные испытания дифрактометрического метода и метода Лауэ были проведены совместно с ФГУП ММП «Салют» и ОАО «ММП имени В.В.Чернышева» на затравках и конусах, с ОАО «КЛИМОВ» на бандажных полках лопаток из сплава ЖС-26ВИ и совместно с ЗМКБ «Прогресс» непосредственно на лопатках. Ниже приведены результаты, полученные на лопатках ОАО «КЛИМОВ», поскольку они более показательны, так как имеют произвольную кристаллографическую ориентировку. Результаты, полученные на затравках, конусах и лопатках, ничем не отличаются.

Наибольший объем сравнительных испытаний был выполнен в ОАО «КЛИМОВ» на образцах, вырезанных из бандажной полки 16-ти лопаток, которые протравливали для удаления наклепанного слоя. Определение аксиальной ориентировки (КГО) дифрактометрическим методом, рекомендованным ФГУП «ВИАМ» [8], выполняли на дифрактометре ДРОН-3М. Съемку производили в излучении  $K\alpha_{Cu}$ . Регистрировали дифракционные отражения: (004), (222) и (024). Точность определений — около 0,2 град.

Определение ориентировки методом Лауэ выполняли, как описано выше, на установке, представленной на рис. 3. Съем-



Рис. 3. Установка РДУ «КРОС-3» для определения кристаллографической ориентировки монокристаллов

ку производили в сплошном спектре рентгеновского излучения трубки с  $Mo$  анодом при фиксированном режиме работы: 24 кВ и 4 мА. Пучок излучения направляли перпендикулярно плоскости среза (т. е. вдоль оси лопатки). Расстояние от плоскости среза до регистрирующего детектора составляло  $20 \pm 0,2$  мм. Размер облучаемой площади — круг диаметром 0,6 мм. Экспозиция при съемке — 180 сек. После расчета КГО ( $\alpha_{001}$ ,  $\alpha_{111}$ ,  $\alpha_{012}$ ) и положения оси лопатки в стереографическом треугольнике, выполняемого программным комплексом, определяли КГО для всех возможных плоскостей {001}, {111} и {102}. Точность определений — около 1 град.

Испытания показали, что сравниваемые методы дают вполне сопоставимые результаты. Среднее отклонение по всем типам образцов и разных отражений не превышает  $1^\circ$ , что очень неплохо для подобных измерений, тем более, что регламентированная точность определения КГО составляет  $1^\circ$ .

По имеющимся сведениям зарубежные фирмы используют в своей практике в качестве средства контроля метод Лауэ, для чего разработаны и выпускаются соответствующие рентгеновские установки, например, Seifert XRD 3003 ORL или «Скорпио» [1]. Однако,

следует иметь в виду, что известные зарубежные установки предназначены для исследования широкого круга объектов, в частности, «образцов большого размера и неограниченного веса», как указано в информации по Seifert XRD 3003 ORL. Они не специализированы для контроля объектов, с которыми работают отечественные моторные заводы. Когда же шаги по специализации предпринимаются, то появляется «Дифрактометр Galaxy XRD 3003», технические характеристики которого для решения задачи контроля ориентировки турбинных лопаток, по нашему мнению, столь же чрезмерны, как у дифрактометра типа ДРОН. Сравнение технических характеристик дифрактометра Galaxy XRD 3003 и установки РДУ «КРОС-3» представлено в таблице.

Дифрактометр Galaxy XRD 3003, как можно видеть из сравнения, имеет технические характеристики, которые не адекватны масштабам объекта контроля и решаемой задаче применительно к монокристалльным изделиям производства турбинных лопаток.

Он имеет чрезмерно избыточные мощность, габариты, вес и стоимость для решения такой простой технической задачи, как контроль и определение ориентировки монокристаллов с ГцК пространственной решеткой на изделиях ограниченных размеров и веса, таких как лопатки, затравки, конуса и стержни.

В дифрактометре Galaxy XRD 3003 утрачено одно из главных достоинств метода Лауэ — возможность использовать «предельно простое экспериментальное устройство» [4].

Значительным достоинством предлагаемой установки РДУ «КРОС-3» для производства, связанным с ее небольшими габаритами, является возможность организовать рабочее место, удобное для персонала и способствующее повышению производительности контроля, т. к. оператор работает сидя около установки и ему не надо вставлять каждые 5–7 минут, чтобы произвести замену контролируемого образца, как это приходится делать и на дифрактометре ДРОН и на дифрактометре Galaxy XRD 3003.

## Выводы

1. Результаты сравнительных испытаний двух известных методов определения ориентировки монокристалльных изделий и сопо-

Сравнение технических характеристик дифрактометра Galaxy XRD 3003\* и предлагаемой установки.  
(\* Сведения взяты из Информационного листа ООО «АСК-Рентген»)

№ п/п	Дифрактометр Galaxy XRD 3003		Установка РДУ «КРОС-3»
	Характеристики	Наши комментарии	
1	Предназначен для контроля ориентации монокристаллических блоков в турбинных лопатках методом Лауэ	Разориентация методом Лауэ не определяется. Она рассчитывается после определения ориентировки 2-х зерен	Предназначена для определения ориентировки монокристалльных изделий, в том числе турбинных лопаток
2	Контролирует образцы с криволинейной поверхностью из материалов с кубической ячейкой по направлениям [100], [110], [111].		Форма поверхности образцов — лобная. Ориентировка объектов — произвольная. Любой тип пространственной решетки.
3	Предварительная подготовка поверхности не требуется, но обработка (шлифовка, пескоструйка, травление) повышает точность анализа	Любая механическая обработка поверхности никак не влияет на точность, но ухудшает качество эпиграмм. Травление перед съемкой обязательно.	Может давать информацию об ориентировке кристалла под деформированным слоем и под покрытием не слишком большой толщины.
4	Имеются средства визуализации и наведения места съемки под пучок и контроля расстояния до образца.		Имеются средства наведения и контроля расстояний. При необходимости прибор комплектуется микроскопом (металлографическим).

№ п/п	Дифрактометр Galaxy XRD 3003		Установка РДУ «КРОС-3»
	Характеристики	Наши комментарии	
5	Угол падающего и отраженного пучков с поверхностью образца фиксирован и равен 60°	Угол отраженного пучка с поверхностью переменной, зависит от направления нормали отражения.	Направляемый на образец пучок перпендикулярен плоскости регистратора эпитракмы.
6	Диаметр пучка задается сменными коллиматорами диам. 0.5, 1, 2 мм		Диаметр пучка задается сменными коллиматорами диам. от 0.1 до 2 мм.
7	Продолжительность анализа 30 –120 сек.		Экспозиция при съемке зависит от материала объекта. Для жаропрочных сплавов лопаток — около 90 сек.
8	Точность определения разориентации кристаллографических осей 0.5°.	См. выше п.1	Имеется возможность съемки дифракционных топограмм методом Шульца.
9	Допустимые отклонения поверхности образца от горизонтали - 0.5°.	Отклонение поверхности образца от горизонтали значения не имеет.	
10	Максимальные размеры образцов 200х20х200 мм. Имеется трехкоординатная подвижка.		Размеры образцов не ограничены. Имеется манипулятор.

11	Источник рентгеновских лучей - рентгеновская трубка с W анодом с линейным фокусом.	Для съемки эпитраграм методом Лауэ разумнее использовать точечную проекцию фокуса.	Источник рентгеновских лучей - острофокусная рентгеновская трубка БСВ-33 W (серийное производство).
12	Режимы работы источника: Ua = 2–60 кВ, Ia = 2–80 мА. Мощность - 3,5 кВт		Режимы работы источника: Ua = 25 кВ, Ia = 4 мА. Мощность - 100Вт
13	Применен высокостабилизированный источник питания рентгеновской трубки	При съемке эпитраграм нет необходимости в подобном источнике.	Применен очень простой по своим параметрам высоковольтный источник питания.
14	Прибор помещен в «лучезащитный» шкаф.		Установка полностью радиационно безопасна, что подтверждено Экспертным заключением.
15	Детектор — полупроводниковый двумерный плоско-панельный 200х200 мм.	Для контроля монокристалльных лопаток имеет излишние размеры.**	Детектор — экран с фотостимулированным люминофором многоугольного действия. Размеры: 31х41 мм, 57х76 мм или произвольный. Лазерное считывание изображения.
16	Компьютерная обработка		Компьютерная обработка.
17	Габариты — около 1 куб. м.		Габариты - 30х40х35 см.
18	Вес— около 200 кг		Вес — 10 кг (без компьютера и считывателя)

\*\* Стационарный детектор с большим полем — это безусловное преимущество дифрактометра Galaxy. Однако применительно к контролю монокристалльных изделий моторного производства его вряд ли можно считать таковым. Не обходящая вопрос его стоимости, следует заметить, что для определения ориентировки указанных изделий достаточно найти координаты всего двух рефлексов, которые к тому же при контроле изделий, изготавливаемых наиболее распространенным в практике заводом направленной кристаллизации от затравки, лежат все время в одном и том же поле регистрируемой эпитракмы, и поэтому большой размер поля детектора дифрактометра Galaxy (200х200 мм) излишен.

ставительный анализ технических характеристик дифрактометров типа ДРОН, Seifert XRD 3003 ORL, Galaxy XRD 3003 и установки РДУ «КРОС-3» показывают, что свойства установки РДУ «КРОС-3» оптимальны для решения задачи определения ориентировки монокристалльных изделий из металлов и сплавов если не требуется слишком высокой точности измерений.

2. Программное обеспечение управления и обработки эпиграмм, комплектующее установку, позволяет получать всю необходимую информацию об ориентировке объектов в течение времени, вполне удовлетворяющего требованиям выполнения контроля в ходе технологического процесса.

3. Метод Лауэ наиболее предпочтителен для контроля, осуществляемого при производстве лопаток газотурбинных двигателей и других монокристалльных изделий.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. *В.Н. Толораия, Н.Г. Орехов, Е.Н. Каблов* «Усовершенствованный метод монокристаллического литья турбинных лопаток ГТД и ГТУ» МИИТОМ, 2002, №7, 11–16.
2. *М.Р. Орлов* «Технологическое обеспечение ресурса рабочих лопаток первых ступеней турбины авиационных и наземных газотурбинных двигателей», Автореферат дис. докт. техн. наук, М., 2009 г.
3. *А.Ф. Сидохин, О.Г. Гигинейшвили, Ш.Ш. Джанджгава, Е.Ф. Сидохин* «Влияние ориентировки монокристаллов галлия на ползуемость при температуре 0,997 Тпл», Изв. АН сер. Металлы, 1976, №3, 140–145.
4. *А. Тейлор* «Рентгеновская металлография», М., изд. Металлургия, 1965, 66–69.
5. *В.И. Лисойван, Г.М. Заднепровский*, «К методике определения ориентации кристаллографической плоскости в монокристалле на дифрактометре», Аппаратура и методы рентгеновского анализа, Л., 1969, в. IV, 64–70.
6. *С.С. Горелик, Ю.А. Скаков, Л.Н. Расторгуев*. «Рентгенографический и электронно-оптический анализ», М., изд. МИСИС, 2002, 52.
7. *Vipul K. Gupta and Sean R Agnew* J. Appl. Crystall. 2009, 42, 116–124.
8. *Р.Е. Шалин, И.Л. Светлов, В.Н. Толораия*. Монокристаллы никелевых жаропрочных сплавов. М. Машиностроение, 1997, 333 с.

## ЭКСПЛУАТАЦИЯ И РЕМОНТ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

*В.Д. Бубнов*

ОАО «Климов», г. С.-Петербург

### КОНЦЕПЦИЯ ПОСТРОЕНИЯ И ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ЭЛЕКТРОННОГО ФОРМУЛЯРА АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

В настоящей статье определена структура электронного формуляра авиационного двигателя (ЭФАД), дана характеристика программного обеспечения (ПО) ЭФАД и определено его место в составе ПО системы эксплуатационного контроля авиационных двигателей. Приведена схема использования ЭФАД для обеспечения эксплуатации двигателей в составе летательных аппаратов государственной авиации по техническому состоянию.

Ключевые слова: электронный формуляр, эксплуатация по техническому состоянию, программное обеспечение.

#### Введение

Практическое внедрение методологии перехода на эксплуатацию авиационной техники по состоянию потребовало разработки концепции построения и использования электронного формуляра авиационного двигателя. Известно, что формуляр — основной эксплуатационный документ авиационного двигателя, удостоверяющий его исходное и текущее техническое состояние. Традиционный (бумажный) формуляр авиационного двигателя (ФАД) является неотъемлемой частью двигателя и предназначен для учета:

- всех изменений, выполненных в составе двигателя и его оборудования;
- основных эксплуатационных параметров двигателя, контролируемых в процессе эксплуатации;
- параметров наработки и выработки ресурса двигателя;

- сроков службы двигателя и отметок об их продлении в процессе эксплуатации;
- записей о проведении регламентных работ, ремонтов и доработок, предусмотренных действующими руководствами по технической эксплуатации, бюллетенями и указаниями.

Введение в эксплуатацию электронного ФАД (ЭФАД) имеет целью обеспечить условия для эксплуатации авиационных двигателей по техническому состоянию.

**Примечание**

Эксплуатация двигателя по техническому состоянию — метод эксплуатации двигателя, при котором начало и объем технического обслуживания двигателя определяются в зависимости от его технического состояния.

Структура и содержание разделов ЭФАД, в основном, соответствуют структуре и содержанию разделов традиционного ФАД, однако дополнительно к регистрируемой в бумажном формуляре информации в ЭФАД накапливаются:

- параметрическая информация, регистрируемая с помощью информационно-диагностических средств (ИДС) в процессе наземных опробований двигателя;
- параметрическая информация, регистрируемая с помощью бортовых устройств регистрации (БУР) полетных данных;
- результаты обработки зарегистрированной параметрической информации в ИДС и наземных устройствах обработки полетной информации.

Кроме вышеперечисленных данных в ЭФАД также размещается эксплуатационная документация; документы, отражающие перечень, характер и результаты выполненных работ на двигателе, а также видеоматериалы различных элементов двигателя, позволяющие в наглядной форме представить их состояние на протяжении жизненного цикла двигателя, и т. д.

Физически ЭФАД представляет собой твердотельный накопитель большой емкости, на котором в архивированном виде хранится фактографическая информация о двигателе, регистрируемая нарастающим итогом на всех этапах его жизненного цикла.

Непосредственная работа с ЭФАД осуществляется на компьютере, на жестком диске которого создается копия ЭФАД

с твердотельного накопителя. Поддержание в актуальном состоянии данных ЭФАД осуществляется средствами специализированного программного обеспечения (ПО) ЭФАД, функционирующего на этом же компьютере.

**1. Структура информационных хранилищ ЭФАД**

Для заполнения ЭФАД фактографическими данными о техническом состоянии двигателя по результатам его приемосдаточных испытаний на заводе-изготовителе и поддержания их в актуальном состоянии на всех последующих этапах жизненного цикла двигателя электронный формуляр должен включать в свой состав (рис. 1):



Рис. 1. Структура ЭФАД

- логически обособленные хранилища первичной параметрии, эксплуатационной и рабочей документации, а также видеоматериалов и графических документов;

- базу данных (БД) с интегральными значениями контролируемых параметров двигателя на заданных режимах его работы.

#### **Примечания**

1. Под термином «первичная параметрия двигателя» здесь и далее понимаются существенные для эксплуатации свойства двигателя, представленные величинами, сформированными средствами объективной регистрации (датчики и другие измерительные устройства).

2. Интегральные значения контролируемых параметров двигателя определяются как среднестатистические значения этих параметров на заданных режимах его работы, например, значения параметров « $n_k$ », « $n_B$ », « $t_{4}^*$ » и т. д. в периоды работы двигателя, например, на режимах: «МГ», « $n_k = (85 \pm 1) \%$ », «М» и «ПФ».

**В хранилище файлов с рабочими параметрами двигателя** должны размещаться:

- каталог файлов с первичной параметрией двигателя;
- файлы с параметрами двигателя, зарегистрированные:
- на приемосдаточных испытаниях двигателя на заводе-изготовителе;
- в ознакомительном полете и облете ЛА;
- при проведении регламентных работ в период эксплуатации двигателя;
- в полете при возникновении предпосылок к летному происшествию.

В рассматриваемом хранилище, кроме перечисленных, могут размещаться и другие файлы с первичной параметрией, если позволяет объем электронного хранилища. Решение о необходимости сохранения в рассматриваемом хранилище соответствующего файла с первичной параметрией должно принимать должностное лицо, выполняющее обработку этого файла. Файлы с первичной параметрией двигателя, не размещенные в хранилище ЭФАД, могут сохраняться либо на жестком диске компьютера, на котором осуществлялась их обработка, либо выводиться в долговременный архив на DVD-ROM.

ПО ЭФАД должно обеспечивать обработку рабочих параметров двигателя за полет (наземное опробование). Результатом

обработки в этом случае являются среднестатистические (интегральные) значения контролируемых параметров двигателя на заданных режимах его работы. Полученные интегральные значения контролируемых параметров средствами ПО ЭФАД размещаются в базе данных (БД) ЭФАД.

**В хранилище эксплуатационной документации** должны размещаться в текстовом виде:

- каталог документов, находящихся в данном хранилище;
- документы, регламентирующие различные виды работ на данном двигателе (РЭ двигателя, бюллетени, технические указания и т. п.);
- общие указания, правила ведения ЭФАД, паспортов и этикеток, руководство оператора ЭФАД;
- свидетельство о приемке (формируется изготовителем двигателя);
- основные сведения и технические данные двигателя;
- индивидуальные особенности двигателя и т. п.

**В хранилище рабочих документов** должны размещаться в текстовом виде:

- каталог документов, размещенных в данном хранилище;
- заметки по эксплуатации и хранению двигателя (когда и какие работы выполнены на двигателе, в каких документах отражены результаты работ и т. п.);
- комплектность двигателя и изменения в комплектации;
- текстовые материалы объективного контроля работы двигателя в ходе ознакомительного полета и облета ЛА;
- документы, отражающие результаты выполненных работ на двигателе по бюллетеням, техническим указаниям и при его техническом обслуживании, техническое состояние двигателя на различных этапах жизненного цикла, рекламационные акты, результаты поиска и устранения неисправностей и т. п.

## **2. Характеристика программного обеспечения ЭФАД**

ПО ЭФАД должно обеспечивать лишь актуализацию данных о двигателе, контроль их целостности при хранении, защи-

ту от компьютерных вирусов и несанкционированных действий пользователей. В этом случае содержательная обработка данных ЭФАД, необходимая для углубленного мониторинга технического состояния двигателя и, как следствие, — для обеспечения возможности его эксплуатации по техническому состоянию, должна осуществляться средствами ПО вышестоящего уровня, в состав которого должно быть интегрировано ПО ЭФАД. ПО ЭФАД должно лишь обеспечивать выборку нужных сведений из информационных хранилищ, осуществлять их первичную обработку (при необходимости) и передавать для последующей содержательной обработки ПО вышестоящего уровня.

ПО ЭФАД должно состоять из следующих компонентов (рис. 1):

- управляющей программы;
- конверторов для преобразования рабочих параметров двигателя, поступивших от наземной автоматизированной системы контроля (НАСК) или цифровой САУ силовой установкой, в формат, принятый для их представления в ЭФАД;
- системы управления базой данных (СУБД) — программы, обрабатывающей базу данных;
- набора типовых SQL-запросов (Structured Query Language — язык структурированных запросов) для выборки интегральных значений контролируемых параметров двигателя из БД ЭФАД;
- антивирусной программы, пакета MS Office (MS Word, MS Excel, MS Visio), Adobe Reader, программы контрольного суммирования данных в файлах, размещенных на жестком диске компьютера, а также других прикладных программ (при необходимости).

*Управляющая программа ЭФАД* должна обеспечивать выполнение следующих основных функций:

- авторизацию пользователей ЭФАД и разграничение их полномочий при работе с ЭФАД;
- идентификацию и размещение файлов записей с первичной параметрией двигателя в логически обособленном информационном хранилище ЭФАД;
- обработку данных из файлов с первичной параметрией двигателя с целью получения среднестатистических (интегральных)

значений контролируемых параметров двигателя на заданных режимах его работы;

- организацию взаимодействия с СУБД с целью размещения интегральных значений контролируемых параметров двигателя в БД ЭФАД, а также выборки из БД ЭФАД требуемых данных в соответствии с SQL-запросами, поступившими от ПО вышестоящего уровня;

- контроль целостности данных в информационных хранилищах и БД ЭФАД;

- обеспечение взаимодействия с ПО вышестоящего уровня для предоставления пользователю возможности «ручного» ввода:

- в специализированные (логически обособленные) хранилища ЭФАД текстовых и графических документов, а также видеоматериалов и их идентификацию;

- в БД ЭФАД интегральных значений контролируемых параметров двигателя на заданных режимах его работы.

**На СУБД возлагаются следующие основные задачи:**

- авторизация пользователей и предоставление им возможности работать с БД в соответствии с назначенными им полномочиями;

- формирование и модификация структуры таблиц реляционной БД, установление и модификация связей между таблицами;

- контроль размерности данных, размещаемых в таблицах БД;

- выбор данных из БД ЭФАД и их обработка в соответствии с SQL-запросами, поступившими от управляющей программы ЭФАД, возвращение результатов обработки данных управляющей программой ЭФАД;

- резервное копирование данных из БД и восстановление их в случае необходимости.

### **3. Программное обеспечение вышестоящего уровня, в состав которого должно быть интегрировано ПО ЭФАД**

ПО вышестоящего уровня, в состав которого должно быть интегрировано ПО ЭФАД, должно быть ПО компьютера, выполняющего функции информационно-диагностической системы (ИДС) и ПО компьютера в составе НАСК. Эти утверждения аргументируются следующими доводами:

3.1. ИДС поставляются в эксплуатацию, а ПО ИДС обеспечивает решение следующих задач:

- настройку цифровой САУ на работу с конкретным экземпляром двигателя;
- контроль технического состояния цифровой САУ;
- обеспечение выполнения работ на двигателе в соответствии с основными технологическими картами и регистрации полученных результатов в протоколах;
- контроль выработки ресурса двигателя и его комплектующих;
- контроль параметров двигателя, отражающих его техническое состояние в процессе эксплуатации, визуализация динамики изменения контролируемых параметров двигателя;
- построение трендов изменения контролируемых параметров двигателя за указанный период;
- выявление диагностических признаков появления дефектов в двигателе, локализация самих дефектов и т. п.

Из перечисления задач, при решении которых используются ИДС, следует, что при проведении наземных опробований двигателя значения его контролируемых параметров на заданных режимах работы, а также протоколы с результатами опробований будут автоматически формироваться в компьютере, выполняющем функции ИДС. Это позволит в значительной степени автоматизировать процедуру актуализации ЭФАД, что существенно облегчит трудоемкость этой операции и повысит качество ее выполнения.

3.2. Для проведения послеполетного оперативного контроля технического состояния различных систем летательного аппарата (ЛА), в том числе и его силовой установки, за каждой эскадрильей закреплен НАСК. По завершении полета каждого ЛА эскадрильи данные из бортового устройства регистрации (БУР) вводятся в компьютер НАСК, ПО которого обеспечивает анализ технического состояния силовой установки и оценивает возможность допуска ЛА к следующему вылету. Наличие полетных данных в компьютере НАСК обеспечит потенциальную возможность их последующей автоматической обработки с целью использования полученных результатов для автоматизированной актуализации ЭФАД.

Из сказанного следует, что интегрирование ПО ЭФАД в состав программного обеспечения компьютеров, выполняющих функции ИДС и НАСК, обеспечит:

- ввод в соответствующий компьютер рабочих параметров двигателя без изменения трудозатрат и должностных обязанностей личного состава инженерно-авиационной службы (ИАС) подразделения, обеспечивающего эксплуатацию ЛА;
- возможность автоматизированной актуализации ЭФАД;
- возможность углубленного анализа технического состояния двигателя для обеспечения его эксплуатации по техническому состоянию как на компьютере, выполняющем функции ИДС, так и на компьютере в составе НАСК.

#### 4. Использование ЭФАД

Использование ЭФАД для углубленного анализа технического состояния двигателя, как правило, должно осуществляться на компьютере, выполняющем функции ИДС. Для этого на жестком диске указанного компьютера должна быть создана копия ЭФАД с соответствующего твердотельного накопителя. При наличии копии ЭФАД на жестком диске компьютера пользователя, имеющие полномочия по работе с ЭФАД, с использованием средств ПО ИДС получают возможность:

- формирования в рамках своих полномочий поисковых типовых запросов на предоставление сведений о двигателе и его комплектующих из информационных хранилищ и БД ЭФАД;
- контроля нахождения значений параметров двигателя в пределах эксплуатационных ограничений путем визуализации динамики изменения контролируемых параметров двигателя в ходе анализируемого полета/наземного опробования. Такая визуализация динамики изменения параметров двигателя осуществляется на основе файлов с его первичной параметрией и отображается на мониторе компьютера в одном из следующих видов:
- графиков/диаграмм;
- показаний типовых приборов в кабине пилота;
- контроля выработки ресурса двигателя и его комплектующих;
- трендов контролируемых параметров на основе их интегральных значений из БД ЭФАД.



Инженер ИАС подразделения, обеспечивающего эксплуатацию ЛА, на основании полученных результатов обработки данных ЭФАД получает возможность объективно оценивать текущее техническое состояние двигателя и организовывать выполнение следующего комплекса работ:

- планировать выполнение работ по техническому обслуживанию двигателя;
- организовывать войсковой ремонт двигателя;
- организовывать своевременную градуировку датчиков регистрации параметров двигателя;
- формировать заявки:
  - на поставку комплектующих двигателя для выполнения войскового ремонта;
  - на вызов специалистов предприятия — разработчика двигателя для продления его ресурса и т. п.;
- организовывать разработку методик обнаружения неисправностей двигателя;
- обучать личный состав ИАС грамотному использованию материалов объективного контроля для анализа технического состояния двигателя;
- разрабатывать предложения по совершенствованию технической эксплуатации двигателя.

#### **Примечания**

**1.** Контроль технического состояния двигателя — проверка значений соответствия параметров данного экземпляра двигателя требованиям эксплуатационной (ремонтной) документации и определение на этой основе технического состояния в данный момент времени.

Контроль технического состояния является основным источником информации для инженерно-технической службы при определении конкретного характера и объема работ, подлежащих выполнению на двигателе. Виды контроля технического состояния двигателя, порядок их выполнения устанавливаются РО, РЭ, нормативной и методической документацией.

**2.** Войсковой ремонт выполняется для обеспечения или восстановления исправности и (или) работоспособности авиационного двигателя и состоит в замене и (или) восстановлении его отдельных составных частей.

Войсковой ремонт авиационного двигателя выполняется в местах его использования и, как правило, силами и средствами ремонтно-восстановительных органов.

### **5. Перспективы развития и использования ЭФАД**

В соответствии с «Концепцией разработки, внедрения и развития информационной поддержки жизненного цикла изделий авиационной техники ВВС РФ» в государственной авиации должна быть создана региональная вычислительная сеть. В указанную вычислительную сеть должны войти терминалы ИАС авиационных соединений и объединений, а также Центр информационной поддержки жизненного цикла изделий авиационной техники. В перечень задач, которые обязан решать данный Центр, входит создание на центральном сервере ВВС РФ пополняемой в автоматизированном режиме БД о состоянии находящихся в эксплуатации и ремонте средств авиационной техники, а также эксплуатирующих и ремонтных предприятиях. При наличии регламента и протоколов взаимодействия с указанным Центром файлы первичной параметрии двигателя и другие данные из ЭФАД могут быть, например, средствами ПО ИДС подготовлены и переданы на центральный сервер ВВС РФ. В этом случае можно будет централизованно решать задачи:

- материально-технического обеспечения эксплуатации каждого двигателя в составе ЛА государственной авиации;
- продления сроков службы каждого двигателя соответствующего типа и его комплектующих.

Централизованное решение указанных задач позволит:

- обеспечить непрерывность материально-технического обеспечения эксплуатации каждого двигателя в подразделениях ВВС РФ;
- обеспечить непрерывность эксплуатации летательных аппаратов в подразделениях и частях ВВС РФ за счет своевременного продления сроков службы соответствующих двигателей и их комплектующих;
- должностным лицам ИАС подразделений ВВС РФ сосредоточиться на эксплуатации двигателей ЛА и оперативном контроле их технического состояния.

Если на предприятиях-разработчиках двигателей будут созданы центры обеспечения авторского надзора за техническим состоянием двигателей соответствующего типа, данные ЭФАД могут передаваться и в эти центры. В упомянутых центрах на основе информационных хранилищ с данными двигателей рассматриваемого типа можно будет осуществлять:

- углубленный контроль технического состояния каждого двигателя;
- совершенствование диагностических алгоритмов на основе статистической обработки причинно-следственных связей признаков характерных отказов и неисправностей парка эксплуатируемых двигателей и на этой основе расширять диагностические возможности, закладываемые в ПО ИДС;
- уточнение регламента технического обслуживания двигателя данного типа;
- модернизацию двигателей данного типа (при необходимости).

Повышение оперативности материально-технического обеспечения эксплуатации каждого двигателя, а также совершенствование диагностических возможностей ПО ИДС при строгом соблюдении регламента технического обслуживания двигателя позволит возможно полно реализовать требования к эксплуатации двигателя по техническому состоянию.

### **Выводы**

Разработка и внедрение в эксплуатацию ЭФАД создаст эффективные условия для:

- углубленного оперативного контроля технического состояния авиационного двигателя непосредственно в эксплуатирующих организациях и на этом основании своевременного выполнения целевых работ по его техническому обслуживанию;
- обеспечения своевременного и полного материально-технического обеспечения эксплуатации двигателя;
- увеличения срока эксплуатации двигателя за счет постоянного поддержания на заданном уровне его технического состо-

яния при одновременном сокращении эксплуатационных расходов за счет предотвращения серьезных разрушений элементов двигателя.

Создание вышеперечисленных условий и является конечной целью эксплуатации авиационного двигателя по техническому состоянию.

### **СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ**

1. «Электронный формуляр авиационного двигателя.» Проект стандарта Управляющей компании «Объединенная двигателестроительная корпорация».

2. «Об утверждении Федеральных авиационных правил по организации объективного контроля в государственной авиации.» Приложение к Приказу Министра обороны Российской Федерации от 17 октября 2001 г. N 420.

3. «Федеральные авиационные правила инженерно-авиационного обеспечения государственной авиации.» Приложение к Приказу Министра обороны Российской Федерации от 9 сентября 2004 г. № 044

Приложение № 1 к «Федеральным авиационным правилам...» — «Обязанности должностных лиц инженерно-авиационной службы»;

Приложение № 3.4 к «Федеральным авиационным правилам...» — «Порядок ведения, хранения и восстановления формуляров (паспортов) на авиационную технику».

4. И.М. Ахматов, В.Д. Коковин, В.В. Семенин «Электронный формуляр — Практический шаг в обеспечении эксплуатации авиационного двигателя по техническому состоянию». «Двигатель» №1(67) 2010.

5. «Концепция разработки, внедрения и развития информационной поддержки жизненного цикла изделий авиационной техники ВВС РФ». Утверждена Главкомом ВВС РФ 24.04.2007 г.

*В.А. Панов*

ОАО ММП им. В.В. Чернышева, Москва

## **ПОСТРОЕНИЕ АЛГОРИТМА ТЕХНИЧЕСКОЙ ДИАГНОСТИКИ И НАЗНАЧЕНИЯ ОБЪЕМА ВОССТАНОВИТЕЛЬНОГО РЕМОНТА АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ В УСЛОВИЯХ ЭКСПЛУАТАЦИИ НА ПРИМЕРЕ ДВИГАТЕЛЕЙ ТИПА РД-33**

### **1. Порядок проведения обследований двигателей в эксплуатации и длительных испытаниях**

Проведя анализ заявленных дефектов за период с 1986 года по настоящее время, по которым двигатели типа РД-33 были отстранены от эксплуатации и направлены в ремонт, характерными являются не более 7: попадание постороннего предмета, прогар лопаток САТНД, разрушение топливного коллектора, расход масла, заклинивание роторов, вибрация выше допустимой нормы, обрыв лопаток РКТВД. По некоторым дефектам в процессе доводки двигателя и его серийного выпуска были выполнены конструктивные изменения, направленные на повышение надежности. С увеличением наработки двигателей в эксплуатации и увеличения их межремонтного ресурса актуальными характерными дефектами остаются: попадание постороннего предмета в ГВТ, расход масла и вибрация. В связи с тем, что в настоящее время эксплуатирующие организации недостаточно оснащены диагностическим оборудованием и не имеют алгоритмов поиска и устранения неисправностей турбокомпрессора двигателя и обученного персонала для выполнения данных работ после разборки двигателей, выявлены незначительные повреждения деталей и сборочных единиц.

По каждому заявленному дефекту на предприятии составлена типовая программа исследований деталей и сборочных единиц, по которым в настоящее время и выполняются работы в процессе ремонта. Составленные программы являются алгоритмом поиска неисправности в процессе разборки двигателя, отдельных его со-

ставных частей или сборочных единиц.

Взяв за основу алгоритм поиска неисправности (дефекта) на разобранном двигателе, используя базу выявляемых дефектов на деталях и сборочных единицах на основе современных методов диагностики и разработанного оборудования, можно составить алгоритмы поиска неисправности (дефекта) на собранном двигателе и назначить метод его устранения.

### **2. Построение алгоритма технической диагностики авиационного двигателя на примере двигателя РД-33**

В газотурбинном двигателе неизбежно происходит накопление повреждений в процессе эксплуатации, интенсивность которых зависит от воздействия полетных условий (внешних факторов). Наиболее опасными являются - абразивный износ деталей проточной части двигателя, эрозийный износ деталей турбины, вытяжка рабочих лопаток компрессора и турбины, износ подшипников, усталостные напряжения и т. п. Эти повреждения, постепенно накапливаясь, могут достигать критического состояния, при котором происходит частичный или полный отказ в работе сборочной единицы двигателя, агрегата или двигателя в целом. Постепенный тренд изменения параметров работы двигателя, приводящих к отказу, можно контролировать и прогнозировать период развития дефекта до его критического состояния. Опыт эксплуатации ГТД показывает, что тренд накопления повреждений или изменение параметров достаточно слабый, что затрудняет обнаружение дефекта на ранней стадии его развития. Согласно статистическим данным на долю дефектов, вызывающих постепенные отказы, приходится до 65–70 % от всех дефектов, приводящих к летным происшествиям, и до 85 % дефектов, вызывающих досрочное снятие двигателей.

Для выполнения восстановления двигателя в условиях эксплуатации необходимо произвести его тщательную диагностику для локализации выявленного дефекта. Диагностирование двигателя может решать три типа задач: определение технического состояния двигателя в настоящий момент времени, определение технического состояния в котором окажется двигатель в некоторый будущий момент времени, а так же определение технического состояния

в котором двигатель находился в некоторый момент в прошлом.

При переходе эксплуатации двигателей боевой авиации на эксплуатацию по фактическому состоянию диагностика является неотъемлемой частью проблемы безопасности полетов.

Величина межремонтного ресурса как правило устанавливается в соответствии с формулой:

$$F(\tau_p) = P_{от}$$

где  $F(\tau_p)$  — функция распределения времени безотказной работы;  $P_{от}$  — допустимая вероятность отказа.

Авиационный ГТД представляет собой множество взаимодействующих между собой сборочных единиц и систем, поиск неисправностей и оценка его технического состояния в условиях эксплуатации без применения специальных методов и средств не возможна.

Неисправность авиационного двигателя может быть вызвана: неправильной регулировкой системы управления; негерметичностью соединений трубопроводов, а также повреждением деталей проточной части двигателя или перегревом деталей горячей части двигателя.

В настоящее время в условиях эксплуатации поиск и устранение неисправностей в большей степени базируются на интуитивных методах, которые носят субъективный характер и не отличаются высокой достоверностью. Для решения задач диагностирования, а так же принятия решения по применению технологии устранения дефекта необходимо построить математическую модель исправного двигателя, произвести моделирование изменения заведомо известных параметров, определить их влияния на общее техническое состояние двигателя, а также вероятность обнаружения неисправностей, приводящих к изменению данных параметра. Математическая модель исправного двигателя должна обеспечивать ввод в нее любой возможной неисправности и исчисление результата элементарной проверки по известному значению ее воздействия. При применении математической модели исправного ГТД, известном множестве его возможных неисправностей и допустимых элементарных проверок,

решение обратных задач диагностирования предполагает вычисление функций неисправностей. Для обеспечения локализации дефекта и принятия решения о выполнении ремонта в условиях эксплуатации необходимо произвести проверку исправности системы с глубиной до сборочной единицы или детали. Значительного сокращения объема работы при разработке конкретной системы диагностирования можно достичь путем чередования решения прямых и обратных задач диагностирования, при этом сначала используя пути решения частичной прямой и частичной обратной задач анализа модели объекта диагностирования.

### **3. Принципы построения алгоритмов диагностирования технического состояния ГТД**

Поиск неисправностей в системах ГТД требует выполнения целого комплекса операций. Уменьшение затрат времени на выполнение этих операций и соответственного снижения стоимости диагностирования возможно путем разработки оптимальной последовательности выполнения логических и измерительных операций. Совокупность преобразований и логических условий, действующих в определенном порядке и направленных на отыскание неисправностей, представляет собой алгоритм диагностирования. В системах диагностирования технического состояния ГТД алгоритмы диагностирования представляют собой совокупность последовательной реализации элементарных проверок и правила обработки полученных результатов. Результатом исследования составленного алгоритма диагностирования является получение заключения о техническом состоянии ГТД. В зависимости от требуемой глубины диагностирования алгоритмы могут составляться, как для объекта диагностирования в целом, так и для его основных узлов и систем. На основе определения последовательности выполнения элементарных проверок различают алгоритмы: поиска неисправности, использующие параметры надежности; информационные; инженерно-логические.

При построении графа причинно-следственных связей можно использовать не все входные, внутренние и выходные параметры (или события, отражающие предельно допустимые значения этих

параметров) ГТД, а только те, которые доступны для измерения. Под возможной неисправностью, анализируемой методом причинно-следственных связей, понимается дефект детали или сборочной единицы, который может привести к выходу параметра любого блока логической схемы ГТД за установленные в процессе отработки математической модели пределы.

### **3.1. Контроль состояния маслосистемы**

Контроль состояния маслосистемы и проверка ее работоспособности осуществляются как в процессе технического обслуживания и предполетного осмотра, так и в процессе работы двигателя на земле и в полете. Выходным параметром, подлежащим инструментальному контролю данной системы смазки, является температура масла на выходе из двигателя. Для построения логической модели контроля состояния масляной системы при работе двигателя и представления ее в виде алгоритма и графа причинно-следственных связей выбраны следующие события: температура масла на выходе; уровень масла в маслобаке; качество масла соответствующее условию работы двигателя. Причинами понижения давления масла в системе могут быть недостаточный уровень масла в баке и ухудшение качества масла, выражающееся в уменьшении его кинематической вязкости.

Основными неисправностями маслосистемы системы двигателя типа РД-33 в условиях эксплуатации являются:

- засорение фильтра тонкой очистки масла механическими примесями, частицами нагара или другими продуктами коксования масла;
- подсос воздуха через негерметичные соединения в нагнетающей системе;
- недостаточное количество масла в масляном баке вследствие неполной заправки, утечек, большого расхода масла при работе двигателя;
- уменьшение вязкости масла вследствие его перегрева или изменения химического состава, при этом количество масла, поступающего в двигатель, увеличивается, смазывающая способность масла ухудшается и не обеспечивается нормальная смазка трущихся

поверхностей;

- заедание клапана переключения наддува, что может привести к перегреву графитовых уплотнений, потере подвижности графитовых колец уплотнений из-за коксования масла и, как следствие, их повышенному износу;
- течи масла во внешних соединениях маслопроводов и агрегатов маслосистемы;
- выброс масла из системы суфлирования, при этом в отдельных случаях выброс масла может быть вызван неисправностью воздушно-масляного радиатора или откачивающего маслонасоса;
- попадание масла в газовоздушный тракт двигателя из-за износа или разрушения графитовых колец уплотнений масляных полостей, при этом горение масла в газовоздушном тракте сопровождается выбросом белого дыма из реактивного сопла.

Сформулированный перечень неисправностей в работе маслосистемы двигателя типа РД-33 основан на многолетнем опыте его эксплуатации, а так же анализе статистических данных по состоянию двигателей, поступивших для проведения капитального ремонта. Для решения задачи по диагностированию маслосистемы двигателя типа РД-33 в условиях эксплуатации разработан алгоритм, представленный на рис. 1.

Для анализа причинно-следственных связей отказов в работе маслосистемы двигателя типа РД-33 разработана таблица функций неисправностей, столбцы которой представляют неисправные состояния  $S_j$  или заявленный дефект, а строки —  $Z_i$  неисправности, которые могут привести состояние маслосистемы двигателя до состояния  $S_j$ . Функции неисправностей масляной системы двигателя РД-33, построенные по графу причинно-следственных связей, приведены в табл. 1.

### **3.2. Особенности построения математической модели ГТД при проведении диагностики работы по газодинамическим параметрам**

Оптимизированный метод построения алгоритма диагностирования авиационного двигателя основывается на формальном описании исправного и неисправного состояний. Такое формальное

	$S_j$																
	e	$S_1$	$S_2$	$S_3$	$S_4$	$S_5$	$S_6$	$S_7$	$S_8$	$S_9$	$S_{10}$	$S_{11}$	$S_{12}$	$S_{13}$	$S_{14}$	$S_{15}$	$S_{16}$
$Z_6$	0	0	0	1	0	1	1	1	0	0	0	0	1	0	0	0	0
$Z_7$	0	0	1	1	1	0	0	0	0	0	0	0	1	1	0	0	0
$Z_8$	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	1	0
$Z_9$	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	1
$Z_{10}$	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	0	1	1	0	1
$Z_{11}$	0	0	0	0	1	1	0	0	0	0	0	1	0	1	1	0	1

где e — исправное состояние  
 $S_j$  — неисправные состояния

- $S_1$  Недостаточная заправка маслом
- $S_2$  Выброс масла через систему суфлирования
- $S_3$  Повышенный расход масла
- $S_4$  Засорение основного масляного фильтра
- $S_5$  Попадание масла в ГВТ (дым из сопла, дым в кабине)
- $S_6$  Выброс масла из патрубков сброса воздуха из 4–5 опор
- $S_7$  Не правильная работа блока заслонок
- $S_8$  Уменьшение вязкости масла
- $S_9$  Засорение радиатора
- $S_{10}$  Не исправен датчик замера температуры масла
- $S_{11}$  Разрушение подшипников
- $S_{12}$  Разрушение графитовых уплотнений
- $S_{13}$  Обрыв валика маслоагрегата
- $S_{14}$  Обрыв рессоры откачивающего масляного насоса
- $S_{15}$  Не герметичность соединений
- $S_{16}$  Обрыв трубопроводов в 1 контуре

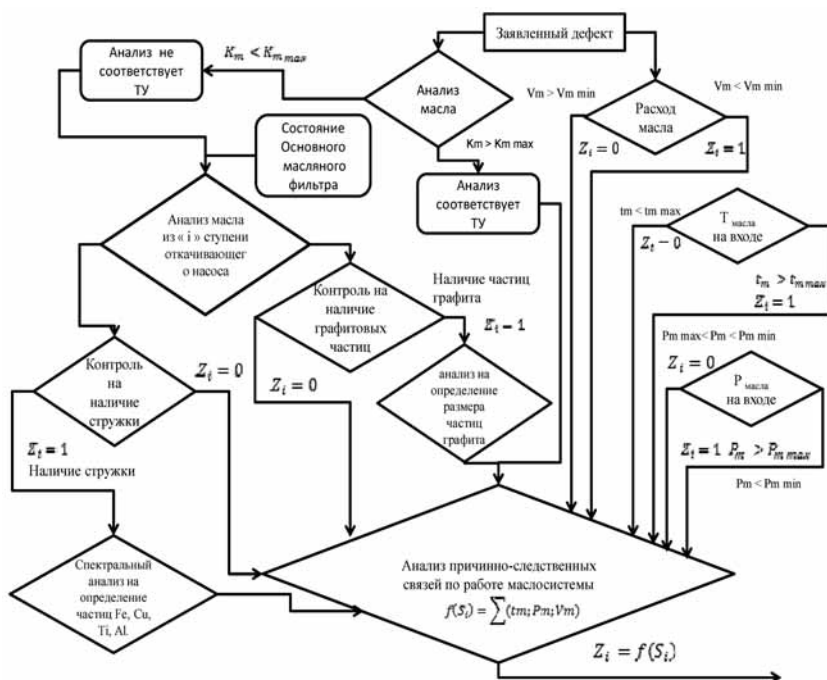


Рис. 1

Таблица 1

	$S_j$																
	e	$S_1$	$S_2$	$S_3$	$S_4$	$S_5$	$S_6$	$S_7$	$S_8$	$S_9$	$S_{10}$	$S_{11}$	$S_{12}$	$S_{13}$	$S_{14}$	$S_{15}$	$S_{16}$
$Z_1$	0	1	1	1	0	1	1	1	0	0	0	0	1	0	1	1	1
$Z_2$	0	1	1	1	1	0	0	0	1	0	0	0	0	1	1	1	1
$Z_3^1$	0	0	0	0	0	1	0	1	1	0	0	1	1	1	0	0	1
$Z_3^2$	0	0	0	1	0	1	1	1	1	0	0	0	1	0	0	0	1
$Z_4$	0	1	0	1	1	1	0	1	1	1	1	1	1	0	1	0	0
$Z_5$	0	1	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0

$Z_i$  — неисправности

- $Z_1$  Остаток масла в баке после полета  $V_m < 7\text{л}$
- $Z_2$   $P_m < P_{m \min}$
- $Z_3$  Качество масла  $K_{\text{факт}} < K_{\text{оптим}}$
- $Z_3^1$  Стружка в масле
- $Z_3^2$  Наличие графита
- $Z_4$   $T_m > T_{m \max}$
- $Z_5$   $p_{m 2-3} > p_{m 2-3 \max}$
- $Z_6$   $p_{23} < p_{m 2-3 \min}$  занижен перепад давления на графитовом уплотнении 3 опоры
- $Z_7$   $p_{23} < p_{m 2-3 \max}$  завышен перепад давления на графитовом уплотнении 3 опоры
- $Z_8$   $p_{m 2-3} > p_{m 2-3 \min}$
- $Z_9$  Вибрация  $V > 40\text{мм/с}$
- $Z_{10}$  Увеличение уровня вибрации после последнего полета  $V > 25\text{мм/с}$
- $Z_{11}$  Изменение частотных характеристик подшипников в спектре вибрации

описание является аналитическим представлением основных свойств объекта диагностирования, которым является авиационный двигатель, и которое является диагностической математической моделью. Математическая модель задается дифференциальными уравнениями, логическими соотношениями, таблицами и диаграммами. Для оценки тренда изменения параметров работы двигателя наиболее целесообразным является построение эталонной эксплуатационной математической модели при гонках в составе объекта, которая должна описывать исправное состояние двигателя и математической модели полученной в текущий момент времени. Последняя должна с достаточной степенью точности описывать

объект диагностирования. Текущая математическая модель позволяет определить степень отклонений параметров рассматриваемого двигателя. В математической модели используются параметры последнего полета по результатам наземной отработки, что позволяет определить реальное ухудшение его параметров, которое может быть вызвано изменением технического состояния проточной части двигателя. Причинами изменения коэффициентов потерь являются механические и тепловые воздействия на сборочные единицы и детали, которые приводят к изменению геометрических характеристик элементов проточной части двигателя. В применяемой математической модели двигателя тренд изменения параметров связан с одним или максимум двумя параметрами изменения геометрических параметров проточной части для более точного диагностирования и установления причины дефекта. Так, увеличение гидравлических потерь в камере сгорания, турбине, форсажной камере, реактивном сопле приводит к увеличению температуры газов перед турбиной, смещению линии рабочих режимов к границе помпажа, ухудшению экономических показателей двигателя и т.п. Увеличение входных потерь не оказывает существенного влияния на режим работы турбокомпрессора, но приводит к уменьшению секундного расхода воздуха, уменьшению полной тяги, ухудшению экономичности двигателя. Снижение КПД компрессора двигателя приводит к увеличению расхода топлива для поддержания тяговых характеристик, что оказывает существенное влияние на величину ресурса и надежность ГТД. Для диагностирования в качестве математической модели ГТД применяется система уравнений, описывающая изменение основных параметров, характеризующих его работу в процессе выработки ресурса. Зависимость основных функциональных параметров ГТД от геометрических характеристик элементов его проточной части может быть описана а следующей системой уравнений:

$$\delta\Pi_j = \sum_1^m K_{ij} \delta\eta_i + \sum_m^n q_{ij} \delta F_i,$$

где  $\delta\Pi_j$  — отклонение одного из основных функциональных параметров двигателя от эталонного и предыдущего контроля;

$K_{ij}$  и  $q_{ij}$  — коэффициенты взаимного влияния постоянные для данного типа двигателя;  $\delta\eta_j$  — отклонение КПД сборочных единиц двигателя от эталонного и предыдущего контроля;  $\delta F_i$  — отклонения площадей проточной части сборочных единиц  $j = 1, 2, 3, \dots$  — порядковый номер параметра;  $i = 1, 2, 3, \dots$  — порядковый номер коэффициента потерь.

Математическую модель ГТД тоже можно представить в простейшем виде как полную систему уравнений, описывающих характеристики его основных элементов, связь между ними. Характеристики двигателя при упрощенном их представлении обычно задаются через параметры подобия. Вид уравнений связей между отдельными элементами двигателя определяется конструктивной схемой двигателя, наличием отбора воздуха, мощности и геометрического регулирования элементов. Так, параметры ГТД типа РД-33 получают путем комбинации таких основных элементов как воздухозаборник, компрессор высокого и низкого давления, камера сгорания, турбина компрессора высокого давления, турбина компрессора низкого давления, сверхзвуковое реактивное сопло, форсажная камера, наличие второго контура. В математической модели двигателя каждый его элемент, являющийся характеристикой основных элементов двигателя на рассматриваемых режимах и его связей, характеризуется уравнением по числу независимых параметров. Составленная математическая модель обеспечивает расчеты параметров на подобных режимах работы исправного двигателя по параметрам предыдущего полета или наземной гонки, а также в процессе его диагностирования и определения дефекта. Решение полученной системы уравнений с целью исследования технического состояния двигателя возможно при получении параметров по средствам бортовых, наземных, стендовых и интегральных диагностических систем контроля типа КСК-33 и регулирования и контроля БАРК. При построении математической модели двигателя, работающего в отличных от стендовых условий или имеющего определенные неисправности, математические модели физических неисправностей определяются изменением параметров, т.е. изменением величин коэффициентов, исключением имеющихся или вводом новых членов в уравнения и т. п.

Учитывая то, что временной интервал между диагностиками двигателей боевой авиации между полетами, которые составляют не более 2 часов, и проведение регламентных работ с апробированием его работы на земле проводится через каждые 50 часов, для диагностирования технического состояния ГТД применена математическая модель, выраженная уравнениями рабочего процесса в малых отклонениях. Это обусловлено тем, что тренд изменения параметров от предыдущего контроля отличается незначительно.

Структура определения технического состояния двигателя включает следующие этапы: составление уравнений в малых отклонениях рабочего процесса основных конструктивных узлов двигателя с учетом его конструктивных особенностей с определением коэффициентов влияния для конкретного режима работы двигателя. Математическая модель основывается на замеренных величинах, которые можно определять с помощью штатных измерительных приборов. Для определения неисправности ГТД с глубиной до узла на диагностируемом двигателе замеряется ряд функциональных параметров:  $T_2, T_4, P_2, P_3, \pi_k, \pi_b, \pi_r$ , т. д. Эти же параметры рассчитываются по эталонной модели ГТД. По этой модели рассчитываются коэффициенты потерь или геометрические размеры деталей газозоудного тракта двигателя. Так как на коэффициенты потерь и геометрические размеры устанавливаются допуски изменений (технические нормы), то выход за их пределы указывает на наличие в двигателе дефекта. Данный метод позволяет определять техническое состояние двигателя с глубиной до узла.

### ***3.3. Характерные дефекты компрессора и турбины, влияющие на техническое состояние двигателя***

Наиболее изнашиваемым элементом двигателя является компрессор, где износу подвергаются входная и выходная кромки и поверхность со стороны корыта лопаток. Проверка показывает, что рабочие лопатки изнашиваются сильнее, чем лопатки спрямляющих аппаратов. Износ лопаток первых ступеней происходит по всей высоте вследствие равномерного распределения потока пыли. Лопатки последних ступеней имеют ярко выраженный износ по периферии. При работе в пыльных условиях, кроме износа лопаток,



в компрессоре происходит износ (выветривание) покрытия 20Б, нанесенного на кольца, установленные над рабочими лопатками для уменьшения радиального зазора. Износ рабочих и спрямляющих лопаток, выветривание покрытия приводит к уменьшению степени повышения давления воздуха в компрессоре и, соответственно, его КПД, что приводит при работе на пониженных оборотах и к увеличению подачи топлива и, как следствие, к увеличению температуры газа перед турбиной. При работе на максимальном режиме двигатель не достигает расчетной тяги из-за ограничения температуры газа настроенным ограничителем в блоке цифрового регулятора. Кроме того, износ деталей проточной части компрессора является одной из основных причин помпажа компрессора. Детали турбины двигателя также подвержены износу. Наиболее всего газовой эрозии подвержены лопатки сопловых аппаратов, что приводит к увеличению площади проходных сечений и, как следствие, к тренду температурного режима и снижению максимальной тяги двигателя из-за срабатывания режимов ограничителей настройки управляющих блоков. В ГТД существует сравнительно большая вероятность повреждения деталей проточной части посторонними предметами, засасываемыми с воздушным потоком в процессе работы как на земле так и в полете. На земле это могут быть мелкие камни и другие предметы. В полете возможно попадание в двигателя града, птиц и льда при неэффективной работе противообледенительной системы. Износ лопаток компрессора приводит к смещению линии рабочих режимов компрессора в сторону меньших расходов воздуха и снижению границы помпажа примерно на 6–8 %. Это, в свою очередь, вызывает снижение запаса устойчивости компрессора на 9–10 %.

Часть дефектов газотурбинных двигателей, вызванных вышеизложенными причинами, может приводить к внезапным отказам узлов и систем, а другая часть — к постепенным отказам. Внезапные отказы и разрушения сопровождаются аварийным (неожиданным) изменением функциональных параметров и технического состояния сборочных единиц и систем двигателя. Эти отказы обычно полностью очевидны и им сопутствуют ярко выраженные признаки нарушения нормальной работы двигателя: резкие изменения пока-

заний контролирующих приборов, посторонние шумы, появление дыма и т. п. Основными причинами внезапных отказов могут быть: дефекты, недоработки конструкции и технологии производства узла или системы; неудовлетворительное качество материалов и несоответствие их техническим нормам; дефекты производства, которые трудно обнаружить в процессе производства; попадание на вход в двигатель посторонних предметов; грубое нарушение норм летно-технической эксплуатации двигателя.

#### ***3.4. Контроль технического состояния двигателя по общему уровню вибрации и широкополосной вибродиагностике***

Повышенный уровень вибрации может вызвать появление различных неисправностей. Возникновение неисправностей узлов и систем двигателя вследствие повышенного уровня вибрации происходит из-за превышения максимально-допустимой величины амплитуды перемещения отдельных элементов конструкции, максимально-допустимых напряжений в деталях и усталости материалов. Постоянный контроль уровня вибрации дает возможность судить об исправности двигателя и в случае превышения допустимого уровня вибрации принять решение по дальнейшей эксплуатации силовой установки.

В практике эксплуатации авиационных ГТД наиболее распространенными формами являются широкополосные и узкополосные случайные вибрации. Вследствие различной частоты вращения роторов отдельных узлов и агрегатов, спектр уровня вибрации ГТД имеет широкую полосу частот, в которой признаки неисправности отдельного узла определяются по отклонению уровня его вибрации от нормального, или ранее зафиксированного состояния. Используя в качестве диагностического признака собственных частот колебаний сборочных единиц и агрегатов в спектре широкополосной вибродиаграммы сигналов, полученных при проведении комплексного обследования результаты которого приведены в главе 4, можно выявить уровень сигнала исходящего от какой либо сборочной единицы, и сравнить его с предыдущим значением, что позволит локализовать место дефекта с точностью до детали или сборочной единицы.

$$\Delta L = L_{\text{факт}}/L_{\text{формул}}$$

где  $L_{\text{факт}}$  — фактическая амплитуда собственных колебаний сборочной единицы;  $L_{\text{формул}}$  — формулярное значение амплитуды собственных колебаний сборочной единицы или амплитуда, записанная при последней проверке.

При получении величины  $\Delta L$  более 15 % приращение можно рассматривать как появление изменений функциональных характеристик детали или сборочной единицы. Так в процессе проведения испытаний двигателя типа РД-33МК подтверждена собственная частота корпуса ВНА вентилятора генерируемая второй собственной частотой ротора высокого давления с  $L = 1,239$ , при этом данная частота имеет как минимум три гармоники: 332,359; 664,711; 996,9, что сопровождалось повышенным уровнем вибрации на режиме малый газ. (рис. 2). После замены корпуса ВНА амплитуда собственных колебаний снизилась до  $L = 0,597$  (рис. 3), что обеспечило снижение уровня вибрации. При проведении диагностирования  $\Delta L$  составляла 20 % от нормального уровня.

### 3.5. Определение диагностических признаков и диагностической ценности обследования по исследуемым признакам.

Количественные состояния взаимосвязи неисправных состояний двигателя и признаков их проявления можно выразить со-

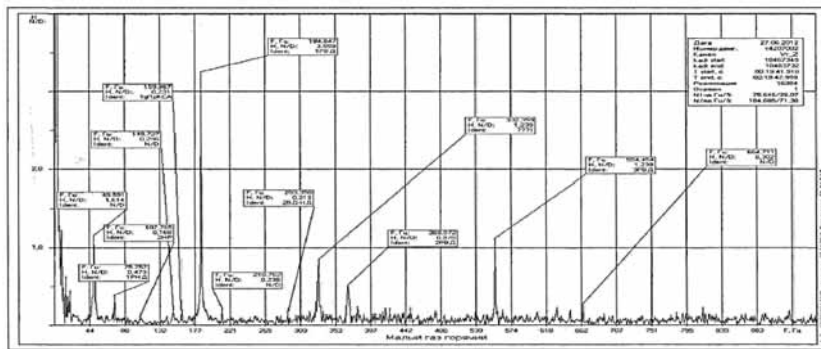


Рис. 2

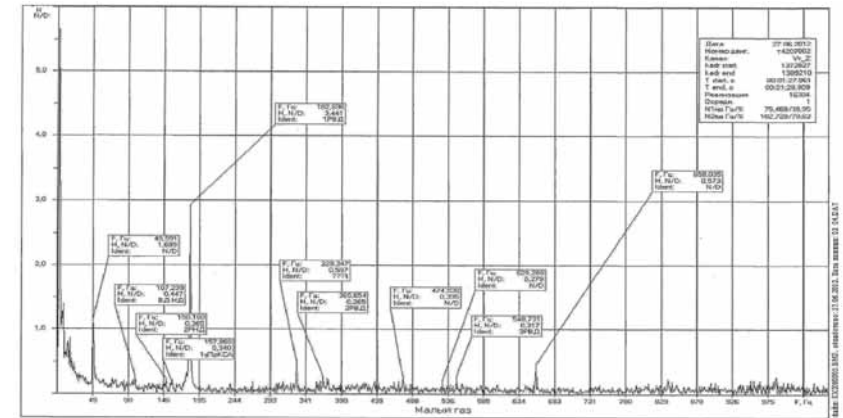


Рис. 3

ставлением диагностической таблицы, в которой отражаются априорные вероятности данных неисправностей двигателя и условные вероятности признаков рассматриваемых состояний. Материалами для составления диагностической таблицы 2 для двигателя типа РД-33 и его модификаций явились материалы отчетов о проведении исследований дефектов, и по обобщению опыта эксплуатации и результатов исследований данного типа двигателя. При составлении таблицы причинно-следственных связей в строки записываются различные наиболее часто встречающиеся неисправные состояния двигателя, а в столбцы — признаки (контролируемые параметры). В отдельном столбце таблицы против каждого из рассматриваемых состояний заносится частота нахождения двигателя в этом состоянии. Средняя частота появления неисправного состояния двигателя, полученная путем обработки статистических материалов за несколько лет эксплуатации данного типа двигателя (или его прототипов), принимается за априорную вероятность нахождения двигателя в данном состоянии  $P(D_i)$ . Частота встречаемости каждого признака во всех исследуемых состояниях, полученная аналогичным образом, принимается в качестве его вероятности  $P(K_j)$  и приводится в последней строчке таблицы. Все остальные графы заполняются частотой встречаемости признаков при различных

Условие обозначения неисправности	Неисправное состояние ГТД	Контролируемые функциональные параметры (признаки) "К <sub>к</sub> "														P(D <sub>i</sub> ) находящаяся вероятность в данном состоянии			
		Завышение или занижение оборотов n <sub>н</sub>	Качество масла	Температура T <sub>4</sub>	Давление топлива	Выброс масла из линии сублимования	Выброс масла из линии надува уплотнений	Легкость ручной прокрутки	Нехарактерный шум при прокрутке	Уровень вибрации	Температура масла на выходе	Дым в кабине пилота	Дымление из сопла	Давление масла	Изменение давления P <sub>лк</sub>		Выхлоп пламени при запуске	Изменение параметров работы	Изменение уровня собственной частоты детали
D <sub>1</sub>	Горячее зависание двигателя на запуске	1	0	1	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	1	0	0,001
D <sub>2</sub>	Разрушение топливного коллектора ОКС	1	0	1	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	1	1	0,04
D <sub>3</sub>	Забойны на рабочих лопатках ротора вентилятора	1	0	1	0	0	0	0	1	1	0	0	0	0	0	0	1	1	0,07
D <sub>4</sub>	Забойны на рабочих лопатках ротора газогенератора	1	0	0	0	0	0	1	1	1	0	0	0	0	0	0	1	1	0,06
D <sub>5</sub>	Обрыв рабочей лопатки турбины высокого давления	1	0	1	0	0	0	1	1	1	0	0	0	0	0	0	1	1	0,002
D <sub>6</sub>	Обрыв рабочей лопатки турбины низкого давления	1	0	1	0	0	0	1	1	1	0	0	0	0	0	0	1	1	0,001
D <sub>7</sub>	Прогар входных кромок рабочих лопаток турбины высокого давления	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	1	1	0,004

D <sub>10</sub>	Разрушение подшипника 4 опоры	1	1	0	0	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	0	0	0	0,03
D <sub>11</sub>	Разрушение подшипника 3 опоры	1	1	0	0	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	0	0	1	0,002
D <sub>12</sub>	Выработка графитового уплотнения 5 опоры	0	1	0	0	0	1	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0,08
D <sub>13</sub>	Разрушение графитового уплотнения 4 опоры	0	1	0	0	0	1	1	1	1	1	1	1	1	0	0	0	0	0,008
D <sub>14</sub>	Разрушение графитового уплотнения 3 опоры.	1	1	0	0	1	1	1	1	1	1	1	1	1	0	0	0	1	0,002
D <sub>15</sub>	Не герметичность корпуса 2 опоры	0	0	0	0	1	1	0	0	1	1	1	1	1	0	0	0	0	0,009
D <sub>16</sub>	Разрушение валика привода маслоагрегата	0	0	0	0	0	0	1	1	0	1	0	0	1	0	0	0	1	0,003
D <sub>17</sub>	Разрушение подшипника привода маслоагрегата	0	1	0	0	0	0	1	1	1	0	1	0	1	0	0	0	1	0,002
D <sub>18</sub>	Разрушение подшипника ведущей шестерни Ц/привода	1	1	0	0	0	0	1	1	1	0	0	1	0	0	0	1	1	0,002
D <sub>19</sub>	Не запуск двигателя	1	0	1	1	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0,001
D <sub>20</sub>	Запуск двигателя с выбросом пламени	1	0	1	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	0	1	1	0	0,001
Вероятность встречаемости признака		2	5	1	1	4	6	3	2	5	1	1	1	1	2	1	6	5	

состояниях, которую также можно принять за вероятность появления признаков при различных состояниях двигателя  $P(K_j/D_i)$ .

Вероятностный метод такой взаимосвязи состояний и признаков предполагает, что любой признак (параметр) характеризует несколько неисправных состояний, но наиболее характерно он отражает неисправное состояние с наибольшей вероятностью реализации. Вероятностный метод диагностирования для двигателя РД-33 построен на основе алгоритма распознавания (рис. 4), который позволяет на основании анализа распределений состояний и их признаков принимать решение о диагнозе.

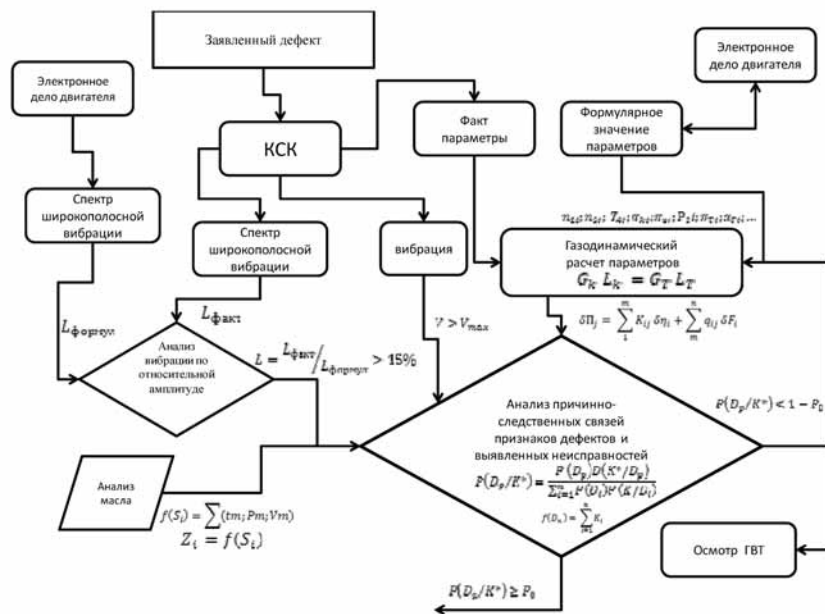


Рис. 4

Построение алгоритма основано на методе Бейеса и его подхода к вероятности появления признаков для распознавания неисправных состояний двигателя в процессе диагностирования.

$$P(D_p / K^*) = \frac{P(D_p)D(K^* / D_p)}{\sum_{i=1}^n P(D_i)P(R / D_i)}$$

где  $P(D_p/K^*)$  — вероятность появления данной реализации комплекса признаков  $K^*$  при  $D_i$ ;  $P(D_i)$  — априорная вероятность рассматриваемого состояния;  $i = 1, 2, \dots, n$  — число диагнозов.

При этом вероятность ближайшего результата диагностирования должна быть не выше  $(1 - P_0)$ , при этом  $P_0 = 0,8$ :

$$P(D_p / K^*) < 1 - P_0.$$

Используя данные диагностической таблицы определяется диагностический вес рассматриваемых признаков состояний и диагностическая ценность обследования по выбранным признакам.

Диагностический вес реализации признака рассматриваемого технического состояния  $D_i$  определяется как:

$$ZD_i(\bar{K}_j^*) = ZD_i(K_{js}) - \log \frac{P(D_i / K_{js})}{P(D_i)},$$

где  $P(D_i/K_{js})$  — вероятность появления рассматриваемого состояния  $D_i$  при условии, что признак  $K_j$  получит значение  $K_{js}$

$$P(D_i)P(K_{js} / D_i) = P(K_{is})P(D_i / K_{is})$$

Используя из теории вероятности равенство  $P(D_i)P(K_{js} / D_i) = P(K_{is})P(D_i / K_{is})$  можно определить вид определения диагностического веса реализации признака:

$$ZD_i(K_{js}) = \log \frac{P(K_{is} / D_i)}{P(K_{is})}.$$

По этой формуле можно произвести расчет диагностических весов реализаций всех выбранных двухразрядных признаков по возможным состояниям. Из анализа таблицы для каждого состоя-

ния можно определить, по каким признакам обследование имеет наибольшую диагностическую ценность. Соответственно, из дальнейшего анализа можно исключить обследование по признакам, имеющим небольшую диагностическую ценность.

**4. Алгоритм принятия решения по ремонту в условиях ТЭЧ или региональных ЦВИД с формированием необходимого комплекта технологической документации, формирования комплекта запасных частей с учетом предупредительного ремонта**

При переходе к эксплуатации по техническому состоянию авиационного двигателя остается необходимость определения ресурсов заменяемых при отказах его агрегатов, которые в процессе эксплуатации имеют возрастающую интенсивность отказов, т.е. имеющие наработку на отказ меньшую, чем у всего двигателя.

Так как доступ к этим агрегатам возможен только при разборке двигателя, то они зависимы по времени обслуживания.

В зарубежной практике эксплуатации авиационных двигателей существует одна из форм технического обслуживания — «обслуживание при случае», т.е. при выполнении определенных работ по ТО (например, при устранении отказов авиационной техники) оказывается целесообразным заменить и некоторые еще исправные агрегаты или сборочные единицы, имеющие ресурс меньше ресурса двигателя (стареющие), или вероятность отказа, рассчитанная по теории вероятности как наработка на отказ, не соответствует межремонтному ресурсу двигателя.

$$P = \frac{\sum_{N=i}^{N=i} T_i}{N_i}$$

Обоснование таких замен основывается только на опыте специалистов по ТО. При принятии оптимального решения на примере необходимости замены двух  $n = 2$  сборочных единиц в процессе ремонта по устранению неисправности возможны следующие решения: А; Б;

В. Области принятия оптимальных решений указаны на рисунке 5 на примере замены двух сборочных единиц — САТНД и лопатки РКТВД при выполнении локального ремонта двигателя РД-33. Если в момент контроля наработка сборочной единицы «Q» (лопатки ТВД) и второй «D» (САТНД) превышает установленную наработку на отказ, то необходимо заменить обе сборочные единицы несмотря на то, что они исправны (области принятия решений Б, В). Если к моменту контроля, или при выполнении локального ремонта отказала вторая сборочная единица «D» при наработке лежащей в области принятия решений «А», то первая сборочная единица «Q» замене не подлежит, а заменяется только вторая. При внезапном отказе сборочной единицы с  $\lambda = \text{const}$ , если его устранение требует разборки двигателя, то в момент контроля при достижении наработки на отказ сборочных единиц, принимается решение о замене не отказавших стареющих сборочных единиц двигателя на основании упомянутой выше общей схемы решений. Изложенный подход, связанный с решением задачи методом стохастического динамического программирования, может быть положен в основу планирования текущих ремонтов авиационных двигателей с повышенной интенсивностью отказов по вычисляемым оптимальным наработкам (ресурсам) при

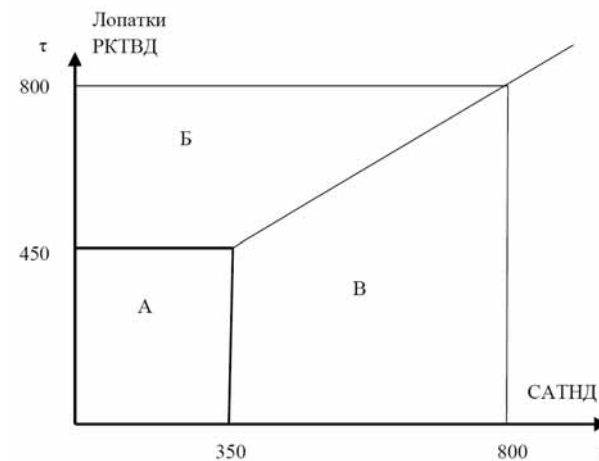


Рис. 5

организации эксплуатации двигателей по техническому состоянию.

Алгоритм принятия решения и выдача рекомендаций по выполнению ремонта представлен на рисунке 6. При организации и назначении ремонта в условиях территориального центра ТО и Р (ЦВИД) авиадвигателей необходимо принять обоснованное решение о локализации тех или иных работ и о назначении рационального уровня ремонтных мощностей по каждому виду выполняемых работ.

Некоторые технологии (например, методы напыления покрытий лопаток турбин) могут быть уникальными и реализуются лишь на предприятиях-изготовителях, владеющих данной технологией. Виды выполняемых центром работ или непосредственно на месте базирования, могут быть определены исключительно на основе моделей эксплуатации авиадвигателей. В большинстве случаев стратегия эксплуатации допускает разборку авиадвигателя на функциональные модули (например, вентилятор, ступени компрессора и турбин, коробки приводов агрегатов, реактивное сопло и т.п.) и независимое восстановление отдельных модулей.

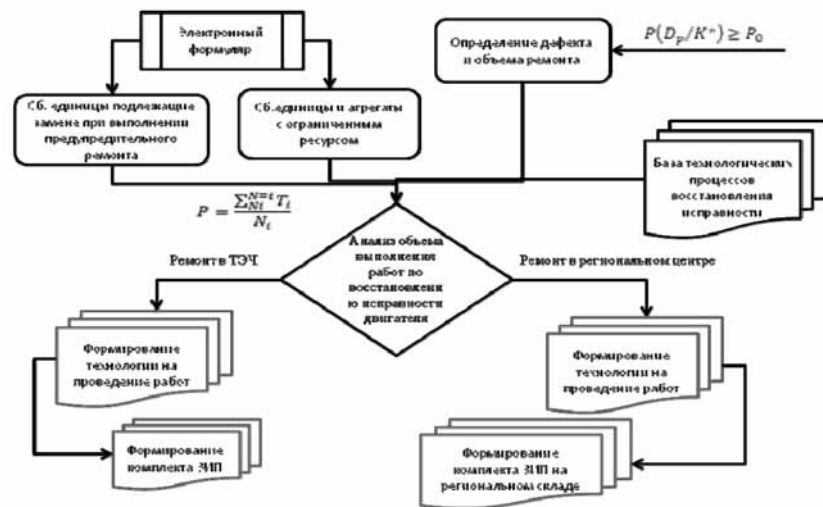


Рис. 6

При этом модули одного вида должны быть абсолютно взаимозаменяемы и должны использоваться в составе любого авиадвигателя данного типа. При этом технологии восстановления исправности должны обеспечивать восстановление двигателя в кратчайшие сроки и с заданным требованием надежности. Наиболее эффективная реализация технологии восстановления может быть основана на модульном принципе конструирования. На месте базирования целесообразно выполнять замену легко заменяемых модулей, а также замену деталей в целях восстановления исправности двигателя, в региональных центрах должна производиться замена модулей без его восстановления. Если для каких-либо компонентов переменные затраты и время ремонта в территориальном центре выше, чем цена и время ремонта на предприятии-изготовителе (с учетом транспортировки), выполнение локального и предупредительного ремонта однозначно нецелесообразно. Наиболее обоснована локализация ремонта тех элементов авиадвигателей, для которых, по сравнению с другими элементами существует высокая интенсивность поступления в ремонт как по причине выработки ресурса отдельных модулей, так и отказов — например, лопатки вентилятора и первых ступеней компрессора из-за повреждения при попадании посторонних предметов, прогара лопаток сопловых аппаратов турбины, повреждение рабочих лопаток турбины.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Н.Н.Сиротин, А.С. Новиков, А.Г. Пайкин, А.Н.Сиротин // Основы конструирования производства и эксплуатации авиационных газотурбинных двигателей и энергетических установок в системе calx технологий. Книга 1. Конструкция и прочность ГТД и ЭУ. Москва. Наука 2011г. с. 1300
2. А. С. Новиков, А. Г. Пайкин, Н. Н. Сиротин // Контроль и диагностика технического состояния газотурбинных двигателей. Москва, Наука, 2007 г. с. 472
3. И. М. Ахматов, В.Д. Коковин, В. В. Семенин // Электронный формуляр авиа двигателя. Что это такое и зачем? Журнал «Двигатель» №5 2008г
4. Ахмедзянов А.М., Дубравский Н.Г., Тунаков А.П. // Диагностика ВРД по термогазодинамическим параметрам. М. Машиностроение, 1983г., с.206
5. Барзилович Е.Ю. Савенков М.В. // Статистические методы оценки состояния авиационной техники. М. Транспорт, 1987г., с. 240

6. Биргер И.А. //Техническая диагностика. М. Машиностроение, 1978 г. с. 251

7. Виноградов В.Ю. // Диагностика состояния газотурбинных двигателей в условиях аэродромного базирования. Авиационная техника. 2000 г., № 2, с. 32–34.

8. Дорошко СМ. // Контроль и диагностирование технического состояния газотурбинных двигателей по вибрационным параметрам. М. Транспорт, 1984г., с. 128

9. Епишев Н.И., Кажаяев В.П. // Вероятностное разделение множественных неисправностей ГТД по термогазодинамическим параметрам Вибрационная прочность двигателей и систем летательных аппаратов. Сборник научных трудов. Куйбышев. КуАИ, 1989г. с. 32–37.

10. Епишев Н.И., Кочуров В.А. //Метод поузловой диагностики проточной части при ограниченном объеме информации Вибрационная прочность двигателей и систем летательных аппаратов. Сборник научных трудов. Куйбышев. КуАИ, 1987г. с. 69–74.

11. Ермаков Г.И. //Диагностирование технического состояния авиационных двигателей путем анализа работающего масла Возд. трансп.: Обзорная информация. М. ЦНТИ ГА, 1985г., с. 42

12. Кеба И.В. //Диагностика авиационных газотурбинных двигателей. М. Транспорт, 1980г., с.248

13. Лозицкий Л.П., Янко А.К., Лапшов В.Ф. // Оценка технического состояния авиационных ГТД. М. Транспорт, 1982г., с. 160.

14. Люлько В.И. //Эксплуатация авиационных двигателей по техническому состоянию. М. МГУ, 2002г., с.376

15. Сиротин Н.Н., Коровкин Ю.М. // Техническая диагностика авиационных газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1979г., с. 272

16. Системы контроля состояния и продления срока службы авиационных двигателей. Возд. трансп.:Э-И.Зарубежн. опыт. М.: ЦНТИ ГА, N4,1989г., с. 8–12.

17. Смирнов Н.Н., Ицкович А.А. // Обслуживание и ремонт авиационной техники по состоянию. М. Транспорт, 1980г., с. 232.

18. П.П.Пархоменко, В.Е.Абрамчук и др. // Технические средства диагностирования: Справочник М. Машиностроение, 1989г., с. 672.

19. Тимошенко О.И., Тунаков А.П., Хамзин А.С. // Алгоритм технической диагностики ГТД по термогазодинамическим параметрам при стендовых испытаниях. Методы и средства машинной диагностики ГТД и их элементов. Тезисы докладов Всесоюз. науч.-тех. конф., Харьков. ХАИ, 1983г., с. 42–43.

*А.Н. Королев, Э.Л., Симкин, Т.А. Семенова*

ОАО «Конструкторско-производственное предприятие «Авиамотор», Казань

## **АВТОМАТИЗИРОВАННЫЙ КОНТРОЛЬ ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ ДВИГАТЕЛЕЙ НК-8-2У В ЭКСПЛУАТАЦИИ**

*Условные обозначения*

$G_T$  — часовой расход топлива, кг/ч

$n_{нд}$  — частота вращения ротора низкого давления, об/мин

$n_{вд}$  — частота вращения ротора высокого давления, об/мин

$H$  — высота, м

$G_R$  — удельный расход топлива, кг/(кгс × ч)

$P_n$  — давление, мм рт.ст

$t_n$  — температура атмосферного воздуха, °С

$t_6^*$  — полная температура газов за турбиной двигателя, °С

$V_{но}$  — виброскорость по передней опоре, мм/с

$V_{зо}$  — виброскорость по задней опоре, мм/с

$V_б$  — базовое значение, мм/с

$V_о$  — опорное значение, мм/с

$V_n$  — начальное (исходное) значение, мм/с

$\alpha_{руд}$  — положение рычага управления двигателем, град

### **Введение**

Высокий ресурс современных авиационных ГТД и их эксплуатация по техническому состоянию (ТС) требуют постоянного контроля состояния ГТД в процессе эксплуатации.

Эффективным методом контроля ТС ГТД в эксплуатации является контроль параметров ГТД при наземном опробовании, выполняемом на периодических формах ТО самолета [1], а также оперативный параметрический контроль по информации, регистрируемой борт-инженером в полете. Необходимость контроля параметров ГТД в процессе эксплуатации обусловлена следующими факторами [2]:

— изменением характеристик двигателя и характеристик агрегатов системы автоматического регулирования (САР) с наработкой в эксплуатации;

- заменой в эксплуатации дефектных агрегатов САР и агрегатов, выработавших ресурс;
- изменением компоновки двигателя в эксплуатации;
- влиянием самолетного воздухозаборника на термогазодинамические параметры (ТГДП) двигателя;
- временем выдержки двигателя на режиме.

Воздействие любого из указанных эксплуатационных факторов приводит к отклонению характеристик двигателя от исходного уровня, вследствие чего могут быть не обеспечены тяговые характеристики двигателя на таких основных этапах полета как взлет, набор высоты и посадка (с включенным реверсом тяги).

Для обеспечения основных параметров двигателя в нормах технических условий (ТУ) в течение назначенного ресурса равно как и для выработки двигателем назначенного ресурса необходима периодическая оценка и регулировка параметров двигателя в процессе эксплуатации с учетом фактического изменения его характеристик и характеристик агрегатов САР при данной наработке [3].

Использование полетной параметрической информации позволяет, помимо оперативного контроля ТС двигателя, снизить расход топлива и ресурса при наземном опробовании двигателя за счет исключения режимов взлетного и номинального. Оценка ТГДП на этих режимах может быть произведена по полетной информации [4].

Существенно важной составляющей оценки ТС двигателя является его вибросостояние, оценка которого производится по полетной и наземной информации [5].

Большой объем и сложность алгоритмов оценки параметров, регистрируемых в полете и при наземном опробовании, необходимость оперативной оценки ТС двигателя требуют автоматизации процессов контроля ТС ГТД.

В настоящей статье на основе опыта эксплуатации высокоресурсного ТРДД НК-8-2У используются автоматизированные методы контроля его ТС по параметрической наземной и полетной информации, разработанные ОАО КПП «Авиамотор» [6].

## **Параметрический контроль и регулировка ГТД при наземном опробовании**

Влияние эксплуатационных факторов на характеристики двигателя.

### *Влияние наработки на характеристики двигателя и агрегатов САР*

Характеристики двигателя с наработкой изменяются в результате непрерывного износа деталей в процессе эксплуатации. Для двигателей большого ресурса изменение характеристик составляет существенные величины. Статистический анализ влияния наработки выявил увеличение с наработкой скольжения роторов, температуры газов за турбиной  $t_6^*$ ; удельного расхода топлива ( $C_R$ ) и снижение тяги ( $R$ ). Увеличение скольжения роторов приводит к изменению программы регулирования на взлетном режиме, снижению температуры  $t_n$ , при которой начинается ограничение режима по  $n_{вд\ max}$ , и, как следствие, в зоне ограничения  $n_{вд\ max}$  снижение тяги (~ на 3... 5 %).

С наработкой в эксплуатации характеристики агрегатов САР также смещаются от исходного уровня. Наиболее существенно изменяется с наработкой характеристика центробежного регулятора частоты вращения  $n_{вд} = f(\alpha_{руд})$ , что приводит к изменению значения  $n_{вд\ max}$  при постоянном значении  $\alpha_{руд}$  на взлетном режиме. Таким образом, с наработкой в эксплуатации происходит неадекватное как по знаку, так и по величине смещение характеристик двигателя и агрегатов САР, приводящее к разрегулировке двигателя. Вследствие этого возникают функциональные дефекты двигателя, а именно:

несоответствие фактических значений тяги по режимам заявленным ТУ значениям;

недобор тяги на режимах номинальном и взлетном, увеличение значений  $n_{вд\ max}$  и  $t_6^*_{\ max}$ , определяющих ресурс и надежность двигателя.

К этому же приводит и замена в процессе эксплуатации агрегатов САР по дефектам или вследствие выработки ими ресурса.



### *Влияние компоновки на характеристики двигателя*

В процессе эксплуатации нередки случаи изменения компоновки двигателя (замены реактивного сопла на реверс тяги или наоборот) при перестановке двигателя с одной силовой установки (СУ) на другую. (Двигатели НК-8-2У эксплуатируются на самолете ТУ-154 на первой и третьей СУ в компоновке с реверсом тяги, а на второй СУ — в компоновке с реактивным соплом). Изменение компоновки двигателя приводит к изменению его дроссельных характеристик (ДХ) и, соответственно, значений ТГДП на взлетном режиме. Изменение ДХ при постановке реверса тяги обусловлено потерями полного давления и утечек воздуха в реактивном насадке через щели между створками реверса.

### *Влияние времени выдержки двигателя на режиме*

Условия работы двигателя на СУ самолета при наземном опробовании отличаются от условий работы на стенде временем выдержки на режиме перед регистрацией ТГДП. При стендовых испытаниях регистрация ТГДП производится на третьей... пятой минуте работы на режиме, а при наземном опробовании — на первой минуте. По данным экспериментальных стендовых испытаний двигателя определено различие в значениях ТГДП, регистрируемых на первой и третьей минутах работы двигателя на взлетном режиме под контролем соответствующего ведущего регулятора (ВР), составляющее:

при  $G_T = \text{const}$ :  $\Delta R = -100$  кгс,  $\Delta n_{\text{вд}} = 20$  об/мин,  $\Delta t_6^* = 0$  °С;  
 $\Delta n_{\text{нд}} = -30$  об/мин;

при  $n_{\text{вд}} = \text{const}$ :  $\Delta R = 300$  кгс,  $\Delta G_T = 300$  кг/час,  $\Delta t_6^* = 17$  °С;  
 $\Delta n_{\text{нд}} = -30$  об/мин.

Указанное изменение ТГДП обусловлено несинхронностью прогрева статора и ротора двигателя, приводящей к увеличению радиальных зазоров по рабочим лопаткам компрессора и турбины при выводе двигателя на режим.

### *Влияние самолетного воздухозаборника на ТГДП двигателя*

Влияние воздухозаборников (центрального для 2 СУ и боковых для 1 и 3 СУ) самолета ТУ-154 на ТГДП двигателя различно

из-за их разной конфигурации. Центральный воздухозаборник имеет искривленный вход, вследствие чего потери полного давления в нем больше, чем в боковых воздухозаборниках. При постановке двигателя на СУ его ТГДП изменяются следующим образом (при  $n_{\text{нд}} = \text{Const}$ ):

— на 2 СУ:  $\delta R = -2,1$  %,  $\delta C_R = 2,1$  %,  $\delta t_6^* = 0,72$  %;

— на 1 и 3 СУ:  $\delta R = -0,3$  %,  $\delta C_R = 0,3$  %,  $\delta t_6^* = 0$  %;

### *Автоматизированная оценка и регулировка двигателя при наземном опробовании*

Оценка и регулировка характеристик двигателя и агрегатов САР производится по специальной методике по результатам наземного опробования, выполняемого по заданному регламенту. Методика предусматривает регулировку характеристик агрегатов САР на требуемый уровень в зависимости от текущего уровня характеристик двигателя.

Из-за отсутствия непосредственного измерения тяги двигателя на самолете тяга определяется по  $n_{\text{нд}}$  соответствующего режима по ДХ, построенной в приведенных к стандартной атмосфере (СА  $t_n = 15$  °С,  $P_n = 760$  мм рт ст.) параметрах, полученных при наземном опробовании двигателя, и скорректированной на изменение компоновки двигателя и на изменение тяги при данной наработке. Погрешность такой косвенной оценки тяги не превышает 0,5... 1 %, что подтверждено результатами проверочных стендовых испытаний двигателей после отработки ими ресурса в эксплуатации.

Из-за низкой точности измерения часового расхода топлива  $G_T$  штатным самолетным прибором его величина оценивается факультативно. Оценка  $C_R$  производится аналогично оценке тяги коррекцией на изменение компоновки двигателя с учетом средне-статистического изменения  $C_R$  при данной наработке.

Оценка характеристики  $n_{\text{вд}} = f(\alpha_{\text{руд}})$  ЦБР производится с использованием значений  $n_{\text{вд}}$  и  $\alpha_{\text{руд}}$ , регистрируемых на крейсерском режиме полета (ведущий регулятор — ЦБР). Величина  $n_{\text{вд max}}$  определяется по характеристике  $n_{\text{вд}} = f(\alpha_{\text{руд}})$  по значению  $\alpha_{\text{руд}}$  на упоре «взлет» агрегата.

Опробование двигателя с целью имитации условий реального взлета самолета выполняется по следующему регламенту. Перед выводом на взлетный режим двигатель прогревается на режимах малого газа (МГ) и 0,7 номинального в течение двух минут на каждом режиме. Затем измеряются ТГДП на режимах взлетном и номинальном при времени выдержки двигателя в течение 30 с на каждом режиме.

Измеренные на взлетном и номинальном режимах ТГДП приводятся к СА и, после проверки их достоверности сравнением отклонений  $\Delta П$  ТГДП на этих режимах (при  $n_{нд} = \text{const}$ ) от исходной ДХ, полученной на ПСИ, по ним строится текущая ДХ (ТДХ) эквидистантно исходной ДХ.

По построенной ТДХ  $n_{вд} = f(n_{нд})$  определяется необходимость регулировки скольжения роторов и его требуемый уровень с учетом снижения тяги при высоком уровне скольжения роторов и возможного снижения запасов устойчивой работы двигателя при низком уровне скольжения роторов. Затем регулируется характеристика  $n_{вд} = f(\alpha_{руд})$  с учетом фактического уровня скольжения роторов и определяется требуемый уровень настройки ЦБР на взлетном режиме  $n_{вд \max}^{TP}$  с учетом фактических уровней скольжения роторов и характеристики  $n_{вд} = f(\alpha_{руд})$ . Значение  $n_{вд \max}^{TP}$  регулируется положением упора «взлет» РУД.

Для оценки тяги на взлетном режиме при СА рассчитывается с помощью «нормальных» коэффициентов по измеренному значению  $n_{нд}$  «нормальное» значение  $n_{нд \text{ норм}}$ , реализуемое при работе двигателя на ограничении  $G_{T \max}$ . Проверяется нахождение  $n_{нд \text{ норм}}$  в диапазоне допустимых значений  $n_{нд}^R \dots n_{нд}^{t_6}$ , соответствующих минимально допустимому по ТУ значению  $R(n_{нд}^R)$  и максимально допустимому по ТУ значению  $t_6^* (n_{нд}^{t_6})$ . При необходимости регулируется требуемое значение  $n_{нд \text{ норм}}$  и по отрегулированному значению  $n_{нд \text{ норм}}$  определяется конкретное значение тяги при СА  $R_{взл}$ .

Для оценки значения тяги на взлетном режиме  $R_{+30}$  при  $t_H = 30^\circ\text{C}$ ,  $P_H = 760$  мм рт ст. необходимо определить ведущий регулятор (ВР), под контролем которого работает двигатель при этих условиях.

ВР определяется по минимальной температуре  $t_H$ , называемой температурой ограничения  $t_{огр}$ , при которой ЦБР ограничивает взлетный режим. Значение  $t_{огр}$  определяется исходя из фактической настройки ЦБР и уровня ТДХ. При  $t_{огр} > 30^\circ\text{C}$ , ВР — ограничитель  $G_{T \max}$ ; при  $t_{огр} < 30^\circ\text{C}$ , ВР — ЦБР.

После определения ВР при  $t_H = 30^\circ\text{C}$ ,  $P_H = 760$  мм рт ст. находится значение тяги  $R_{+30}$  по ТДХ. Это значение  $R_{+30}$  сравнивается с допустимым по ТУ. При несоответствии  $R_{+30}$  норме определяется энерговооруженность самолета, т. е. суммарная тяга ( $n-1$ ) двигателей с наименьшей тягой из  $n$  двигателей, установленных на самолете. В случае соответствия суммарной тяги ТУ эксплуатация двигателя продолжается, в противном случае двигатель может быть для продолжения эксплуатации установлен на другой самолет, на котором обеспечивается требуемая энерговооруженность самолета.

Из-за невозможности опробования двигателя на режиме максимальной обратной тяги в аэродромных условиях, предусмотрена оценка и регулировка максимальной обратной тяги  $R_{обр \max}$  без вывода двигателя на режим обратной максимальной тяги. Оценка значения  $R_{обр \max}$  производится по положению упора РУД на режиме  $R_{обр \max}$  с учетом отклонений фактического уровня скольжения роторов и характеристики  $n_{вд} = f(\alpha_{руд})$  от исходного уровня.

Указанная методика позволила обеспечить требуемые параметры двигателей в течение назначенного ресурса.

### **Сокращенное опробование двигателя на периодических формах технического обслуживания**

Оценка и регулировка параметров при наземном опробовании по методике позволяет обеспечить в норме параметры двигателя в течение не менее 1000 часов наработки, т. е. в интервале эксплуатации двигателя между двумя последовательными формами Ф2 ТО. Вследствие этого может быть сокращена проверка параметров двигателя на формах ФБ и Ф1 ТО, выполняемых, согласно регламента ТО, через 100 и 300 ч наработки. С целью экономии топлива и ре-

сурса опробование на этих формах ТО целесообразно выполнять без вывода двигателя на режимы номинальный и взлетный. На этих режимах оценка параметров производится с использованием полетной информации, регистрируемой на крейсерском режиме полета. Эта информация заносится в «Карту регистрации параметров и наработки двухконтурных двигателей» [5].

Определение значений ТГДП на взлетном и номинальном режимах выполняется следующим образом [4].

Перед началом эксплуатации двигателя производится его базовое опробование (БО) на режимах взлетном и номинальном и по результатам опробования строится базовая ДХ (БДХ) в виде зависимостей  $n_{вд} = f(n_{нд})$ ,  $t_6^* = f(n_{нд})$  и  $n_{вд} = f(\alpha_{руд})$ . По результатам регистрации ТГДП на режиме крейсерского полета в первых 20 полетах после БО определяются исходные значения ТГДП:  $P_{исх}$ ,  $(n_{вд\text{ исх}}, t_6^*_{исх})$  как средние арифметические значения ТГДП, приведенных к СА для  $H = 11$  км,  $M = 0,8$  и  $n_{нд} = idem$ . Далее по результатам регистрации ТГДП в каждом  $i$ -м полете оцениваются отклонения ТГДП  $\Delta P_i$  от исходных значений  $P_{исх}$ . На основании подтвержденного эксплуатационными данными тождества отклонений  $\Delta P_i$  в земных и высотных условиях (от БДХ и исходных значений ТГДП крейсерского полета соответственно) строится ТДХ суммированием значений ТГДП по БДХ (при  $n_{нд} = const$ ) и отклонений  $\Delta P_i$ . По полученной указанным образом ТДХ определяются ТГДП взлетного и номинального режимов, соответствующие атмосферным условиям опробования двигателя.

На взлетном режиме ТГДП определяются по ранее отрегулированному значению  $n_{нд\text{ норм}}$ .

Эти значения ТГДП служат исходными данными для оценки их соответствия ТУ.

### Автоматизация оценки параметров

С целью сокращения времени и трудоемкости работ по оценке и регулировке параметров ГТД, повышения объективности и достоверности оценки параметров разработаны программы ав-

томатизированной оценки параметров двигателя для ПЭВМ, реализующие описанные выше алгоритмы [7]. Программы работают в диалоговом режиме с пользователем. На каждом этапе расчета программа предлагает пользователю ввести необходимые данные, контролирует правильность их ввода и выдает на дисплей результаты расчета. Печать результатов оценки параметров на взлетном и МП режимах по полетной информации производится в виде «Диагностической карты».

### Контроль вибросостояния двигателя

Контроль вибросостояния двигателя в полете осуществляется экипажем на всех режимах полета методом допускового контроля значений параметров по соответствующим указателям, а на крейсерском режиме полета дополнительно введен контроль изменения текущего значения виброскорости по передней опоре  $V_{по}$  относительно ее базового и опорного значений. На крейсерском режиме полета бортинженер регистрирует визуально значения  $V_{по}$  и  $V_{зо}$  в специальную «Карту регистрации текущих и осредненных значений виброскорости по передней опоре» и оценивает изменение  $V_{по}$  по величине отклонений  $V_{по}$  от базового ( $V_6$ ) и опорного ( $V_0$ ) значений, которые указаны в «Карте регистрации виброскорости...».

Базовое  $V_6$  и опорное  $V_0$  значения определяются по регистрируемым значениям  $V_{по}$  на крейсерском режиме полета [6].

**Базовое значение  $V_{по}$**  постоянно в течение всего периода эксплуатации двигателя при неизменности его компоновки и характеризует исходное значение  $V_{по}$  в начале эксплуатации. До выполнения первых пяти полетов  $V_6 = V_{по}$  в первом полете, до выполнения первых 50 полетов  $V_6$  равно среднему арифметическому значению  $V_{по}$  в первых пяти полетах, а после выполнения первых 50 полетов  $V_6$  равно среднему арифметическому значению  $V_{по}$  в этих 50 полетах. Значение  $V_6$  корректируется в следующих случаях: замены колеса 1 ступени КНД, замены виброаппаратуры, перестановки двигателя на другую СУ.

**Опорное значение**  $V_0$  характеризует достигнутое в процессе эксплуатации значение  $V_{по}$  и определяется после выполнения первых пяти полетов. До выполнения Ф1 ТО  $V_0 = V_6 V_0$  корректируется после каждой Ф1, выполняемой с периодичностью 300 час.  $V_0$  равно среднему арифметическому значению  $V_{по}$  в последних 50 полетах перед Ф1.

Отклонения  $\Delta V_0$  характеризуют быстроразвивающиеся (в течение нескольких полетов) процессы разрушения деталей двигателя, а отклонения  $\Delta V_6$  — медленно протекающие процессы износа деталей (в течение сотен и тысяч часов наработки). Таким образом, одновременный контроль отклонений  $\Delta V_0$  и  $\Delta V_6$  позволяет контролировать в полете оба типа процессов изменения вибросостояния двигателя. Измеренные в полете значения  $V_{по}$  и  $V_{зо}$ , а также рассчитанные борт-инженером значения  $\Delta V_0$  и  $\Delta V_6$  передаются наземным службам в базовом аэропорту.

#### *Контроль вибросостояния двигателя в базовом аэропорту*

В базовом аэропорту контролируются расчеты бортинженера в полете, рассчитываются значения  $V_0$  и  $V_6$  и рассчитываются для каждого полета отклонения  $\Delta V_{зо}$  от ее начального (исходного) значения  $V_n$ , которое определяется так же, как и  $V_6$ , но по значениям  $V_{зо}$  в первом полете, а затем в первых пяти полетах. Значение  $\Delta V_{зо}$  в каждом полете не должно превышать 15 мм/с. Значение  $V_n$  корректируется, т. е. заново рассчитывается как для вновь установленного двигателя, в случаях замены виброаппаратуры или перестановки двигателя на другую СУ.

В базовом аэропорту также проверяется наличие замечаний борт-инженера и срабатывание сигнальных табло, фиксируемых МСРП-64, и выполняется статистический анализ значений  $V_{по}$  и  $V_{зо}$ .

Контроль вибросостояния двигателя реализован на ПЭВМ в базовых аэропортах по специальной программе ВД-2У, разработанной ОАО КПП «Авиамотор».

По результатам автоматической обработки полетной и наземной информации выдаются информационные (ИС) и диагностические сообщения (ДС), содержащие информацию о результатах контроля вибросостояния по указанным выше критериям.

## **Вывод**

Опыт эксплуатации двигателей НК-8-2У подтвердил эффективность используемых методов параметрического контроля, позволяющий по полетной информации без опробования двигателя на периодических формах технического обслуживания оценивать параметры двигателя на соответствие техническим условиям, а по результатам наземного опробования поддерживать термогазодинамические параметры в норме в течение всего ресурса эксплуатации двигателей. Осуществляемый контроль вибросостояния позволяет предотвращать разрушение деталей.

## **СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ**

1. Руководство по технической эксплуатации двигателя НК-8-2У. — Предприятие п\я Р-6838, 1973.
2. Анализ причин изменения параметров при установке двигателей на самолет. — Предприятия п/я Р-6838, 1982.
3. Влияние наработки в летной эксплуатации на параметры двигателя п/я Р-6838, 1982.
4. Комплексная оценка и регулировка параметров двигателя в эксплуатации. Методика МТ-0406-87 (2 ред.); Казань: КПБМ, 1990.
5. Контроль параметров номинального и взлетного режимов работы двигателя в эксплуатации с использованием полетной информации. МТ-0300-86 (2 ред.); Казань: КПБМ, 1990.
6. Контроль вибросостояния двигателя НК-8-2У в эксплуатации. Методика МТ-0468-90 (2 ред.); Казань: КПБМ, 1990 г.
7. Бюллетень № 968-БЭ. Двигатели НК-8-2У. Введение автоматизированной оценки параметров по уточненным методикам МТ-0406-87 (2 ред.) и МТ-0300-86 (2 ред.). Казань, 1991.

*А.Н.Королев, Э.Л.Симкин, Т.А.Семенова*

ОАО «Конструкторско-производственное предприятие «Авиамотор»,  
Казань

## **АВТОМАТИЗИРОВАННЫЙ ПАРАМЕТРИЧЕСКИЙ КОНТРОЛЬ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ЭКСПЛУАТИРУЕМОГО ПАРКА ТРДД С ОЦЕНКОЙ ИХ ОСТАТОЧНОГО РЕСУРСА**

### **Введение**

Одним из методов контроля технического состояния (ТС) авиадвигателей в процессе эксплуатации является параметрический контроль. Наиболее эффективен параметрический контроль при использовании автоматических или автоматизированных систем регистрации, обработки и анализа информации.

Используя возможности современной вычислительной техники и оснащенность аэропортов ПЭВМ разработаны автоматизированные системы параметрического контроля ТС ТРДД в процессе эксплуатации по полетной и наземной информации.

### **Контроль технического состояния ТРДД по полетной информации**

Контроль ТС ТРДД по полетной информации производится с помощью автоматизированной системы диагностирования (АСД) «Анализ-86» [1, 2, 3]. АСД «Анализ-86» разработана СНТК им. Н.Д. Кузнецова с участием ОАО КПП «Авиамотор» (методическое обеспечение) и НТЦ «ТЕХКОН» (программное обеспечение).

В качестве исходной информации АСД использует полетную параметрическую информацию, регистрируемую автоматически в течение полета на магнитную ленту (МЛ) МСРП-256. Полетная параметрическая информация содержит разовые сигналы (команды) и аналоговые параметры, которые в виде электрических сигналов автоматически записываются в каждом полете на МЛ МСРП-256. Разовые сигналы регистрируются при их появлении,

а аналоговые параметры — непрерывно в течение всего полета с дискретностью 1 с.

Разовые сигналы, регистрируемые при их появлении, характеризуют обычно срабатывание (или включение) различных систем самолета и ТРДД или появление определенных событий (например, пожар ТРДД), или достижение каким-либо параметром предельного значения. Совокупность всех регистрируемых МСРП-256 в данный момент сигналов и параметров представляет один кадр МСРП-256.

Параметры, регистрируемые МСРП, можно разделить на следующие группы:

- а) параметры, характеризующие условия полета:  $t_{ц}$ ;  $H_6$ ;  $H_T$ ;  $M$ ;  $V_{приб}$ ;  $G_{скв}$ ;
- б) параметры, характеризующие режим работы двигателя:  $\alpha_{руд}$ ;  $\alpha_{рт}$ ;
- в) термогазодинамические параметры (ТГДП) ТРДД:  $n_{нд}$ ;  $n_{вд}$ ;  $t_6^*$ ;  $G_T$ ;  $P_{2вд}^*$ ;
- г) параметры маслосистемы ТРДД:  $P_{м вх}$ ;  $t_{м вх}$ ;  $t_{м вых}$ ;  $V_M$ ;  $P_{со абс}$ ;
- д) параметры, характеризующие вибросостояние ТРДД:  $V_{30}$ ;  $V_{по}$ .

Номенклатура регистрируемых сигналов и параметров характеризует ТС как проточной части двигателя, так и его систем: топливной, электронной, маслосистемы, а также вибросостояние двигателя.

Автоматическая обработка полетной информации и контроль ТС двигателя осуществляется следующим образом. После полета в базовом аэропорту МЛ вводится в специальное согласующее устройство, электрически связанное с ПЭВМ. В согласующем устройстве происходит считывание с МЛ параметрической информации и преобразование ее в цифровые коды, передаваемые в ПЭВМ. ПЭВМ по заданным алгоритмам производит обработку цифровой информации и оценку ТС двигателя. По результатам обработки полетной параметрической информации ПЭВМ выдает соответствующие диагностические сообщения (ДС).

Обработка полетной информации по каждому полету производится после каждого возвращения самолета в базовый аэро-

порт [3]. При большой интенсивности полетов (более 10 полетов в сутки) обработка и анализ информации производится с периодичностью 10 +5 ч. налета. При этом обработке подлежит каждый последний полет этой периодичности, а также полет с максимальной  $t_1^* > 18$  °С если в последнем полете  $t_1^* < 18$  °С. Если продолжительность рейса превышает емкость накопителей МСРП-256, то в рейсе производится замена накопителей для сохранения всей полетной информации.

Выпуск самолета в очередной рейс производится после обработки и анализа информации за исключением некоторых случаев, обусловленных большой продолжительностью рейсов или их большой интенсивностью.

#### *Признаки режимов работы двигателя и этапов полета*

Оценка параметров при наземной обработке МЛ МСРП-256 на ПЭВМ производится только на заданных режимах работы двигателя и полета самолета, выбранных из условий обеспечения эффективного контроля параметров ТРДД и его систем. Для отыскания заданных режимов в программу введены признаки начала и конца обработки информации на заданном режиме по наличию определенных сигналов и значений параметров двигателя.

#### *Задачи, решаемые АСД «Анализ-86»*

Комплекс программ АСД «Анализ-86» осуществляет решение на ПЭВМ ряда задач, обеспечивающих оценку ТС двигателя и его систем. Каждая из задач предназначена для контроля определенных параметров, характеризующих ТС двигателя, кроме задачи «Контроль исходных данных». По этой задаче контролируется достоверность вводимых в ПЭВМ оператором исходных данных каждого экземпляра ТРДД.

В задаче «Контроль сигналов, предельных значений и стационарности параметров маслосистемы и вибросостояния» осуществляется контроль аварийных сигналов или предельных значений параметров, свидетельствующих о критическом или опасном ТС двигателя.

В задаче «Оценка тяги двигателя на взлетном режиме» осуществляется контроль соответствия значений тяги двигателя на взлетном режиме установленным нормам при конкретных атмосферных условиях взлета самолета и при  $t_1^* = 30$  °С. Тяга оценивается по исходной тяговой характеристике  $R_{пр} = f(n_{пр})$ , полученной на приемо-сдаточном испытании ТРДД и скорректированной на влияние эксплуатационных факторов. В качестве эксплуатационных факторов учитывается недостаточная для стабилизации параметров выдержка параметров на взлетном режиме, влияние отбора воздуха в систему кондиционирования гермокабины (СКВ), изменение характеристик двигателя и агрегатов системы автоматического регулирования (САР) с наработкой в эксплуатации.

В задаче «Суммарный запас тяги» осуществляется контроль соответствия значений суммарной тяги трех двигателей (из четырех, установленных на самолете Ил-86), имеющих наименьшую тягу на взлетном режиме, установленным нормам при конкретных атмосферных условиях взлета самолета и при  $t_1^* = 30$  °С. Решение этой и предыдущей задач непосредственно связано с безопасностью полетов.

В задаче «Оперативный контроль состояния ГВТ» контролируется различие в значениях параметров двигателей попарно (крайних двигателей, установленных на первой и четвертой силовых установках (СУ) и внутренних двигателей, установленных на второй и третьей СУ). Контроль производится на крейсерском режиме полета.

В задачах «Контроль скольжения роторов двигателя» и «Контроль ГВТ на МП режиме» контролируется изменение дроссельных характеристик (ДХ) двигателя относительно их исходного уровня. При контроле учитывается различие в характере протекания ДХ в земных статических условиях и на МП режиме в условиях набора высоты, определяемое для каждого двигателя индивидуально по данным первых 10 полетов.

В задаче «Локализация неисправностей ГВТ» на основе анализа изменения ДХ определяется наиболее вероятный узел проточной части, изменение характеристик которого является причиной изменения ДХ.

В задачах «Контроль САР на взлете», «Контроль САР на режиме малого газа», «Контроль САР на МП режиме», высотной настройки ЭРО, сигнала ЭСУД «Номинал», «Контроль САР на режиме обратной тяги» и «Контроль срабатывания КПВ и РНА» контролируется соответствие фактических настроек агрегатов САР требуемым значениям, определяемым с учетом изменения ДХ.

В задаче «Контроль маслосистемы и вибросостояния» контролируется уровень и изменение относительно исходного уровня параметров маслосистемы и вибросостояния двигателя (тренд параметров с наработкой). Контроль выполняется на всех установленных режимах полета.

#### *Представление результатов решения задач*

Помимо выдачи ДС по результатам решения указанных задач комплекс программ АСД обеспечивает возможность вывода по запросу эксперта на дисплей и, соответственно, на печать следующей информации:

физических значений параметров и условий полета на заданном участке полета с дискретностью 1 с;

таблиц значений параметров, соответствующих выданному ДС.

Номенклатура решаемых задач полностью обеспечивает контроль ТС двигателя и его систем.

#### *Анализ результатов решения задач и принятие решений*

Работы по анализу информации и принятию решения выполняются специальной группой анализа в составе лабораторий диагностики (ЛД) авиационно-технической базы (АТБ) по разработанной ОАО КПП «Авиамотор» методике анализа результатов обработки информации и принятия решений [4]. В методике [4] по каждому ДС приведены соответствующие рекомендации и алгоритмы анализа информации и принятия решений.

При отсутствии ДС о несоответствии параметров заданным пределам принимается решение о продолжении эксплуатации двигателя. При наличии ДС о несоответствии параметров груп-

па анализа в соответствии с методикой [4] разрабатывает рекомендации о проведении необходимых работ по регулировке двигателя или по отысканию и устранению неисправностей ТРДД, или о порядке его дальнейшей эксплуатации, или съеме с эксплуатации. При проведении анализа информации и разработке рекомендаций используется полетная и наземная информация, содержащаяся в базе данных (БД) АСД, которая выводится на дисплей и печать по запросу эксперта. Анализ результатов обработки информации включает контроль достоверности ДС по физическим значениям параметров и их выборкам, а также на основании анализа взаимосвязи значений параметров или их отклонений между собой и взаимосвязи их с условиями полета. При этом учитывается взаимосвязь между ТГДП и параметрами САР, между параметрами маслосистемы и вибросостояния двигателя.

По каждому ДС решение принимается в обязательном порядке. В отдельных случаях возможна эксплуатация двигателя «под особым контролем». При эксплуатации «под особым контролем» обработка полетной информации и назначенные специальные работы должны выполняться после каждого возвращения самолета в базовый аэропорт. После пяти полетов решение о порядке продолжения эксплуатации принимает экспертная группа.

Процессы анализа результатов обработки информации и принятия решений автоматизированы в системе «Эксперт-86» [5], которая автоматически использует полетную информацию, обработанную АСД «Анализ-86».

В особо сложных случаях результаты обработки АСД «Анализ-86» полетной информации передаются в Диагностический Центр (ДЦ) ОАО КПП «Авиамотор». ОАО КПП «Авиамотор» на основании проведенного анализа передает эксплуатанту рекомендации о возможности и порядке дальнейшей эксплуатации двигателя.

Авиакомпании передают по электронной почте в ДЦ ОАО КПП «Авиамотор» результаты обработки полетной информации на взлетном режиме при каждом взлете самолета [6, 7]. Эта информация содержит следующие данные: № двигателя; № борта;

№ СУ; номер и дату рейса; время работы двигателя на взлетном режиме; температуру и давление воздуха на входе в двигатель  $t_I^*$  и  $P_I^*$ ; частоты вращения роторов низкого и высокого давления  $n_{вд}$  и  $n_{нд}$ , температуру газов за турбиной  $t_6^*$ ; часовой расход топлива  $G_T$ .

#### *Выявление неисправностей по данным АСД «Анализ-86»*

Регистрируемая в полетах параметрическая информация, обрабатываемая АСД «Анализ-86», позволяет отрабатывать критерии выявления отдельных неисправностей эксплуатируемых двигателей. В качестве примера можно привести контроль обрыва бандажной полки РЛ первой ступени турбины. Обрыв бандажной полки РЛ первой ступени турбины приводит к повреждению лопаток второй и третьей ступеней турбины и, при несвоевременном обнаружении повреждений лопаток, к разрушению турбины. Обрыв бандажной полки РЛ в эксплуатации контролируется по скачкообразному изменению ТГДП:  $n_{нд}$ ,  $n_{вд}$ ,  $t_6^*$ ,  $G_T$  и виброскорости по задней опоре  $V_{зо}$  при выдаче АСД «Анализ-86» по результатам обработки информации одного полета не менее двух ДС об изменении ТГДП сверх установленных норм [8].

#### **Контроль технического состояния двигателей по наземной информации**

Другим направлением параметрического контроля ТС ТРДД является оценка параметров по результатам периодического наземного опробования, выполняемого по специальному регламенту, обеспечивающему измерение ТГДП в условиях, близких к условиям испытаний ТРДД на стенде [9]. Такой регламент опробования позволяет оценить изменение характеристик ТРДД и агрегатов САР с наработкой в эксплуатации, а также оценить соответствие параметров нормам ТУ и определить требуемые регулировки агрегатов САР с учетом изменения характеристик двигателя.

Оценка и регулировка параметров двигателя по результатам наземного опробования производится по разработанным ОАО КПП «Авиамотор» методике [10] и реализующей ее специальной

программе [11] в базовом аэропорту. В сложных случаях, а также при продлении ресурса или календарного срока службы двигателя, результаты оценки и регулировки параметров передаются в ДЦ ОАО КПП «Авиамотор» для оценки ТС двигателя, проверки обоснованности выполненных регулировок и выработки рекомендаций (с учетом данных АСД «Анализ-86») о возможности и порядке дальнейшей эксплуатации двигателя.

Эксплуатация двигателей НК-86 в виду больших ресурсов производится по техническому состоянию с учетом исчерпания ресурса двигателя по исчерпанию ресурса наиболее нагруженной детали двигателя (рабочей лопатки первой ступени турбины), оценкой эквивалентной наработки лопатки в условиях фактической эксплуатации относительно заданного обобщенного полетного цикла. Учет эквивалентной наработки ведется в часах и циклах [12]. При этом учитывается наработка и состояния лопаток первой ступени турбины при постановке их на двигатель.

Оценка эквивалентной наработки РЛ первой ступени совместно с оценкой технического состояния двигателя по полетной информации, смотровых и регулировочных работ, контроля параметров при наземном опробовании позволяет успешно эксплуатировать двигатели сверх установленного ресурса (до первого капитального ремонта, межремонтного или назначенного).

#### **Вывод**

Опыт безаварийной эксплуатации двигателей НК-86 с 1980 г. подтвердил эффективность используемых методов параметрического контроля ТС двигателей по полетной и наземной информации и может быть использован при оценке тех.состояния других модификаций двигателей.

#### **СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ**

1. Методика контроля технического состояния двигателей НК-86, НК-86А. МО 1.1791 (3 редакция). Самара, СНТК им. Н.Д. Кузнецова, 1991 г.
2. АСД «Анализ-86». Инструкция по эксплуатации: РКИИ ГА, 1986 г.



3. Бюллетень № 215 БЭ. Двигатели НК-86. Оценка технического состояния двигателей НК-86, НК-86А с использованием системы АСД «Анализ-86». Казань, КМПО, 1986 г.

4. Анализ информации и принятие решений по результатам обработки полетной информации АСД «Анализ-86». Методика МТ-0487–90. Казань, КПП «Авиамотор», 1990 г.

5. Бюллетень № 317-БЭ. Двигатели НК-86. Ввод в эксплуатацию экспертной системы «Эксперт-86». Казань, КМПО, 1997 г.

6. Инструкция по эксплуатации программы накопления данных ИПС «Анализ-86» для передачи их ОАО КПП «Авиамотор». Санкт-Петербург, ООО НТЦ «ТЕХКОН», 2004 г.

7. Расчет параметров двигателей на взлетном режиме по данным АСД «Анализ-86». Методика МТ-0650–04. Казань, ОАО КПП «Авиамотор», 2004 г.

8. Бюллетень № 351-БЭ. Двигатели НК-86, НК-86А, НК-86РА. Контроль обрыва бандажной полки лопатки первой ступени турбины с использованием АСД «Анализ-86». Казань, КМПО, 2002 г.

9. Проверка и регулировка параметров двигателя в эксплуатации. Методика МТ-0456–90 (2 редакция). Казань, КПП «Авиамотор», 1999 г.

10. Инструкция пользователю к программе СРР-86 «Оценка и регулировка параметров двигателя в эксплуатации» ИН-0220-98. Казань, ОАО КПП «Авиамотор», 1999 г.

11. Бюллетень № 326-БЭ. Двигатели НК-86, НК-86А, НК-86РА. Введение в эксплуатацию 2 редакции методики МТ-0456-90 «Проверка и регулировка параметров двигателя в эксплуатации» и программы СРР.-86 автоматизированной оценки и регулировки параметров двигателя. Казань, КМПО, 2002 г.

12. Двигатель НК-86. Расчет эквивалентной наработки деталей двигателя НК-86. Методика МТ-0273-85. (Утв. Генеральным конструктором, согласована с ЦИАМ. 1985 г.)

## **ЭКОНОМИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ В РАЗРАБОТКЕ И СЕРИЙНОМ ПРОИЗВОДСТВЕ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ**

---

*Т.М. Арефьева*

ОАО «Уфимское моторостроительное производственное объединение»

### **ОСОБЕННОСТИ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ФИНАНСОВОЙ БЕЗОПАСНОСТИ НА ПРЕДПРИЯТИИ**

В статье исследуется понятие «финансовая безопасность предприятия», рассматриваются особенности и элементы системы, функциональные цели и основные составляющие обеспечения финансовой безопасности. Описывается механизм организации финансовой безопасности предприятия, который способствует обеспечению бескризисного развития компании.

Ключевые слова: финансовая безопасность, объект и субъект финансовой безопасности, механизм обеспечения финансовой безопасности.

Финансовая деятельность предприятия во всех ее формах сопряжена с многочисленными рисками, степень влияния которых существенно возрастает в настоящее время. Возрастание влияния финансовых рисков компании на результаты хозяйственной деятельности вызвано нестабильностью внешней среды: экономической ситуации в стране, появлением новых инновационных финансовых инструментов, расширением сферы финансовых отношений, изменчивостью конъюнктуры финансового рынка и рядом других факторов.

В связи с этим особая значимость и актуальность в современной экономике приобретает проблема обеспечения финансовой безопасности предприятий как необходимости стабильной защищенности приоритетных интересов компании в текущем и перспективном периоде от идентифицированных реальных и потенциальных угроз внешнего и внутреннего характера.

В зарубежных странах даже в относительно стабильных экономических условиях субъекты хозяйствования уделяют пристальное внимание вопросам финансовой безопасности. В то же время в российской экономике, где факторы экономической нестабильности и без того усложняют эффективное управление предприятиями, проблемам обеспечения финансовой безопасности уделяется явно недостаточное внимание.

Для начала необходимо определить сущность понятия «финансовая безопасность».

Изучив учебную литературу, материалы периодических изданий можно сделать вывод, что на данный момент отсутствует общепринятое определение категории «финансовая безопасность предприятия», в недостаточной степени изучены факторы, влияющие на обеспечение финансовой безопасности. Понятие «финансовая безопасность» раскрывается как компонент экономической безопасности предприятия и как самостоятельный объект управления.

Понятие «финансовая безопасность» как самостоятельный объект управления является относительно новым. В то же время необходимость комплексного подхода к обеспечению финансовой безопасности предприятия, формирующего защиту его финансовых интересов в процессе развития, обуславливает ее выделение в самостоятельный объект управления в общей системе финансового менеджмента.

Итак, по мнению Р.С. Папехина финансовая безопасность — важная составляющая экономической безопасности предприятия, определяющая предельное состояние финансовой устойчивости, в котором должно находиться предприятия для реализации своей стратегии [2, 15].

И.А. Бланк указывает, что в общем составе элементов экономической безопасности финансовая компонента выступает в роли ведущей в силу основополагающего значения уровня и структуры финансового потенциала предприятия в обеспечении целей его экономического развития [1, 14].

Т. Парфенова характеризует финансовую безопасность как такое состояние финансовой системы предприятия, при котором

возможные угрозы нанесения ущерба его активам, утраты ликвидности, устойчивости и независимости бизнеса, а также прав собственности снижены до приемлемого (нормативного) уровня и поддерживаются на этом либо более низком уровне.

Под системой обеспечения финансовой безопасности предприятия Т. Парфенова понимает совокупность осуществляемого комплекса мер в интересах защиты бизнеса от внутренних и внешних отрицательных финансовых угроз [5].

А.В. Киров предполагает, что сущность финансовой безопасности фирмы — это не только защищенность капитала коммерческих организаций и финансовых институтов, но и их готовность создавать новые механизмы реализации финансовых сделок, защиты прав всех участников финансовых отношений, а также упорядочивать и осуществлять контроль за финансовыми потоками [3, 24].

Таким образом, исходя из многообразия формулировок понятия и обеспечения финансовой безопасности предприятия, где делается акцент на различных существенных, можно сделать вывод, что финансовая безопасность является многоаспектной и сложной экономической категорией и может характеризоваться с разных сторон.

Исследования показывают, что результативность финансовой безопасности предприятия заключается в способности организации самостоятельно разрабатывать и проводить финансовую стратегию в соответствии с целями общей корпоративной стратегии в условиях неопределенной и конкурентной среды. Для обеспечения главного условия финансовой безопасности предприятие должно поддерживать финансовую устойчивость, равновесие, обеспечивать достаточную финансовую независимость предприятия и гибкость при принятии финансовых решений.

Одной из главных особенностей обеспечения финансовой безопасности является характеристика и состояние объекта и субъекта рассматриваемой системы, а также специфические условия внешней среды, выражающиеся в стабильной либо нестабильной экономической обстановке.

Объект и субъект системы обеспечения финансовой безопасности предприятия тесно взаимосвязаны. Объектом системы в целом выступает стабильное финансовое состояние субъекта деятельности в текущем и перспективном периоде. Конкретными же объектами защиты служат финансовые ресурсы. Поскольку объект защиты является сложным, то эффективное обеспечение финансовой безопасности должно основываться на комплексном подходе к управлению этим процессом.

К субъектам относятся лица, которые непосредственно осуществляют деятельность по защите финансовой безопасности данного конкретного объекта.

Необходимость постоянного соблюдения финансовой безопасности предопределяется для каждого субъекта хозяйствования задачей обеспечения стабильности функционирования и достижения основополагающих целей своей деятельности. Уровень безопасности предприятия зависит от того, насколько эффективно его руководство и специалисты будут способны избежать возможных угроз и ликвидировать вредные последствия отдельных отрицательных составляющих внешней и внутренней среды.

К основным функциональным целям обеспечения финансовой безопасности относятся:

- обеспечение высокой финансовой эффективности работы, финансовой стойкости, независимости и конкурентоспособности предприятия;
- предотвращение агентских конфликтов между акционерами, менеджерами и кредиторами по поводу распределения, использования и контроля денежных потоков предприятия;
- оптимальное привлечение и использование различных источников финансирования;
- предотвращение преступлений и административных правонарушений в финансовых правоотношениях;
- обеспечение защиты информации, коммерческой тайны и достижения необходимого уровня информационного обеспечения работы всех подразделений предприятия.

Перечисленные составляющие должны решаться в целях обеспечения безопасного и эффективного функционирования не

только элементов финансовой системы предприятия, но и всех взаимосвязанных с ней элементов управления предприятием.

Одним из наиболее значимых элементов системы финансовой безопасности предприятия является механизм ее обеспечения, который представляет собой совокупность законодательных актов, правовых норм, побудительных мотивов и стимулов, методов, мер, сил и средств, направленных на обеспечение бескризисного финансового развития предприятия. Данный механизм имеет сложную структуру (рис. 1).

Системный подход к формированию механизма обеспечения финансовой безопасности предприятия предполагает, что необходимо учитывать все реальные условия его деятельности, а сам механизм должен иметь четко очерченные элементы, схему их действия и взаимодействия. Структура механизма обеспечения финансовой безопасности предприятия состоит из нескольких блоков, одновременное действие которых призвано обеспечить достаточную для расширенного воспроизводства капитала предприятия прибыль, получаемую в результате соблюдения интересов предприятия, т. е. в результате взаимодействия предприятия с субъектами внешней среды. Механизм обеспечения экономической

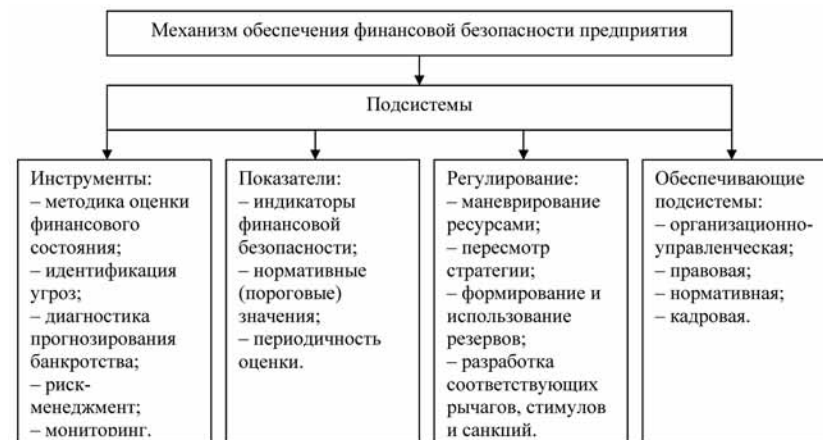


Рис. 1. Механизм обеспечения финансовой безопасности предприятия

ской безопасности предприятия может иметь различную степень структуризации и формализации.

В концепции механизма обеспечения финансовой безопасности предприятия главным требованием является наличие индикативного анализа как метода экономических исследований, суть которого — выявить тенденции и изменения показателей экономической безопасности, их интегрированности в обеспечении экономической стабильности субъекта и его интересов.

Индикаторами финансовой безопасности являются нормативные характеристики и показатели, которые:

- в количественной форме отражают угрозы финансовой безопасности;
- обладают высокой чувствительностью и изменчивостью по отношению к возможным опасностям в связи с изменением экономической ситуации;
- выполняют функции индикаторов не отдельно друг от друга, а лишь в совокупности, т. е. взаимодействуют в достаточно сильной степени.

Для построения механизма обеспечения финансовой безопасности именно третье свойство является самым важным. Взаимодействие индикаторов существует всегда, но только при определенных условиях нарастания угроз он (индикатор) выходит за установленные границы, приобретает экстремальный характер и становится очевидным. Накопление информации о численных параметрах такого взаимодействия необходимо для определения последствий реализации угроз и принятия обоснованных управленческих решений, направленных на снижение их воздействия на финансовую деятельность предприятия.

В систему контролируемых показателей деятельности предприятия включаются специальные индикаторы финансовой безопасности, по изменению которых за определенный период времени осуществляют диагностику и идентификацию финансового состояния предприятия: нормальное, предкризисное, кризисное. Одновременно можно осуществлять прогнозирование банкротства предприятия.

В зависимости от степени изменения индикаторов безопасности относительно их планово-нормативных значений по разным моделям идентифицируется определенное финансовое состояние предприятия, прогнозируются уровни вероятности его банкротства. Результат идентификации финансового состояния имеет принципиальное значение, так как он не только дает обобщающую оценку текущего состояния предприятия, но главным образом указывает на принятие определенного круга управленческих мер в планировании, организации и мотивации.

При обнаружении ранних признаков кризиса вводятся превентивные механизмы, нейтрализующие развитие кризиса и возвращающие предприятие в нормальное финансовое состояние, к которым относят следующие:

- сокращение объема финансовых операций на наиболее рискованных направлениях финансовой деятельности предприятия;
- повышение уровня внутреннего и внешнего страхования финансовых рисков, создающих угрозу кризиса;
- реализация части излишних или неиспользуемых активов предприятия для увеличения ликвидных активов и т. п.

Если в процессе мониторинга и идентификации финансового состояния предприятия диагностируется его предкризисное финансовое состояние, то применяются механизмы противодействия развивающемуся кризису: организационные, корректировка стратегии развития, финансовой стабилизации.

Обеспечение финансовой безопасности предприятия следует рассматривать как непрерывный во времени процесс, который включает системный мониторинг избранных индикаторов, позволяющих дать объективную оценку состояния финансовой безопасности предприятия и применять те или иные механизмы ее обеспечения.

Управленческие решения и инструменты их реализации во многом зависят от текущего состояния всех аспектов деятельности предприятия и результатов прогнозирования вероятности банкротства. Уровень состояния финансовой безопасности определяет выбор соответствующих рычагов управления.

Таким образом, исследование и систематизация информации по вопросу обеспечения финансовой безопасности предприятия позволяет сделать следующие выводы.

Обеспечение финансовой безопасности предприятия характеризуется, во-первых эффективным использованием финансовых ресурсов предприятия, во-вторых сбалансированностью и качеством совокупности финансовых инструментов, технологий и услуг, используемых предприятием, в-третьих устойчивостью к внутренним и внешним угрозам, способностью финансовой системы предприятия обеспечивать реализацию его финансовых интересов, миссии и задач достаточными объемами финансовых ресурсов, в-четвертых способностью обеспечивать развитие этой финансовой системы, которое должно выражаться в лучших показателях ликвидности, платежеспособности, оборачиваемости, рентабельности капитала предприятия.

Одним из наиболее значимых элементов системы финансовой безопасности предприятия является механизм ее обеспечения, особенности функционирования которого заключаются в следующем:

- ему присущ динамизм, постоянное совершенствование;
- он имеет адаптивный характер в соответствии с изменениями внутренней и внешней среды предприятия.

#### БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Бланк, И.А. Управление финансовой безопасностью предприятия // И.А. Бланк. — 2-е изд. — К.: Эльга, 2009. — 776 с.
2. Папехин Р.С. Факторы финансовой устойчивости и безопасности предприятия: Автореф. дис. к.э.н. // Р.С. Папехин. — Волгоград, 2007. — 21 с.
3. Киров А.В. Финансовая безопасность как условие финансовой устойчивости фирмы/А.В. Киров // Финансовый вестник: финансы, налоги, страхование, бухгалтерский учет. — 2010. — № 6. — С. 23–27.
4. Кириченко А.А. Совершенствования управления финансовой безопасностью предприятий в условиях финансового кризиса // Финансовые рынки и ценные бумаги. — 2009. — № 16. — С. 22–28.
5. Парфенова Т. Финансовая безопасность предприятия: системный подход [Электронный ресурс] // Консультант. — 2010. — № 15.

УДК 336.645.2

*Р. Д. Чибисов*

ОАО «Климов», Санкт-Петербург

#### **«ВЫРОВНЕННЫЙ» ЛИНЕЙНЫЙ МЕТОД НАЧИСЛЕНИЯ АМОРТИЗАЦИИ**

В настоящее время мировая экономика переживает сложный переходный период. Многие компании столкнулись с финансовыми затруднениями, преодоление которых возможно исключительно при значительном повышении их конкурентного потенциала, поэтому вопросы учета и оценки капитальных затрат приобретают особую актуальность. В данной статье будет рассмотрен альтернативный вариант начисления амортизации как один из инструментов эффективного управления капитальными вложениями корпорации.

В международных стандартах финансовой отчетности очень большое внимание уделяется качеству информации, представляемой в финансовой отчетности. Такой целевой приоритет во многом объясняет заинтересованность инвесторов в финансовой отчетности, подготовленной в соответствии с МСФО. В то же время требование достоверного и нейтрального отражения финансового положения и финансовых результатов организации может войти в некоторое несоответствие с конкретными задачами финансового менеджмента. Поэтому при выборе метода начисления амортизации возникает противоречие между стремлением предоставить собственникам достоверную, нейтральную и уместную информацию и стремлением использовать учетную политику для достижения определенных целей в отношении финансовых результатов организации. Впрочем, очевидно, что финансовые результаты организации и благосостояние ее собственников зависят главным образом от принимаемых управленческих решений, оценка эффективности которых в первую очередь производится на основании данных финансовой отчетности организации, в то время как достижение определенных показателей с помощью изменений в учетной политике не может рассматриваться как средство укрепления благосостояния собственников в долгосрочной перспективе.

Ускоренное начисление амортизации предполагает достижение определенных целей (формирование налоговой экономии за счет отсроченных платежей, увеличение себестоимости выпускаемой продукции и др.), что снижает нейтральность представляемой информации. В соответствии с п. 60 МСФО (IAS) 16 «используемый метод амортизации должен отражать предполагаемую структуру потребления предприятием будущих экономических выгод», поэтому при условии равномерного потребления предприятием будущих экономических выгод выбор в качестве основного линейного метода начисления амортизации представляется более целесообразным.

В то же время с позиций концепции временной стоимости денег линейный метод начисления амортизации позволяет равномерно переносить капитальные затраты только в номинальном выражении. Очевидно, что при достаточно больших сроках полезного использования объектов основных средств одинаковые амортизационные отчисления на протяжении длительных периодов не могут отражать структуру потребления предприятием экономических выгод, связанных с использованием данного объекта основных средств. В связи с этим в рамках настоящей статьи предлагается рассмотреть возможность применения «выровненного» линейного метода начисления амортизации, суть которого состоит в том, чтобы обеспечить равенство не номинальных величин амортизационных отчислений, а равенство их дисконтированных оценок.

Амортизационные отчисления по объекту основных средств первоначальной стоимостью  $S$  и сроком полезного использования  $n$  лет можно представить в виде ряда  $A_1, A_2, \dots, A_n$ , где  $A_n$  — величина амортизационных отчислений в  $n$ -й год использования актива. Для целей данного примера будем полагать, что ставка дисконтирования  $k$  остается неизменной на протяжении всего срока полезного использования объекта основных средств. Дисконтированные оценки амортизационных отчислений обозначим соответственно  $A_1^d, A_2^d, A_n^d, \dots, A_n^d$  где  $A_n^d$  — дисконтированная оценка величины амортизационных отчислений  $n$ -го года ис-

пользования на момент принятия объекта основных средств к учету.

Тогда,

$$\begin{cases} A_1^d = \frac{A_1}{1+k} \\ A_2^d = \frac{A_2}{(1+k)^2} \\ A_n^d = \frac{A_n}{(1+k)^n} \end{cases} \quad (1)$$

При условии, что должно выполняться равенство дисконтированных оценок будущих амортизационных отчислений и сумма всех амортизационных отчислений соответствует первоначальной стоимости актива получаем систему:

$$\begin{cases} \frac{A_1}{1+k} = \frac{A_n}{(1+k)^2} = \dots = \frac{A_n}{(1+k)^n} = A^d \\ A_1 + A_2 + \dots + A_n = S \end{cases} \quad (2)$$

где  $A^d$  — эквивалентная величина дисконтированных оценок будущих амортизационных отчислений.

Величина  $A^d$  может быть найдена из системы (2) следующим образом:

$$\begin{aligned} A^d(1+k) + A^d(1+k)^2 + \dots + A^d(1+k)^n &= S; \\ A^d(1+k) \left( 1 + (1+k) + (1+k)^2 + \dots + (1+k)^{n-1} \right) &= S; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} A^d(1+k) \frac{1 \cdot (1 - (1+k)^n)}{1 - (1+k)} &= S; \\ A^d &= \frac{kS}{(1+k)((1+k)^n - 1)} \end{aligned} \quad (3)$$

Тогда величина амортизационных отчислений в году  $i$  может быть рассчитана по формуле:

$$A_i = \frac{kS(1+k)^{i-1}}{(1+k)^n - 1}. \quad (4)$$

При применении «выровненного» линейного метода начисления амортизации величина амортизационных отчислений в номинальном выражении существенно возрастает к концу срока полезного использования. Проиллюстрируем это на условном примере. 31 декабря 2011 г. организацией «АВС» принят на учет объект основных средств первоначальной стоимостью 100 млн. руб. Для целей данного примера зафиксируем ставку дисконтирования на уровне 12 % и будем полагать, что ставка дисконтирования остается неизменной на протяжении всего срока полезного использования\*. Исходные данные для расчета амортизационных отчислений сгруппированы в табл. 1.

Таблица 1

**Исходные данные для расчета амортизационных отчислений**

Первоначальная стоимость объекта основных средств, руб.	100 000 000,00
Дата принятия к учету	31.12.2011
Срок полезного использования, лет	20
Норма амортизации (для линейного метода)	5 %
Ставка дисконтирования (годовая)	12 %
Эквивалентная дисконтированная оценка амортизационных отчислений, руб.	1 239 176,79

Сравнение динамики амортизационных отчислений, рассчитанных с помощью линейного метода и с помощью «выровненного»

\* Расчет и обоснование ставки дисконтирования не входит в задачи настоящей статьи и для целей данного примера ставка дисконтирования может быть определена на уровне средних темпов инфляции.

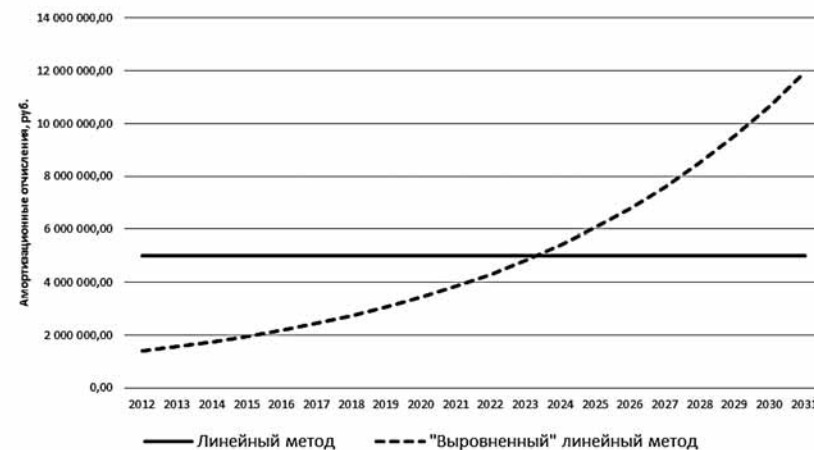


Рис. 1. Сравнение динамики амортизационных отчислений при применении линейного метода и «выровненного» линейного метода

го» линейного метода начисления амортизации, представлено на графике (см. рис. 1).

«Выровненный» линейный метод представляет собой модель замедленного начисления амортизации, которая, очевидно, не является наиболее эффективной для целей налоговой оптимизации, но вместе с тем равномерное распределение амортизационных отчислений исходя из принципа эквивалентности их дисконтированных оценок может в значительной степени повысить достоверность финансовой отчетности организации и эффективность финансового управления в целом.

**ЛИТЕРАТУРА**

1. Корпоративные финансы: Учебник для вузов/Под ред. М. В. Романовского, А. И. Вострокнутовой. Стандарт третьего поколения. — СПб.: Питер, 2011. — 592 с.: ил. — (Серия «Учебник для вузов»).
2. Применение МСФО: в 3 ч./Пер. с англ. — 5-е изд., перераб. и доп. — М.: Юнайтед Пресс, 2010.

Е.Ю. Шестерикова

ОАО «УМПО», Уфа

### МОНИТОРИНГ И РЕГУЛИРОВАНИЕ ЗАКУПОЧНЫХ ЦЕН КАК АСПЕКТ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ФИНАНСОВОЙ БЕЗОПАСНОСТИ ПРЕДПРИЯТИЯ, ОСУЩЕСТВЛЯЮЩЕГО СЕРИЙНОЕ ПРОИЗВОДСТВО АВИАДВИГАТЕЛЕЙ

В данной статье раскрываются основные проблемы, связанные с регулированием цен поставщиков товарно-материальных ценностей, с которыми сталкиваются специалисты предприятий, осуществляющих серийное производство авиадвигателей и возможные пути их решения. Предлагается применять единую формулу ценообразования для поставщиков покупных полуфабрикатов, а также жаропрочных сплавов с целью осуществления наиболее эффективного анализа цен и получения экономии от их снижения.

В современных условиях на предприятии, выпускающем авиадвигатели, все сложнее становится осуществлять регулирование цен поставщиков товарно-материальных ценностей, многие из которых являются монополистами. Постоянная инфляция, рост цен на ресурсы — все это приводит к постоянному росту цен покупаемой продукции и, следовательно, цены выпускаемого изделия. Актуальность темы состоит в необходимости регулирования цен покупаемой продукции для согласования оптимальной для покупателей цены конечного изделия. Для анализа и контроля цен основных поставщиков-монополистов можно применять единую формулу ценообразования, в чем заключается научная новизна исследования. Экономия на одной крупной поставке может составлять от 1 млн. руб. и выше.

В настоящее время перед экономикой стоит проблема выработки нового курса, важнейшим элементом которого является стратегия финансовой безопасности. Это требует последовательной целевой практической работы, направленной на оздоровление экономики и возобновление ее роста. Таким образом, создание концепции системы финансовой безопасности предполагает не только эффективное функционирование самой финансовой

системы, но и обеспечение безопасного функционирования всех элементов финансово-экономического механизма страны [3:128—129 с.].

При формировании цены авиационного двигателя затратным методом — исходя из прямых затрат (себестоимости) и процента прибыли (рентабельности), важную роль играет материальная составляющая — сумма затрат на закупаемые у поставщиков материалы, полуфабрикаты и покупные комплектующие изделия. В среднем в оптовой цене авиадвигателя материальная составляющая занимает около 30–35 % общей стоимости (рис. 1).

Минимизация затрат на материалы играет важную роль для формирования оптимальной оптовой цены. Для этого необходимо осуществлять постоянный мониторинг — систематическое наблюдение и максимально возможное регулирование цен поставщиков. Данная политика является одним из аспектов осуществления финансовой безопасности на предприятии.

В условиях Российской Федерации переход к рынку для многих предприятий сопровождается попаданием в зону хозяйственной неопределенности и повышенного риска. Большинство предприятий впервые встало перед необходимостью объективной оценки

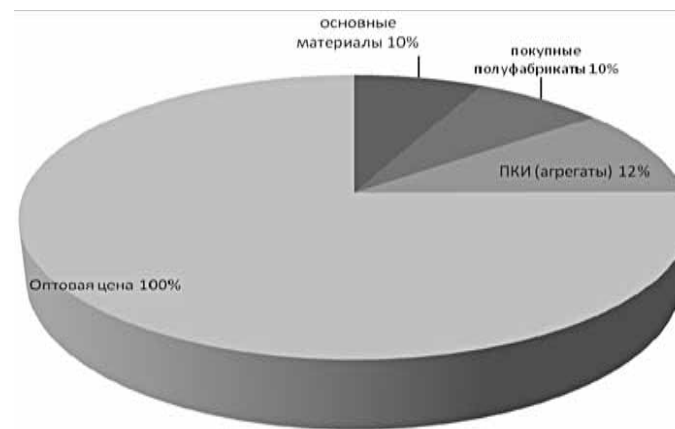


Рис. 1 Структура оптовой цены авиадвигателя в разрезе покупных материалов



финансового состояния, платежеспособности и надежности своих партнеров, постоянного контроля за качеством расчетно-финансовых операций и платежной дисциплины[2; 115–116 с.].

Основными составляющими финансовой безопасности предприятия в современных условиях являются финансовый анализ и финансовый менеджмент, включая финансовое планирование и прогнозирование, бюджетирование, риск-менеджмент, и остальные элементы. Следует особо выделить эффективную политику ценообразования, а также мониторинг и регулирование цен предприятий-поставщиков товарно-материальных ценностей. В настоящее время финансовые риски большинства предприятий находятся на высоком уровне[6; 21–23 с.].

Под процессом обеспечения финансовой составляющей экономической безопасности хозяйствующих субъектов следует понимать совокупность мер, направленных на предотвращение ущерба от негативных воздействий на их экономическую безопасность по различным аспектам финансово-хозяйственной деятельности[7; 13 с.].

Авиационная промышленность как специфический сектор экономики обладает, вне зависимости от национальной или региональной принадлежности, некоторыми общими особенностями, присущими как самой отрасли, так и ее продукции: высокая наукоемкость продукции; высокий уровень специализации отраслевых сегментов; высокая капиталоемкость отрасли, длительный жизненный цикл продукта; высокая длительность разработки и производства продукта; сложность продукции; двойное назначение продукции; сложная организационная структура отрасли.

В современных условиях предприятие, осуществляющее серийное производство авиадвигателей, сталкивается со следующими основными проблемами в области ценовой политики поставщиков: недостаточное государственное регулирование цен на ресурсы, наличие предприятий-монополистов и стран-монополистов, несоответствие официально прогнозируемого курса инфляции реальному. Постоянный рост цен на основные ресурсы, используемые для производства продукции предприятиями I уровня кооперации, приводит к завышению цен конечно-

го изделия. Среди основных поставщиков предприятий в авиадвигателестроении многие являются монополистами, например, поставщики покупных полуфабрикатов, жаропрочных сплавов, таким образом, контроль цен данных производителей является сложным процессом. При формировании цены авиадвигателя на текущий год происходит корректировка на коэффициент инфляции по данным МЭРТ. Как правило, данный коэффициент всегда ниже, чем реальная инфляция по данным Роскомстата[5; 5–8 с.].

Данные проблемы могут иметь следующие пути решения. Усиление государственного регулирования цен на ресурсы. Меры воздействия на производителей со стороны государства могут быть прямыми, т. е. путем установления определенных правил ценообразования, и косвенными, т. е. через финансово-кредитный механизм, оплату труда, налогообложение и т. д. При прямых методах государство непосредственно воздействует на цены путем регламентации их уровня, установления нормативов рентабельности или нормативов элементов, составляющих цену, или другими аналогичными методами. К косвенным методам относятся регулирование учетной ставки процента, налогов, доходов, уровня минимальной заработной платы и др. Методы проявляются в воздействии государства не на сами цены, а на факторы, влияющие на ценообразование, которые носят макроэкономический характер. Оптимальным является гибкое сочетание прямых и косвенных методов [1; 127–128 с.].

Особенно следует остановиться на регулировании цен поставщиков-монополистов. Практически все поставщики покупных полуфабрикатов России являются монополистами. Полуфабрикат— продукт труда, который должен пройти одну или несколько стадий обработки, прежде чем стать готовым изделием. К покупным полуфабрикатам относятся изделия, получаемые в результате производственной кооперации. На машиностроительных заводах к ним относятся отливки, поковки, штамповки, сварные кольца, получаемые со специализированных металлургических предприятий. В цене авиационного двигателя покупные полуфабрикаты имеют значительный удельный вес — от 10 % и выше. Таким образом, оптимальная методика ценообразования на данную про-

дукцию позволяет значительно увеличить экономию и повысить эффективность производства.

В разрезе материальной составляющей покупные полуфабрикаты подразделяются на: 1) изделия из никельсодержащих сплавов(наибольший удельный вес); 2)изделия из титановых сплавов;3)прочие — черные металлы и др.(незначительное количество) — рис. 2.

Полуфабрикаты не являются товаром массового производства, поэтому в Российской Федерации имеется ограниченное количество предприятий-поставщиков данной продукции. Это предприятия — ОАО «Уральская кузница» г. Чебаркуль, ОАО «Русполимет» г. Кулебаки, ОАО «СМК» г. Ступино, ОАО «ВСМПО-АВИСМА» г. Верхняя Салда, ОАО «ВИЛС» г.Москва.

В связи с ограниченным количеством поставщиков при утверждении цен на данную продукцию возникают значительные трудности из-за отсутствия единой методики анализа. Если заготовки поступают не впервые, то можно проанализировать цены, исходя из ранее утвержденных, опираясь на индекс инфляции с периода последней поставки. Если же цена полуфабриката предложена впервые, то при ее анализе возникают сложности.

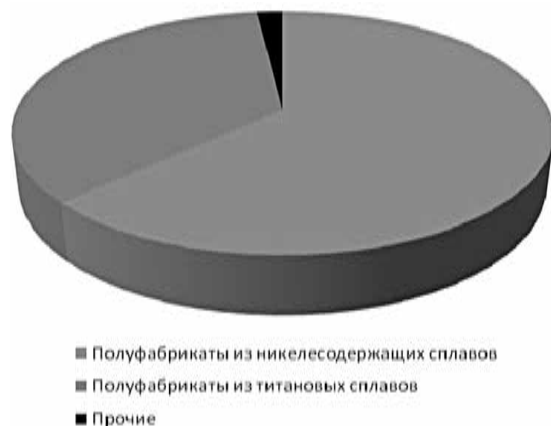


Рис. 2. Структура материальной составляющей по полуфабрикатам

Следует отметить, что важно рассматривать удорожание не заготовки в целом, а сплава, из которого данный полуфабрикат производится. Для никельсодержащих сплавов динамика цен зависит от курса никеля на лондонской бирже металлов(London Metal Exchange) и курса доллара. Это важно учитывать и при формировании цены жаропрочных сплавов. Для заготовок из титановых сплавов цена должна соответствовать изменению курса титана. Утвержденный МЭРТ коэффициент инфляции можно применять не к цене металла, а к стоимости работ по изготовлению заготовки. Рассмотрим рис. 3, на котором показано соотношение динамики цен никеля на LME и первоначальных и окончательно утвержденных цен покупных полуфабрикатов из никельсодержащих сплавов в 2012 г.

Данный график наглядно показывает, что динамика цен никеля и никельсодержащих заготовок с января по апрель 2012 г.

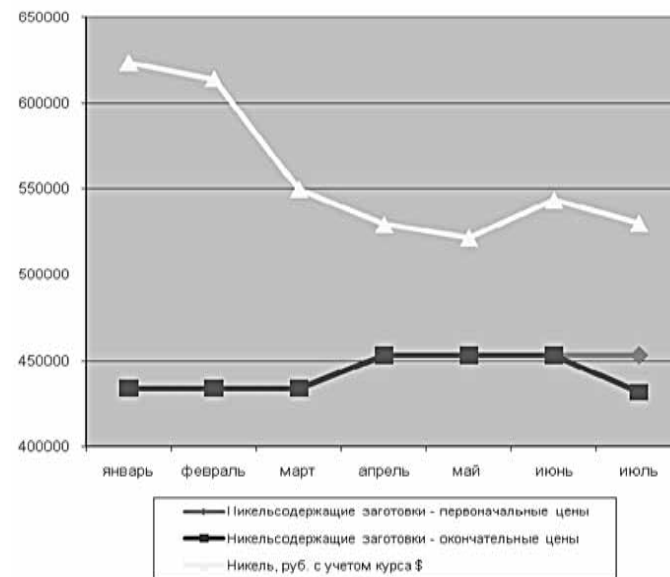


Рис. 3. Сравнение динамики курса никеля по LME и динамики цен никельсодержащих заготовок в 2012 г.

практически не соотносится, начиная с апреля-мая ситуация начинает выравниваться.

Для преодоления трудностей, связанных с анализом цен заготовок, получаемых впервые, можно предложить применение единой формулы ценообразования на покупные полуфабрикаты. Эта формула должна включать в себя:

$$\text{Цена заготовки} = \text{Ц}_{\text{ме}} \cdot \text{В}_{\text{ес}} \cdot \text{ПРМ} \cdot \text{Передел} \cdot \text{Рент} \quad (1)$$

1) **Ц<sub>ме</sub>** — цена исходного металла (покупного или собственного производства). Обычно в цену металла включается инфляция на текущий период. Необходимо также учитывать динамику цен составляющих исходного металла — никеля (на *ЛМЕ* и с учетом курса доллара), титана и пр.;

2) **В<sub>ес</sub>** — вес заготовки;

3) **ПРМ** — плановый расход металла;

4) **Передел** — затраты на передел (зависят от того, является металл покупным или собственного производства).

5) **Рент** — рентабельность (рассчитывается в процентах от передела).

Формула представлена в общем виде, для каждого предприятия-поставщика покупных полуфабрикатов она может иметь индивидуальные особенности. Например, необходимо будет учитывать объем заказываемой партии, термообработку, механическую обработку, процент содержания никеля и т. д.

Данная формула может быть применима как для анализа цен заготовок, получаемых впервые, так и для регулярно закупаемых полуфабрикатов для серийного производства авиадвигателей.

Экономический эффект применения единой формулы индивидуален для каждого предприятия и изделия, но, т. к. в любом случае покупные полуфабрикаты являются дорогостоящим товаром, стоимость которого может составлять от нескольких тысяч руб. до миллиона, снижение цен заготовок даже на 1–2 % повлечет за собой экономию с партии более 1 млн. руб.

**Вывод.** В данной статье рассмотрены основные проблемы, связанные с регулированием цен поставщиков материалов, полуфабрикатов и покупных комплектующих изделий, возникающие

на предприятиях, осуществляющих серийное производство авиадвигателей.

Эффективная политика регулирования цен поставщиков является составляющей обеспечения финансовой безопасности предприятия. В настоящее время финансовые риски большинства предприятий находятся на высоком уровне. Под процессом обеспечения финансовой составляющей экономической безопасности хозяйствующих субъектов следует понимать совокупность мер, направленных на предотвращение ущерба от негативных воздействий на их экономическую безопасность по различным аспектам финансово-хозяйственной деятельности.

В современных условиях предприятие, осуществляющее серийное производство авиадвигателей, сталкивается со следующими основными проблемами в области ценовой политики поставщиков: недостаточное государственное регулирование цен на ресурсы, наличие предприятий-монополистов и стран-монополистов, несоответствие официально прогнозируемого курса инфляции реально существующему.

Данные проблемы могут иметь следующие пути решения: усиление государственного регулирования поставщиков ресурсов, применение единой формулы ценообразования для поставщиков-монополистов, использование опубликованных данных Роскомстата вместо прогнозных.

При анализе цен покупных полуфабрикатов важно рассматривать удорожание не заготовки в целом, а сплава, из которого данный полуфабрикат производится. Для никельсодержащих сплавов динамика цен зависит от курса никеля на лондонской бирже металлов (*London Metal Exchange*) и курса доллара. Это важно учитывать и при формировании цены жаропрочных сплавов. Для заготовок из титановых сплавов цена должна соответствовать изменению курса титана. Утвержденный МЭРТ коэффициент инфляции можно применять не к цене металла, а к стоимости работ по изготовлению заготовки.

Предложена единая формула ценообразования для поставщиков покупных полуфабрикатов:  $\text{Ц}_{\text{ме}} \cdot \text{В}_{\text{ес}} \cdot \text{ПРМ} \cdot \text{Передел} \cdot \text{Рент}$ , которая может быть применима как для заготовок, получаемых

впервые, так и для для регулярно закупаемых полуфабрикатов. Снижение цен закупок на 1–2 % повлечет за собой экономию с партии более 1 млн. руб.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. *Маренков Н. Л.* Цены и ценообразование — М.: Финансы и статистика, 2011, — 267 с.
2. *Ковалев В. В., Ковалев Вит. В.* Учет, анализ и финансовый менеджмент: учебно-методическое пособие. — М.: Финансы и статистика, 2011. — 410 с.
3. *Лихачева О. Н.* Финансовое планирование на предприятии: учебное пособие. — М.: Проспект, 2011. — 288 с.
4. *Пещанская И.В.* Финансовый менеджмент: краткосрочная финансовая политика. Учебное пособие для вузов. — М.: Экзамен, 2011. — 254 с.
5. *Герасименко В.В.* Ценовая политика фирмы// Бизнес и банки, №43 — М., 2011 г. — 5–8 с.
6. *Храпкина В.Ю.* Анализ подходов и методов определения финансовой безопасности предприятия // Экономическая безопасность — М., 2010 — 21–28 с.
7. *Папехин, Р.С.* Индикаторы финансовой безопасности предприятий // Взгляд молодых ученых на экономические и финансовые реформы в России:.. — Волгоград: Волгоградское научное изд-во, 2010. — 13–15 с.

## ОПТИМИЗАЦИЯ БИЗНЕС-ПРОЦЕССОВ НА ПРЕДПРИЯТИИ АВИАЦИОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

---

УДК 658.5.011, 658.524, 658.52

*С.И. Минаева*

ОАО «Уфимское моторостроительное  
производственное объединение», Уфа

### ОСОБЕННОСТИ ОРГАНИЗАЦИИ УПРАВЛЕНИЯ ПРОИЗВОДСТВЕННЫМ ПРОЦЕССОМ ВЫПОЛНЕНИЯ КАПИТАЛЬНОГО РЕМОНТА АВИАЦИОННЫХ ГТД НА ПРЕДПРИЯТИЯХ-ИЗГОТОВИТЕЛЯХ

Рассмотрена проблема управления капитальным ремонтом авиационных ГТД, осуществляемого на одних производственных мощностях с серийным производством. Проведен анализ процессов управления серийным производством и капитальным ремонтом авиационных ГТД. Описана автоматизированная информационная система управления ремонтом.

Ключевые слова: управление производством, серийный и единичный типы производств; ремонт ГТД; модели процессов управления производством; автоматизированная информационная система управления ремонтом

#### Введение

Выполнение капитального ремонта занимает важное место в жизненном цикле авиационной техники.

В настоящее время значительная часть капитального ремонта перенесена со специализированных ремонтных предприятий на предприятия, осуществляющие серийное производство авиационной техники.

ОАО «Уфимское моторостроительное производственное объединение» наряду с изготовлением осуществляет выполнение капитального ремонта и послепродажное сервисное обслуживание авиационной продукции.

В современных условиях предприятию, выполняющему капитальный ремонт, приходится находить баланс между удовлетворением требований заказчика по снижению стоимости выполнения капитального ремонта изделий и обеспечения собственной рентабельной работы. Поэтому вопрос управления процессом капитального ремонта является актуальным.

*1. Особенности организации производства при выполнении капитального ремонта на производственных мощностях, осуществляющих серийный выпуск продукции*

В табл. 1 приведены основные этапы выполнения процесса ремонта авиационных газотурбинных двигателей.

Таблица 1

№	Этапы выполнения ремонта изделия
1.	Прием изделия на завод в специализированное подразделение
2.	Передача изделия в сборочный цех. Проведение крупноузловой разборки и первоначальной дефектации в сборочном цехе.
3.	Рассылка узлов изделия по механическим цехам, осуществляющим их ремонт.
4.	Дефектация узлов в механических цехах.
5.	Планирование изготовления ДСЕ на ремонтное изделие взамен забракованных в результате дефектации.
6.	Изготовление ДСЕ на ремонтное изделие (часть процесса серийного производства).

Окончание табл. 1

№	Этапы выполнения ремонта изделия
7.	Ремонт узлов в механических цехах, в т.ч. замена забракованных ДСЕ, и возврат отремонтированных узлов в сборочный цех.
8.	Сборка ремонтного изделия и отправка на испытания.
9.	Испытания ремонтного изделия.
10.	Передача отремонтированного изделия, прошедшего испытания, в специализированное подразделение для отгрузки заказчику.

Для изучения объекта исследования была произведена идентификация типа производства процесса ремонта изделия на предприятии, осуществляющем серийный выпуск изделий.

Для современной организации промышленного производства характерны следующие типы производственных процессов:

- единичное и мелкосерийное производство.
- среднесерийное производство.
- крупносерийное производство.
- массовое производство.

Количественным параметром, оценивающим тип производства, является уровень специализации ( $K$ ), определяемый по формуле:

$$K = \frac{m}{c},$$

где  $m$  — общее количество операций;  $c$  — количество установленного оборудования.

Этот параметр характеризует число операций, закрепленных за единицей технологического оборудования.

В результате расчетов получаем, что основное производство на рассматриваемом машиностроительном предприятии имеет уровень специализации, соответствующий крупносерийному типу производства ( $K = 5,75$ ). Тогда как капитальный ремонт ха-

рактируется уровнем специализации, свойственным единичному производству ( $K = 32,82$ ).

Совмещение серийного производства продукции и выполнение ее капитального ремонта на одних и тех же производственных мощностях накладывает определенные особенности на планирование и управление производственными процессами:

— С точки зрения планирования, ремонтные работы и изготовление новых ДСЕ под ремонт взамен забракованных — спонтанно возникающая в течение периода планирования дополнительная нагрузка на рабочий центр, которую необходимо совмещать с основной нагрузкой по серийному изготовлению.

— Объем затрат на серийное изготовление продукции всегда заранее известен на этапе заключения договора, тогда как объем затрат на ремонт зачастую известен лишь по факту выполнения работ, поэтому актуальным является вопрос прогнозирования затрат на ремонт изделия.

— Для сбора затрат на ремонт по каждому ремонтируемому двигателю процесс учета необходимо организовывать по индивидуальным номерам изделий.

## 2. Задачи управления ремонтом изделий на машиностроительном предприятии

Таким образом, в задаче управления ремонтом авиационных двигателей можно выделить подзадачи:

— управление стоимостью ремонта — прогнозирование себестоимости ремонта изделия на этапе заключения договора;

— оптимизация планирования — 1. планирование ремонтных работ с учетом загруженности рабочих центров; 2. планирование изготовления номенклатуры выпуска новых ДСЕ (деталей, сборочных единиц) вместо забракованных в результате дефектации;

— учет выполняемых работ; учет фактических затрат на ремонт изделия в разрезе рабочих центров и индивидуальных номеров изделий;

— контроль хода выполнения работ по запланированным срокам и анализ фактических затрат на ремонт изделия.

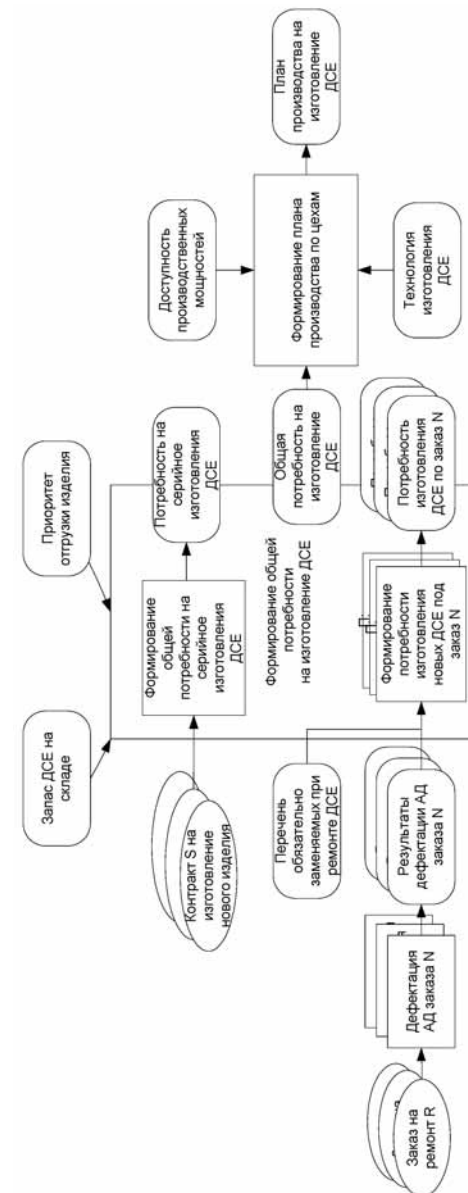


Рис. 2

*3. Решение задач управления ремонтом изделий на предприятии, осуществляющем их серийный выпуск*

Управление двумя различными типами производств на одних производственных мощностях требует разработки специальных бизнес-процессов, обеспечивающих учет особенностей обоих типов производств, и применения корпоративной информационной системы для реализации функций планирования и управления производственным процессом.

Для детального рассмотрения процессов управления основными и ремонтными производствами необходимо построение моделей (схем) в разрезе функций управления: планирование, учет, контроль и анализ, регулирование.

На рис. 3 представлена одна из таких схем — схема планирования производства. Она учитывает потребность в изготовлении изделий на серийное производство и на ремонтируемый двигатель.



Рис. 3

Представленная модель разработана на когнитивном уровне методологии функционального моделирования. Также разработана системная модель, включающая функциональную и информационную модели.

Разработанные модели управления производством, реализованы в виде модуля ERP-системы, используемой на ОАО «УМПО» (Infor ERP LN) «Управление ремонтом изделий». Основными целями разработки и внедрения модуля Infor ERP LN «Управление ремонтом изделий» являлось обеспечение эффективного управления сроками выполнения капитального ремонта и его себестоимостью.

По этой причине, важным звеном в проектировании архитектуры разработанного решения является вопрос информационной интеграции с другими информационными системами, применяемыми на предприятии, поддерживающими функционально смежные бизнес-процессы. На рис. 3 приведена общая схема взаимодействия модуля управления капитальным ремонтом с другими информационными системами, применяемыми в ОАО «УМПО».

На рис. 3 цифрами обозначены информационные потоки автоматизированной системы управления:

1. Нормативная информация о составе ремонтируемого изделия.
2. Информация о забракованных ДСЕ с ремонтного изделия — дополнительная потребность для включения в производственный план.
3. Фактическая информация о трудоемкости выполненных операций в процессе ремонта
4. Информация о списании ДСЕ со складов на ремонт изделия
5. Нормативная информация о стоимости ремонта, изготовления ДСЕ в отчетном периоде.

Разработанный модуль «Управление ремонтом изделий» охватывает следующие функции управления ремонтом:

- нормирование (ведение нормативной информации о ремонте);
- планирование (формирование заявок на включение в план номенклатуры взамен изношенной);
- учет (сбор фактических затрат на ремонт изделия с помощью электронных ордеров на ремонт);
- контроль и анализ (отчетность по затратам).

*4. Расчет экономической эффективности автоматизации*

Проведен расчет экономической эффективности разработки и внедрения модуля АИС «Управление ремонтом изделия», результаты которого приведены в табл. 2.

В результате расчета экономической эффективности проекта можно сделать вывод о целесообразности внедрения модуля управления ремонтом Infor ERP LN.

Таблица 2

**Результаты расчета экономической эффективности внедрения АИС**

Показатель расчетов	Значение
Затраты на создание системы, руб	1743790,39
Текущие затраты на выполнение процесса по базовому варианту, руб	12684918,50
Текущие затраты на выполнение процесса по внедряемому варианту, руб	6496445,17
Ожидаемая условно-годовая экономия, руб	6188473,32
Ожидаемый годовой экономический эффект, руб	5607209,86
Расчетный коэффициент эффективности капитальных вложений	3,55
Расчетный срок окупаемости капитальных вложений, лет	0,28
Чистый дисконтированный доход, руб	13119878,34
Индекс доходности	8,52

Эффект от автоматизации процесса управления ремонтом ожидается не только в уменьшении временных затрат на выполнение процесса, но и в повышении достоверности информации и сокращении времени доступа к ней. Возможность своевременно получать необходимую информацию повысит качество принимаемых решений руководителей высшего звена.

**Выводы**

Разработка и внедрение функционального модуля информационной системы *Infor ERP LN* на основе описанных в статье моделей позволили:

— повысить ритмичность выполнения производственной программы за счет создания контура управления выполнением капитального ремонта и его интеграции с контуром управления серийным производством.

— повысить качество контроля сроков выполнения контрактных обязательств за счет применения автоматизированной системы на всех этапах выполнения капитального ремонта;

— обеспечить контроль себестоимости капитального ремонта изделий за счет сбора данных о фактических затратах в автоматизированном режиме.

— обеспечить оперативное формирование обоснованной коммерческой цены услуги по капитальному ремонту двигателей в контрактах с открытой ценой.

**СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ**

1. *Фатхутдинов Р. А.* Организация производства: Учебник. М.: ИНФРА-М, 2003. 672с.
2. *Туровец О. Г., Родионов В. Б., Бухалков М. И.* Организация производства и управление предприятием, Издательский дом «ИНФРА-М», 2005. 544 с.
3. *Куликов Г. Г., Хабатов А.Н., Речкалов А. В.* Автоматизированное проектирование информационно-управляющих систем. Системное моделирование предметной области. Уфа, 1998. 103 с.
4. *Судов Е. В.* Интегрированная информационная поддержка жизненного цикла машиностроительной продукции. Принципы. Технологии. Методы. Модели. М.: ООО Издательский дом «МВМ», 2003. 264с.
5. *Марка Д., МакГоуэн К.* Методология структурного анализа и проектирования/ Пер.с англ. — М.:МетаТехнология, 1993. 240с.
6. Управление организацией: Учебник/Под ред. А. Г. Поршнева, З. П. Румянцевой, Н. А. Саломатина. М.: ИНФРА-М, 2000. 669 с.



*В.В. Никитин, В.С. Теплов, А.А. Тормышев*

ОАО «УМПО», Уфа

## **АСПЕКТЫ СОЗДАНИЯ НОВОГО ПРОИЗВОДСТВА С ПРИМЕНЕНИЕМ ОРГАНИЗАЦИОННЫХ ИННОВАЦИЙ**

### **Актуальность темы**

В условиях глобализации Россия становится полноправным участником мирового рынка, где происходит международное разделение труда, усиление роли транснациональных компаний, активизация процессов международной кооперации и специализации в сферах производства и НИОКР, формируются интернациональные производственные комплексы и глобальные межфирменные сети. Развитие проектов международной кооперации (ПМК) является наиболее актуальным для нашей промышленности, которая работает в сложных условиях многономенклатурного производства и жесткой конкуренции в секторе высоких технологий (производство авиационных двигателей является самым высокотехнологичным производством в мире). Международная промышленная кооперация не только позволяет получать новые конкурентные преимущества, экономить ресурсы, распределять риски, но и ускоряет продвижение предприятия на новые рынки, создает базу для привлечения инвестиций и освоения передового опыта развития производственной системы между участниками кооперации.[4]

На основе вышеуказанного основной целью развития ПМК является повышение конкурентоспособности продукции и усиление своих конкурентных преимуществ на мировом рынке. Для достижения поставленной цели необходимо выполнение следующих шагов во взаимодействии с успешными участниками мирового рынка:

- 1) субконтрактинг;
- 2) переработка давальческого сырья;
- 3) реализация совместных проектов;
- 4) совместное производство (на основе распределения программ, на основе специализации) в долгосрочной перспективе;

5) подготовка квалифицированных кадров и исследовательского персонала;

6) обмен научно-техническими достижениями, патентами и т. д.;

7) создание совместного предприятия по изготовлению деталей и узлов для авиационных двигателей.[2]

**Проблема.** Однако, в настоящий момент в российской системе управления проектами не существует стройного механизма выбора организационного и производственного типа ПМК, который бы помог избежать ошибок на этапах реализации проектов с учетом практических особенностей в условиях российской промышленности, отличных от зарубежных. Принятый в системе управления проектами свод знаний Project Management Body of Knowledge (PMBOK) также основан на зарубежной теории управления.

**Цель.** Таким образом целью исследования авторов является создание механизма для организации ПМК на базе существующих производственных и организационных структур промышленности России, но в соответствии с международными требованиями (одним из которых, в том числе, является освоение принципов «бережливого производства» и инструмента «точно в срок»), выставляемыми российским компаниям со стороны зарубежных партнеров.

### **План работ по ПМК**

Работы по ПМК подразумевают создание механизма определения формы производственной и организационной структуры проекта с последующим разделением на стадии реализации.

В зависимости от факторов, влияющих на затраты по реализации проекта, предлагается определить механизм организации производственной структуры для рассматриваемого проекта (Схема 1,2). Для решения вопроса о размещении производства или организации специализированного участка предметно ориентированного подразделения необходимо прежде всего учитывать два фактора:

1) Технологическая сложность (технологичность) готовой продукции (например, комплектующие или полуфабрикаты яв-

ляются в большинстве случаев не столь сложными с технологической точки зрения продуктом, сколько агрегат или узел авиационного двигателя);

2) Производственная программа (сумма контракта) и прогнозируемый период времени проекта (с учетом стратегического развития и расширения номенклатуры выпускаемой продукции по проекту).

Чтобы определить производственную структуру сначала необходимо рассмотреть проект с точки зрения технологической сложности готового продукта:

1. В зависимости от технологической сложности (узлы в сборе или просто комплектующие) целесообразно рассматривать возможность организации сквозного производства для полуфабрикатов и комплектующих на основе специализации цехов. При данном варианте затраты на подготовку производства минимальны и не включают затраты на покупку нового оборудования.

2. Однако, необходимо учесть коэффициент загрузки оборудования в цехе, к которому предполагается прикрепление новой номенклатуры. В случае невозможности закрепления номенклатуры за цехом ввиду отсутствия свободных мощностей необходимо рассмотреть два варианта развития проекта. Первый предусматривает покупку оборудования для производства деталей по проекту, второй — создание при многономенклатурном производстве обособленного подразделения. Выбор структуры производства представлен на схеме 2.

При производстве технологически сложных деталей (узлы, агрегаты) в зависимости от производственной программы (суммы контракта) и прогнозируемого периода времени проекта рассматриваются четыре варианта, в зависимости от варибельности вышеуказанных факторов:

I) Если проект международной кооперации (ПМК) предполагает сотрудничество в краткосрочной перспективе, а производственная программа незначительная (определяется экономическими службами объединения), то не имеет целесообразности выделение отдельных производственных мощностей для производства номенклатуры под данный ПМК. То есть данную номен-

клатуру предполагается распределять по цехам в соответствии с их специализацией. Следует учесть, что при данной форме организации проекта возникают сложности в отношении ведения объективного учета затрат. Существующая система учета не позволяет адекватно оценивать себестоимость изделий на уровне управления проектами;

II) В случае проекта, предполагающего по контракту сотрудничество в среднесрочной перспективе и наличие значительных планируемых объемов производства, целесообразна организация участка (ячейки) для производства закрепленной номенклатуры по проекту. В данном варианте возникает необходимость в дополнительных инвестициях в оборудование и подготовку участка (ячейки) помимо затрат на изготовление оснащения, обучения персонала, конструкторско-технологических разработок и др. Положительным моментом в организации отдельного участка, предназначенного для производства заказов для партнеров по кооперации, будет являться упрощение процесса отслеживания производства отдельных партий, сокращение межоперационных пролеживаний и как итог сокращение цикла производства и повышение качества;

III) Третий вариант проектов включает в себя план развития в долгосрочной перспективе, имеет обособленное и замкнутое производство (имеющее на «входе» поток сырья и материалов и обеспечивающее «выход» готовых узлов и агрегатов), но поддерживающие процессы (бухгалтерия, планирование, финансы, снабжение т. п.) остаются за объединением.

IV) Четвертый вариант проектов также рассчитан на долгосрочный план развития и подразумевает освоение производства нескольких семейств деталей для поставки в адрес партнера по ПМК. При таком проекте наиболее целесообразна организация дивизиона, специализирующегося на производстве для ПМК. Такой дивизион (или комплекс) должен представлять собой обособленную бизнес-единицу, имеющую свои подразделения по планированию, ведению учета затрат и т. д. Каждая из этих бизнес-единиц должна отвечать за одно семейство деталей и иметь замкнутый и самодостаточный цикл производства (на примере автаркии). Данный вариант позволит упростить организацион-

ную структуру на уровне управления бизнес-единицей и выявить потери при производстве продукции с целью их устранения;

Основным моментом для всех четырех форм проекта будет являться выстраивание структуры производства на принципах «бережливого производства» с включением в процессы таких инструментов как:

– **КПСЦ** (карта потока создания ценности) — отображение всех процессов и стадий производства, которые добавляют и не добавляют ценности конечному продукту, с целью сокращения процессов не добавляющих ценность;

– **5S** — система организации рабочего места, которая позволяет значительно повысить производительность труда, эффективность и управляемость операционной зоны, улучшить корпоративную культуру и сохранить время;

– **TPM** (всеобщее обслуживание оборудования) — в основном служит улучшению качества оборудования, ориентировано на максимально эффективное использование благодаря всеобщей системе профилактического обслуживания;



Схема 1. Механизм определения производственной и организационной структуры проекта

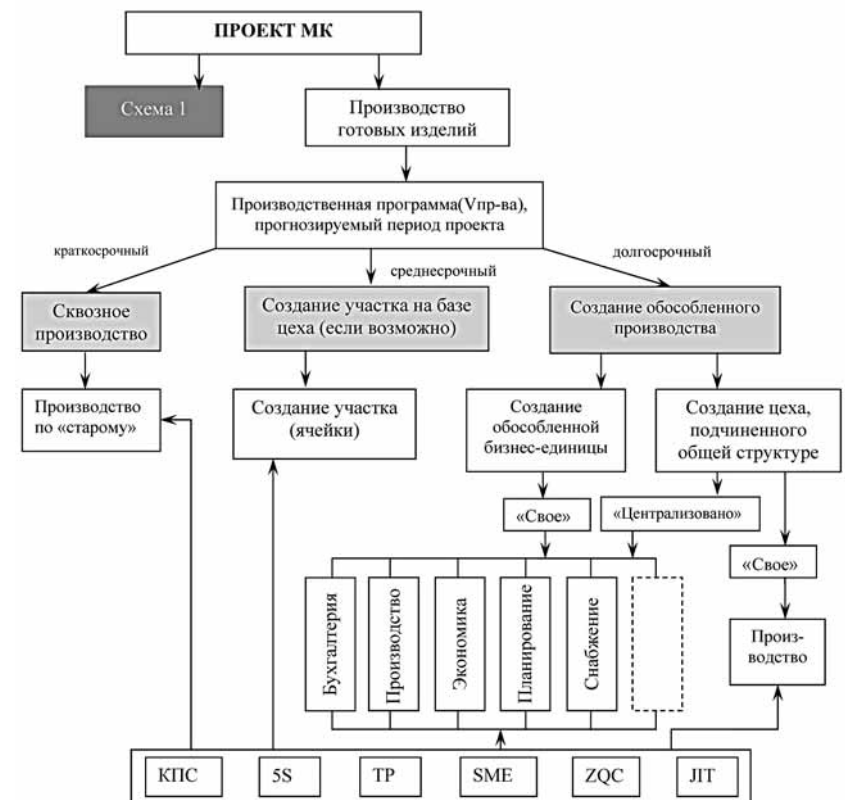


Схема 2. Механизм определения производственной и организационной структуры проекта при производстве готовых изделий

– **SMED** — это набор теоретических и практических методов, которые позволяют сократить время операций наладки и переналадки оборудования до десяти минут;

– **ZQC** — инструмент повышения качества производственного процесса, который используется операторами на своих рабочих местах;

– **JIT** (производство продукции «точно в срок», с использованием инструмента «канбан») — наиболее распространенная

в мире логистическая концепция. Основная идея концепции JIT заключается в следующем: если производственное расписание задано, то можно так организовать движение материальных потоков, что все материалы, компоненты и полуфабрикаты будут поступать в необходимом количестве, в нужное место и точно к назначенному сроку для производства, сборки или реализации готовой продукции. [1]

### Вывод

Данный механизм с практической точки зрения направлен на облегчения в процессе принятия решения об организации производства по ПМК и типу организационной и производственной структуры проекта. То есть определить еще до начала этапа технологической подготовки производства наиболее эффективный тип организации с «вложением» в него принципов «бережливого производства».

С теоретической точки зрения данная работа авторов позволяет выделить и систематизировать тип организации ПМК в зависимости от заданных параметров ПМК, что до настоящего момента в российской системе управления проектами, в том числе на уровне свода знаний РМВОК, не было сделано.

Встраивание «бережливого производства» в проект МК уже на стадии разработки бизнес-плана помогает не только выбрать правильную стратегию развития проекта, но и позволяет уже на стадии его реализации получить следующие преимущества по сравнению с классической системой производства:

— сокращение логистических издержек за счет рационального проектирования производственных участков и корпусов и размещения на них оборудования с учетом организации поточного производства (что позволит сократить лишнюю транспортировку ДСЕ до 15 раз);[6]

— сокращение простоев оборудования за счет организации поточного производства и равномерного выравнивания производства (по различным примерам от 10 до 50 %);

— сокращение цикла производства за счет внедрения системы «точно в срок» на основе канбанов до 2-х раз;

— увеличение производительности оборудования и пропускной способности за счет оптимальной загрузки до 50 % (в том числе и на основе применения теории ограничения системы (ТОС));

— сокращение складских помещений за счет снижения уровня НЗП и запасов до 2-х раз;

— повышение качества выпускаемой продукции;

— более короткие сроки поставки продукции и, как следствие, более высокая удовлетворенность заказчика (партнера).

### БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Джеффри К. Лайкер «Дао Тойота», М. 2006.
2. Грейсон Д. мл., О'Делл К. Американский менеджмент на пороге XXI века: Пер. с англ. М., 2001. С. 20.
3. Там же. С. 42.
4. Попов А.В. «Теория и организация американского менеджмента» М., 2001, С. 14.
5. Тейлор Ф.У. Принципы научного управления, М. 2005 С. 10.
6. Хойер В. Как делать бизнес в Европе. М. 2000. С. 69

*К.В. Пензин*

ОАО «Уфимское моторостроительное производственное объединение»

### АНАЛИЗ МЕТОДОВ ОЦЕНКИ УРОВНЯ ОРГАНИЗАЦИИ ПРОИЗВОДСТВА МАШИНОСТРОИТЕЛЬНОГО ПРЕДПРИЯТИЯ

В статье рассматриваются методы оценки уровня организации производства — комплексного показателя, который характеризует степень совершенства используемых в производственном процессе средств производства, уровень технологических процессов, состояние уровня организации производства и управления, уровень эффективности применяемых методов управления использованием в производстве достижений науки и техники, уровень качества выпускаемой продукции.

Ключевые слова: уровень организации производства, оценка уровня организации производства, коэффициент закрепления операций.

Уровень организации производства — количественная оценка состояния организации на предприятии, в его производственном подразделении (цехе, участке, отделении). Уровень организации

производства на предприятии характеризуется степенью совершенства используемых в производственном процессе средств производства, уровнем технологических процессов, состоянием уровня организации производства и управления, уровнем эффективности применяемых методов управления использованием в производстве достижений науки и техники, уровнем качества выпускаемой продукции [1].

С подъемом отечественного машиностроения все острее встает задача выбора наиболее эффективного варианта организации производства, относительно которого оценивается любой другой, который бы сводился к установлению наиболее экономичных пропорций в предметах труда, средствах труда и рабочих кадрах рассматриваемых подразделений.

Таким образом, деятельность по совершенствованию организации и планирования производства в определенном временном интервале сводится к установлению, достижению и поддержанию обоснованных пропорций. Речь идет о сочетании во времени и в пространстве эффективных, лучше оптимальных пропорций личных и вещественных компонентов производства: орудий труда, предметов труда и кадров. Тогда главной задачей оперативного управления становится поддержание процесса производства в тех пропорциях, которые были определены его организацией, естественно, при обеспечении установленных сроков выпуска продукции.

Любая методика оценки организации и планирования производства, а также выбора наиболее эффективного уровня должна не только отражать имеющиеся пропорции, но и, что неизмеримо важнее, нацеливать на установление и достижение самых экономичных пропорций в новых условиях, учитывающих изменившиеся параметры продукции и производства.

Рассмотрим, в какой мере существующие подходы к оценке уровня организации производства машиностроительного предприятия удовлетворяют указанным ограничениям.

За последние десятилетия для промышленности различными НИИ, академическими и учебными институтами, предприятиями разработано более 40 методик оценки уровня организации труда и производства. Большинство из них основано на идентич-

ном принципиальном подходе, отдельные методики различаются лишь количеством и содержанием определяемых показателей [2].

В этих методиках много общего и отличаются они, как правило, лишь числом частных показателей, отражающих отдельные стороны производственной деятельности. Однако, есть и принципиальное различие, состоящее в том, что в некоторых методиках предлагается оценивать раздельно уровни организации производства, труда и управления, а затем на основе показателей, характеризующих эти уровни, определять результирующий показатель организационного уровня; в других же методиках этот показатель определяется непосредственно на основе совокупности частных показателей, отражающих как организацию производства, так и организацию труда.

Для всех этих методик характерно то, что все частные показатели (а также, соответственно, и результирующий) изменяются в пределах от 0 до 1. Такой подход правомерен, так как абсолютные показатели несопоставимы.

Имеет достаточно широкое распространение оценка организационно-технического уровня, которая отражает совокупное состояние техники, технологии и организации производства. Не возражая в принципе против такой комплексной оценки следует сказать, что она не должна заменять оценку состояния отдельных сторон производства — техническую и организационную. Как уже отмечалось эти стороны хотя и находятся во взаимосвязи, но в то же время имеют значительную степень самостоятельности и, чтобы управлять уровнем каждой из них, необходима их раздельная оценка.

Несмотря на наличие большого числа методик по оценке уровня организации производства их применение на предприятиях очень ограничено. Это вызвано рядом причин, основной из которых является то, что показатель уровня организации производства не входит в число показателей, обязательных для статистической отчетности, и поэтому не планируется на предприятиях. Другая причина заключается в сложности расчета некоторых частных показателей, что приводит к увеличению объема работ экономических служб. Использование этого показателя в практи-

ческой деятельности сдерживается также тем, что он недостаточно согласуется с основными технико-экономическими показателями деятельности производственных подразделений предприятий.

Широкое использование этих методик в практической деятельности сдерживается наличием серьезных недостатков. Эти недостатки сводятся к следующему:

— без четкого разграничения причинно-следственных связей большое число показателей затрудняет их интегрирование в один определяющий, по которому, согласно ГОСТ 15467–79, может быть принято решение об оценке качества организации производства. Сведение большого количества показателей, например 17 по методике ОАО «Сатурн», имеющих различное влияние на производство, в один среднеарифметический необоснованно. Представляется недостаточно убедительным использовать среднюю геометрическую систему балльных оценок и др. Отсутствие учета относительной важности каждого из частных показателей (через коэффициенты относительной важности) приводит к тому, что их изменение на одну и ту же величину приводит к одинаковому воздействию на результирующий показатель, хотя при этом воздействие их на основные технико-экономические показатели может существенно различаться. Определенный выход из создавшегося положения найден в работе Езерского П.П. [3], где предложена постановка проблемы, но не разработан практически приемлемый способ установления оптимальных вариантов организации производства; при выборе частных показателей не всегда соблюдается принцип причинно-следственной связи. Так, например, в методике ВНИИО-чермета [4] среди частных показателей фигурируют коэффициент выполнения профилемарочного графика и коэффициент выполнения заказов. Несомненно, что выполнение заказов является следствием выполнения профилемарочного графика. Поэтому нет необходимости включать одновременно оба этих показателя.

— серьезным недостатком является отсутствие эталонных значений, как частных, так и результирующего показателей. Допустим, получили коэффициент уровня организации производства, равный 0,8. Но хорошо это или плохо? Данную цифру

не с чем сравнивать. Действительно, если мы можем и должны стремиться к достижению максимального значения (оно равно единице) таких показателей как коэффициент ритмичности, коэффициент выполнения заказов, то для таких показателей, как коэффициент использования средств труда, коэффициент специализации, максимально достижимые значения являются неопределенными. Можно лишь сказать, что достигнуть единицы для этих коэффициентов невозможно. Это обстоятельство не позволяет с полной определенностью судить об экономическом содержании величины коэффициента уровня организации производства и о величине резервов повышения уровня организации производства.

— основным недостатком методик является то, что все частные показатели считаются равнонаправленными, т. е. считается, что можно одновременно достигнуть максимального значения этих показателей. Однако, как уже отмечалось ранее, такие показатели как коэффициент использования средств труда и коэффициент непрерывности движения предметов труда находятся между собой в обратно пропорциональной зависимости: увеличение первого приводит к снижению второго и наоборот.

— общий недостаток методик заключается в том, что они направлены на оценку уровня организации производства во время эксплуатации производственных систем и не обеспечивают решение этой задачи на стадии проектирования. Наиболее показательна и интересна, поскольку дает представление о современном западном подходе к оценке уровня организации производства — методика расчета показателя ОЕЕ (Overall Equipment Effectiveness) или общая эффективность оборудования. Факторы ОЕЕ включают в себя три критерия эффективности: доступность (Availability, A); производительность (Performance, P); качество (Quality, Q). Анализ эффективности берет начало с общего времени работы предприятия (Plant Operating Time, POT) и времени плановых остановок (Planned Shut Down, PSD), т. е. времени, которое необходимо исключить из анализа эффективности, поскольку производство в этот момент невозможно. Разница между общим временем работы предприятия и временем плановых остановок

называется планируемым производственным временем (Planned Production Time, PPT):

$$PPT = POT - PSD. \quad (1)$$

ОЕЕ рассчитывается от планируемого производственного времени и позволяет анализировать потери времени с целью их уменьшения или устранения. Существуют три основные категории потерь: потери на остановки (Down Time Loss, DTL), потери в скорости (Speed Loss, SL) и потери в качестве (Quality Loss, QL).

Критерий доступности анализирует потери на остановки (DTL), включающие в себя любые внеплановые остановки, как-то: поломки и отказы оборудования, остановки из-за дефицита сырья или отсутствия места для складирования. Время переходов также входит в ОЕЕ-анализ, так как оно является одной из форм простоя. Хотя время перехода невозможно устранить, в большинстве случаев оно может быть сокращено. Рабочее время, оставшееся после учета остановок, называется операционным временем (Operating Time, OT):

$$OT = PPT - DTL. \quad (2)$$

Расчет критерия доступности:

$$A = OT/PPT. \quad (3)$$

Критерий производительности учитывает потери в скорости (SL), которые включают в себя все факторы, вызывающие снижение рабочей скорости оборудования по сравнению с максимальной возможной. Примеры включают износ машин, использование некачественных материалов, неправильная подача, неэффективные действия оператора. Рабочее время, оставшееся после учета потерь в скорости, называется чистым операционным временем (Net Operating Time, NOT).

$$NOT = OT - SL = PPT - DTL - SL. \quad (4)$$

Расчет критерия производительности:

$$P = ICT/(OT/TP) \text{ или } P = (TP/OT)/IRR, \quad (5)$$

где ICT — Идеальное время цикла (Ideal Cycle Time) — теоретическое минимальное время, необходимое для выпуска единицы

продукции; IRR — Идеальная норма производства (Ideal Run Rate) — теоретически максимальное количество продукции, производимое в единицу времени — величина обратная ICT; TP — Выпуск продукции (Total Pieces) — фактическое количество единиц продукции, выпущенное за операционное время OT.

Критерий качества учитывает потери в качестве (QL), которые включают в себя производство несоответствующей стандартам продукции. Рабочее время, оставшееся после учета потерь в качестве, называется чистым производительным временем (Fully Productive Time, FPT).

$$\begin{aligned} FPT &= NOT - QL = OT - SL - QL = \\ &= PPT - DTL - SL - QL. \end{aligned} \quad (6)$$

Расчет критерия качества:

$$Q = GP/TP, \quad (7)$$

где GP — Выпуск годной продукции (Good Pieces) — фактическое количество единиц годной продукции, выпущенное за операционное время OT.

Расчет ОЕЕ производится следующим образом [5]:

$$OEE = A \cdot P \cdot Q. \quad (8)$$

Расчет критерия производительности:

$$P = ICT / (OT/TP) \text{ или } P = (TP/OT) / IRR, \quad (9)$$

где ICT — Идеальное время цикла (Ideal Cycle Time) — теоретическое минимальное время, необходимое для выпуска единицы продукции; IRR — Идеальная норма производства (Ideal Run Rate) — теоретически максимальное количество продукции, производимое в единицу времени — величина обратная ICT; TP — Выпуск продукции (Total Pieces) — фактическое количество единиц продукции, выпущенное за операционное время OT.

$$\begin{aligned} FPT &= NOT - QL = OT - SL - QL = \\ &= PPT - DTL - SL - QL. \end{aligned} \quad (10)$$

Расчет критерия качества:

$$Q = GP / TP, \quad (11)$$

где GP — Выпуск годной продукции (Good Pieces) — фактическое количество единиц годной продукции, выпущенное за операционное время OT.

Расчет ОЕЕ производится следующим образом [5]:

$$ОЕЕ = A \cdot P \cdot Q. \quad (12)$$

Таким образом, отмеченные недостатки свидетельствуют о невысокой научной обоснованности указанных методик и снижают их практическую значимость.

В настоящее время в научно-технической литературе, посвященной решению рассматриваемой задачи, представлены методики плановой экономики. Очевидно, в отсутствии непосредственной связи с затратами производства кроется самый серьезный недостаток существующих методик.

Результаты деятельности производственных подразделений оцениваются по степени выполнения плановых технико-экономических показателей (объем производства, себестоимость, производительность труда и др.). Отсутствует при этом показатель, который оценивал бы использование потенциальных возможностей данного подразделения при существующей технике, технологии. Таким показателем может быть показатель уровня организации производства. Разумеется, такой показатель должен объективно отражать степень согласованности элементов производства, а поэтому должен быть всесторонне обоснован.

Решающая роль в процессе производства принадлежит субъективному (личному) фактору, т. е. трудовой деятельности человека. Вещественные факторы производства (предметы труда и средства труда) благодаря этой деятельности приходят в движение. Следовательно, показатели организации производства в первую очередь должны определять пропорции в личных факторах производства и во взаимосвязи с ними в вещественных. В основу должен быть положен определяющий (ключевой) показатель, который характеризует, во-первых, использование кадров, во-вторых, предметов и средств труда, в-третьих, качество организации производства. Этот показатель требуется непосредственно увязать с показателем

чистого дисконтированного дохода, устанавливая по его максимуму, и он должен предопределять количественные величины остальных параметров, т. е. систему нормативов эффективной организации производства, с разных сторон характеризующих такое сложное понятие, как организация производства.

Из перечня требований, которым должен удовлетворять показатель, принципиально отличный от интегральных показателей любых видов, логически вытекает, что он, во-первых, должен быть объективно присущ машиностроению и, во-вторых, отражать наиболее общие свойства и связи при производстве продукции.

С позиций, рассмотренных выше, этот показатель должен характеризовать внутреннее единство атрибутивного, предметного и функционального понимания организации производственной системы, ее статики и динамики, т. е. быть непосредственно связан с системой планирования. В такой постановке можно утверждать, что данный показатель отражает важнейшие аспекты организации производства, базирующиеся на общетеоретическом понимании ее сущности с учетом конкретных особенностей, присущих организации и планированию производства вообще и машиностроительного в частности. Искомым показателем, например, может быть такой, который характеризует частоту смены операций на рабочих местах, т. е. время непрерывной занятости рабочих выполнением одной или совокупностью схожих операций. Количественной метрикой этого показателя выступает т.н. коэффициент закрепления операций, сущность и значимость которого всесторонне исследованы в работах [6, 7, 8].

Накопленный опыт в области оценки уровня организации производства показывает, что в каждой из систем показателей присутствует показатель  $K_{з.о.}$  либо близкий к нему по смыслу. Это подтверждает целесообразность его применения в качестве одного из основных.

В работе [9] определяют сущность внутрипроизводственной специализации количеством работ, закрепленных за каждым участником производства и количеством переналадок приходящихся на единицу оборудования. И далее рассматривают специализацию прежде всего как систему мер, направленных на сокращение разнообразия работ, выполняемых на каждом рабочем



месте. Ряд авторов [10] указывают, что основным показателем уровня развития внутрипроизводственной специализации производства является количество деталей партий, приходящихся на одно рабочее место. Из 15 авторов различных систем показателей оценки уровня внутризаводской специализации 11 включили показатель  $K_{з.о.}$  [11].

Такое широкое использование данного показателя объясняется тем, что из всех имеющихся количественных показателей, связывающих конечную продукцию подразделения (тип производства) со структурой производственной системы, наиболее обоснованным является  $K_{з.о.}$ , который рассчитывается по следующей формуле:

$$K_{з.о.} = D_o / S_p \quad (13)$$

Согласно ГОСТ 14.004–74, данный коэффициент определяется отношением количества всех различных технологических операций, выполненных или подлежащих выполнению в течение месяца  $D_o$  к расчетному числу загруженных рабочих мест  $S_p$ .

Расчетное число загруженных рабочих мест по участку (цеху) определяется отношением трудоемкости объема производства, потребного на выпуск всех ( $i = 1, 2, \dots, k$ ) номенклатурных позиций изделий (частей), к эффективному фонду времени единицы оборудования  $F_3$  (ч), взятых за сопоставимые плановые периоды (год, квартал, месяц), т. е.

$$S_p = \sum_{i=1}^k t_i N_i / F_3 \quad (14)$$

где  $F_3$  — эффективный фонд времени единицы оборудования в год, ч (т. е. время работы оборудования без учета плановых и внеплановых остановок: поломки и отказы оборудования, остановки из-за дефицита сырья или отсутствия места для складирования, использование некачественных материалов, неправильной подачи, неэффективных действий оператора, потери времени связанные с выпуском брака и деталей по решениям);  $t_i$  — трудоемкость изготовления единицы  $i$ -й детали, ч;  $N_i$  — объем выпуска  $i$ -й детали, шт.

Таким образом,  $K_{з.о.}$  показывает среднее число деталиеопераций, выполняемых на одном рабочем месте участка (цеха) в течение

месяца. Он характеризует стабильность процессов на рабочих местах производственной системы.

Анализ целесообразности реализации мероприятия производится путем сравнения текущего и прогнозируемого значения  $K_{з.о.}$  (предполагаемого значения показателя после приобретения или модернизации оборудования). Мероприятие целесообразно если прогнозируемый показатель меньше текущего.

Показатель  $K_{з.о.}$  как глобальная характеристика свойств системы синтезирует влияние большого числа факторов, воздействующих на конечные экономические результаты производственного процесса. На основе специальных исследований выявлены аналитические зависимости между величиной  $K_{з.о.}$  и такими показателями как рост производительности труда, снижение себестоимости, сокращение длительности производственного цикла и уменьшение объема незавершенного производства.

Данное свойство показателя  $K_{з.о.}$  позволяет решать задачи прогнозирования значений технико-экономических показателей при внедрении той или иной формы групповой организации производства взамен традиционной (по технологическому принципу), а также при совершенствовании конструкции изделий, технологии, организации труда, планирования и управления в условиях групповой организации.

Стоит отметить, что расчет уровня организации производства это лишь техническое обоснование целесообразности реализации мероприятия, которое не отменяет, а дополняет экономическое обоснование.

Таким образом, использование показателя уровня организации производства и методик расчета экономической целесообразности инвестиций позволит комплексно подходить к оценке целесообразности реализации мероприятий организационно-технического развития, связанных с приобретением и модернизацией оборудования, поскольку это даст возможность взвешенно принимать решения, обеспечивая соответствие вводимой производственной мощности по потребностям цеха плановому объему производства.

На основании изложенного выше подхода можно объективно оценить потенциальные возможности машиностроительных предприятий и их подразделений, вести дальнейший целенаправленный поиск такого состояния производственной системы, при котором потребительская ценность изготавливаемой продукции выше, а стоимость ее изготовления ниже.

## БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Степанов И.Г.*, Организация производства, Новокузнецк: НФИ КемГУ, 2003, с. 93.
2. *Петухов Р.М., Лазуткин Е.С.*, Экономическая эффективность и организация производства, М.: Экономика, 1972, с. 212.
3. *Езерский П.П.*, Анализ и оценка уровня организации труда на предприятиях, М.: Экономика, 1969, с. 218.
4. *Метс А.Ф.*, Организация производства в прокатных цехах, М.: Машиностроение, 1969, с. 316.
5. «Calculating OEE» Vorne Industries, Inc., 2002. [официальный сайт]. – URL: <http://www.oee.com/>.
6. *Сатановский Р.Л.*, Адаптация производства и продукции в машиностроении, Л.: Машиностроение, 1981, с. 167.
7. Методические указания ЕСТПП. Выбор оптимальной величины коэффициента закрепления операций Кзо для предприятий (цехов и участков предприятия) машино- и приборостроения. РД 50–174–80, М.: Стандарты, 1980, с. 23.
8. *Татевосов К.Г.*, Основы оперативно производственного планирования на машиностроительном предприятии, М. – Л.: Машиностроение, 1965, с. 376.
9. *Каминицер С.Е.*, «Специализация производства и научно-технический прогресс» в углубление специализации производства в промышленности, М., 1971, с. 350.
10. *Итин Л.И., Лищинер Р.Е., Улицкий Л.И.*, Вопросы методики обоснования концентрации и специализации производства, М.: МИНХ им. Г.В. Плеханова, 1967, с. 64.
11. *Карлик Е.М., Гельгор Я.Ш.*, Специализация и поточные методы производства, Л.: Машиностроение, 1974, с. 208.

## СОДЕРЖАНИЕ

<b>ТЕРМОДИНАМИКА И АЭРОДИНАМИКА АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ</b> .....	4
<i>Додонов М.В., Иванников В.Ф., Хабибуллин М.Г., Варсегов В.Л.</i> Конструктивные особенности ГТУ с умеренными параметрами термодинамического цикла на базе конвертированного авиационного ГТД.....	4
<i>Коцюбинский С.В.</i> Некоторые особенности высотного запуска двигателя типа РД-33МК .....	11
<i>Себелев А.А., Смирнов М.В.</i> Исследование течения в турбинных ступенях туннельного типа .....	18
<b>СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ</b> .....	25
<i>Сумачев А.М.</i> Помехоустойчивый алгоритм диагностики помпажа газотурбинных двигателей.....	25
<i>Чичерова Е.В., Сумачева В.А.</i> Возможность применения алгоритмов нечеткой логики в системах управления газотурбинных двигателей	33
<i>Кокунин Ю.В.</i> Разработка адаптивного метода управления топливом для двигателя ТВ7-117В на основе компьютерного моделирования .	42
<i>Кокунин Ю.В.</i> Моделирование системы управления направляющими аппаратами компрессора для двигателя ТВ7-117В.....	52
<i>Петухов А.В.</i> Система управления перспективными силовыми установками летательных аппаратов на базе интеллектуальных информационных технологий.....	63
<b>КОНСТРУКЦИЯ</b> .....	74
<i>Петрухин А.Г., Боев А.А., Бутылкин С.В.</i> Конструкция турбины трехвальных ГТД .....	77
<i>Иванников В.Ф.</i> Венцы турбин повышенной активности .....	79

**ТЕПЛОПРОВОДНОСТЬ, ТЕПЛОПЕРЕДАЧА И ТЕПЛО-  
ОБМЕННЫЕ ПРОЦЕССЫ В АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИН-  
НЫХ ДВИГАТЕЛЯХ** ..... 96

*Кузнецов Н.Б., Ланин А.М.* Расчет теплового состояния сопловой лопатки первой ступени турбины при максимальном уровне неравномерной полной температуры газа ..... 96

*Бычков Н.Г., Лепешкин А.Р., Першин А.В., Хамидуллин А.Ш., Гармонин А.М., Зудкин В.С.* Экспериментальные исследования теплопроводности материалов с учетом воздействия центробежных ускорений и сил ..... 107

**ФИЗИКО-ХИМИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ПРОЦЕССОВ ГОРЕНИЯ  
ЖИДКИХ И ГАЗООБРАЗНЫХ ВИДОВ ТОПЛИВА. УПРАВЛЕНИЕ  
ПРОЦЕССАМИ ГОРЕНИЯ** ..... 114

*Григорьев А.В., Голубчиков П.П., Илюшин М.Ю., Рудаков О.А., Соловьева А.В.* Концепция согласования совместной работы камеры сгорания с турбиной и компрессором газогенератора ..... 114

*Григорьев А.В., Илюшин М.Ю., Митрофанов В.А., Рассохин В.А., Рудаков О.А., Соловьева А.В.* Условия совместимости компрессора и камеры сгорания, обеспечивающих работоспособность турбины при их работе в составе газогенератора (ОАО «Климов», СПбГПУ, Санкт-Петербургский институт машиностроения) ..... 121

*Григорьев А.В., Голубчиков П.П., Илюшин М.Ю., Рудаков О.А., Соловьева А.В.* Согласование совместной работы камеры сгорания и турбины как условие обеспечения надежности двигателя ..... 130

*Григорьев А.В., Голубчиков П.П., Илюшин М.Ю., Рудаков О.А., Соловьева А.В.* Методология оптимизации параметра согласования совместной работы камеры сгорания и турбины ..... 135

*Григорьев А.В., Илюшин М.Ю., Рудаков О.А., Соловьева А.В.* Расчет оптимального значения параметра согласования характеристик камеры сгорания и турбины при их совместной работе ..... 144

*Григорьев А.В., Бубнов В.Д.* О ранней диагностике прогара внутренней стенки корпуса основной камеры сгорания двигателя РД-33 ..... 153

*Кирпичев А.С., Коцюбинский С.В., Мосягин В.В.* Восстановление горения в основной камере сгорания с форсунками открытого типа ..... 162

*Коцюбинский С.В.* Повышение эффективности свечи зажигания газотурбинных двигателей ..... 170

*Бантиков Д.Ю.* Численное моделирование рабочего процесса в камере дожигания Лидской ТЭЦ ..... 178

*Зинина С.С.* Физико-химические основы процессов горения жидких и газообразных видов топлива. Управление процессами горения ..... 185

**ПРОЧНОСТЬ, НАДЕЖНОСТЬ И РЕСУРС АВИАЦИОННЫХ  
ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ** ..... 191

*Лепешкин А.Р., Бычков Н.Г., Балухев Б.А., Ваганов П.А.* Испытания корпуса вентилятора авиационного ГТД на непробиваемость с использованием метода управляемого обрыва лопатки ..... 191

*Погорелов В.И.* Некоторые примеры применения механики разрушения для оценки трещиностойкости элементов конструкции авиационных двигателей ..... 200

*Зацепина Е.А.* Метод подмоделирования для расчета напряженно-деформированного состояния ракетных конструкций в области концентрации напряжений ..... 209

**ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ТЕХНОЛОГИИ И МАТЕРИАЛЫ, ПРИМЕ-  
НЯЕМЫЕ В АВИАДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИИ** ..... 215

*Бычков Н.Г., Першин А.В., Хамидуллин А.Ш.* Исследование механизма разрушения ТЗП на моделях рабочих лопаток турбин при воспроизведении эксплуатационного термосилового нагружения и разработка мероприятий по повышению ресурса лопаток с ТЗП ..... 215

*Алексашин А.А., Бабкин В.И., Хурумова А.Ф., Яновский Л.С., Дунаев С.В.* Системный подход к вопросам создания или совершенствования горюче-смазочных материалов для стратегических летательных аппаратов ..... 223

*Андреев М.С., Гумеров А.И., Будилов В.В.* Нанотехнологии получения поверхностей с наноструктурированными покрытиями на деталях ГТД на основе модифицирования сильноточными разрядами в вакууме ..... 230

*Горюнов А.В., Ригин В.Е., Сидоров В.В.* Современная технология получения рений-рутений содержащего сплава нового поколения с использованием литейных отходов ..... 234

*Григорьев А.В., Скворцов Е.В., Соловьева А.В., Тихомирова Е.А.* Изменение структуры и свойств жаропрочных сплавов в процессе длительной эксплуатации ..... 244

<i>Дубин А.И.</i> О формировании оптимального напряженного состояния лопаток компрессора из титановых сплавов после упрочняющей обработки .....	253	<i>Чибисов Р.Д.</i> «Выровненный» линейный метод начисления амортизации .....	377
<i>Ежов В.М., Кирсанов А.В., Молоканов А.А., Шаранина К.В., Яновский Л.С.</i> Перспективные основы смазочных масел для авиационных ГТД пятого поколения и выше .....	258	<i>Шестерикова Е.Ю.</i> Мониторинг и регулирование закупочных цен как аспект обеспечения финансовой безопасности предприятия, осуществляющего серийное производство авиадвигателей .....	382
<i>Зайцев М.В.</i> Разработка технологии получения отливок из алюминид титана для авиационных двигателей нового поколения .....	266	<b>ОПТИМИЗАЦИЯ БИЗНЕС-ПРОЦЕССОВ НА ПРЕДПРИЯТИИ АВИАЦИОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ</b> .....	391
<i>Тихомирова Е.А., Сидохин Е.Ф.</i> Новый способ испытания покрытий на жаропрочных сплавах .....	275	<i>Минаева С.И.</i> Особенности организации управления производственным процессом выполнения капитального ремонта авиационных ГТД на предприятиях-изготовителях .....	391
<i>Семенова И.П., Измайлова Н.Ф., Панова О.И.</i> Исследование возможности повышения эксплуатационных свойств титановых лопаток компрессора путем использования полуфабрикатов с ультрамелкозернистой структурой .....	281	<i>Никитин В.В., Теплов В.С., Тормышев А.А.</i> Аспекты создания нового производства с применением организационных инноваций.....	400
<i>Садкова Н.С., Рамазанов К.Н.</i> Создание регулярной макронеоднородной структуры при ионном азотировании в тлеющем разряде с эффектом полого катода.....	291	<i>Пензин К.В.</i> Анализ методов оценки уровня организации производства машиностроительного предприятия .....	407
<i>Тихомирова Е.А., Азизов Т.Н., Сидохин Е.Ф.</i> Контроль ориентировки монокристалльных изделий производства турбинных лопаток.....	298		
<b>ЭКСПЛУАТАЦИЯ И РЕМОНТ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ</b> .....	311		
<i>Бубнов В.Д.</i> Концепция построения и использования электронного формуляра авиационного двигателя .....	311		
<i>Панов В.А.</i> Построение алгоритма технической диагностики и назначения объема восстановительного ремонта авиационного двигателя в условиях эксплуатации на примере двигателей типа РД-33 .....	324		
<i>Королев А.Н., Симкин Э.Л., Семенова Т.А.</i> Автоматизированный контроль основных параметров двигателей НК-8-2У в эксплуатации .....	349		
<i>Королев А.Н., Симкин Э.Л., Семенова Т.А.</i> Автоматизированный параметрический контроль технического состояния эксплуатируемого парка ТРДД с оценкой их остаточного ресурса .....	360		
<b>ЭКОНОМИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ В РАЗРАБОТКЕ И СЕРИЙНОМ ПРОИЗВОДСТВЕ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ</b> .....	369		
<i>Арефьева Т.М.</i> Особенности обеспечения финансовой безопасности на предприятии .....	369		

**КЛИМОВСКИЕ ЧТЕНИЯ-2012:  
ПЕРСПЕКТИВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ  
РАЗВИТИЯ ПРЕДПРИЯТИЙ  
АВИАДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ**

**СБОРНИК ДОКЛАДОВ  
НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОЙ КОНФЕРЕНЦИИ**

Налоговая льгота — Общероссийский классификатор продукции  
ОК 005-93, т. 2; 95 3004 — научная и производственная литература

---

Подписано в печать 00.00.2012. Формат 60×84/16.

Усл.-печ. л. 26,50. Тираж 150. Заказ 9742b.

---

Отпечатано с готового оригинал-макета, предоставленного авторами,  
в типографии Издательства Политехнического университета.

195251, Санкт-Петербург, Политехническая ул., 29.

Тел.: (812) 550-40-14.

Тел./факс: (812) 297-57-76.