

**КЛИМОВСКИЕ ЧТЕНИЯ—2016:
ПЕРСПЕКТИВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ
РАЗВИТИЯ АВИАДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ**

**СБОРНИК ДОКЛАДОВ
НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОЙ КОНФЕРЕНЦИИ**



СКИФИЯ
принт

Санкт-Петербург
2016

УДК 629.7
ББК 39.55
К49

Климовские чтения—2016: перспективные направления развития авиадвигателестроения: сборник докладов международной научно-технической конференции. — СПб.: Скифия-принт, 2016. — 376 с.

Сборник докладов объединил в себе труды участников международной научно-технической конференции «Климовские чтения—2016. Перспективные направления развития авиадвигателестроения».

Климовские чтения традиционно посвящены актуальным вопросам современного авиационного двигателестроения и 70-летию Опытного конструкторского бюро В. Я. Климова. В сборнике отражены исследования работников научных, производственных и научно-производственных организаций. Материалы сборника могут быть полезны специалистам в области авиационного двигателестроения, а также студентам и преподавателям вузов соответствующего профиля.

Тексты сборника публикуются в авторской редакции, авторы докладов несут ответственность за содержание и достоверность представленных ими данных.

ISBN 978-5-98620-215-0

Компьютерная верстка *Ю. Ю. Тауриной*
Корректор *Е. В. Величкина*

Подписано в печать 23.09.16. Формат 60×90^{1/16}.

Печать офсетная. Бумага офсетная.

Печ. л. 23,5. Тираж 150 экз. Заказ № 3937

Отпечатано в типографии «Скифия-Принт»

С.-Петербург, ул. Б. Пушкарская, д. 10
тел. (812) 644 41 63, 982-83-94

ISBN 978-5-98620-215-0

© АО «Климов», 2016
© ООО «Скифия-принт», 2016

Участникам Международной научно-технической конференции «Климовские чтения—2016»



Уважаемые коллеги и друзья!

От коллектива АО «Климов» и организаторов Международной научно-технической конференции «Климовские чтения—2016» приветствую всех, кто принял участие в нашей традиционной встрече, представил свои работы и, что, на мой взгляд, самое главное — приобрел новые знания и профессиональные контакты. В этом году «Климовские чтения» посвящены 70-летию Опытно-конструкторского бюро В.Я.Климова. Выдающийся авиаконструктор XX века научил своих последователей решать «нерешаемые» конструкторские задачи, мыслить нестандартно, быть на передовых позициях научно-технического прогресса. В небе, на земле, на море техника с нашими двигателями отлично эксплуатируется, уверенно конкурирует с зарубежными образцами и демонстрирует высоту отечественной инженерной школы. Перед нынешним поколением конструкторов поставлены серьезные государственные задачи по созданию новых образцов авиационной техники. Сегодня мы понимаем, как важна для будущего страны компетенция разработчика и профессия инженера. Отрасли нужны генераторы идей и целая армия специалистов, способных воплощать задуманное в металле, испытывать «интеллектуальное» железо, поднимать в небо новые поколения самолетов и вертолетов.

Проведением Международной научно-технической конференции «Климовские чтения—2016» мы стремимся к расширению и укреплению отраслевой кооперации, решению прикладных задач, вовлечению молодых специалистов и совершенствованию образовательных программ. Желаю участникам конференции плодотворной и интересной работы!

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



Уважаемые коллеги!

Дорогие друзья!

Рад приветствовать участников Международной конференции «Климовские чтения—2016»! 70 лет назад в послевоенном Ленинграде было создано опытно-конструкторское бюро под руководством В. Я. Климова. Наши предшественники совершали конструкторские чудеса, меняли представления об управлении физическими процессами, создавали «прорывные» изделия.

Сегодня у нас есть все возможности для новых разработок, дальнейшего развития климовской и изотовской конструкторской школы. Стремительный технический прогресс, огромные информационные возможности, развитие фундаментальной науки, поиски принципиально новых путей развития летательной техники, потребности страны в отечественных разработках открывают перед нами, и прежде всего перед молодыми специалистами, широчайшее поле деятельности.

В. Я. Климов говорил, что у конструктора всегда должны быть вопросы. Я уверен, что на «Климовских чтениях», как всегда, вопросов будет много. Мы стремимся организовать эффективную информационную площадку, охватить широкий спектр тем, укрепить научную и производственную кооперацию. Пусть каждый участник найдет в материалах конференции свое полезное зерно, получит нужный ответ. Желаю участникам конференции интересных дискуссий, расширения профессионального кругозора, практической пользы и новых контактов!

Генеральный конструктор АО «Климов»

А. В. Григорьев



Уважаемые участники конференции!

От имени Санкт-Петербургского политехнического университета Петра Великого приветствую участников Международной научно-технической конференции «Климовские чтения—2016». «Климов» является многолетним партнером СПбПУ по подготовке специалистов в области авиационного двигателестроения.

В 2016 году в Институте металлургии, машиностроения и транспорта СПбПУ открылась аудитория базовой кафедры «Разработка, технологии и материалы в авиадвигателестроении». Работа кафедры — это пример кооперации предприятия и вуза. Результаты совместных научно-исследовательских работ уже нашли свое приложение в создании нового вертолетного двигателя ТВ7-117В разработки АО «Климов», который будет устанавливаться на новейшем отечественном вертолете Ми-38. Перспективным направлением научно-производственного альянса является изучение аддитивных технологий и расчетных методов проектирования. Студенты Политехнического университета имеют возможность попробовать свои силы в работе молодежного опытно-конструкторского бюро АО «Климов». Уверен, что «Климовские чтения» — это интеллектуальные инвестиции в будущее авиастроительной отрасли России, которые воплотятся в передовых конструкторских решениях и конкурентной продукции отечественного авиапрома.

Желаю участникам и организаторам конференции успешной работы и свершений ради самой достойной цели — благополучия и процветания своей страны!

Ректор СПбПУ, член-корр. РАН А. И. Рудской



Уважаемые участники конференции!

От имени Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф.Устинова приветствую участников Международной научно-технической конференции «Климовские чтения—2016» и поздравляю АО «Климов» со знаменательной датой — 70-летием ОКБ! Я считаю, что молодые специалисты, желающие связать свою жизнь с авиационным двигателестроением, обязательно должны окунуться в творческую атмосферу «Климовских чтений», познакомиться со старшими конструкторскими поколениями, услышать и узнать то, чего не написано в учебниках, проникнуться самыми высокими профессиональными и гражданскими идеями, которым следовал В. Я. Климов и его соратники.

Расширение контактов между студентами и специалистами с богатым практическим опытом, организация стажировок на производстве, новые образовательные программы — все это характеризует вектор развития нашего вуза. В «Климовских чтениях» принимают участие ведущие конструкторы крупнейших двигателестроительных предприятий России, и у наших студентов — участников конференции есть уникальная возможность увидеть полную отраслевую картину и кооперационные связи, получить представление о реальных потребностях авиационного двигателестроения.

Благодарю АО «Климов» за организацию Международной научно-технической конференции «Климовские чтения—2016». Уверен, что конференция станет ярким событием в профессиональном мире, достигнет своих целей, вдохновит молодые конструкторские умы!

*Ректор БГТУ «Военмех» им. Д. Ф. Устинова
К. М. Иванов*

Е. В. Бугряшова, А. А. Еремин
ПАО «НПО «Сатурн», г. Рыбинск

МОДИФИКАЦИЯ ОСЕВОГО КОМПРЕССОРА ГТД-110

В работе представлены результаты трехмерных расчетов аэродинамических характеристик с целью оценки возможности использования компрессора ГТД-110 с номинальной мощностью $N_e = 110$ МВт в двигателях повышенной мощности (ГТД-130 с мощностью $N_e = 130$ МВт и ГТД-160 с мощностью $N_e = 160$ МВт). Выполнены следующие аэродинамические расчеты:

- базового 15-ступенчатого компрессора, а также сопоставление этих расчётов с результатами испытаний в составе двигателя;
- базового 15-ступенчатого компрессора с увеличенным на 5° углом установки входного направляющего аппарата;
- базового 15-ступенчатого компрессора с дополнительной нулевой ступенью на входе.

Изложена постановка задачи, особенности расчетной модели, принятые граничные условия. Показано сопоставление полученных результатов расчета с экспериментальными данными, даны конкретные рекомендации по реализации конструктивного исполнения компрессора с точки зрения обеспечения наиболее приемлемых аэродинамических характеристик.

В настоящее время газовая турбина ГТД-110 используется в составе газотурбинных и паровых энергетических установок ГТЭ-110, ПГУ-170 и ПГУ-325 мощностью 110, 170 и 325 МВт соответственно. В целях проработки возможности форсирования существующего облика ГТД-110 до 130...160 МВт специа-

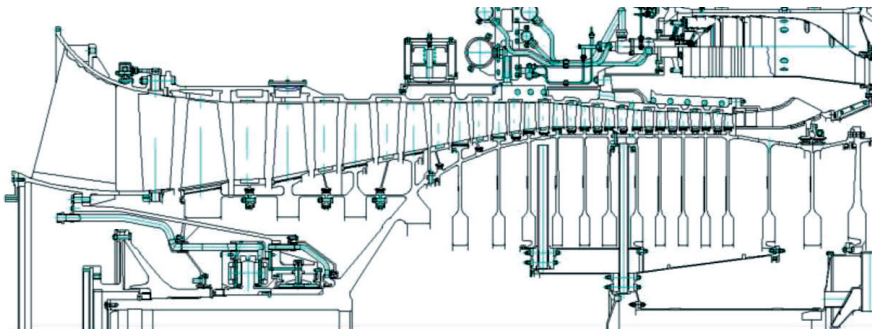


Рис. 1. Продольный разрез компрессора двигателя ГТД-110

листами конструкторского отдела Компрессоров опытного конструкторского бюро ПАО «НПО «Сатурн»» выполнен комплекс расчетных работ по улучшению аэродинамических характеристик осевого компрессора, а также по увеличению его расходных характеристик.

В состав ГТД-110 входит осевой 15-ступенчатый компрессор с регулируемым входным направляющим аппаратом и перепусками воздуха за 5-й и 10-й ступенями, работающий на постоянной физической частоте вращения (рис. 1).

Аэродинамика базового 15-ступенчатого компрессора двигателя ГТД-110

С целью верификации расчетной модели компрессора выполнен 3D расчет аэродинамических характеристик 15-ступенчатого компрессора в диапазоне температур окружающего воздуха $T_n = -40...+42^\circ\text{C}$ при полностью раскрытом положении лопаток входного направляющего аппарата.

Выполнено сравнение полученных расчетных характеристик с экспериментальными данными. В качестве экспериментальных данных были использованы результаты термогазодинамического расчета ОАО ВТИ и данные НПП «Машпроект»:

1. ОАО ВТИ. «Теплотехнические испытания ГТЭ-110 на стенде Ивановской ГРЭС с оценкой экономичности». Этап 2, 2003.
2. НПП «Машпроект». «Экспериментальное определение газодинамических характеристик компрессора ГТД-110 и его ступеней в составе двигателя», В70110Р-70Д.1998.

Результаты 3D расчета и сравнительного анализа представлены на рисунке 2 и в таблице 1 в относительных значениях. При определении относительных величин приняты значения приведенного расхода воздуха и степени повышения полного давления, близкие к номинальному режиму. Из рассмотрения представленных данных следует, что:

- по данным ОАО ВТИ и 3D расчетов производительность компрессора превышает проектное значение на 4...5%;
- по данным НПП «Машпроект» при повышенных температурах ($T_n = +42^\circ\text{C}$) параметры компрессора соответствуют проектным значениям;
- аэродинамическая эффективность (величина адиабатического КПД) компрессора существенно превышает проектные значения и находится в диапазоне $\eta^*_{к ад} = 0,865...0,875$.

Таблица 1

Оценка параметров компрессора

Параметр	«110» (Проект)	«ВТИ» 110МВт	Расчет CFX
$n_{1 пр}$, об/мин	3000	3000	3000
$G_{в пр отп}$, кг/с	1,002	+4,3%	+4,8%
$\pi^*_{к отп}$	1,05	+4,9%	+5,1%
$\eta^*_{к ад}$	0,84	~0,875	0,861
ΔK_{y} , %	>15		~18,5

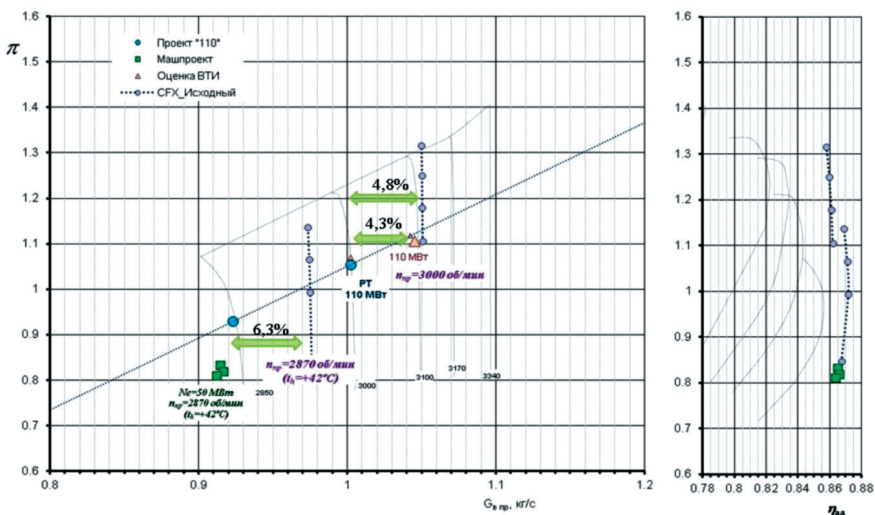


Рис. 2. Аэродинамические характеристики компрессора двигателя ГТД-110

Наибольшее отличие расчетной величины приведенного расхода воздуха через компрессор от данных НПП «Машпрект» получено для условий при максимальной температуре окружающего воздуха ($T_n = +42^\circ\text{C}$) и составило $\Delta G_{пр} = +6,3\%$.

Аэродинамика 15-ступенчатого компрессора двигателя с увеличенной мощностью ГТД-130

Для двигателя с увеличенной мощностью ГТД-130 (номинальная мощность $N_e = 130$ МВт) предлагается использовать базовый 15-ступенчатый компрессор с увеличенным на 5° углом установки входного направляющего аппарата.

Сравнение проектных аэродинамических характеристик компрессора для исходного двигателя (ГТД-110) и двигателя с увеличенной мощностью (ГТД-130) представлено в таблице 2. Для расчета термодинамических параметров двигателей с увеличенной мощностью $N_e = 130$ МВт приняты расчетные характе-

Таблица 2

Проектные параметры компрессора

Параметр	«110» (Проект)	«130» (Проект)
$n_{пр}$, об/мин	3000	3000
$G_{пр\text{отн}}$, кг/с	1,002	1,06
$\pi_{к\text{отн}}^*$	1,05	1,15
$\eta_{к\text{ад}}^*$	0,84	0,863
$\Delta K_{y\%}$	>15	16,7

ристики компрессора, скорректированные с учетом данных термодинамической увязки результатов испытаний (март 2016) двигателя № 2.

На рисунках 3–6 представлены расчетные аэродинамические характеристики компрессора во всем эксплуатационном диапазоне температур окружающего воздуха $t_n = -40...+45^\circ\text{C}$ и при допустимых углах установки поворотных лопаток входного направляющего аппарата $\Delta \alpha_{\text{ВНА}} = +5...-35^\circ$. Там же представлены параметры компрессора на режимах $N_e = 130$ МВт при температурах окружающего воздуха $t_n = -40, 15$ и $+45^\circ\text{C}$, в том числе при условии поддержания максимально допустимой температуры на выходе из турбины.

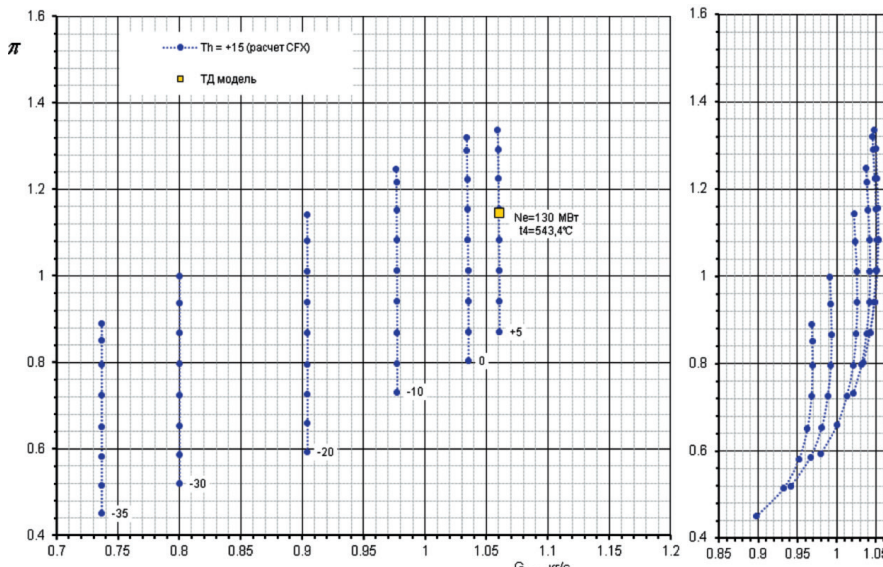


Рис. 3. Аэродинамические характеристики компрессора, $t_n = +15^\circ\text{C}$

Таблица 3

Аэродинамические параметры компрессора

Параметр	«130» (Проект)	CFX (Расчет) $\Delta \alpha_{\text{ВНА}} = +5^\circ$
$n_{1 \text{пр}}$, об/мин	3000	3000
$G_{\text{в пр отн}}$, кг/с	1,016	+0,4%
$\pi^*_{\text{к отн}}$	1,116	1,12
$\eta^*_{\text{к ад}}$	0,86	0,862
$\Delta K_y, \%$	>10*	~15

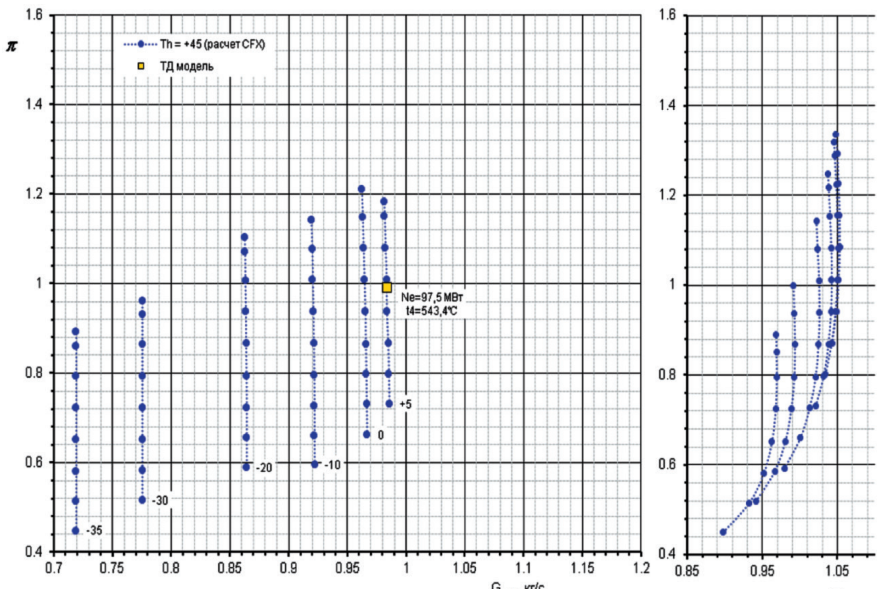


Рис. 4. Аэродинамические характеристики компрессора, $t_h = +45^\circ\text{C}$

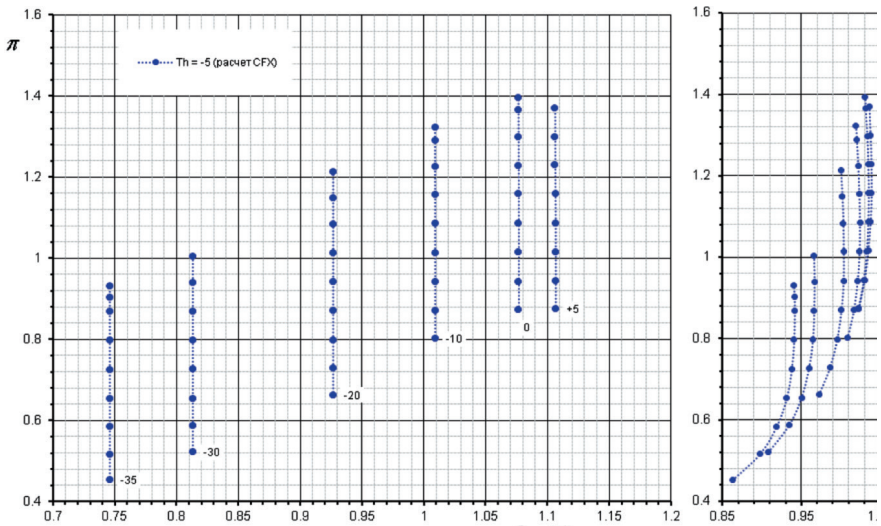


Рис. 5. Аэродинамические характеристики компрессора, $t_h = -5^\circ\text{C}$

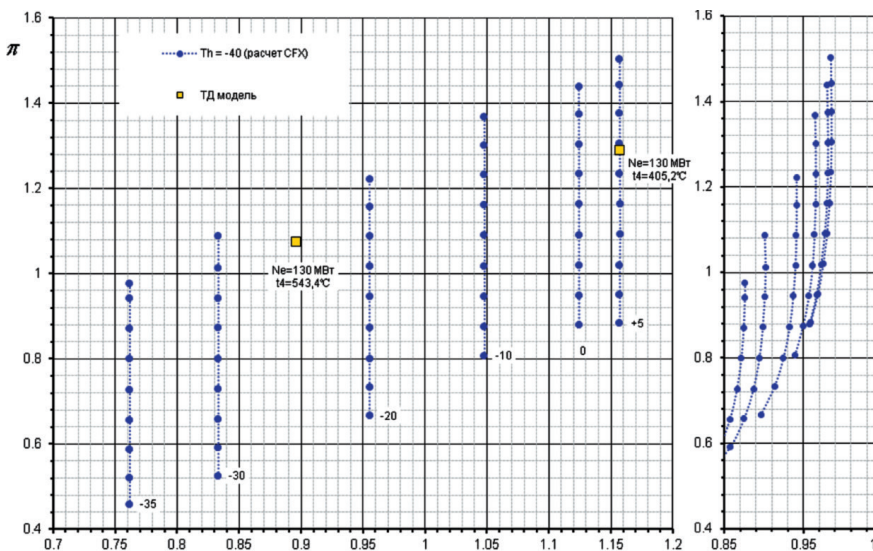


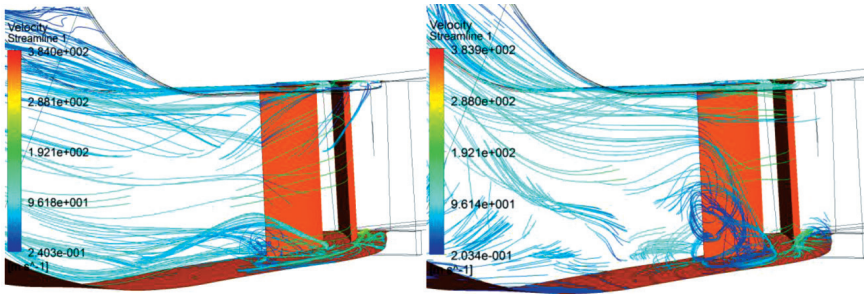
Рис. 6. Аэродинамические характеристики компрессора, $t_n = -40^\circ\text{C}$

В соответствии с полученными расчетными данными раскрытие входного направляющего аппарата позволяет в полном объеме обеспечить заявленные параметры (включая запасы газодинамической устойчивости). При работе на режиме максимальной мощности ($N_e = 130\text{МВт}$) в условиях максимальных отрицательных температур окружающего воздуха с прикрытием угла установки поворотных лопаток входного направляющего аппарата от $\Delta\alpha_{ВНА} = +5^\circ$ до $\Delta\alpha_{ВНА} = -30^\circ$ величина запаса газодинамической устойчивости компрессора снижается с $\Delta K_u = 11\%$ до $\Delta K_u = 6\%$ и является недостаточной для обеспечения устойчивой работы.

Анализ параметров и структуры потока в базовом компрессоре (при стандартных условиях) в точке, близкой к границе устойчивой работы компрессора, показал, что устойчивая работа компрессора определяется течением в выходном аппарате и диффузоре камеры сгорания. Основными причинами неблагоприятного течения воздуха в двухрядном аппарате компрессора являются наличие зазора на втулке (между лопатками и корпусом) и диффузность проточной части на периферии выходного (двухрядного) аппарата компрессора. Сравнение структуры течения на выходе из компрессора для точки, близкой к расчетному режиму, и точке, соответствующей границе устойчивой работы, представлено на рисунке 7.

В качестве мероприятий по улучшению аэродинамических характеристик на выходе из компрессора предлагается:

- модифицировать форму проточной части на периферии (использовать цилиндрическую проточную часть до выхода из второго ряда спрямляющего аппарата компрессора; рисунок 8);



Рабочая точка ($\pi_{k^*} = 15,5$)

Граница устойчивой работы ($\pi_{k^*} = 18,5$)

Рис. 7. Структура течения на выходе из компрессора

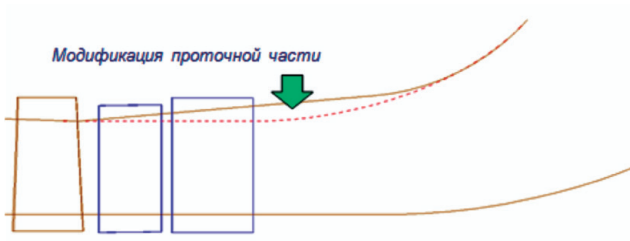


Рис. 8. Модификация проточной части на выходе из компрессора и в диффузоре камеры статора

— использовать «двухпорное» (лопатки с двумя полками) конструктивное исполнение лопаток направляющего и спрямляющего аппаратов последней ступени компрессора с радиусами перехода от пера к полкам.

Выполнен аэродинамический расчет характеристик 15-ступенчатого компрессора с предложенными мероприятиями по улучшению течения на выходе. Результаты расчета представлены на рисунках 9, 10 и в таблице 4.

Таблица 4

Параметры компрессора, $t_n = +15^\circ\text{C}$

Параметр	«130» (Проект)	CFX (Расчет) $\Delta\alpha_{\text{ВНА}} = +5^\circ$	Расчет модификация ($\Delta\alpha_{\text{ВНА}} = +5^\circ$)
$n_{1\text{пр}}$, об/мин	3000	3000	3000
$G_{\text{в пр отн}}$, кг/с	1,018	1,06	1,06
$\pi_{\text{к отн}}^*$	1,116	1,14	1,145
$\eta_{\text{к ад}}^*$	0,86	0,863	$0,867^{+0,4}$
$\Delta K_{\text{,}}$, %	$>10^*$	16,7	$22,8^{+6,1}$

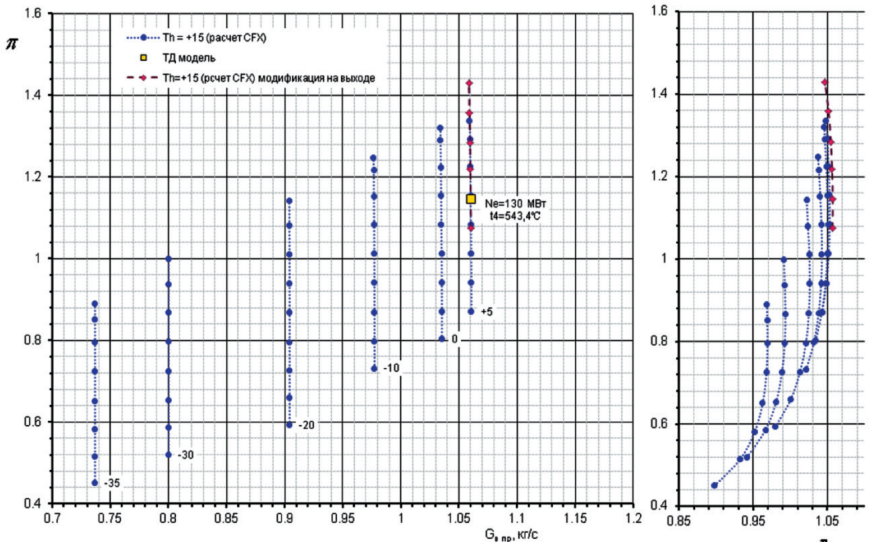


Рис. 9. Характеристики компрессора с мероприятиями, $t_n = +15^\circ\text{C}$

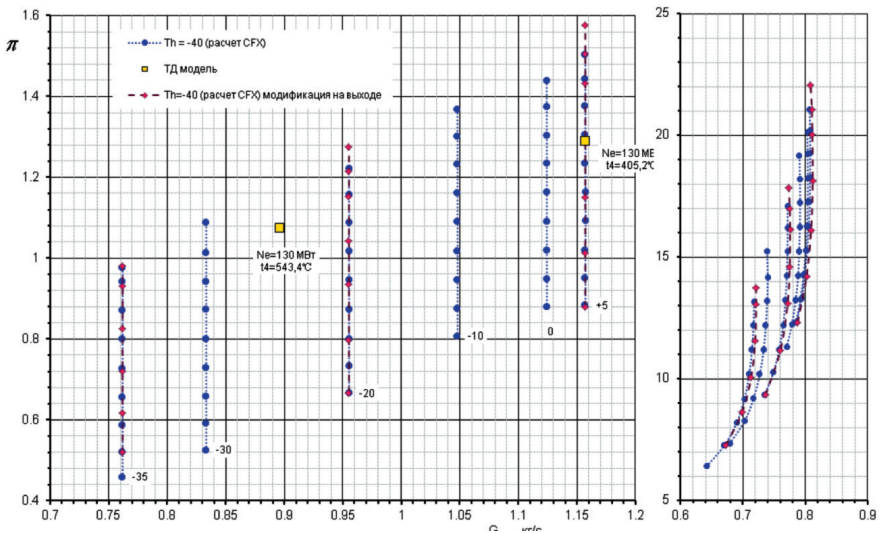


Рис. 10. Характеристики компрессора с мероприятиями, $t_n = -40^\circ\text{C}$

В соответствии с полученными расчетными данными предлагаемая модификация компрессора позволяет на расчетном режиме ($t_n = +15^\circ\text{C}$) увеличить запас газодинамической устойчивости компрессора на $\Delta(\Delta K_y) = +6\%$ и адиа-

батический КПД компрессора на $\Delta\eta^*_{к ад} = +0,4$ п.п. При работе с максимальными отрицательными температурами на входе ($t_n = -40^\circ\text{C}$) модифицированный компрессор также имеет большие запасы газодинамической устойчивости ($\Delta(\Delta K_u) = +4\dots5\%$) и величины адиабатического КПД ($\Delta\eta^*_{к ад} = +0,3\dots0,4$ п.п.) во всем диапазоне углов установки поворотных лопаток входного направляющего аппарата.

Аэродинамика 15-ступенчатого компрессора с дополнительной ступенью на входе для двигателя увеличенной мощности ГТД-160

Для двигателя с увеличенной мощностью ГТД-160 (номинальная мощность $N_e=160$ МВт) предлагается использовать базовый 15-ступенчатый компрессор с добавлением («0») ступени на входе.

В таблице 5 представлено сравнение проектных аэродинамических параметров 16-ступенчатого компрессора двигателя ГТД-160 с проектными величинами базового 15-ступенчатого компрессора двигателя ГТД-110. Из представленного сравнения следует, что проектируемый 16-ступенчатый компрессор должен иметь на 18% увеличенную величину приведенного расхода воздуха и на 25% увеличенную степень повышения полного давления при условии обеспечения достаточных запасов газодинамической устойчивости (минимальная величина $\Delta K_u = 10\%$).

Таблица 5

Проектные параметры компрессора

Параметр	«110» (Проект)	«160» (Проект)
$n_{I пр}$, об/мин	3000	3000
$G_{в пр отн}$, кг/с	1,002	1,18
$\pi^*_{к отн}$	1,05	1,31
$\eta^*_{к ад}$	0,84	0,867
$\Delta K_u, \%$	>15	>10*

На рисунке 11 представлен предварительный продольный разрез компрессора с дополнительной «0» ступенью на входе.

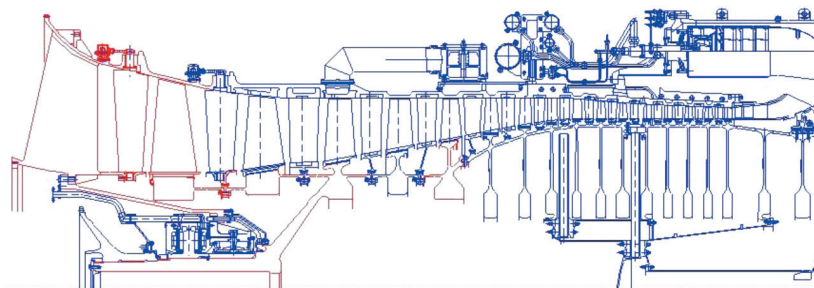


Рис. 11. Предварительный продольный разрез компрессора с дополнительной «0» ступенью на входе

Требуемое форсирование параметров компрессора (величина расхода воздуха и степень повышения полного давления) может быть обеспечено за счет постановки дополнительной «нулевой» ступени на входе в компрессор со степенью повышения полного давления в диапазоне $\pi^* = 1,3 \dots 1,4$.

В таблице 6 представлены аэродинамические параметры на расчетном режиме для «нулевой» ступени и для базового 15-ступенчатого компрессором в точке согласования.

Таблица 6

Аэродинамические параметры компрессора

Параметр	«0» Ступень	1...15 Ступени
$n_{I пр}$, об/мин	3000	2860
$G_{в пр отн}$, кг/с	1,18	0,92
π^*	$1,35 = \pi^*_{отн ст}$	$0,97 = \pi^*_{к отн}$
$\eta^*_{к ад}$	$\sim 0,91$	$\sim 0,872$

Выполнен предварительный аэродинамический расчет компрессора с дополнительной «0» ступенью на входе на расчетной частоте вращения в стандартных условиях. Результаты расчета аэродинамических характеристик представлены на рисунке 12, там же для сравнения представлены расчетные характеристики базового 15-ступенчатого компрессора и приведена линия согласования с дополнительной «0» ступенью. В таблице 7 представлено сравнение с расчетных аэродинамических параметров с проектными величинами. Из анализа полученных расчетных данных следует, что постановка на вход дополнительной «0»

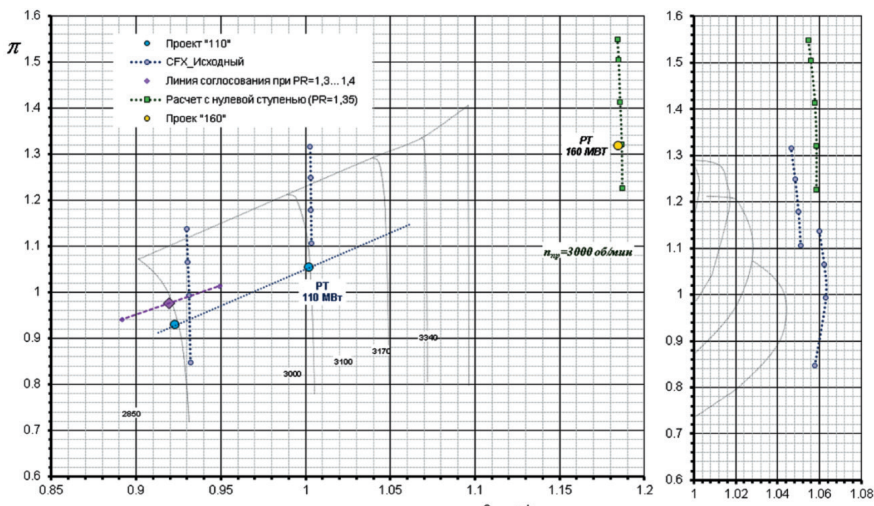


Рис. 12. Предварительные аэродинамические характеристики компрессора с дополнительной «0» ступенью на входе

ступени, имеющей степень повышения полного давления $\pi^* = 1,35$ и величину адиабатического КПД $\eta_{\text{кад}}^* = \sim 0,91$, позволит обеспечить заявленные аэродинамические параметры компрессора в целом.

Таблица 7

Проектные параметры компрессора

Параметр	«160» (Проект)	CFX расчет
$n_{I \text{ пр}}$, об/мин	3000	3000
$G_{\text{в пр отн}}$, кг/с	1,18	1,18
$\pi_{\text{к отн}}^*$	1,31	1,32
$\eta_{\text{кад}}^*$	0,867	0,868
$\Delta K_{\text{у}}$, %	$>10^*$	~ 17

На рисунке 13 представлен конструктивный облик дополнительной «0» ступени.

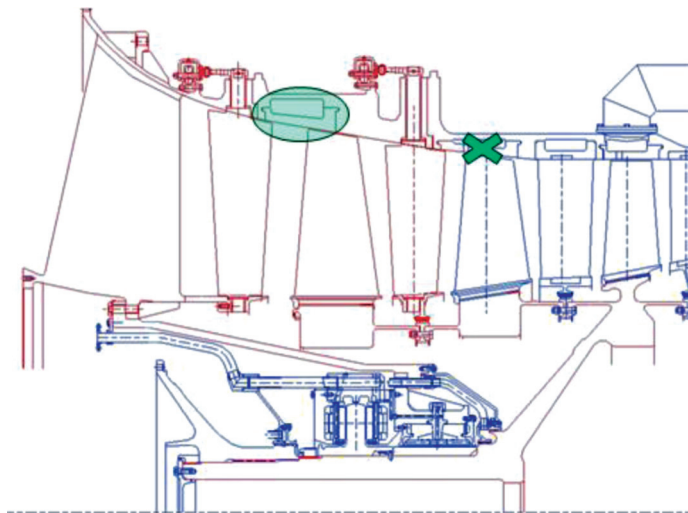


Рис. 13. Конструктивный облик дополнительной «0» ступени

В конструкции дополнительной «0» ступени применены:

- цилиндрическая проточная часть на втулке рабочего колеса с целью возможности размещения передней опоры компрессора;
- поворотные лопатки входного направляющего аппарата и направляющего аппарата «0» ступени, а также надроторное устройство («щелевого» типа) над рабочими лопатками «0» ступени для обеспечения достаточных запасов газодинамической устойчивости и возможности регулирования в широком диапазоне по расходу воздуха;

— с целью повышения аэродинамической эффективности компрессора и с учетом имеющегося опыта может быть ликвидировано надроторное устройство над рабочими лопатками 1-й ступени.

В таблице 8 представлена предварительная оценка основных характеристических параметров «0» ступени в сравнении с параметрами 1-й ступени, полученными в результате 3D расчета. Из сопоставления представленных данных следует, что по своим параметрам дополнительная «0» ступень аналогична 1-й ступени базового 15-ступенчатого компрессора.

Таблица 8

Аэродинамические параметры компрессора

Параметр	«0» Ступень	«1» Ступень
$n_{пр}$, об/мин	3000	2862
$G_{в пр отп}$, кг/с	1,18	0,92
$\pi^*_к$	1,35	1,33
$\eta^*_{к ад}$	~0,91	0,93
$D_{к1}$, м	2,34	2,18
$d_{от1}$	0,557	0,61
$U_{к1}$, м/с	367,4	326,5
H_m	0,211	0,248
$C_{1а}$	0,361	0,400
$H_m/C_{1а}$	0,585	0,62
$\alpha_{вх}^\circ$	80...75	70
$\alpha_{вых}^\circ$	70...65	63,5

Выводы

С целью улучшения аэродинамических параметров компрессора на первом этапе исследований разработана расчетная трехмерная математическая модель, включающая в себя отборы воздуха из проточной части и элементы конструктивного исполнения (радиуса сопряжения профилей лопаток с замковыми соединениями), и выполнена верификация аэродинамических характеристик по имеющимся экспериментальным данным. Выявлено, что критическими элементами, оказывающими наибольшее влияние на аэродинамическое совершенство и запасы газодинамической устойчивости исходного компрессора, являются конструктивное исполнение двухрядного спрямляющего аппарата и форма выходного диффузора. Поэтому на втором этапе были выполнены работы по модификации спрямляющего аппарата и обводов проточной части диффузора, что позволило значительно увеличить как аэродинамическую эффективность, так и расчетные располагаемые запасы ГДУ компрессора на проектном режиме. После этого разработан проект компрессора с увеличенной мощностью ГТД-160 с дополнительной осевой ступенью на входе с целью увеличения приведенного расхода воздуха и степени повышения полного давления на $\approx 20\%$ в проектной точке. Выполнено аэродинамическое проектирование рабочего колеса

нулевой ступени, обеспечивающего заявленные аэродинамические характеристики модифицированного компрессора.

Результаты выполненного аэродинамического проекта могут быть использованы для последующей конструктивной проработки ГТД на этапе техпредложения.

УДК 621.452.32

Ю. Н. Шмотин, Н. В. Кикоть, Г. В. Кретинин,

И. А. Лещенко, К. С. Федечкин

ПАО «НПО “Сатурн”», г. Рыбинск

igor.leshchenko@yandex.ru

ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ТРЕХКОНТУРНОГО ДВИГАТЕЛЯ В СОСТАВЕ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ МНОГОЦЕЛЕВОГО САМОЛЕТА

Разработана поэлементная нелинейная математическая модель трехконтурного двигателя. Представлена методика учета внешнего сопротивления входного и выходного устройств. Определены режимы полета, где перепуск воздуха в 3-й контур производит наибольший положительный эффект. Выполнен поиск оптимального управления регулируемыми элементами двигателя. Проведенная оценка показала, что на дозвуковых крейсерских режимах полета применение независимо управляемого третьего контура позволяет улучшить топливную экономичность на 7–11%.

Введение

Традиционный путь совершенствования силовых установок (СУ) с газотурбинными двигателями, связанный с повышением параметров термодинамического цикла, приблизился к пределу. Поэтому работа по исследованию сложных циклов авиационных ГТД приобретает особую актуальность. В частности, двигатели изменяемого цикла (ДИЦ) призваны революционно улучшить ЛТХ многорежимных самолетов за счет оптимальной адаптации силовой установки к каждому режиму полета.

Рекламные проспекты компании General Electric по проекту ADVENT (ADaptive Versatile ENgine Technology) обещают существенное, до 25%, снижение расхода топлива за счет применения независимо управляемого 3-го контура (рис. 1). Однако никаких конкретных сведений о параметрах цикла, особенностях конструкции и управлении такой СУ не приводится.

В работе [1] проводится достаточно глубокий анализ указанного типа СУ. Тем не менее конкретных данных о том, насколько улучшается экономичность двигателя, в ней также не содержится.

В связи с этим для авторского коллектива приобрела актуальность задача исследования характеристик трехконтурного двигателя с целью оценки целесо-

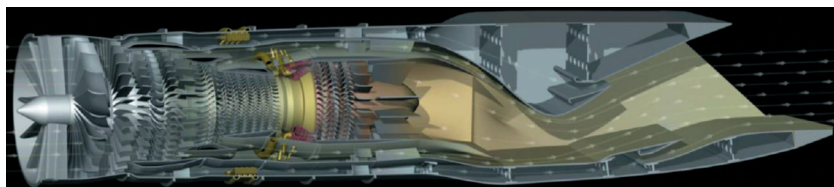


Рис. 1. Проект ADVENT компании General Electric

образности проведения НИОКР в данной области. Для обеспечения корректности оценок все данные сравнивались с двигателем-прототипом, имеющим схему ТРДДФсм и параметры рабочего процесса, свойственные современным СУ отечественных истребителей. При этом предусматривается отбор воздуха в 3-й контур после 1-й ступени трехступенчатого вентилятора.

Проведение исследования потребовало разработки новых методик оценки экономичности СУ с учетом внешнего сопротивления входного и выходного устройств. Работа включает анализ параметров и характеристик трехконтурного двигателя с термодинамической точки зрения, оптимизацию его программ управления, предварительную оценку особенностей течения в точке отбора воздуха в 3-й контур, а также конструктивно-компоновочную проработку.

Объект исследования

Трехконтурный двигатель изменяемого процесса (ТДИП) содержит все элементы, имеющиеся у ТРДДФсм. В отличие от традиционного ТРДДФсм, ТДИП (рис. 2) также содержит:

- канал 3-го контура (9);
- регулируемое сопло 3-го контура (7);
- регулируемый разделитель потоков (3), способный перекрыть вход в канал 3-го контура.

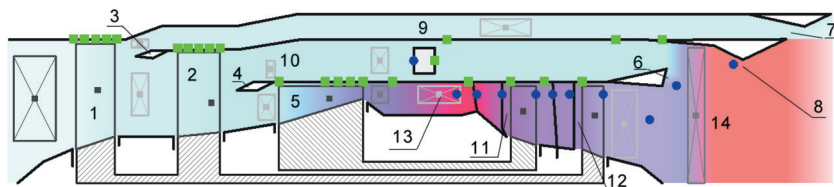


Рис. 2. Расчетная схема двигателя

Регулируемый разделитель потоков (3) (обозначим его РК-1, как первый по потоку разделительный корпус), установлен за первой ступенью компрессора низкого давления (1).

При открытии канала 3-го контура часть воздуха из-за первой ступени компрессора низкого давления поступает в указанный канал и вытекает в атмосферу через отдельное регулируемое сопло 3-го контура (7).

Когда канал 3-го контура перекрыт, весь воздух из первой ступени КНД поступает в последующие ступени КНД. В этом случае первая ступень КНД (1) и группа последующих ступеней КНД (2) работают как единый компрессор, аналогично КНД традиционного ТРДДФсм.

Будем для определенности называть 1-ю ступень компрессора низкого давления КНД-1, а группу его последующих ступеней — КНД-2.

После КНД-2 по тракту двигателя расположен нерегулируемый разделитель потоков (4), характерный для традиционной схемы ТРДДФсм (РК-2). На РК-2 поток воздуха, вышедший из КНД-2, разделяется на два потока. Поток внутреннего контура проходит последовательно через компрессор высокого давления (5), основную камеру сгорания (13), турбину высокого давления (11) и турбину низкого давления (12).

Поток наружного контура проходит через канал второго контура (10) и смешивается с потоком внутреннего контура в смесителе (6). Далее смешанный поток проходит через форсажную камеру сгорания (14) и выбрасывается в атмосферу через основное сопло (8), общее для 1-го и 2-го контуров.

Для моделирования значительного отбора воздуха после 1-й ступени КНД необходимо вместо базовой его характеристики использовать отдельные характеристики его 1-й ступени и 2-й группы ступеней.

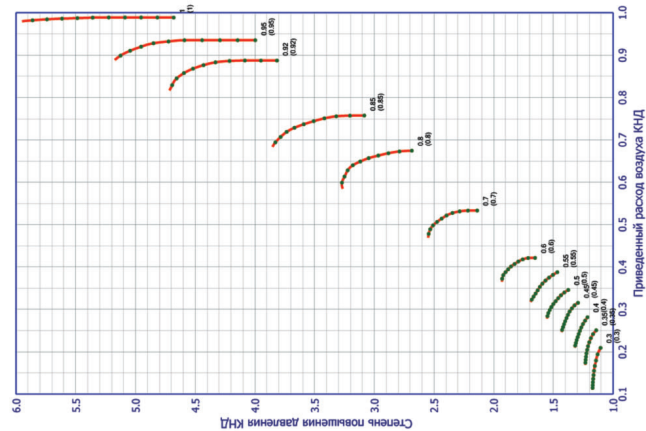
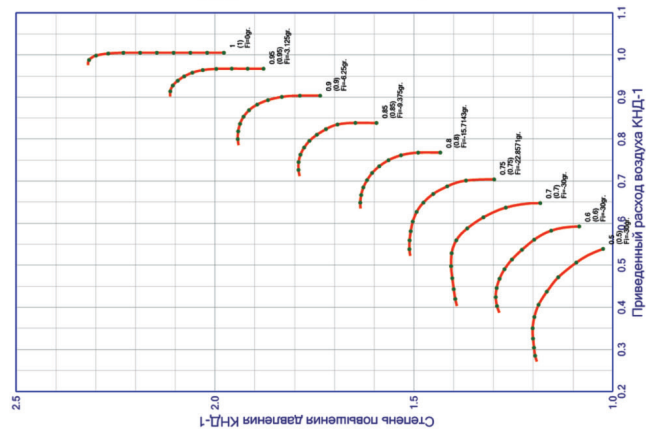
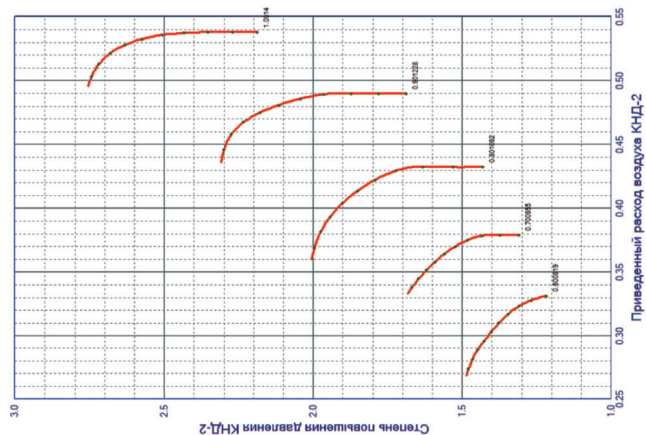
На основе 3-D модели, подготовленной для газодинамических расчетов трехступенчатого компрессора в среде FINE Turbo, был реализован расчет характеристик отдельно для 1-й ступени и для группы, состоящей из 2-й и 3-й ступеней. В качестве иллюстрации на рисунке 3 представлена характеристика входного трехступенчатого КНД, а также характеристики КНД-1 и КНД-2.

Анализ силовой установки с использованием «внутридвигательных» показателей эффективности двигателя выявил, что применение 3-го контура не позволяет улучшить экономичность на крейсерских режимах полета. Этот факт связан с существенно неоптимальным распределением работы термодинамического цикла по контурам, в результате чего значительный рост суммарного расхода воздуха при заданной тяге двигателя не приводит к заметному снижению расхода топлива.

В связи с вышеуказанным возникла необходимость оценивать тягу не двигателя, а силовой установки, принимая во внимание не только разницу импульсов входящего и выходящего потоков рабочего тела $R = G_c \cdot c_c - G_b \cdot V$, но и внешнее сопротивление входного и выходного устройств.

Методика учета внешнего сопротивления входного и выходного устройств

Внешнее сопротивление сверхзвукового входного устройства (СВУ) состоит из сопротивления обечайки и дополнительного сопротивления. Дополнительное сопротивление $X_{\text{доп}}$ возникает только на тех режимах работы СВУ, когда его коэффициент расхода $\varphi < 1$. В рамках настоящей работы учитывалось только дополнительное сопротивление входного устройства. Сила сопротивления входного устройства по жидкому контуру определяется с помощью выражения



а) Исходный КНД

б) КНД-1

в) КНД-2

Рис. 3. Характеристики КНД

$$X_{\text{Доп}} = c_{X\text{Доп}} \cdot Q \cdot F_{\text{Вх}},$$

где $Q = \rho \cdot \frac{V^2}{2}$ — скоростной напор; $F_{\text{Вх}}$ — площадь входного сечения воздухозаборника; $c_{X\text{Доп}}$ — безразмерный коэффициент аэродинамического сопротивления воздухозаборника по жидкой линии тока.

Величина $c_{X\text{Доп}}$ изменяется при изменении режима работы входного устройства и скорости полета. При $\varphi = 1$ величина $c_{X\text{Доп}}$ равна 0. При уменьшении φ величина $c_{X\text{Доп}}$ возрастает. Увеличение числа M полета приводит к возрастанию коэффициента аэродинамического сопротивления. Для справки: при $\varphi = 0.5$ и $M_H = 0.8$ величина $c_{X\text{Доп}}$ составляет 0.23.

Внешнее сопротивление кормовой части выходного устройства сверхзвукового самолета возникает на сужающемся участке кормовой части гондолы. Сила сопротивления кормовой части определяется по формуле

$$X_{\text{Корм}} = c_{X\text{Корм}} \cdot Q \cdot F_{\text{Мид}},$$

где $Q = \rho \cdot \frac{V^2}{2}$ — скоростной напор; $F_{\text{Мид}}$ — площадь миделевого сечения мотогондолы; $c_{X\text{Корм}}$ — коэффициент аэродинамического сопротивления.

Коэффициент аэродинамического сопротивления c_X задается как зависимость от отношения площадей $\frac{F_{\text{Мид}}}{F_C}$, с расслоением зависимости по числу M полета.

Оценка потерь эффективной тяги за счет сопротивления входного и выходного устройств

Прежде чем переходить от так называемых «внутридвигательных» тяги и удельного расхода топлива к аналогичным параметрам, определяемым с учетом внешнего сопротивления (эффективным характеристикам силовой установки), необходимо оценить, на каких режимах работают входное и выходное устройства и какие значения принимает их аэродинамическое сопротивление.

В качестве базовой эталонной информации авторы располагают результатами расчета двигателя-прототипа, выполненного без 3-го контура, т. е. по схеме ТРДДФсм. Для этого двигателя существует перечень условий полета и режимов его работы, при известных значениях тяги, определяемой без учета внешнего сопротивления. Эти расчетные точки были оценены с помощью модели ТДИП.

В результате расчета получены данные, подтверждающие, что коэффициент расхода входного устройства имеет значение, меньше 1, на всех режимах, кроме полета с максимальной скоростью. Так, при полете на малой высоте с дозвуковой скоростью из-за большой плотности атмосферного воздуха двигатель приходится очень глубоко дросселировать, в результате φ принимает значение 0.4. На этом же режиме полета внешние створки сопла максимально прикрыты,

в результате отношение площадей $\frac{F_{\text{Мид}}}{F_C}$, а следовательно, и $c_{X\text{Корм}}$ также имеют максимальные значения.

Наибольшее значение коэффициента аэродинамического сопротивления СВУ достигается на крейсерских режимах полета (у земли и на высоте 11 км), а также при полете у земли с трансзвуковой скоростью при максимальном скоростном напоре.

На рисунке 4 представлены относительные составляющие тяги двигателя для различных условий полета. 100% соответствует тяге двигателя, получаемой по разнице его выходного и входного импульсов. Если от этой тяги отнять силы внешнего сопротивления на входном и выходном устройствах, то для придания пропульсивной силы летательному аппарату остается лишь эффективная тяга силовой установки $R_{\text{Эфф}}$. В наибольшей степени потери на внешнее сопротивление актуальны на крейсерских режимах полета у земли.

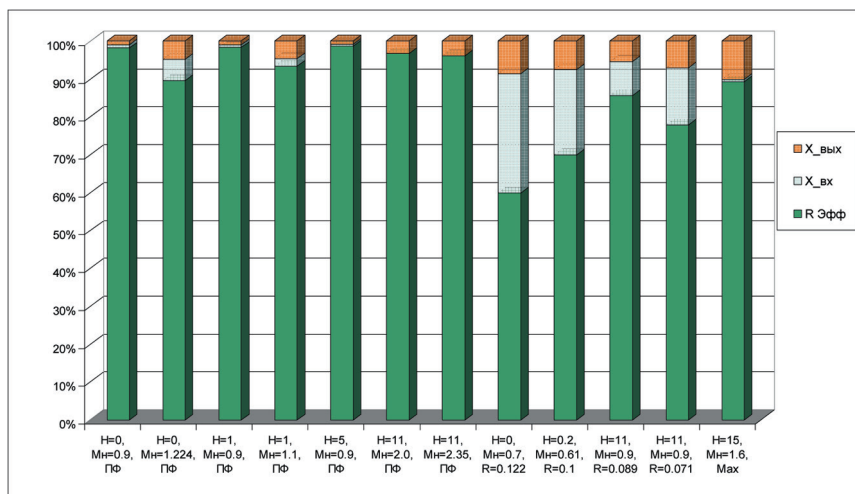


Рис. 4. Относительные значения составляющих тяги для различных условий полета и режимов работы двигателя-прототипа (100% — тяга двигателя)

Так, например, на режиме $H = 0$, $Mn = 0.7$ суммарная доля потерь превышает 40%! Из них большая часть приходится на входное устройство. Таким образом, для сообщения самолету движущей силы, достаточной для поддержания установившегося горизонтального полета, остается менее 60% от тяги двигателя. При дальнейшем анализе характеристик СУ будем оперировать со значениями именно эффективной тяги для режимов, отображенных на рисунке 4.

Тяга двигателя напрямую связана с расходом топлива. Уменьшение тяги двигателя при сохранении постоянной эффективной тяги СУ должно снижать режим работы двигателя и уменьшить расход топлива. Таким образом, очевидна

идея поиска путей снижения внешнего сопротивления силовой установки при поддержании заданных значений эффективной тяги.

Анализ данных, отображенных на рисунке 4, помогает обосновать перечень режимов полета и работы двигателя, для которых такой поиск актуален. Так, например, для режимов полного форсажа при числе $M = 0.9$ смысла снижать внешнее сопротивление нет, поскольку оно и так минимально. Нет также смысла искать способ увеличить площадь среза сопла для полетов с высокими скоростями на форсированных режимах, поскольку роль потерь невелика, а сверхзвуковые створки сопла находятся на механических упорах.

Таким образом, предметом дальнейшего исследования выбраны:

- дозвуковые крейсерские режимы полета;
- сверхзвуковой крейсерский бесфорсажный режим;
- режим полета у земли на режиме ПФ с максимальным скоростным напором.

Оценка эффективности трехконтурной схемы с учетом дополнительного сопротивления входного и выходного устройств

Для исследования выбрано 6 режимов полета и работы силовой установки:

- 1) $N = 0$, $M_n = 1.224$, полный форсаж;
- 2) $N = 0$, $M_n = 0.7$, крейсерский бесфорсажный, $R_{\text{Эф отн}} = 0.073$;
- 3) $N = 0.2$, $M_n = 0.61$, крейсерский бесфорсажный, $R_{\text{Эф отн}} = 0.073$;
- 4) $N = 11$, $M_n = 0.9$, крейсерский бесфорсажный, $R_{\text{Эф отн}} = 0.076$;
- 5) $N = 11$, $M_n = 0.9$, крейсерский бесфорсажный, $R_{\text{Эф отн}} = 0.055$;
- 6) $N = 15$, $M_n = 1.6$, крейсерский бесфорсажный, $R_{\text{Эф отн}} = 0.175$.

Для каждого из указанных режимов работы двигателя имеются результаты расчета, полученные для компоновки ТРДДФсм с базовой программой управления, оптимизированной по параметрам двигателя без учета внешнего сопротивления входного и выходного устройств. Эти данные будем называть параметрами двигателя-прототипа. Они будут приняты за основу при сравнении достижимых эффектов улучшения экономичности.

Для каждого режима полета с помощью метода IOSO [3] решалась задача оптимизации управления. Постановка задачи была следующей.

В состав варьируемых переменных входили:

- угол установки ВНА КНД-1;
- площадь смесителя по наружному контуру;
- площадь критического сечения сопла 1-го и 2-го контуров;
- площадь критического сечения сопла 3-го контура.

Эффективная тяга задается как параметр режима работы, по которому ограничивается подача топлива в основную камеру сгорания. При этом для форсированного 1-го режима полета было принято, что величина коэффициента избытка воздуха $\alpha_{\text{ФКС}}$ такая же, как у двигателя-прототипа.

В качестве целевой функции использовался эффективный удельный расход топлива. Накладывались функциональные ограничения на минимальные

запасы устойчивости каскадов компрессора, максимальные частоты вращения роторов и температуру газа перед турбиной.

В рамках данного исследования ставилась задача оценить изолированное влияние использования 3-го контура на улучшение экономичности по эффективным параметрам силовой установки. Поэтому для каждого режима работы решалась еще одна задача, постановка которой отличается от описанной выше по тексту тем, что сопло 3-го контура прикрыто полностью, т. е. двигатель представляет собой обычный ТРДДФсм.

Результаты решения данных задач представлены на рисунках 5–8. Обозначение «Опт ПУ ТДИП» соответствует оптимизированному управлению с использованием 3-го контура; «Опт ПУ ТРДДФсм» — оптимизированному управлению без использования 3-го контура; «Прототип» — двигателю-прототипу, управляемому по его внутренним параметрам.

По представленным на рисунке 5 результатам можно сделать следующие выводы.

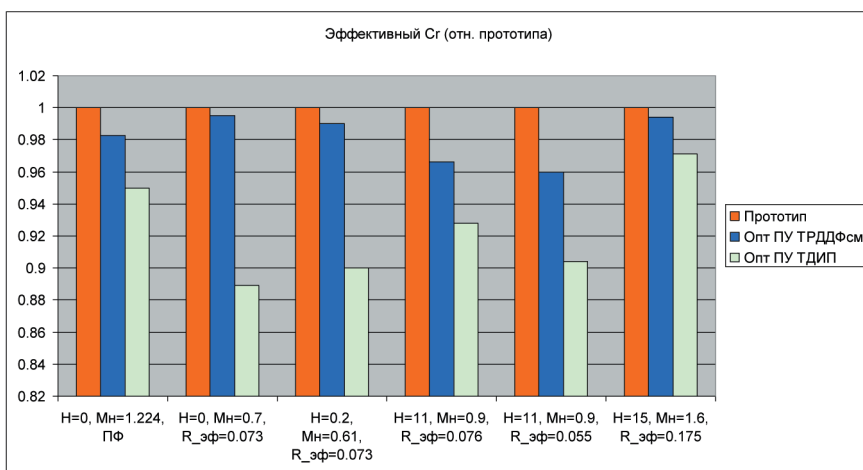


Рис. 5. Оценка снижения эффективного удельного расхода топлива СУ

На всех режимах полета оптимальное управление с 3-м контуром позволило снизить эффективный удельный расход топлива. Максимально достижимый эффект указанного снижения составляет 11% для режимов полета $H=0, M_n=0.7$ и $H=0.2, M_n=0.61$. Для крейсерских полетов на высоте 11 км можно снизить эффективный удельный расход топлива на 7–9.5%. На режиме сверхзвукового бесфорсажного крейсерского полета применение 3-го контура позволяет снизить эффективный удельный расход топлива на величину порядка 3%. Высокий потенциал улучшения экономичности (до 5%) на режиме сверхзвукового форсированного полета у земли говорит скорее о том, что указанный режим двигателя-прототипа оптимизирован под критерии, не связанные с экономичностью.

Для всех 6 режимов полета и работы двигателя применение 3-го контура позволило увеличить расход воздуха на входе в двигатель и соответственно снизить аэродинамическое сопротивление входного (рис. 6) и выходного (рис. 7) устройств.

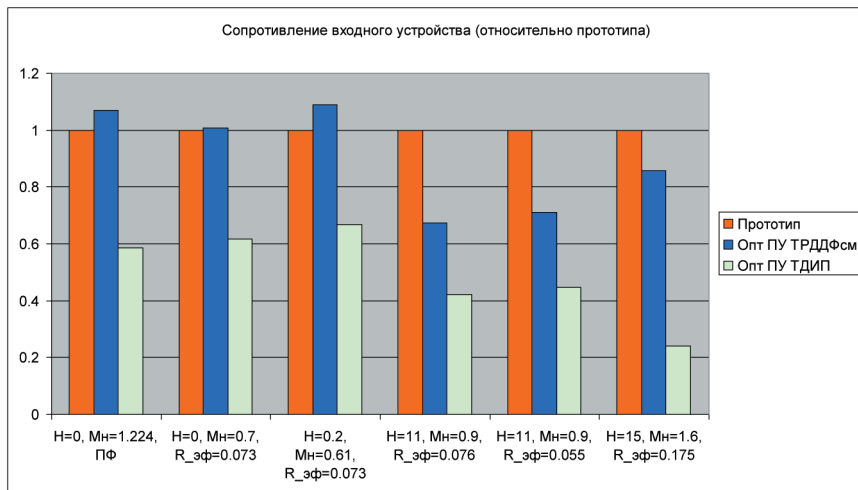


Рис. 6. Оценка аэродинамического сопротивления входного устройства

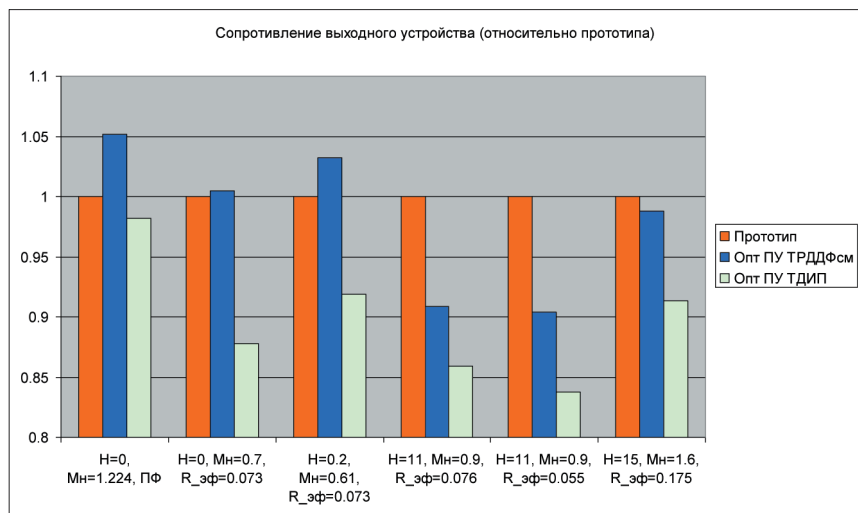


Рис. 7. Оценка аэродинамического сопротивления выходного устройства

Доля воздуха, перепускаемого после 1-й ступени КНД в 3-й контур, достигает 25% (рис. 8).

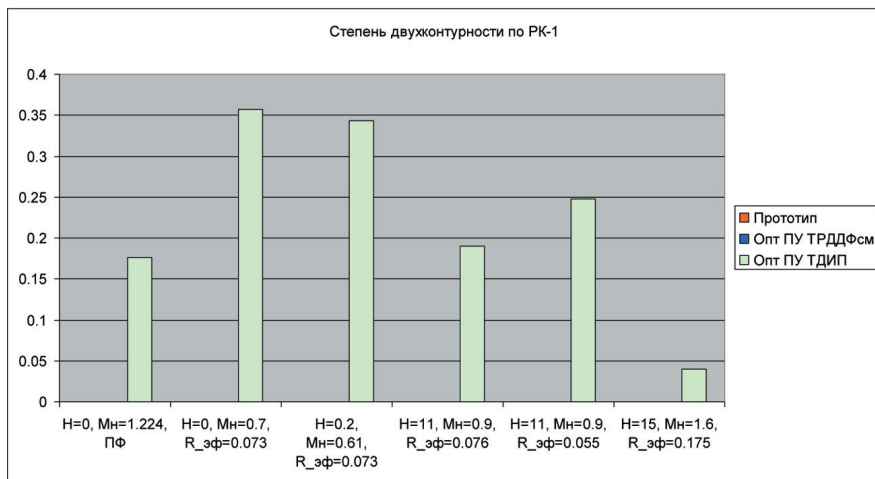


Рис. 8. Степень двухконтурности по РК-1

Для вариантов оптимизированного управления без использования 3-го контура («Опт ПУ ТРДДФсм») также наблюдается снижение эффективного удельного расхода топлива силовой установки, но достижимое улучшение экономичности значительно меньше (не более 4%).

Заключение

Усложнение схемы двигателя, связанное с организацией течения через независимо управляемый 3-й контур, позволяет заметно улучшить согласование входного устройства, двигателя и выходного устройства в составе силовой установки многоцелевого сверхзвукового самолета. Проблема низкой топливной эффективности «переразмеренной» СУ на крейсерских режимах успешно решается за счет перепуска избыточного воздуха через 3-й контур.

За счет 3-го контура можно улучшить топливную экономичность на 7–11% на дозвуковых крейсерских режимах полета, и на 3% — на сверхзвуковых бесфорсажных режимах. Основным фактором полезного эффекта является уменьшение сил внешнего сопротивления, что позволяет снизить потребный режим работы двигателя и расход топлива. При этом оптимальное по эффективному расходу топлива управление обычным ТРДДФсм позволяет снизить расход топлива не более чем на 4% по сравнению с прототипом.

Для рассмотренной схемы ТДИП реализация отбора воздуха из-за первой ступени КНД может сделать проблематичной обеспечение устойчивой работы КНД при закрытом третьем контуре. Возможными путями решения данной проблемы являются разработка и применение механизма перекрытия полости

переходного канала 3-го контура (на входном участке) на режимах с нулевыми расходами воздуха через него, либо постоянный перепуск в минимальных количествах (порядка 2–4% от расхода на входе в двигатель) на всех режимах работы двигателя течет через 3-й контур.

Проработка объемно-массовой компоновки дополнительных элементов, связанных с реализацией течения в 3-м контуре, показала положительный результат (возрастание массы силовой установки не превышает величины массы топлива, сэкономленного за один типовой полет).

ЛИТЕРАТУРА

1. *Ronald J., Simmons M.S.* The Ohio State University. Design and Control of Variable Geometry Turbofan with an Independently Modulated Third Stream. Dissertation. Preserved in Partial Fulfillment of the Requirements for the Degree Doctor of Philosophy in the Graduate School of the Ohio State University.
2. *Нечаев Ю. Н., Федоров Р. М., Котовский В. Н., Полев А. С.* Теория авиационных двигателей. Ч. 2. М.: ВВИА, 2007.
3. *Егоров И. Н. Тюленев В. П., Павленко В. Ф.* Методы не прямой статистической оптимизации на основе самоорганизации и их использование в оптимизационных задачах авиационных ГТД. ВИНТИ № 2622-В89. 1989.

К. С. Федечкин, Ф. А. Фаррахов, Г. В. Кретинин

ПАО «НПО «Сатурн»», г. Рыбинск Ярославской области

fedeconst@mail.ru, farrahov_fa@saturn.ru, gennady.kretinin@npo-saturn.ru

РАСЧЕТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ВЕЛИЧИНЫ РАДИАЛЬНОГО ЗАЗОРА НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ВЫСОКОНАПОРНЫХ ДИАГОНАЛЬНЫХ И ЦЕНТРОБЕЖНЫХ СТУПЕНЕЙ

Проведено расчетное исследование влияния величины радиального зазора на характеристики ступеней современных малоразмерных ГТД. Для рассмотренных в работе ступеней были созданы верифицированные по результатам эксперимента расчетные CFD-3D модели. Полученные результаты показали значительное влияние величины радиального зазора на положение границы устойчивой работы компрессора и незначительное влияние на уровень КПД в области линии рабочих режимов.

Ключевые слова: диагональный и центробежный компрессор, характеристика, радиальный зазор.

Введение

В процессе разработки газотурбинных двигателей большое внимание уделяется вопросам экономичности и безопасной эксплуатации двигателей, которые зависят также от аэродинамического совершенства и состояния проточной части компрессора. Одним из факторов, влияющих на аэродинамику компрес-

сора, является величина радиального зазора, которая может меняться (в сторону увеличения) на различных этапах жизненного цикла двигателя и оказывать влияние на окончательные его параметры и характеристики. Следует отметить, что наибольшее влияние величина радиального зазора оказывает на течение в центробежных компрессорах [1], где сказываются малые размеры лопаточных венцов (высота лопатки на выходе из компрессора 7–10 мм) и высокие скорости на выходе из импеллера, которые достигают 1,1–1,3 $M_{абс}$.

Расчетная модель компрессора

В настоящее время наиболее универсальным расчетным инструментом для исследования течения в турбомашинах являются верифицированные численные методы расчета пространственного течения (CFD-3D), основанные на решении уравнений Навье—Стокса в форме осреднений по Рейнольдсу (RANS). Успешное применение таких методов на практике возможно только при отработанной технологии проведения вычислительных исследований. Весь технологический процесс создания расчетной CFD-модели для расчета характеристик компрессора (рис. 1) можно разбить на следующие этапы:

1. Построение расчетной геометрической модели на основе реальной конструкции.
2. Построение расчетной сетки.
3. Настройка «решателя» и выполнение расчета.

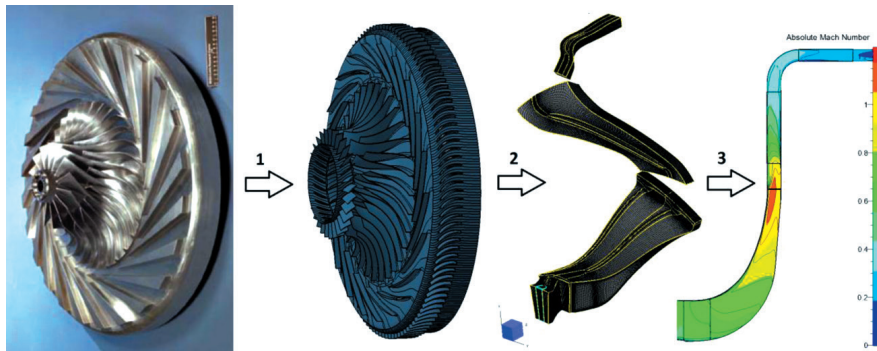


Рис. 1. Технологический процесс применения CFD-кода

В ранее представленных работах [2, 3] показаны особенности технологического процесса применения CFD-кода для расчета характеристик диагональных и центробежных компрессоров. Созданная расчетная модель учитывает степень детализации геометрической модели компрессора и параметров расчетной сетки, особенности модели турбулентности и настройки «решателя». Критерием достоверности результатов расчета выступает степень совпадения их с экспериментальными данными, как по интегральным, так и по локальным распределениям ряда параметров. На рисунке 2 показаны результаты сравнения рас-

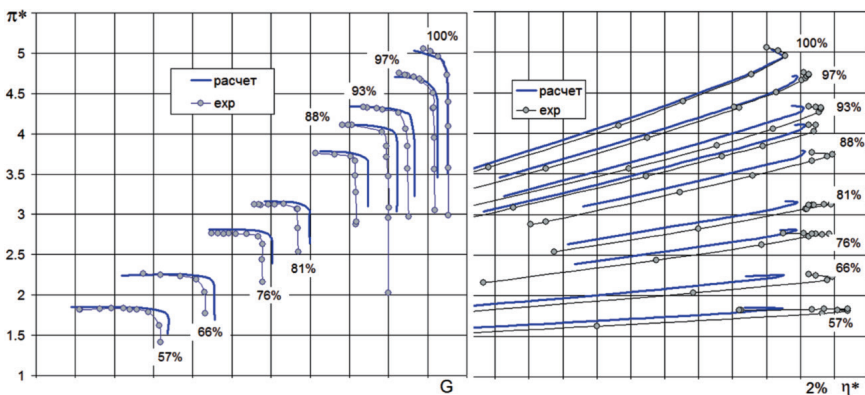


Рис. 2. Расчетная и экспериментальная характеристики диагональной ступени

четных и экспериментальных характеристик одного из рассмотренных в работе компрессоров.

Основные результаты

Для оценки влияния величины радиального зазора на характеристику ступени были выбраны три ступени, созданные для современных малоразмерных ГТД, с параметрами, представленными в таблице 1. Расчет характеристик был выполнен при двух величинах радиальных зазоров: минимальный (Δr_{\min}), который составляет примерно 2%, и максимальный (Δr_{\max}), который составляет примерно 7% высоты лопатки на выходе из рабочего колеса ($h_{\text{вых.рк}}$). Результаты расчета характеристик в широком диапазоне частот вращения изображены на рисунке 3. Качественная картина течения в проектной точке на характеристике ступени представлена на рисунке 4, где изображено распределение числа $M_{\text{отн}}$ (рабочее колесо) и $M_{\text{абс}}$ (диффузор + спрямляющий аппарат) в плоскости решеток лопаточных венцов на 90% высоты проточной части для различных величин радиального зазора.

Таблица 1

Параметры ступеней

Параметр	Ступень № 1 (диагонал.)	Ступень № 2 (диагонал.)	Ступень № 3 (центробежн.)
Проектное π^*	4.7	8.7	10.0
$U_{\text{вых.рк}}$ м/с	505	679	672
$h_{\text{вых.рк}}$ мм	9.4	10	8

Представленные результаты показывают, что независимо от газодинамических параметров ступеней увеличение радиального зазора оказывает наибольшее влияние на снижение запаса ГДУ (оцениваемого по степени повышения

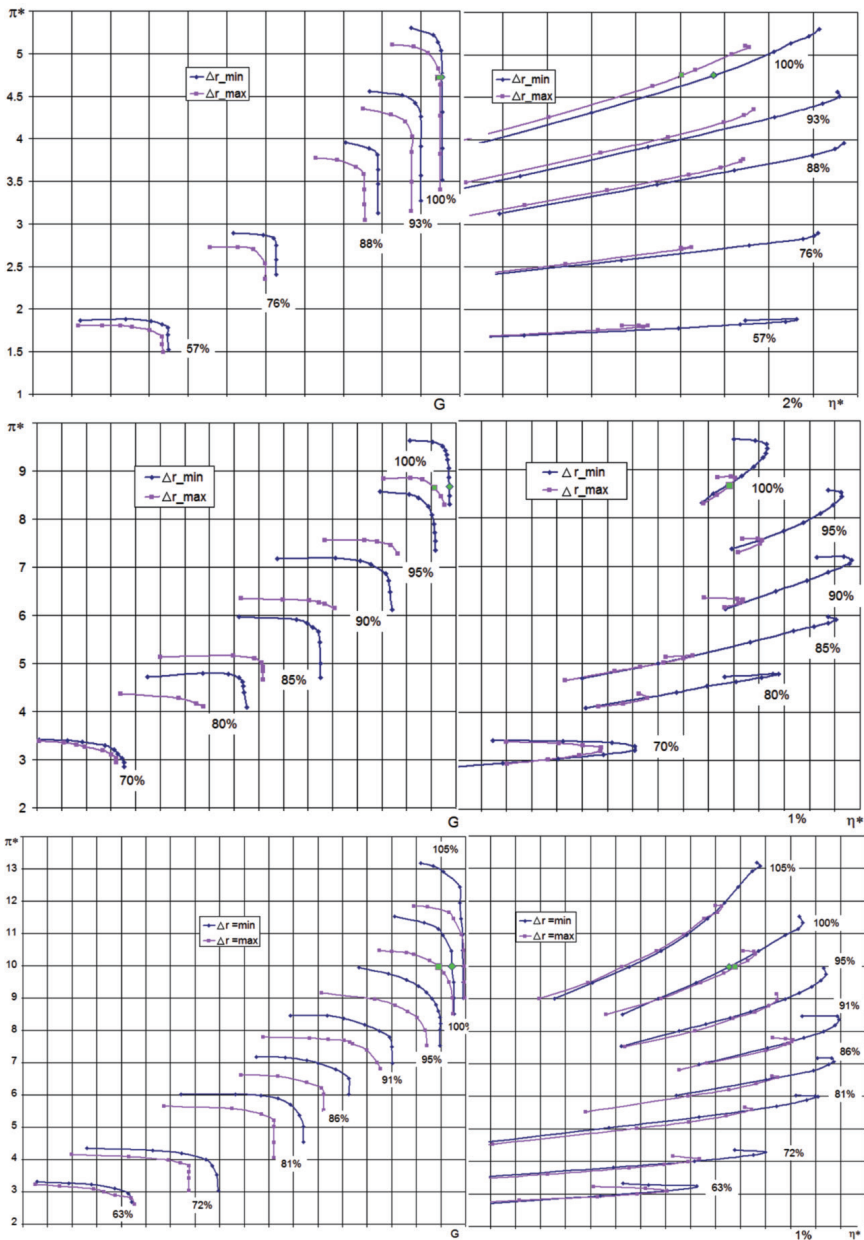


Рис. 3. Характеристика ступеней № 1, № 2, № 3 при различных величинах радиального зазора

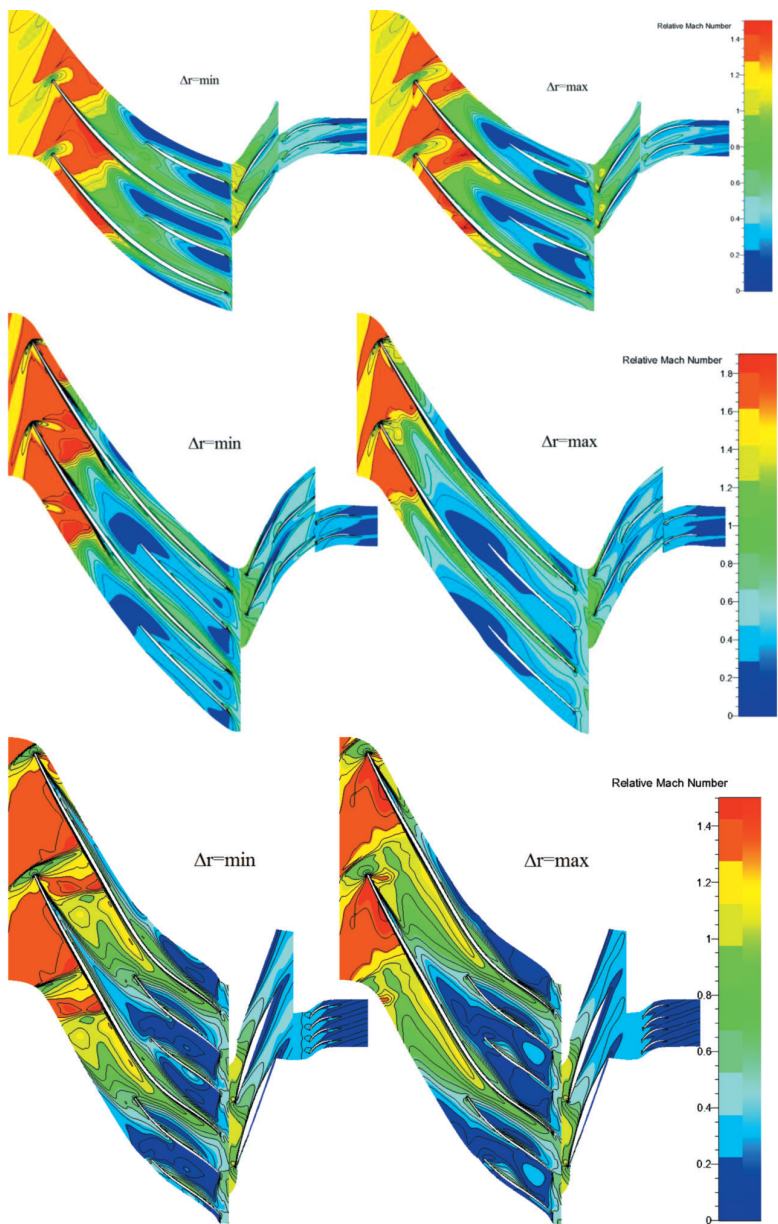


Рис. 4. Картина течения в плоскости решеток лопаточных венцов на 90% высоты проточной части для ступеней № 1, № 2, № 3 при различных величинах радиального зазора

давления) во всем рабочем диапазоне частот вращения. Расход воздуха также значительно уменьшается в диапазоне частот вращения от 70% до 95%. При этом в области рабочей линии уровень КПД изменяется незначительно (менее 1%) в рабочем диапазоне частот вращения. Характерная картина течения для всех трех ступеней показывает, что увеличение радиального зазора приводит к значительному увеличению зоны интенсивного вихревого течения в периферийной части рабочего колеса, которая снижает работу всей ступени. Это оказывает дополнительный дросселирующий эффект на течение в колесе за счет загромождения проточной части и «выдавливает» систему скачков уплотнения к входной кромке колеса. В результате такого смещения скачков уплотнения средние и периферийные сечения начинают работать на больших углах атаки, что ведет к уменьшению расхода воздуха через ступень и запаса ГДУ. Такая особенность течения в рабочем колесе при увеличении радиального зазора прослеживается для всех трех ступеней, и чем больше проектная степень повышения давления в ступени, тем больше влияние на газодинамические параметры ступени.

Заключение

Результаты данной работы показали возможность создания верифицированной по результатам эксперимента расчетной CFD-модели течения в компрессоре, основанной на решении уравнений Навье — Стокса в форме осреднений по Рейнольдсу. Созданные модели позволили провести исследования по оценке влияния величины радиального зазора на характеристики ступеней и рассмотреть механизм влияния перетекания в зазоре на интегральные параметры ступени. Представленные результаты показали существенное влияние величины радиального зазора на запас ГДУ и расход воздуха и значительно меньшее влияние на уровень КПД в рабочем диапазоне частот вращения. Данное исследование позволит на ранних стадиях разработки компрессора более реалистично оценивать характеристики ступеней для дальнейшего их использования в модели двигателя, что, в свою очередь, уменьшит технический риск при создании новых ГТД.

ЛИТЕРАТУРА

1. Герасименко В. П., Алехин С. А., Анимов Ю. А. Эффекты концевых зазоров в высоконапорном ЦБК // Двигатели внутреннего сгорания. 2006. № 1. С. 14–16.
2. Федечкин К. С., Фаррахов Ф. А. Оценка возможности использования современных численных методов для расчета характеристик высоконапорных диагональных и центробежных ступеней // Научно-технический конгресс по двигателестроению (НТКД—2016). Сб. тезисов. М., 2016.
3. Шмотин Ю. Н., Егоров И. Н., Кретинин Г. В., Фаррахов Ф. А., Федечкин К. С. Методика оптимизации геометрических параметров диагонального компрессора // Сб. науч. тр. Всероссийской науч.-практ. конф. «Академические Жуковские чтения». Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина», 2014.

*И. А. Лепешинский, Ю. В. Зуев, Е. А. Истомин, И. А. Заранкевич,
И. В. Антоновский, А. А. Гузенко*

*Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет), г. Москва
igorlepeh@yandex.ru*

СИСТЕМА ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЙ ТЕХНОЛОГИИ СГТ1-60-120 НА БАЗЕ ГТД ДЛЯ ПОЛУЧЕНИЯ ДАЛЬНОБОЙНЫХ ГАЗОКАПЕЛЬНЫХ СТРУЙ

Приводится описание системы формирования дальнобойных газокapельных струй с мелкодисперсной структурой капель СГТ1-60-120. Она создана на основе новой газодинамической технологии. В качестве источника воздуха используется ГТД. В системе формируется двухфазная газокapельная струя с размером капель 100–300 мкм и скоростью порядка 80–100 м/с. Созданная установка не имеет отечественных и зарубежных аналогов.

Вводная часть

Ранее в работе [1] были представлены результаты, посвященные разработке новой газодинамической технологии формирования двухфазных газокapельных струй мелкодисперсной структуры большой мощности и дальности. Подобные струи могут использоваться для различных применений, однако наиболее часто они востребованы в системах пожаротушения, поскольку имеется ряд объектов, которые на сегодняшний день очень трудно или невозможно потушить существующими системами пожаротушения: это высотные здания, пожары с высокой интенсивностью излучения и лесные пожары. Такие системы создаются на основе новой газодинамической технологии, разработанной в Московском авиационном институте [2]. В ней используется для получения струи воздух, с помощью которого тушащая жидкость (вода) диспергируется и разгоняется до больших скоростей. Исследования [3–5] показали, что наилучшим источником мощности и необходимого количества воздуха является ГТД.

Основная часть

На основе газодинамической технологии и использования ГТД ТА-6 была разработана СГТ1-60-120 — *система газодинамической технологии номер 1 с расходом 60 л/с и рабочей дальностью струи 120 м*. Схема установки приведена на рисунке 1.

Система работает следующим образом: воздух для формирования струи отбирается от компрессора ГТД ТА-6 с давлением 4 атм. и расходом воздуха 1,5 кг/с и поступает в камеру смешения. Вода от насоса, установленного на пожарной машине, с давлением 10 атм. и расходом 60 л/с также поступает в камеру смешения, в которой происходит диспергирование жидкости на капли в диапазоне размеров 100–300 мкм и формирование двухфазного газокapельного потока

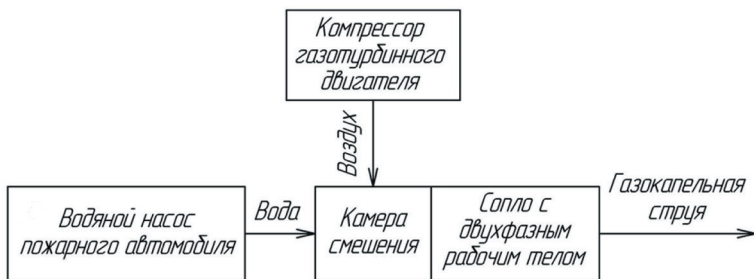


Рис. 1. Схема системы СГТ1-60-120 на основе ГТД ТА-6

необходимой структуры. Полученный двухфазный поток направляется в сопло, в котором разгоняется до скоростей порядка 80–100 м/с, формируя двухфазную газокпельную струю.

На рисунке 2 показан ГТД ТА-6, используемый в установке в качестве источника воздуха. На рисунке 3 представлен сравнительный график, иллюстрирующий возможности по дальности двухфазных и однофазных струй. Экспериментальная точка по дальности на графике порядка 140 м получена на установке СГТ1-60-120. Из графика следует, что при одинаковых условиях по расходу и давлению жидкости газодинамическая технология позволяет увеличить дальность струи по крайней мере в два раза по сравнению с существующей.



Рис. 2. ГТД ТА-6

На рисунке 4 показан общий вид установки с управляемым соплом. Сопло управляется с выносного пульта, показанного на рисунке 5, в горизонтальной плоскости на 350° и в вертикальной плоскости на 65°.

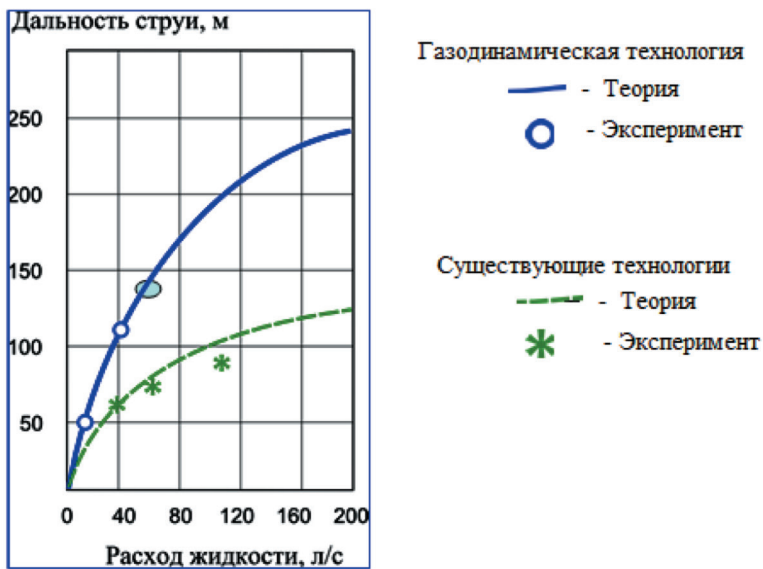


Рис. 3. Сравнительные данные по дальности однофазных и двухфазных струй



Рис. 4. Общий вид установки СГТ1-60-120 на автомобиле КАМАЗ



Рис. 5. Выносной пульт управления установкой

Испытание установки на дальность полета струи показано на рисунке 6.



Рис. 6. Испытание установки на дальность

Заключительная часть

При тушении пожара СГТ1-60-120 эффективно решаются следующие задачи пожаротушения:

1. Преодоление расстояния до очага пожара — обеспечивается большой дальностью струи от 100 до 150 м.
2. Срыв пламени — обеспечивается высокой скоростью струи до 100 м/с.

3. Предотвращение доступа окислителя (воздуха) в зону горения и отвод тепла от зоны горения — обеспечивается за счет размера капель струи порядка 100–300 мкм и увеличением скорости испарения — в 1000 раз по сравнению с существующими системами.

Газодинамические системы по сравнению с существующими дают возможность:

- получить скорости рабочего тела в начальном сечении струи в несколько раз больше существующих;
- увеличить дальность в 2 раза, обеспечив подачу минимально необходимого количества жидкости на большие расстояния;
- обеспечить оптимальную дисперсность капель или частиц в очаге и окрестности пожара (размером 100–300 мкм);
- в 2 раза снизить расход огнегасящего вещества на единицу горящей площади;
- тушить пожары, которые трудно или невозможно тушить с близкого расстояния;
- уменьшить время тушения пожара;
- сократить ущерб, причиняемый средствами тушения пожара.

Установка демонстрировалась на учении в рамках Международного салона средств обеспечения безопасности «Комплексная безопасность—2015», проводимом на базе Ногинского спасательного центра. Фотография работы СГТ1-60-120 с вертолета показана на рисунке 7. На рисунке 8 представлен момент тушения очага пожара. Созданная установка не имеет отечественных и зарубежных аналогов.



Рис. 7. Сравнительная дальность струи СГТ и обычной системы. Снимок с вертолета на демонстрации системы в г. Ногинске.



Рис. 8. Момент тушения бензинового очага пожара

ЛИТЕРАТУРА

1. *Лепешинский И. А., Зуев Ю. В., Истомин Е. А., Антоновский И. В., Гузенко А. А.* Авиационные ГТД в системе получения дальнобойных газокапельных струй // Климовские чтения—2015. Перспективные направления развития двигателестроения: сб. докл. науч.-техн. конф. СПб.: Скифия-принт, 2015. С. 59–64.
2. *Лепешинский И. А.* Новая технология получения газокапельных струй и системы пожаротушения на ее основе // Конверсия в машиностроении. 2005. № 1–2.
3. *Лепешинский И. А., Зуев Ю. В., Воронецкий А. В.* Особенности распространения газокапельных турбулентных струй с большой концентрацией жидкости // 4 Межд. конференция по неравновесным процессам в соплах и струях. СПб., 2002.
4. *Лепешинский И. А., Зуев Ю. В., Яковлев А. А., Молессон Г. В., Воронецкий А. В., Онес В. И., Ципенко А. В.* Численное и экспериментальное исследование газокапельного течения в сопле с большими концентрациями дисперсной фазы // Математическое моделирование. 2002. Т. 14, № 7.
5. *Истомин Е. А.* Авиационный ГТД в системе пожаротушения большой мощности и дальности действия: дис. ... канд. техн. наук. М., 2012. 159 с.

О. П. Минин, И. А. Лещенко, Д. А. Олишевский

ПАО «Туполев», Москва

e-mail: moto@tupolev.ru

ИССЛЕДОВАНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ РЕГУЛИРОВАНИЯ СОПЛА СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ДОЗВУКОВОГО ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЕТА ИНТЕГРАЛЬНОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ КОМПОНОВКИ

В представленной работе рассматривается эффективность регулирования сопла силовой установки дозвукового транспортного самолета, выполненного по нетрадиционной аэродинамической компоновке — летающее крыло. Оценивается влияние изменения площади сопла как на характеристики двигателя, так и силовой установки. Для оценки влияния площади сопла на параметры и характеристики двигателя используется поэлементная нелинейная математическая модель двигателя. Переход от характеристик двигателя к характеристикам силовой установки в ходе исследования выполняется путем дополнительного учета сил внешнего сопротивления входного устройства.

В настоящее время аэродинамическая компоновка самолета типа «летающее крыло» считается весьма перспективной. Летающее крыло — разновидность схемы «бесхвостка» с редуцированным фюзеляжем, роль которого играет крыло, несущее все агрегаты, экипаж и полезную нагрузку. Благодаря отсутствию фюзеляжа и больших плоскостей управления обеспечивается высокая аэродинамическая эффективность такого планера. По оценкам ОКБ, величина аэродинамического качества может достигать величины порядка 20–22. Компоновка «Летающее крыло» обеспечивает дополнительные преимущества, например возможность снизить удельную массу планера и за счет этого существенно увеличить массу полезной нагрузки или запаса топлива.

Силовая установка указанного типа ЛА включает в себя ТРДД со смешением потоков наружного и внутреннего контуров с плоским соплом. Для дозвуковых самолетов рассматриваемой схемы наилучшая топливная эффективность обеспечивается при большой степени двухконтурности, порядка 4–6 [1].

При проектировании силовой установки для указанного типа ЛА приходится сталкиваться с проблемой обеспечения достаточного запаса газодинамической устойчивости двигателей. Дело в том, что находящийся на передней кромке крыла воздухозаборник имеет весьма сложную пространственную геометрию (рис. 1). Узкий щелеобразный вход на довольно коротком участке переходит в круглый канал, необходимый для сопряжения с входным сечением двигателя.

Внутренняя аэродинамика таких каналов весьма сложна и в настоящее время интенсивно исследуется и совершенствуется. Однако уже сейчас можно с высокой определенностью утверждать, что на входе в двигатель ожидается весьма значительная радиальная и окружная неравномерность потока. Как известно, наличие неравномерности на входе в компрессор уменьшает запас его газодинамической устойчивости.

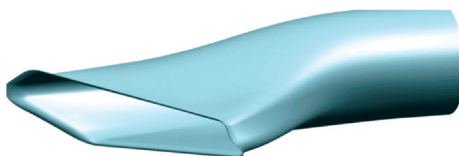


Рис. 1. Общий вид канала воздухозаборника

При работе двигателя на земле в условиях отсутствия скоростного напора создаются наиболее неблагоприятные условия для работы вентилятора. С одной стороны, здесь следует ожидать наибольшего уровня неравномерности потока на входе, что должно смещать границу устойчивой работы вниз — вправо. С другой стороны, докритический перепад давления на сопле уменьшает его пропускную способность и дополнительно дросселирует вентилятор. Это приводит к смещению рабочей точки вентилятора влево — вверх, приближая ее к границе устойчивой работы. На рисунке 2 показано поле полного давления в сечении входа в двигатель на режиме работы последнего в земных условиях и нулевой скорости набегающего потока. Поле давления имеет значительную неоднородность.

При работе двигателя на крейсерском режиме полета ЛА описанные выше особенности менее выражены (рис. 3).

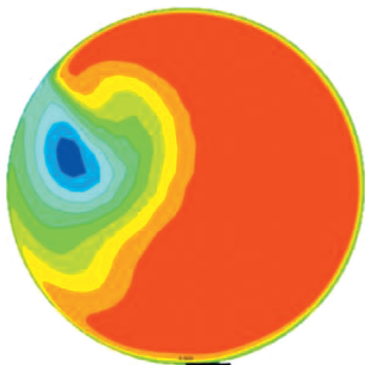


Рис. 2. Поле полного давления на входе в двигатель в стартовых условиях

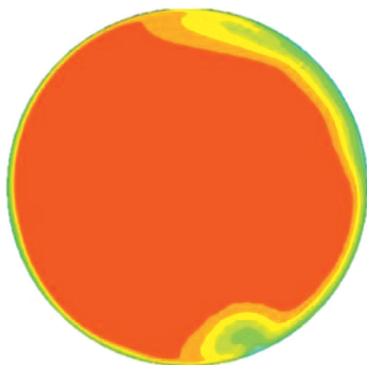


Рис. 3. Поле полного давления на входе в двигатель в условиях крейсерского полета

Особенностью щелевого входного устройства является достаточно большие потери при нулевой скорости полета. Как показали расчеты, увеличение потерь на 5% заметно усугубляет проблему обеспечения устойчивой работы вентилятора.

На рисунке 4 видно смещение рабочей линии и уменьшение располагаемого P_i сопла при увеличении потерь во входном устройстве. Указанные расчеты выполнены с использованием программного комплекса ThermoGTE, предназначенного для термодинамического анализа газотурбинных двигателей разных схем [2].

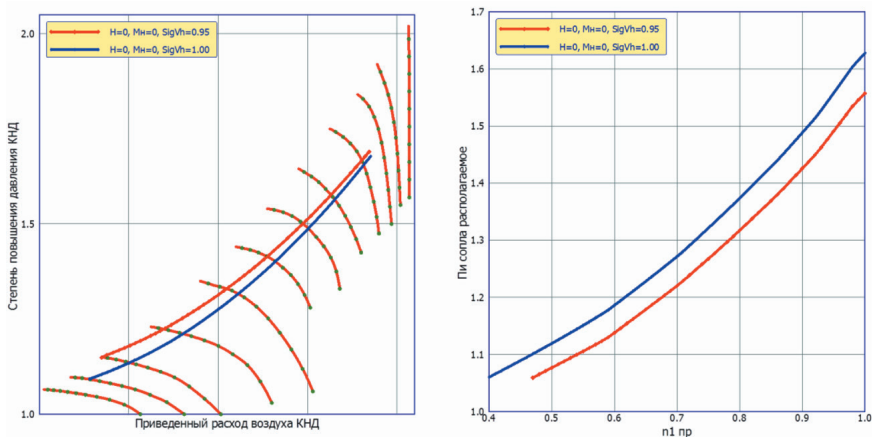


Рис. 4. Рабочая линия и уменьшение располагаемого Пи сопла при увеличении потерь во входном устройстве

Очевидным способом повышения запаса ГДУ вентилятора на неблагоприятных режимах является применение регулируемого сопла. Например, в условиях работы двигателя на земле при отсутствии скоростного напора такое сопло следовало бы «раскрывать», чтобы сместить вниз рабочую линию вентилятора. А в условиях крейсерского полета, наоборот, с помощью сопла рабочая линия КНД «поднималась» бы вверх настолько, чтобы обеспечить повышенный уровень КПД вентилятора. При очевидных выгодах применения регулируемого сопла с точки зрения внутренней термогазодинамики двигателя имеется и один существенный недостаток, связанный с наличием в составе силовой установки весьма крупногабаритного регулируемого устройства с мощными приводами, имеющего значительную массу и сложную конструкцию.

Поэтому основной задачей настоящей работы было оценить, можно ли обойтись без применения регулируемого сопла. Для этого были проведены расчетные исследования с использованием математической модели двигателя с целью оценить, какие преимущества по величине удельного расхода топлива дает регулирование сопла.

В процессе проведения работы было исследовано влияние изменения площади критического сечения сопла на удельный расход топлива и температуру перед турбиной в условиях нулевой скорости на земле. Результаты приведены на рисунке 5. Важно отметить, что изменение критики существенно не влияет на температуру перед турбиной. При взлетной тяге наименьший удельный расход топлива обеспечивается при расчетном значении площади критического сечения сопла.

На рисунке 6 показано изменение запаса устойчивости в зависимости от изменения площади критического сечения сопла. Увеличение площади критики на 5% позволяет увеличить запас устойчивости КНД примерно на 5%.

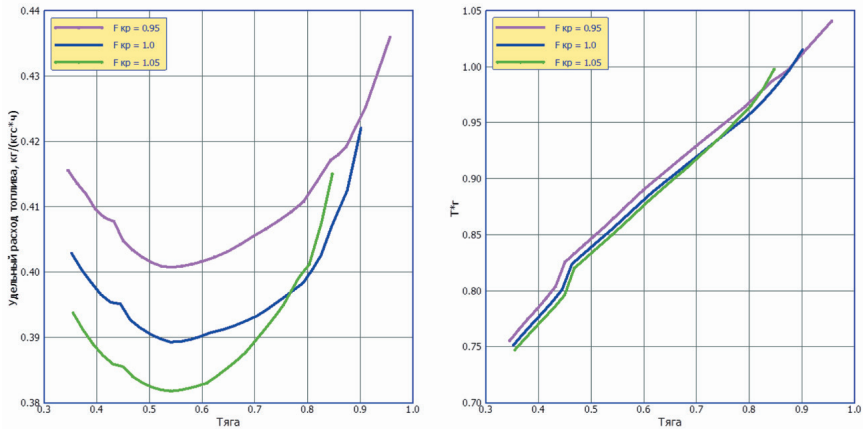


Рис. 5. Влияние площади критики сопла для режима $H = 0$, $M_n = 0$

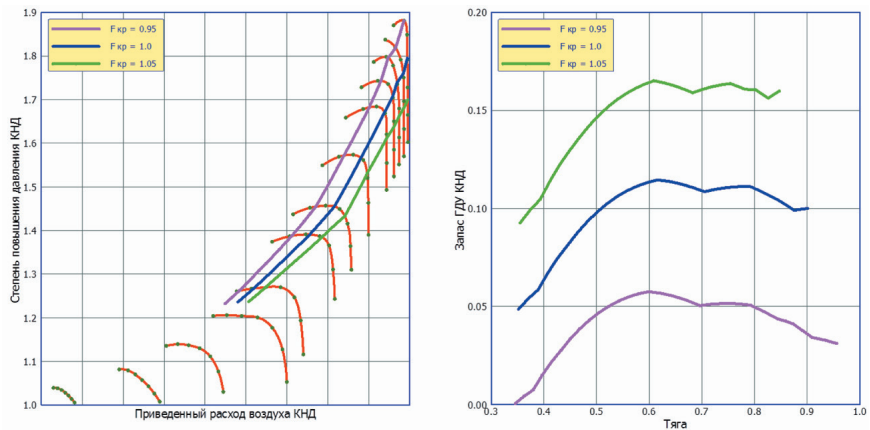


Рис. 6. Изменение запаса устойчивости в зависимости от изменения площади критического сечения сопла

Таким образом, для взлетного режима увеличение площади сопла на 5% позволяет заметно повысить устойчивость вентилятора, при этом температура перед турбиной практически не повышается. Увеличение удельного расхода топлива с учетом кратковременной работы на взлетном режиме не должно существенно ухудшить характеристики самолета.

Рассмотрим влияние площади критического сечения сопла на крейсерском режиме полета. Расчет дроссельных характеристик в этих условиях для различных значений критики показал, что увеличение критического сечения сопла на 5% приводит к заметному ухудшению КПД вентилятора, причем на всех режи-

мах работы двигателя. Соответственно удельный расход топлива заметно увеличивается при таком раскрытии сопла.

Оптимальную по экономичности величину площади сопла удобно оценивать с помощью таких зависимостей, где эксплуатационные параметры двигателя (температура газа перед турбиной и удельный расход топлива) представлены в виде зависимостей от площади критического сечения при фиксированных значениях тяги. На рисунке 7 видно, что оптимум по температуре газа и удельному расходу топлива соответствует уменьшенному на 1,5% значению площади сопла. Если в угоду запасам на взлетном режиме раскрыть сопло на 5%, мы значительно потеряем в экономичности. Таким образом, изолированный анализ двигателя показал необходимость применения регулируемого сопла.

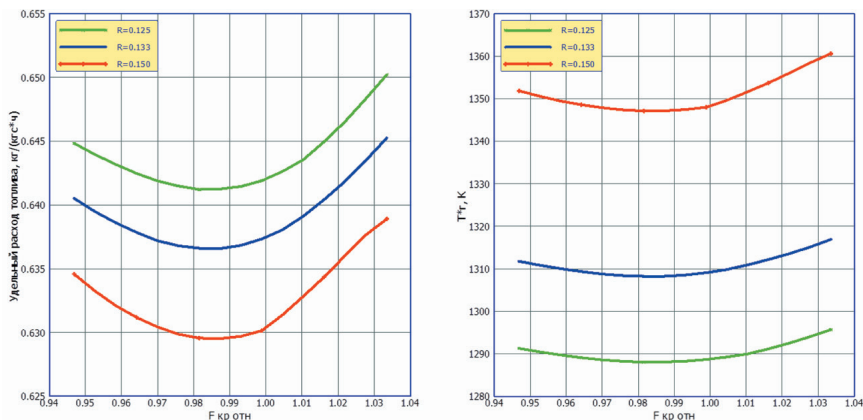


Рис. 7. Влияние площади сопла сопла для режима $N = 11$, $M_n = 0,8$

При расчетах летно-технических характеристик летательного аппарата следует учитывать внешнее сопротивление входного и выходного устройств. Известно, что режим работы двигателя и площадь среза сопла оказывают заметное влияние на силу сопротивления. В свою очередь, учет сопротивления может изменить наши оценки оптимального значения площади критики сопла.

Наиболее значимой силой является сопротивление воздухозаборника по жидкой линии тока. В различных самолетостроительных конструкторских бюро существуют свои уникальные методики для определения сопротивления входного устройства. В частности, применяются зависимости, корректирующие поляру самолета. В нашем случае для проведения исследования целесообразно выделить изолированную величину внешнего сопротивления входного устройства для более простого ее учета.

Для этого мы используем простую формулу (1), определяющую силу сопротивления по жидкой линии тока через перепад давлений на площади и разницу импульсов потока воздуха [3]. С использованием данной формулы был рассчитан коэффициент аэродинамического сопротивления S_x , приведенный к площади входа воздухозаборника.

$$D_{spill} = K(m_1[V_1 - V_0] + A_1[P_1 - P_0]); \quad (1)$$

где, D_{spill} — сила сопротивления по жидкой линии тока; V_1, V_0 — скорость потока на входе в воздухозаборник и невозмущенного потока соответственно; m_1 — массовый расход воздуха через воздухозаборник; A_1 — площадь входа в воздухозаборник; P_1, P_0 — полное давление на входе в воздухозаборник и невозмущенного потока соответственно; K — коэффициент подсасывающей силы.

В модели силовой установки величина C_x используется как зависимость от коэффициента расхода воздухозаборника Φ с расслоением по числу Маха полета. При расчете коэффициента внешнего сопротивления было необходимо задать коэффициент подсасывающей силы K . Для традиционных дозвуковых воздухозаборников этот коэффициент равен 0,4, для сверхзвуковых — 0,7. В расчете он принят равным 0,55. На рисунке 8 приведены результаты расчета коэффициента внешнего сопротивления в зависимости от коэффициента расхода в воздухозаборнике для различных скоростей полета. По нашим оценкам, результат достаточно близок к оценкам, выполненными другими авторами, например Рональдом Симмонсом [4].

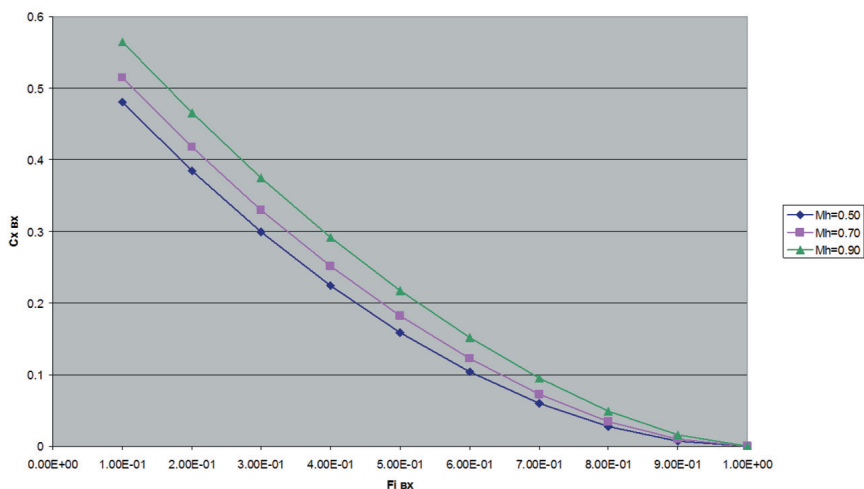


Рис. 8. Результаты расчета коэффициента внешнего сопротивления в зависимости от коэффициента расхода в воздухозаборнике для различных скоростей полета

Следующим этапом нашего исследования было определение зависимости эффективного расхода топлива с учетом сопротивления входного устройства. На рисунке 9 приведены результаты расчетов зависимости эффективного удельного расхода топлива от эффективной тяги для различных площадей критического сечения сопла. В соответствии с результатами расчета можно сделать вывод: увеличение критического сечения сопла не приводит к существенному росту

эффективного удельного расхода топлива. При этом в области крейсерских значений тяги, величина коэффициента расхода воздухозаборника имеет довольно низкое значение — порядка 0,75–0,8.

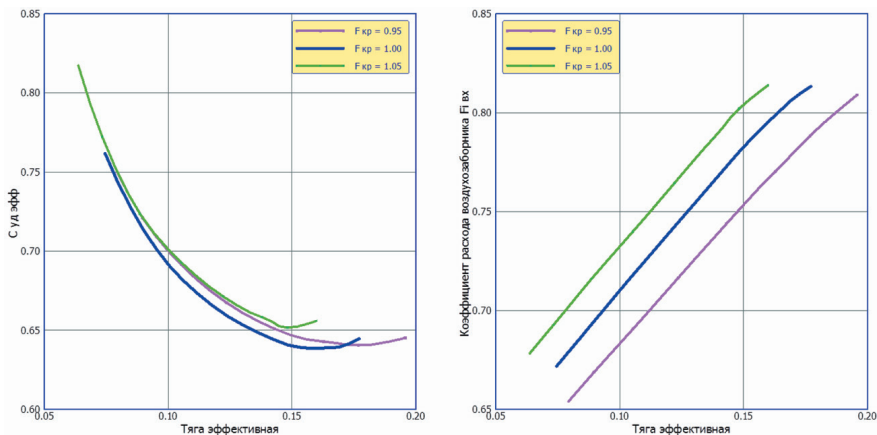


Рис. 9. Влияние площади сопла для режима $N = 11$, $M_n = 0,8$ с учетом внешнего сопротивления входного устройства

Низкое значение Φ входа приводит к заметному влиянию внешнего сопротивления воздухозаборника на эффективную тягу. Величина коэффициента лобового сопротивления S_x , приведенная к площади входа воздухозаборника, достигает значения 0,02–0,04, при этом сила сопротивления, отнесенная к эффективной тяге, составляет от 2 до 4%.

В соответствии с результатами расчета можно сделать вывод: увеличение площади критического сечения снижает потери эффективной тяги за счет уменьшения сопротивления входного устройства на крейсерском режиме полета летательного аппарата. 10%-ное увеличение $F_{кр}$ снижает силу сопротивления ВЗ примерно на 2%.

Аналогично расчетам без учета внешнего сопротивления были построены параметрические зависимости, связывающие эффективный удельный расход топлива от площади критического сечения сопла при фиксированных значениях тяги (рис. 10). Для сравнения слева показаны зависимости, полученные без учета внешнего сопротивления.

В соответствии с результатом расчета можно сделать следующие выводы:

- с учетом внешнего сопротивления входного устройства оптимум по удельному расходу соответствует увеличенному на 1% значению площади критического сечения;
- с учетом внешнего сопротивления входного устройства уменьшается чувствительность удельного расхода топлива к увеличению площади критического сечения сопла сверх расчетной, соответствующей 1;

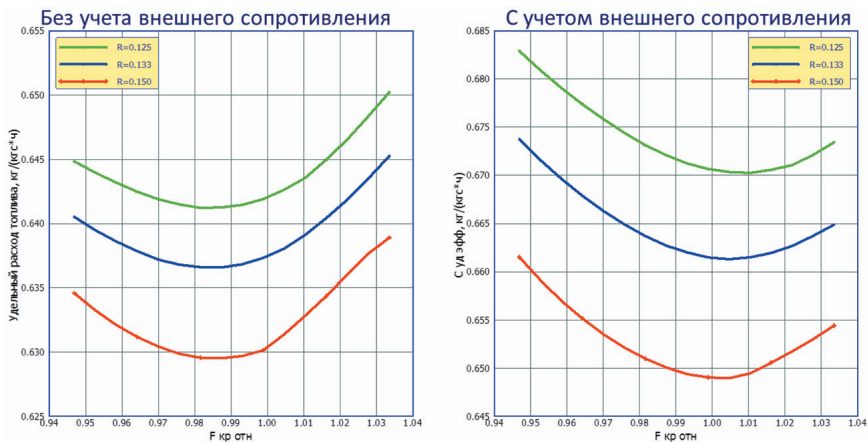


Рис. 10. Влияние площади сопла для режима $N = 11$, $M_n = 0,8$ с учетом внешнего сопротивления входного устройства. Зависимости параметров от площади сопла при постоянной тяге

- проблему повышения запаса устойчивости компрессора низкого давления можно решить путем установки нерегулируемого сопла большей пропускной способности.

ЛИТЕРАТУРА

1. Теория авиационных двигателей. Учебник для вузов ВВС / Ю. Н. Нечаев, Р. М. Федоров, В. Н. Котовский, А. С. Полев; под ред. Ю. Н. Нечаева. М.: Изд-во ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 2005.
2. Марчуков Е. Ю., Леценко И. А., Вовк М. Ю., Инюкин А. А. Опыт использования программы UNI_MM для выполнения термодинамических расчетов турбореактивных двухконтурных двигателей // Насосы. Турбины. Системы. 2015. № 2(15). С. 45–53. URL: <http://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/airplane/intakeh.html>
3. Ronald J. Simmons M. S. The Ohio State University. Design and Control of Variable Geometry Turbofan with an Independently Modulated Third Stream. Dissertation. Preserved in Partial Fulfillment of the Requirements for the Degree Doctor of Philosophy in the Graduate School of the Ohio State University.

А. Б. Агульник, И. А. Лещенко, О. П. Минин, Н. Ю. Юрлова
ПАО «Туполев», г. Москва
Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет), г. Москва
agulnik201@mail.ru
igor.leshchenko@yandex.ru
yurlovanadia@mail.ru

МЕТОДИКА ОПТИМИЗАЦИИ КАНАЛА ВХОДНОГО УСТРОЙСТВА СЛОЖНОЙ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ КОНФИГУРАЦИИ, ПРЕДНАЗНАЧЕННОГО ДЛЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ИНТЕГРАЛЬНОЙ КОМПОНОВКИ

В статье рассматриваются методика и результаты оптимизационного исследования входного устройства, интегрированного в планер летательного аппарата, выполненного по аэродинамической схеме «летающее крыло». В результате оптимизации получено решение, снижающее потери на взлетном режиме на 0.6% без ухудшения эффективности на крейсерском режиме.

Введение

В настоящее время наблюдается тенденция разработки самолетов нетрадиционных аэродинамических форм. Это связано с ужесточением требований к летательным аппаратам и обострившейся конкуренцией. Одним из многообещающих способов улучшения аэродинамического качества самолета является интегрирование силовой установки в крыло. При такой компоновке вход в воздухозаборник расположен под углом к потоку, как следствие — течение в области входного устройства имеет сложный характер. Стремление снизить потери во входном устройстве приводит к необходимости использования весьма сложной формы канала [1].

При проектировании таких устройств используются методы математического моделирования. Такие подходы позволяют существенно сократить расходы на разработку, заменив собой дорогостоящий эксперимент. Однако опыт и интуиция исследователя, как правило, не позволяют найти самую эффективную геометрическую форму канала. Поэтому совместно с математическими методами необходимо применение современных методов оптимизации.

Данная работа посвящена разработке методики многорежимной оптимизации канала входного устройства, интегрированного в крыло самолета. Цель работы — получить геометрию канала дозвукового воздухозаборника, высокоэффективного на всех режимах полета ЛА.

В общем случае решение задачи оптимизации можно разделить на следующие этапы [2]:

- постановка задачи оптимизации;
- создание параметрической модели;
- создание расчетной модели;

- запуск задачи оптимизации;
- обработка результатов расчета.

1. Постановка задачи оптимизации

Объектом исследования является воздухозаборник интегральной компоновки, предназначенный для летательного аппарата типа «летающее крыло». Такое входное устройство состоит из двух основных частей: губы и канала. При расположении входа в воздухозаборник в передней кромке крыла канал представляет собой переход от узкого вытянутого входного сечения к круглому сечению на входе в двигатель (рис. 1).

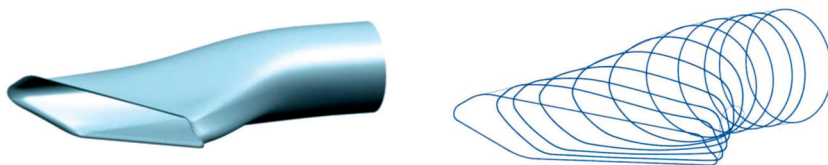


Рис. 1. Входное устройство

В качестве критериев оптимизации выбраны значения коэффициента восстановления полного давления входного устройства для двух режимов полета ЛА, при которых картины течения около воздухозаборника существенно отличаются друг от друга: крейсерский режим ($M = 0,8$, $H = 11000$ м) и взлетный режим ($M = 0$, $H = 0$ м).

2. Параметризация входного устройства сложной пространственной конфигурации

Для параметризации входного устройства сложной пространственной конфигурации была разработана методика, позволяющая изменять форму канала модели с использованием минимального количества варьируемых переменных.

Суть методики состоит в том, что в существующий массив координат точек, формирующих геометрию, вносятся изменения. Упомянутый массив фактически состоит из узловых точек образующих линий канала (рис. 1).

Рассмотрим применение изменений геометрии в произвольном поперечном сечении канала (рис. 2). Из центра масс данного сечения проводится 8 радиусов с шагом в 45° . Определяются точки пересечения каждого радиуса с образующей и длины соответствующих радиус-векторов. Воздействие на геометрию сечения состоит в том, что изменение длины радиус-вектора приводит к плавному изменению координат всех точек образующей линии на основе кривых Безье (рис. 2, а). Таким образом, параметрами, воздействующими на геометрию сечения, являются вертикальное и горизонтальное смещение центра масс (а значит, и всего сечения), а также отклонения длин радиус-векторов в восьми направлениях, итого 10 параметров (рис. 2, б).

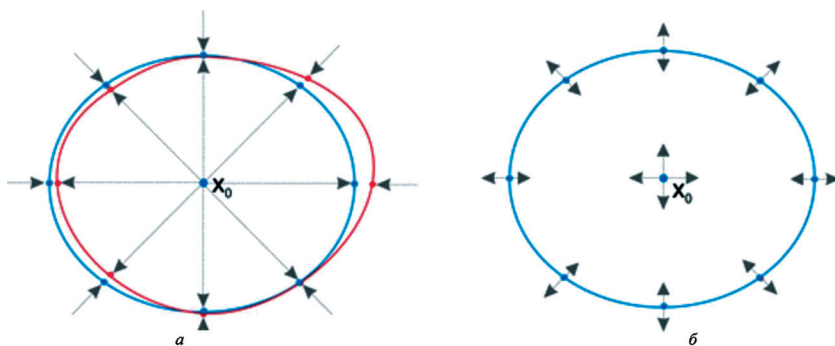


Рис. 2. Воздействие на сечение

Изменение геометрии вышеуказанным способом необходимо задавать для сечения, соответствующего продольной координате $X_{изм}$ (рис. 3). Сама величина $X_{изм}$, а также координаты сечений $X_{нач}$ и $X_{кон}$, между которыми оно находится, также являются параметрами воздействия на геометрию.

Для произвольного сечения, соответствующего продольной координате X , величина изменения каждого из параметров воздействия на геометрию сечения определяется с помощью сплайн-интерполяции при условии нулевых изменений параметров воздействия и их первых производных в координатах $X_{нач}$ и $X_{кон}$ (рис. 3).

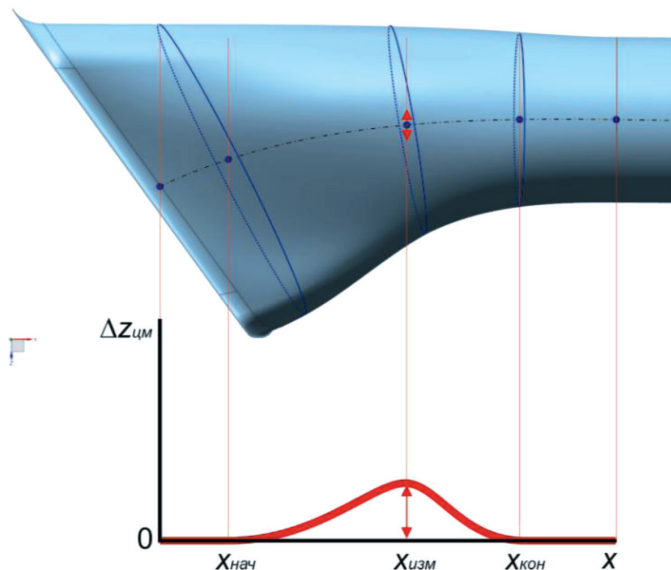


Рис. 3. Воздействие на канал

Таким образом, для принятой схемы параметризации воздействий на геометрию общее количество переменных, которыми можно варьировать в задаче оптимизации, составляет 13. Число параметров может быть уменьшено за счет ограниченности свободного пространства внутри фюзеляжа в каком-либо направлении. В нашем случае при решении задачи оптимизации канала рассматриваемого входного устройства мы ограничились шестью независимо варьируемыми параметрами, которые вносят изменения в геометрическую форму модели.

3. Расчетная модель

Расчетные исследования проведены в рамках системы уравнений Навье—Стокса, осредненных по Рейнольдсу. При этом использовался программный комплекс Ansys CFX.

Размеры расчетной области выбирались из условия отсутствия влияния внешних границ, на которых задавались условия, соответствующие невозмущенному потоку. На твердой поверхности выполнялись условия прилипания и отсутствия теплового потока (теплоизолированная стенка). Для моделирования работы двигателя в сечении выхода из канала воздухозаборника задавался массовый расход воздуха, соответствующий выбранному режиму работы двигателя.

Исследование проведено на неструктурированных сетках. В расчетах использовалась SST-модель турбулентности, которая детально разрешает пограничный слой. Вследствие этого на поверхностях губы и канала воздухозаборника была сгущена расчетная сетка. Для обеспечения необходимого значения относительного расстояния от стенки (y^+) в пристеночных областях пограничный слой был разрешен слоями призматических элементов. Сетка сгущалась до тех пор, пока нормализованная координата y^+ пристеночного расчетного узла не приняла значение порядка единицы, т. е. пока этот узел не попал в область вязкого подслоя.

4. Решение задачи оптимизации

Для решения задачи по определению оптимальной геометрии канала входного устройства был создан автоматизированный комплекс, включающий в себя Unigraphics NX, Ansys CFX и специально созданное приложение Opt_VZ, которое реализует алгоритм параметризованного изменения геометрии. Поиск оптимального решения осуществляется процедурой многокритериальной оптимизации IOSO NM [3]. Данная программа осуществляет управление всем расчетным комплексом: генерирует файл исходных данных, запускает программы в нужном порядке, сохраняет изменение в расчетном проекте, анализирует полученные результаты. Схема решения задачи оптимизации воздухозаборника показана на рисунке 4.

В процессе оптимизации под управлением IOSO NM выполнялся следующий алгоритм действий:

- по заданным параметрам в программе Opt_VZ пересчитывались координаты точек всех образующих сечений канала;

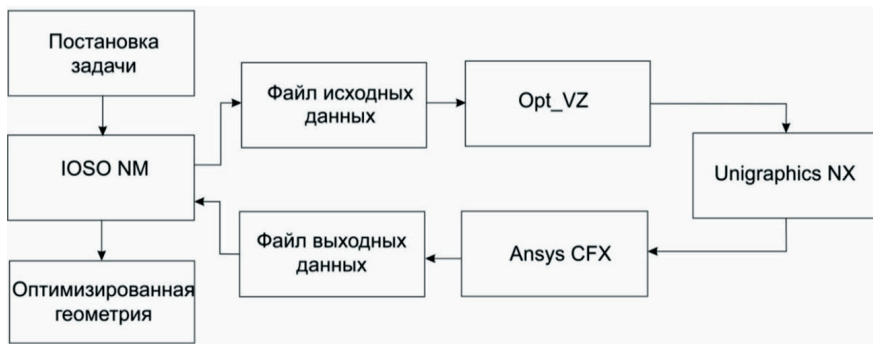


Рис. 4. Схема оптимизации воздухозаборника

- файл с новыми точками сечений импортируется программой Unigraphics NX, которая с помощью макроса строит новые поверхности канала и сохраняет новую модель;
- расчет газодинамических параметров модели программой Ansys CFX, сохранение необходимых параметров в текстовый файл.

5. Результаты оптимизации

В результате получено множество Парето-оптимальных конфигураций воздухозаборника, т.е. таких, которые обеспечивают оптимальный компромисс между двумя противоречивыми целевыми функциями (рис. 5). Каждая точка представляет собой индивидуальную геометрию канала и два газодинамических расчета (для крейсерского и взлетного режима). Для сравнения на рисунке 5 нанесены значения соответствующих коэффициентов восстановления полного давления для исходного варианта геометрии воздухозаборника.

По данным рисунка 5 можно сделать следующие выводы. Во-первых, оптимизационный поиск позволил найти несколько решений, превосходящих исходный вариант на обоих режимах полета. Во-вторых, определены пределы (в рамках постановки задачи оптимизации) по улучшению характеристик входного устройства на двух режимах полета. В-третьих, полученное множество Парето-оптимальных решений дает возможность выбора конечного варианта геометрии для более детального исследования перед его практической реализацией. При таком анализе следует принимать во внимание уже характеристики силовой установки и летательного аппарата с выходом на критерии более высокого уровня, такие как дальность или продолжительность полета.

Было выбрано решение, для которого коэффициент восстановления полного давления увеличен как на крейсерском, так и на взлетном режиме (выделено красным кругом на рисунке 5) в сравнении с исходным вариантом. На рисунке 6 показано сравнение полей полного давления на входе в двигатель на двух режимах для исходной и оптимизированной геометрии. На взлетном режиме была уменьшена интенсивность отрыва внутри канала и поле параметров стало более

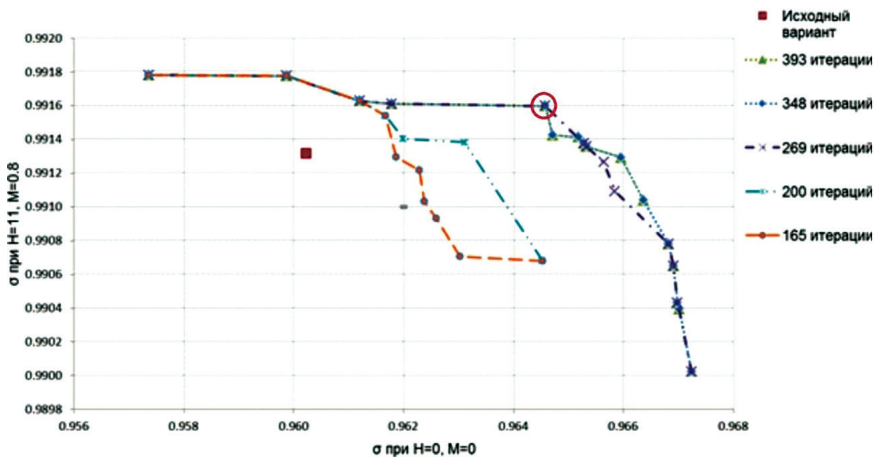


Рис. 5. Значение коэффициента восстановления полного давления для множества Парето равномерным. На крейсерском режиме изменения менее очевидны, так как изначально исходная геометрия имела довольно низкие потери на данном режиме.

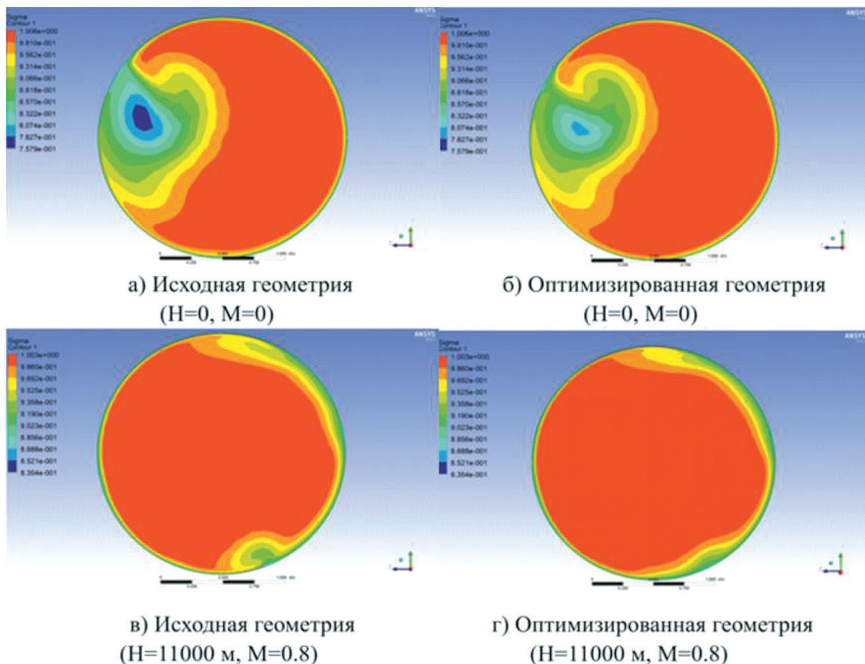


Рис. 6. Сравнение полей полного давления в сечении входа в двигатель

На рисунке 7 показано сравнение картин распределения числа Маха на режиме $H = 0$, $M = 0$. Из рисунков видно, что изменение геометрии канала оказало положительное влияние на обтекание потоком нижней губы: отрыв потока значительно уменьшился.

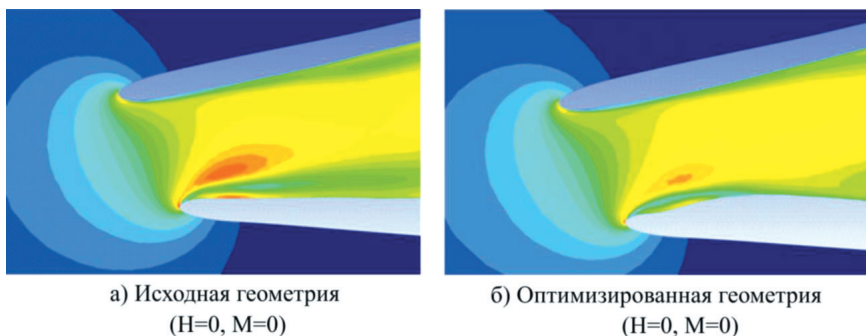


Рис. 7. Сравнение картин распределение числа Маха на режиме $H=0$, $M=0$

Таким образом, путем автоматизации газодинамического расчета и его связи с пакетом многокритериальной оптимизации IOSO была проведена оптимизация воздухозаборника сложной пространственной конфигурации. Полученные данные позволяют сделать вывод о возможности применения представленной методики для разработки эффективного воздухозаборника на всех режимах полета ЛА.

Заключение

1. Разработана методика оптимизации воздухозаборника сложной пространственной конфигурации.
2. Отлажена интеграция пакета численной оптимизации IOSO NM с программными комплексами Ansys и Unigraphics NX.
3. Получены результаты оптимизации канала ВЗУ, позволяющие сделать вывод о возможности применения представленной методики для разработки эффективного воздухозаборника на всех режимах полета ЛА.
4. Получено решение, снижающее потери на взлетном режиме на 0.6% без ухудшения эффективности на крейсерском режиме.

ЛИТЕРАТУРА

1. Минин О. П., Юрлова Н. Ю. Оптимизация геометрии канала воздухозаборника сложной пространственной конфигурации, предназначенного для дозвукового ЛА // Всероссийская науч.-техн. конф. «Авиадвигатели XXI века». Сб. тезисов докл. М., 2015. С. 155–156.
2. Попов Г. М. Повышение КПД компрессора высокого давления за счет оптимизации углов установки статорных лопаток // Авиационная и ракетно-космическая техника. 2012. С. 235–241.

3. *Egorov I. N., Kretinin G. V., Leshchenko I. A., Kuptzov S. V.* IOSO NM Optimization Toolkit — Novel Software for Multidisciplinary Optimization // Proceedings of 6th World Congress on Structural and Multidisciplinary Optimization, Rio de Janeiro, May 30 — June 3 2005.

УДК 621.5

А. Н. Старцев, Ю. М. Темис, Е. Г. Стешаков,

Д. А. Якушев, И. А. Барилко, А. О. Лебедев

ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова», Москва

aerora@bk.ru

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ОСЕЦЕНТРОБЕЖНОГО КОМПРЕССОРА НА ВЫСОКУЮ СТЕПЕНЬ ПОВЫШЕНИЯ ПОЛНОГО ДАВЛЕНИЯ

Целью проектирования компрессора современного авиационного турбовального двигателя является достижение высокой степени повышения полного давления и высокого КПД при безусловном выполнении прочностных ограничений. Это позволит улучшить параметры термодинамического цикла и достичь высокой удельной мощности двигателя.

В результате 3D аэродинамического проектирования компрессора (3DRANS) определяются: конфигурация компрессора, обороты, обводы проточной части и профилирование лопаток. Этой информации достаточно для создания конструкции и анализа ее теплового и прочностного состояния на режимах работы двигателя, другими словами — для анализа реализуемости проекта компрессора.

В данной работе выполнен анализ аэродинамической и прочностной реализуемости проектов осецентробежных компрессоров на степень повышения полного давления $\pi^*_{\text{к}} = 16 \div 25$ в $4 \div 6$ ступенях.

Введение

Осецентробежный компрессор, соединяющий в себе два различных способа повышения давления, предоставляет широкие возможности для получения высоких параметров и создания надежной конструкции. Замыкающая центробежная ступень позволяет обеспечить высокую степень повышения полного давления за счет большого радиуса выходной кромки центробежного рабочего колеса. В то же время КПД центробежной ступени в составе осецентробежного компрессора невелик (не превышает 81%), поэтому особенно увлекаться подводом работы в центробежной ступени не следует. Напротив, КПД осевой части довольно высок ($85 \div 86\%$), однако степень повышения давления в каждой осевой ступени невелика. В результате осецентробежный компрессор должен включать в себя от 3 до 5 осевых ступеней для достаточного повышения давления в его осевой части.

Одним из преимуществ осевого и центробежного компрессоров является то, что повышение окружной скорости на периферии приводит к существенному росту степени повышения давления. Однако при этом возникают нежелательные

явления: сверхзвуковая скорость потока в абсолютном движении на выходе из центробежного рабочего колеса и сверхзвуковая скорость потока перед скачком (до числа $M = 1.5$) в относительном движении на периферии рабочего колеса 1-й ступени осевого компрессора. Оба этих явления приводят к потерям полного давления и снижению КПД.

Оптимизация осецентрированного компрессора по КПД состоит в перераспределении подводимой к газу работы между осевой частью компрессора и его центробежной ступенью. Для увеличения КПД компрессора следует максимально увеличивать число осевых ступеней. При этом центробежная ступень обеспечивает достаточный запас устойчивой работы компрессора.

В работе выполнены аэродинамические проекты осецентрированных компрессоров, состоящих из 3, 4 и 5 осевых ступеней и центробежной ступени. Для этих компрессоров приняты обозначения 3+1, 4+1 и 5+1 соответственно.

Отметим также, что окружная скорость на периферии рабочего колеса 1-й ступени осевого компрессора (обозначаемая ниже как $U_{РК1периферия}$) принята равной 492 м/с, а окружная скорость выходной кромки центробежного рабочего колеса (обозначаемая ниже как $U_{2ЦРК}$) исследована в диапазоне 554÷594 м/с.

В работе рассмотрено тепловое и прочностное состояния ротора компрессора. Исследованы «прочностные ограничители», влияющие на выбор максимального уровня степени повышения полного давления для компрессора 5+1.

Проектирование осевой части компрессора

Приведенная окружная скорость на периферии рабочего колеса 1-й ступени для всех рассматриваемых компрессоров равна 493 м/с. Столь высокая окружная скорость позволяет минимизировать габариты компрессора и увеличить удельную мощность двигателя. Относительный диаметр втулки на входе в компрессор равен 0.534.

Осевые части компрессоров 3+1, 4+1 и 5+1 проектируются как имеющие одинаковые 3 входные осевые ступени. То есть осевая часть компрессора 4+1 получается из осевой части компрессора 3+1 добавлением осевой ступени на выходе (с соответствующим смещением центробежной ступени). То же самое верно и для компрессора 5+1. Каждая добавленная ступень профилируется так, что дросселирует компрессор перед собой в ту же точку на характеристике, в которой тот работал без добавленной ступени. Это означает, что 4 входные ступени осевой части компрессора 5+1 дают те же параметры, что и осевая часть компрессора 4+1. При этом 3 входные ступени осевой части компрессора 5+1 дают те же параметры, что и 3 входные ступени осевой части компрессора 4+1 и осевая часть компрессора 3+1.

Следует отметить, что уровень окружной скорости достаточно высок, что позволяет выбрать осевую проточную часть компрессора с постоянным средним диаметром и при этом достичь высокой степени повышения давления при умеренном нагружении осевых ступеней. Относительный диаметр втулки на выходе из осевой части компрессора 5+1 равен 0.856.

В таблице 1 приведены параметры осевой части компрессора 5+1.

Параметры осевой части компрессора 5+1

$U_{\text{РК1периферия}} = 493 \text{ м/с}$	3 ступени	4 ступени	5 ступеней
Степень повышения полного давления	4.493	5.929	7.97
Адиабатический КПД	0.858	0.852	0.846

Рассматриваемые компрессоры проектируются для малоразмерного двигателя: относительная величина радиального зазора в рабочем колесе 5-й осевой ступени составляет 1.6% от высоты лопатки, что существенно снижает КПД осевой части компрессора.

Проектирование центробежной ступени

Закрывающая ступень компрессора — центробежная ступень — является дросселем для осевой части компрессора, то есть определяет рабочую точку осевой части. Для получения максимального КПД компрессора в целом необходимо спроектировать центробежную ступень так, чтобы КПД осевой части оказался максимальным на линии рабочих режимов компрессора.

Центробежная ступень существенно увеличивает осевую длину компрессора и определяет его радиальный габарит. Прочностное состояние рабочего колеса центробежной ступени ограничивает степень повышения полного давления в компрессоре.

Адиабатический КПД рабочего колеса центробежной ступени зависит от величины числа M потока в относительном движении, реализуемом на стороне разрежения лопатки, — следует избегать возникновения сверхзвуковых зон.

Максимальное число M потока в абсолютном движении возникает на выходе из рабочего колеса: чем больше радиус выхода, тем выше число M и тем больше потери полного давления в радиальном лопаточном диффузоре. Впрочем, величина числа M определяется также высотой лопатки на выходе из рабочего колеса, основным критерием выбора которой является угол потока на входе в лопаточный диффузор. Этот угол должен быть не больше 67° , так как в этом случае в качестве средней линии аэродинамического профиля лопатки диффузора можно использовать логарифмическую спираль, что позволяет устранить отрывы вязкого потока в межлопаточном канале.

Адиабатический КПД центробежной ступени рассмотренных компрессоров составляет $0.795 \div 0.8$. Величина зазора между крышкой и периферией рабочего колеса на выходе составляет 4%.

Как было сказано ранее, окружная скорость на выходе из центробежного рабочего колеса не превышает 594 м/с. Например, в компрессоре 5+1 при окружной скорости 594 м/с в точке характеристики, соответствующей потере устойчивости (степень повышения полного давления 27.5), реализуется температура равная 830К (560°C). Приведенные ниже расчеты напряженно-деформированного состояния ротора компрессора 5+1 показали, что эта окружная скорость допустима при столь высокой температуре потока.

Компрессоры 3+1

В компрессоре 3+1, состоящем из трех осевых ступеней и замыкающей центробежной ступени, удастся получить степень повышения давления 16 только при окружной скорости на выходе из центробежного рабочего колеса, равной $U_{2ЦРК} = 594$ м/с.

При проектировании рассматривались два варианта центробежного колеса — с переходным каналом («гусем») между осевой частью и центробежной ступенью и без переходного канала. Проточные части обоих компрессоров показаны на рис. 1. Из рисунка следует, что введение переходного канала с понижающейся втулкой существенно увеличивает осевую длину компрессора 3+1.

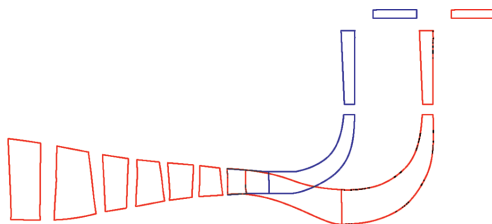


Рис. 1. Проточные части компрессоров 3+1 без «гуся» (синий цвет) и с «гусем» (красный цвет)

Параметры осевой части, центробежной ступени и компрессора в целом показаны в таблицах 2 и 3 для компрессоров 3+1 с переходным каналом и без него.

Таблица 2

Параметры компрессора 3+1 (центробежное рабочее колесо без «гуся»)

$U_{РК1периферия} = 493$ м/с, $U_{2ЦРК} = 594$ м/с	Осевая часть	Центр. ступень	Компрессор
Степень повышения полного давления	4.84	3.25	15.75
Адиабатический КПД	0.850	0.760	0.775

Таблица 3

Параметры компрессора 3+1 (центробежное рабочее колесо с «гусем»)

$U_{РК1периферия} = 493$ м/с, $U_{2ЦРК} = 594$ м/с	Осевая часть	Центр. ступень	Компрессор
Степень повышения полного давления	4.76	3.30	15.72
Адиабатический КПД	0.854	0.797	0.797

Как видно из таблиц 2 и 3, применение переходного канала позволяет повысить КПД центробежной ступени на 3.7%. Причиной столь большой разницы является различие в КПД центробежного рабочего колеса с «гусем» и без «гуся». Дело в том, что в компрессоре 3+1 число M потока на выходе из осевой части

компрессора достаточно велико. В результате в межлопаточном канале на входе в центробежное рабочее колесо без «гуся» образуются зоны сверхзвукового потока (в относительном движении). При введении «гуся» окружная скорость падает и поток становится дозвуковым, что приводит к снижению диффузорности потока и повышению КПД рабочего колеса и центробежной ступени. Отметим, что в компрессорах 4+1 и 5+1 это явление отсутствует и с точки зрения аэродинамики введение переходного канала в конструкцию компрессора становится излишним. Однако канал может понадобиться для снижения прочностных требований по овализации корпуса и соосности ротора и корпуса.

Компрессоры 4+1

В компрессоре 4+1, состоящем из 4 осевых ступеней и замыкающей центробежной ступени, степень повышения давления 16 удается получить при окружной скорости на выходе из центробежного рабочего колеса, равной $U_{2ЦРК} = 554$ м/с. Это означает, что можно провести сравнение аэродинамических параметров компрессора 4+1 и компрессора 3+1 с переходным каналом («гусем»). Проточные части обоих компрессоров показаны на рисунке 2.

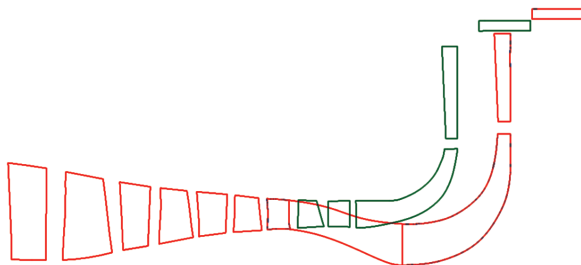


Рис. 2. Проточные части компрессоров 4+1 (зеленый цвет) и 3+1 с «гусем» (красный цвет)

Параметры осевой части, центробежной ступени и компрессора 4+1 в целом показаны в таблице 4.

Таблица 4

Параметры компрессора 4+1

$U_{РК1периферия} = 493$ м/с, $U_{2ЦРК} = 554$ м/с	Осевая часть	Центр. ступень	Компрессор
Степень повышения полного давления	6.21	2.63	16.33
Адиабатический КПД	0.848	0.808	0.805

Таблица 4 при сравнении с таблицей 3, показывает, что добавление 4-й ступени в осевую часть снизило КПД осевой части на 0.6%, зато уменьшение $U_{2ЦРК}$

на 40 м/с увеличило КПД центробежной ступени более чем на 1%. Кроме того, перераспределение работы между осевой частью и центробежной ступенью увеличило вклад в КПД от осевой части. В целом КПД компрессора 4+1 оказался выше КПД компрессора 3+1 на 0.8%.

Потенциал роста параметров компрессора 4+1 продемонстрирован путем использования центробежного рабочего колеса с $U_{2ЦРК} = 594$ м/с. (табл. 5).

Таблица 5

Параметры компрессора 4+1 (центробежное рабочее колесо с повышенной $U_{2ЦРК}$)

$U_{РК1периферия} = 493$ м/с, $U_{2ЦРК} = 594$ м/с	Осевая часть	Центр. ступень	Компрессор
Степень повышения полного давления	6.01	3.35	20.12
Адиабатический КПД	0.855	0.798	0.798

Интересно отметить, что КПД компрессора 4+1 с повышенной $U_{2ЦРК}$ практически совпадает с КПД компрессора 3+1 с «гусем». Таким образом, добавление 4-й осевой ступени не снижает КПД компрессора и при этом значительно повышает давление на выходе.

Компрессоры 5+1

В компрессоре 5+1 при окружной скорости на выходе из центробежного рабочего колеса равной $U_{2ЦРК} = 554$ м/с удается получить степень повышения давления 21, а при $U_{2ЦРК} = 594$ м/с — 25 (табл. 6 и 7).

Таблица 6

Параметры компрессора 5+1

$U_{РК1периферия} = 493$ м/с, $U_{2ЦРК} = 554$ м/с	Осевая часть	Центр. ступень	Компрессор
Степень повышения полного давления	7.77	2.681	20.84
Адиабатический КПД	0.845	0.795	0.797

Сравнение таблиц 5 и 6 (или компрессоров 4+1 и 5+1, обеспечивающих почти одинаковое повышение давления) показывает, что добавление 5-й осевой ступени не снижает КПД компрессора. Как уже отмечалось, это следствие перераспределения работы между осевой частью компрессора и его центробежной ступенью.

Максимальные (по прочностным ограничениям для материала ВТ25) параметры осецентрированного компрессора, рассматриваемые в данной работе, дает компрессор 5+1 с центробежным рабочим колесом $U_{2ЦРК} = 594$ м/с (табл. 7).

Таблица 7

Параметры компрессора 5+1 (центробежное рабочее колесо с повышенной $U_{2ЦРК}$)

$U_{РК1периферия} = 493$ м/с, $U_{2ЦРК} = 594$ м/с	Осевая часть	Центр. ступень	Компрессор
Степень повышения полного давления	7.97	3.125	24.92
Адиабатический КПД	0.846	0.796	0.794

Напряженно-деформированное состояние ротора компрессора 5+1

Для оценки реализуемости проекта выполнен анализ напряженно-деформированного состояния ротора компрессора 5+1. Для этого была разработана конструкция ротора, а по конструкции выполнены твердотельные модели дисков с лопатками. Материал ВТ25.

Выполнен анализ напряжённо-деформированного состояния (НДС) двух компрессоров 5+1 на степень повышения давления $\pi^*_k = 21$ и 25 (окружная скорость на периферии центробежного колеса на выходе $U_{2ЦРК}$ равна 554 м/с и 594 м/с соответственно). Были проведены оценки влияния проектной степени повышения давления в компрессоре на напряжения в дисках (при различных схемах управления тепловым состоянием диска центробежного рабочего колеса). Расчеты деформированного состояния показали, что наибольшие осевые перемещения наблюдаются на периферии диска центробежного рабочего колеса (вследствие изгибной деформации диска и лопаток). Это наблюдение является очень важным, так как осевое перемещение периферии центробежного колеса определяет изменение зазора между рабочим колесом и крышкой как раз в той области, где относительная величина зазора является наибольшей. Обнаружено, что:

- снижение окружной скорости $U_{2ЦРК}$ с 594 м/с до 554 м/с не приводит к существенному увеличению несущей способности диска центробежной ступени;
- определяющим в обеспечении несущей способности является управление тепловым состоянием диска: изменение распределения температуры диска центробежной ступени за счёт обдува теплым воздухом приводит к увеличению несущей способности диска до 18%;

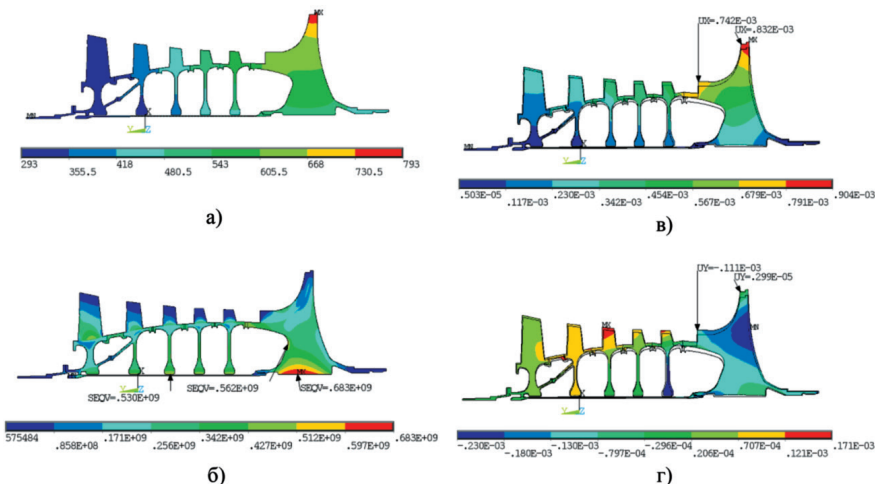


Рис. 3. Напряженно-деформированное состояние ротора компрессора ($\pi^*_k = 25$, $U_{2ЦРК} = 594$ м/с):

- а) распределение температуры (°К); б) распределение эквивалентных напряжений, Па; в) радиальные перемещения, м; г) осевые перемещения, м.

- в конструкции компрессора с окружной скоростью $U_{2ЦРК} = 554$ м/с значительно легче обеспечить приемлемый уровень изменения зазора на выходе из центробежного колеса (изменение указанного зазора в компрессоре с $U_{2ЦРК} = 594$ м/с более чем в 3.5 раза выше);
- увеличение жесткости диска центробежного колеса (изменения его геометрической формы) позволяет уменьшить изменение зазора на выходе из колеса в 1.6 раза для компрессора с $U_{2ЦРК} = 554$ м/с, но не приводит к увеличению несущей способности диска.

Пылезащитное устройство и течение на входе в компрессор

Пылезащитное устройство (ПЗУ) является неотъемлемой частью турбовального двигателя. В работе исследовано эффективное пылезащитное устройство с отводом пыли по периферии канала ПЗУ (рис. 4). Слева на рисунке показано ПЗУ (без лопаток, закручивающих поток). Для отвода запыленного воздуха из пылесборной камеры требуется организовать отсос 0.3% от расхода воздуха, входящего в двигатель.

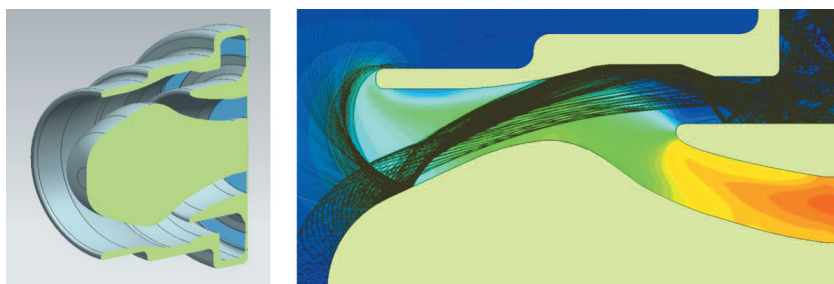


Рис. 4. Пылезащитное устройство, изолинии числа М и траектории частиц на режиме взлета

Справа изображены изолинии числа М и траектории частиц диаметром 100 мкм на режиме взлета (на земле). Число М потока на входе в компрессор составляет 0.45.

Течение в ПЗУ влияет на проектирование компрессора: на входе в компрессор возникает неравномерность полного давления. Граничные условия на входе в проектируемый компрессор следует определять по результатам расчета течения в ПЗУ.

Заключение

В работе выполнено аэродинамическое и прочностное проектирование семейства осецентрированных компрессоров для турбовального двигателя на степень повышения полного давления в диапазоне $\pi^*_{к} = 16 \div 25$. Этот диапазон степени повышения давления является характерным для современных и перспективных малоразмерных ГТД.

Углубленное 3D RANS проектирование лопаток с прочностными и технологическими ограничениями обеспечило высокую степень достоверности полученных результатов по аэродинамике для всего семейства компрессоров.

Принцип унификации, состоящий в преемственности аэродинамических форм, используемых для создания новых компрессоров, и идентичности получаемых полей течения, позволил сделать процесс проектирования эволюционным и потому предсказуемым. В частности, характерная величина КПД составляет в среднем 0.798 и не зависит от степени повышения давления в компрессоре.

Особенности, выявленные в расчетах напряженно-деформированного состояния компрессоров, включены в список правил и ограничений по аэродинамическому проектированию.

Показано, что для создания конструкции семейства компрессоров в указанном диапазоне параметров (степень повышения давления и температура) достаточно использовать существующий материал ВТ25.

Д. В. Ворошин, И. М. Лакомова, О. В. Маракужева, А. С. Муравейко
ООО «НУМЕКА», Санкт-Петербург
i.lakomova@numeca-ru.com

ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОТЫ ЦЕНТРОБЕЖНЫХ КОМПРЕССОРОВ С УЧЕТОМ РАЗЛИЧНЫХ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ И КОНСТРУКЦИОННЫХ ОСОБЕННОСТЕЙ

Проведено исследование влияния различных конструкционных и технологических особенностей ЦК на их работу на примере одноступенчатых компрессоров: с высокой степенью сжатия, со степенями сжатия 3.0 и 4.6; и трехступенчатого ЦК со степенью сжатия 1.44. Выполнено сравнение с экспериментом, проанализировано влияние галтелей и зазоров, притрактовых полостей, геометрии тракта компрессора и его венцов. Показано сравнение результатов, полученных в стационарной постановке и методом нелинейного гармонического анализа (NLH). Разработана методика расчета компрессоров с использованием в качестве рабочего тела метана.

Введение

Качественное трехмерное моделирование течений в центробежных компрессорах и получение их интегральных характеристик на основании расчетов востребованы промышленностью как для создания новых установок, так и для модификации уже существующих. Однако проведение CFD-расчетов таких ЦК часто затруднено их технологическими и конструкционными особенностями: сжатием габаритов, наличием и конфигурацией притрактовых областей, зазоров и галтелей венцов, геометрией корневого и периферийного обвода, эксплуатационными изменениями геометрии и т. п. Отдельным классом задач являются ЦК,

работающие на специфических газах (отличных от воздуха), например на метане. В данном случае их расчеты требуют создания индивидуальных моделей рабочего тела, отвечающих реальным свойствам вещества и режимам работы ЦК.

Одноступенчатый ЦК с высокой степенью сжатия

Одноступенчатый центробежный компрессор с высокой степенью сжатия образован стойками переднего корпуса, рабочим колесом (РК), безлопаточным диффузором (БЛД), лопаточным диффузором (ЛД) и спрямляющим аппаратом. Для лопаток всех венцов моделируются галтели. В рабочем колесе присутствует радиальный зазор. Смоделирована часть притрактовой полости (ПП) за рабочим колесом, соответствующая междисковому пространству.

Имеется ряд геометрических особенностей, обуславливающий трудность моделирования ЦК:

- радиальная и осевая протяженность рабочего колеса недостаточна — на 5% и 30% меньше, чем у известных ступеней с оптимальными параметрами;
- габарит ЛД на 15% меньше оптимального;
- большие радиусные сопряжения лопатки с диском РК ($R = 0.4 \cdot b_2$).

Расчеты выполнены в Fine/Turbo. Решалась система уравнений RANS методом конечных объемов. Использованы блочно-структурированные гексагональные расчетные сетки высокого качества, построенные в AutoGrid5. Рабочее тело — воздух (термически совершенный газ).

Выполнено расчетное исследование, в ходе которого оценено влияние моделей турбулентности (SA, k-ε, SST, ERASM с расширенным пристеночным моделированием), сеточная сходимость, влияние способа моделирования ротор-статор взаимодействия и положения интерфейса, влияние геометрических параметров.

Наилучшее совпадение с экспериментом достигнуто при использовании модели турбулентности Спаларта — Аллмараса с расширенным пристеночным моделированием и расчетной сетки размером 10.5 млн ячеек. Ширина канала диффузора уменьшена на 2.5%. Моделируются галтели РК, ЛД и СА, а также притрактовая полость за рабочим колесом.

На основании этой модели оценено влияние притрактовой полости на результаты расчета путем ее исключения из модели. На рисунке 2 приведены характеристики ЦК, обезразмеренные относительно параметров экспериментальной рабочей точки. При моделировании притрактовой полости (ПП) расчетные значения КПД и степени повышения полного давления более низкие, а запасы газодинамической устойчивости больше, чем при отсутствии притрактовой полости.

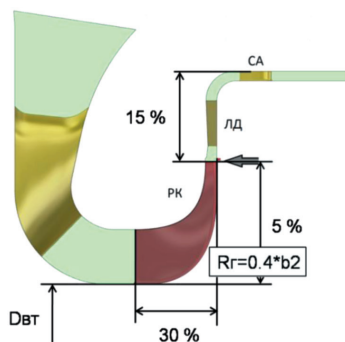


Рис. 1. Геометрические особенности ЦК с высокой степенью сжатия

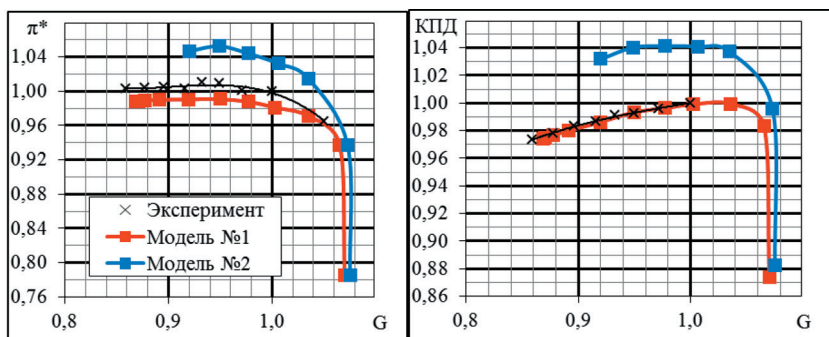


Рис. 2. Интегральные характеристики ЦК.
 Модель № 1 — расчет с учетом ПП; Модель № 2 — без ПП

Притрактовая полость оказывает существенное влияние на течение в ЦК: в ней зарождается и стабилизируется спиральный вихрь, который способствует раннему отрыву потока в безлопаточном диффузоре. Отсутствие ПП сказывается на форме вихря и на его локализации: на некоторых режимах он реализуется как на втулке, так и на периферии БЛД.

Одноступенчатый ЦК со степенью сжатия 3

Одноступенчатый малоразмерный центробежный компрессор образован радиально расположенным рабочим колесом (РК) и лопаточным диффузором (ЛД). Для РК характерна высокая степень закрутки лопаток, присутствуют галтели (радиальные сопряжения) и зазоры.

В Fine/Turbo выполнено решение системы уравнений RANS с замыканием ее моделью турбулентности Спаларта-Аллмараса с подключением пристеночной функции. В качестве рабочего тела использован воздух (термически совершенный газ). Блочнo-структурированная расчетная сетка ЦК имеет размер около 2.4 млн ячеек, достаточный для разрешения течения в нем.



Рис. 3. Геометрия ЦК с $\pi^*=3$

Проведенное расчетное исследование показало, что моделирование галтелей РК вносит незначительный вклад в интегральные характеристики, ввиду чего за базовый вариант расчета принята модель без учета галтелей (зазоры РК моделировались). Сравнение с экспериментом показало достаточно хорошее совпадение для отношения статических давлений (расхождение не более 0.3%). По расходу имеется существенное различие, которое может быть обусловлено выбором модели (недостаточная постановка задачи) и технологическими дефектами изготовления ЦК и проведения эксперимента. Качество экспериментальных данных может быть недостаточным, так как согласно плану испытаний измерения проводились с удержанием ЦК на рабочей частоте всего на 4 минуты для каждого из режимов. Для полного установления течения необходимо большее время.

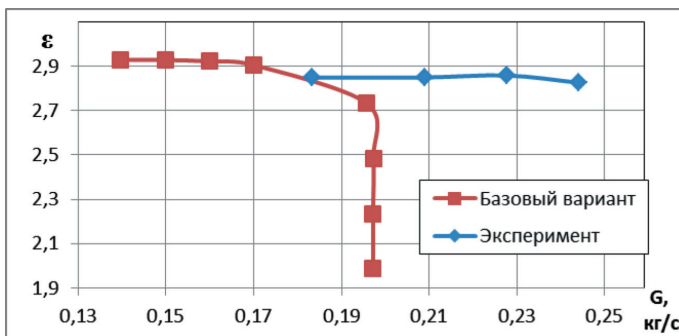


Рис. 4. Сравнение базового варианта расчета и эксперимента

В ходе эксплуатации центробежных компрессоров из-за колебаний и влияния сильных тепловых эффектов может происходить смещение корневого и периферийного обводов и соответственно изменение величины зазоров. В связи с этим рассмотрено несколько моделей с изменением геометрии ЦК. Модификации М_1-4 включают в себя смещение рабочего колеса (рис. 4), деформацию канала диффузора с криволинейной (К) на линейную (Л) форму, изменение зазоров РК и ЛД. Подробная информация приведена в таблице 1. Прямое моделирование деформации лопаток не проводилось.

Таблица 1

Модификации ЦК с $\lambda^*=3$

	Б	М_1	М_2	М_3	М_4
Зазоры РК, мм	0.2	переменный 0.2–0.3			
Зазоры диффузор, мм	нет	нет	0.1	0.25	нет
Наличие уступов за РК	нет	есть			
Проточная часть диффузора	К	К	К	К	Л

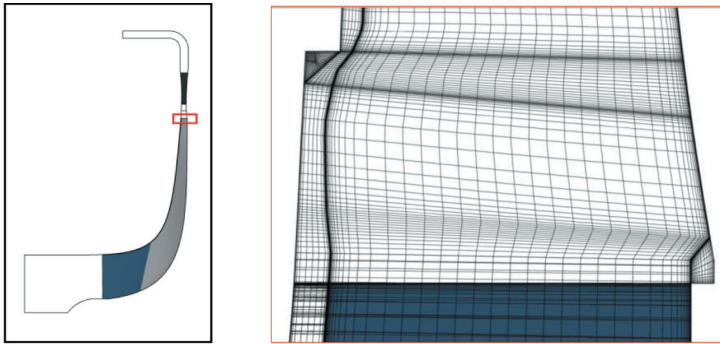


Рис. 5. Уступы за рабочим колесом

При анализе полученных характеристик выявлено, что наибольшую степень влияния на интегральные параметры данного ЦК имеет конфигурация диффузора: смещение модификаций М_2–4 относительно базового варианта Б более сильное, чем для М_1, учитывающей только деформацию РК. Возникновение зазора в диффузоре (М_2–3) существенно снижает эффективность компрессора и увеличивает расход через него. При этом увеличение проходного сечения ЛД за счет распрямления обводов (М_4) обеспечивает необходимые значения как массового расхода, так и параметров эффективности работы ЦК. Этот вариант также показал лучшее совпадение с экспериментом, чем базовый вариант, что подтвердило необходимость учета эксплуатационных изменений в расчете.

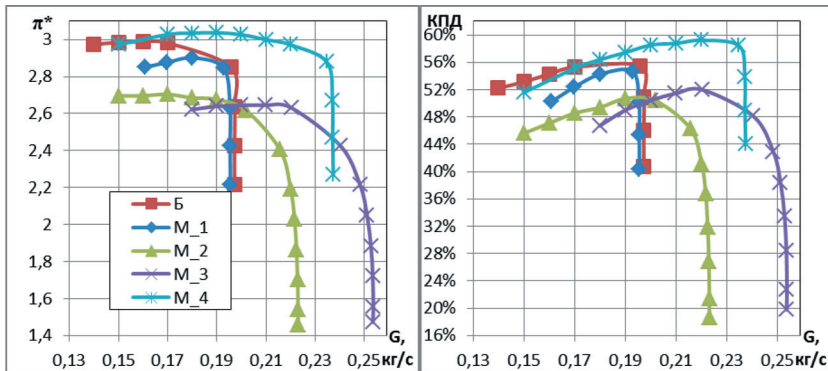


Рис. 6. Интегральные параметры модификаций ЦК

На основании рассмотренных модификаций создана новая геометрическая модель с измененной проточной частью. Сравнение новой геометрии с исходной конфигурацией показало одинаковый уровень степени сжатия полного давления и КПД при значительно большем расходе. Интегральные характеристики модификации имеют хорошее совпадение с экспериментом.

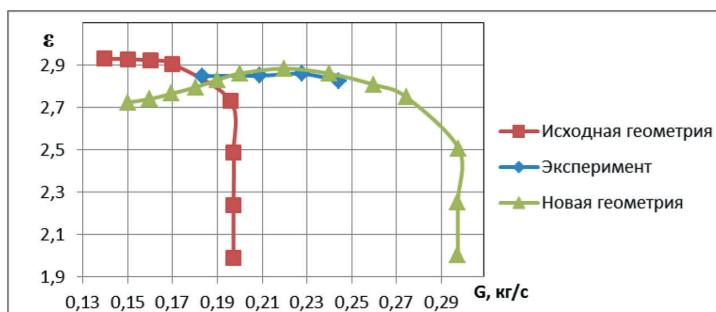


Рис. 7. Сравнение расчетных характеристик с экспериментом

Одноступенчатый ЦК со степенью сжатия 4.6

Одноступенчатый компрессор образован рабочим колесом (РК) и лопаточным диффузором (ЛД). Для всех венцов характерно наличие сплиттеров. В РК присутствуют галтели и зазоры. Лопатки рабочего колеса существенно искривлены в окружном направлении.

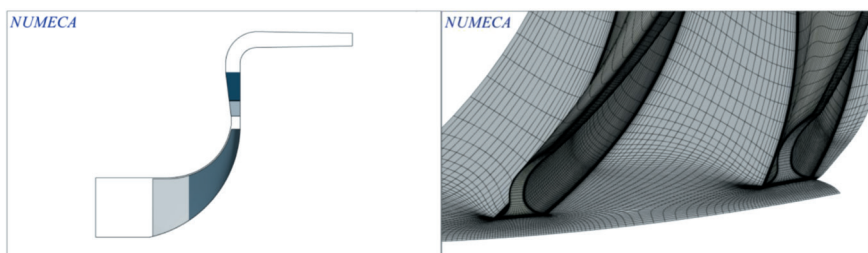


Рис. 8. Геометрия ЦК с $\pi^*=4.6$: проточная часть; РК

Средствами Fine/Turbo выполнено решение системы уравнений RANS с использованием моделей турбулентности Спаларта—Аллмараса и $k-\epsilon$ с расширенным пристеночным моделированием. Расчеты выполнены для блочно-структурированных гексагональных сеток в стационарной постановке и с использованием метода нелинейного гармонического анализа (NLH). Рабочее тело — термически совершенный газ (воздух), ГУ на входе в компрессор соответствует стандартной атмосфере.

Расчеты с использованием модели турбулентности $k-\epsilon$ для исследуемого ЦК обеспечивают большую стабильность счета и большие запасы газодинамической устойчивости по сравнению с моделью Спаларта — Аллмараса. Расчетные характеристики имеют расхождение с экспериментом по расходу и КПД (экспериментальные значения выше до 5%).

В связи с неудовлетворительным согласованием стационарной постановки задачи и эксперимента выполнен расчет методом NLH с использованием мо-

дели турбулентности $k-\epsilon$. Ввиду ресурсоемкости производился расчет не всей характеристики компрессора, а ее основной части. В стационарной постановке в области ротор-статор интерфейса на периферийном обводе формируется спиральный вихрь, который отсутствует в решении NLH, поэтому КПД нестационарного решения выше. Так как полное совпадение с экспериментом введением нестационарности в решение не было достигнуто, далее рассмотрены эксплуатационные факторы изменения геометрии.

Влияние эксплуатационных факторов учтено аналогично предыдущему варианту. Осуществлено перемещение РК (моделирование уступов за ним), зазор РК с постоянного изменяется на переменный с уменьшением к задней кромке. Геометрия ЛД неизменна. Прямое моделирование деформаций венцов не проводилось.

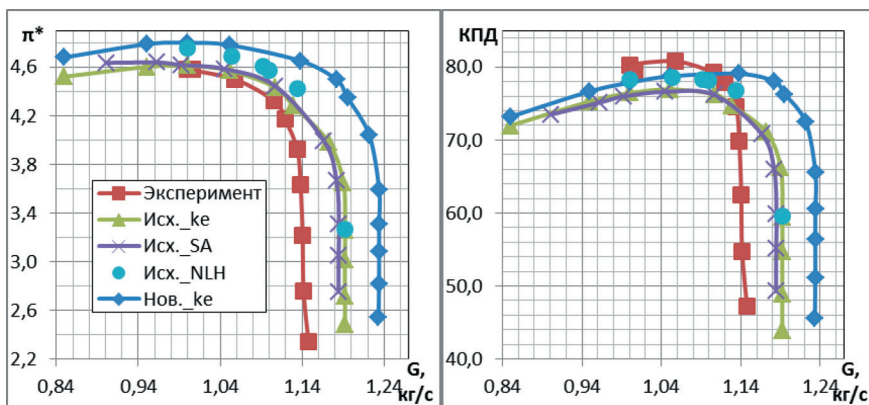


Рис.9. Сравнение модифицированной (нов.) и исходной (исх.) геометрии с экспериментом

Расчет с новой геометрией показал лучшее совпадение с экспериментом по степени сжатия и КПД. Недобор эффективности может быть частично компенсирован расчетами NLH. Расчетная характеристика смещена в область больших расходов относительно эксперимента. Дальнейший расчет деформированной («горячей») геометрии ЦК может внести вклад в результаты расчета.

Трехступенчатый ЦК со степенью сжатия 1.44

Трехступенчатый центробежный компрессор включает в себя 3 рабочих колеса (РК) и 2 обратных направляющих аппарата (ОНА). Геометрия венцов одного типа идентична друг другу.

Главной технологической особенностью ЦК является его работа на метане. Модели совершенного газа, где свойства вещества являются однопараметрическими функциями температуры $f(T)$, не могут качественно описать работу компрессора. Средствами TABGEN создана модель метана, обеспечивающая

качественное описание его свойств. В данном случае эти вещества описываются двухпараметрическими зависимостями от давления и температуры $f(p, T)$.

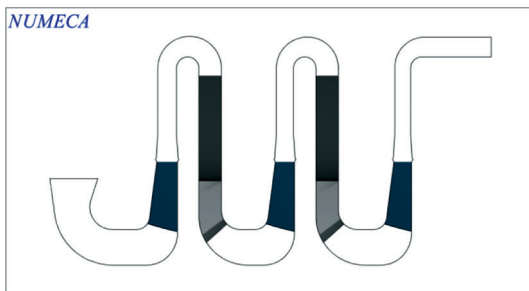


Рис. 10. Геометрия ЦК с $\pi^*=1.44$

Расчеты выполнены в Fine/Turbo. Решение уравнений системы RANS с замыканием моделью турбулентности $k-\epsilon$ с расширенным пристеночным моделированием. Использована блочно-структурированная гексагональная расчетная сетка размером 5.5 млн ячеек.

Помимо основного расчета, отработана методика согласования результатов расчетов на метане и воздухе. Частота вращения, необходимая ЦК для работы на метане, приводится к параметрам работы на воздухе. Проводятся трехмерные расчеты с использованием термически совершенного газа, по результатам которых выполняется пересчет массового расхода и отношения статических давлений к параметрам работы на метане. Результаты этой методики обеспечивают худшее совпадение с ТЗ, что может быть вызвано многократным пересчетом параметров. Однако она может быть использована для быстрой оценки, так как время счета на совершенном газе значительно ниже, чем на реальном.

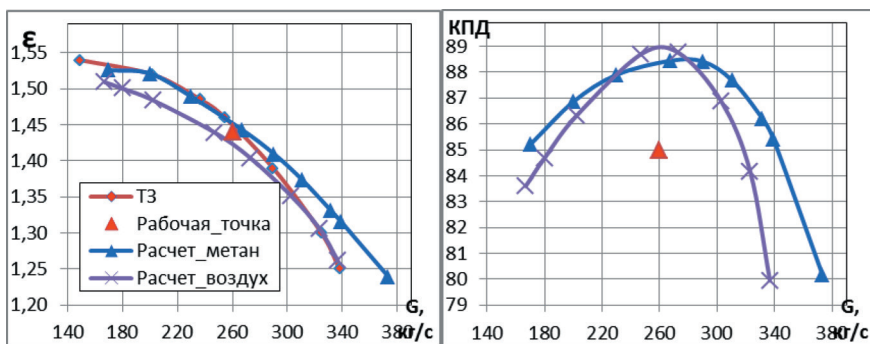


Рис. 11. Интегральные параметры работы ЦК

Выполнен расчет двух модификаций обратных направляющих аппаратов. Для обоих вариантов уменьшен угол входа ОНА. Модификация № 2 учитыва-

ет также удлинение сплиттеров. Эти изменения незначительно влияют на степень сжатия, но увеличивают эффективность компрессора. КПД модификации № 2 в рабочей точке ЦК максимален.

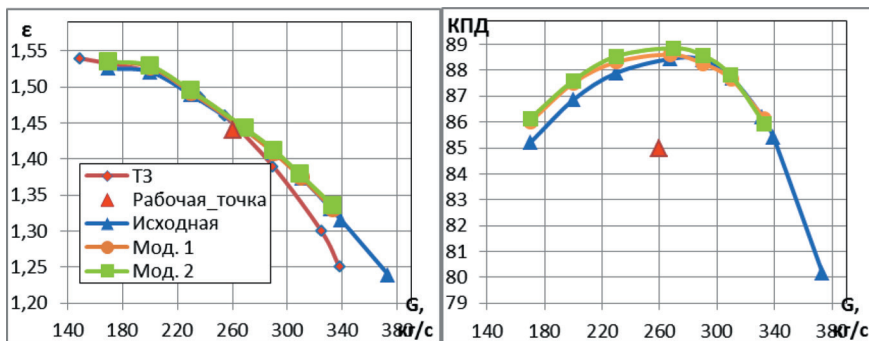


Рис. 12. Интегральные характеристики — модификации геометрии

Выводы

Обозначено значительное влияние следующих факторов на интегральные характеристики ЦК:

- наличие притраковых полостей;
- наличие и форма галтелей и зазоров;
- эксплуатационные перемещения венцов и искривления их обводов;
- изменение геометрии венцов.

Показана эффективность применения метода NLH для качественного описания течения в местах возникновения вихревых структур и получения интегральных параметров.

Выявлена высокая степень зависимости свойств метана от давления и температуры. Отработана методология сравнения результатов расчета с использованием разных моделей рабочего тела.

Для всех рассмотренных центробежных компрессоров созданы расчетные модели, позволяющие получить качественные значения интегральных параметров.

Дальнейшая работа с конструкционными особенностями может включать в себя расчет деформаций лопаток, моделирование всех притраковых полостей и спиральных отводов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Камисту Н. Аэродинамика компрессоров / пер. под ред. Ф. Ш. Гельмедова. М.: Мир, 2000. 688 с.
2. Japikse D. Nicholas C. Baines "Introduction to Turbomachinery", Concepts ETI, Inc., 1997
3. Hirsch C. Numerical Computation of Internal & External Flows: the Fundamentals of Computational Fluid Dynamics, 2nd ed. Butterworth-Heinemann (Elsevier), 2007.

4. NUMECA Int. «Flow Integrated Environment». User Manual, Numeca Int., Brussels (Belgium), 2014.
5. *Setzmann U., Wagner W.* A New Equation of State and Tables of Thermodynamic Properties for Methane Covering the Range from the Melting Line to 625 K at Pressures up to 1000 MPa // J. Phys. Chem. Ref. Data. 1991. Vol. 20(6). P. 1061–1151.

Д. В. Ворошин, И. Н. Клочков, И. М. Лаконова

ООО «НУМЕКА», Санкт-Петербург

i.lakomova@numeca-ru.com

ИССЛЕДОВАНИЕ РЕЗЕРВОВ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ ОТСЕКА ОСЕВОЙ ТУРБИНЫ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МЕТОДОВ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ ОПТИМИЗАЦИИ

В данной работе проведено исследование резервов повышения эффективности отсека осевой турбины с высокой степенью эффективности. Определены резервы повышения КПД, построены характеристики работы отдельных элементов, решены три независимые задачи оптимизации, включающие в себя перенастройку углов установки всех венцов, изменение тангенциального навала и входных/выходных углов в последней ступени.

В качестве объекта исследования выбран отсек осевой турбины с высоким значением КПД (92.3%), на примере которого показана актуальность применения современных методов математической оптимизации для повышения эффективности работы реальных установок с учетом сложных конструктивных особенностей.

Отсек образован четырьмя ступенями с направляющими лопатками постоянного и рабочими лопатками переменного по высоте профиля. Также турбина содержит притрактовые полости для каждого из венцов (рис. 1).

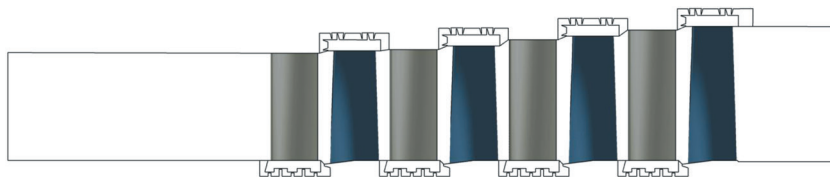


Рис. 1. Вид проточной части отсека

Первый этап исследования включил в себя одномерный анализ работы отсека, нацеленный на определение основных потерь. Он основан на обработке существующих экспериментальных данных и внутреннем опыте компании.

Выявлено четыре основных класса потерь, приведенных в таблице 1. Наиболее рациональным путем совершенствования отсека является компенсация потерь, вызванных вторичными течениями и наличием перетечек, так как профили венцов исходной геометрии близки к оптимальным, а изменение их кромок ограничено прочностными характеристиками.

Таблица 1

Резервы повышения эффективности отсека

Вид потерь	Снижение КПД ступени	Резерв ступени	Резерв отсека
Профильные потери	2.2–2.4%	0.1–0.2%	–
Кромочные потери	0.6%	0.1%	–
Вторичные течения	2.8–3.0%	0.3%	–
Перетечки	2.0–3.0%	0.3%	–
Все типы	–	0.4%	0.28–0.30%

Так как все элементы отсека имеют высокую степень взаимосвязи, прирост эффективности одного элемента не полностью проецируется на КПД всей установки. В связи с этим резерв повышения эффективности турбины составил не более 0.3%. Данная величина лежит в рамках погрешности изготовления, проектирования и расчетов, однако при статистическом рассмотрении серии установок результат будет заметен.

Для проверки результатов оценки путей повышения КПД выполнен первичный 3D-анализ. Он проведен на блочно-структурированной гексагональной сетке размером 0.9 млн ячеек, построенной с помощью AutoGrid5. Решение получено в Fine/Turbo для системы уравнений RANS, замыкаемой с помощью модели турбулентности Спаларта — Аллмараса с расширенным пристеночным моделированием. Рабочее тело — термически совершенный газ. Граничные условия приведены в таблице 2.

Таблица 2

Граничные условия задачи

Параметр	Значение
Полное давление на входе P^* , Па	6310000
Полная температура на входе T^* , К	342
Статическое давление на выходе P , Па	4200000
Частота вращения, об/мин	3000

В ходе первичного трехмерного анализа не производился учет влияния притрактовых полостей. Анализ включил в себя два основных направления. Перераспределение кривизн по сечениям лопаток не принесло прироста КПД. Анализ согласования венцов на основе характеристик показал, что при небольшом рассогласовании элементов КПД отсека близок к максимальному (рис. 2 — зеленая точка).

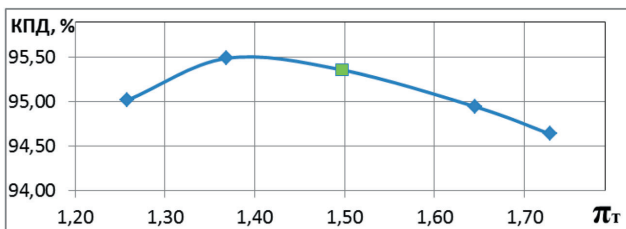


Рис. 2. Характеристика работы отсека — упрощенный 3D-анализ

Для получения более точной расчетной модели выполнен расчет полной постановки задачи с учетом всех перетечек. Они смоделированы напрямую с использованием аппарата zr -эффектов, встроенного в AutoGrid5. Геометрия притракторных полостей имеет ряд упрощений для уменьшения количества ячеек: убраны скругления; для перетечек вблизи направляющих лопаток удален ряд каверн (они полностью заняты вихревыми структурами и не участвуют в общем течении); увеличен размер пристеночной ячейки по отношению к основному каналу.

Расчетная сетка имеет размер 15 млн ячеек. Остальные параметры и условия задачи аналогичны предыдущему варианту расчета. Величина КПД составила 92.3%. Течение в притракторных полостях имеет сложный характер и оказывает локальное влияние на поток в основной проточной части.

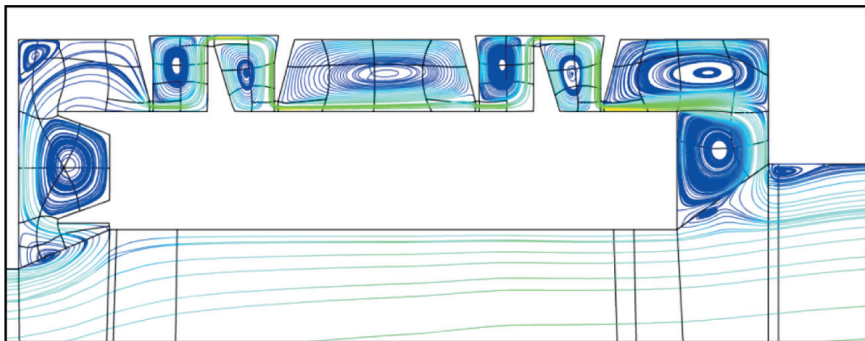


Рис.3. Течение в притракторной области (ПК 3)

Для полной постановки задачи также построена характеристика работы отсека. При уточнении результатов заметно, что турбина работает в режиме, близком к максимально эффективному (разница КПД порядка сотых долей процента).

Рассмотрены характеристики отдельных венцов и ступеней. Для всех элементов наблюдается картина, аналогичная рисунку 4, — смещение рабочей точки от максимума КПД. Наименьшей эффективностью обладает последняя ступень 86.82%; она обуславливает последующую постановку двух задач оптимизации для нее.

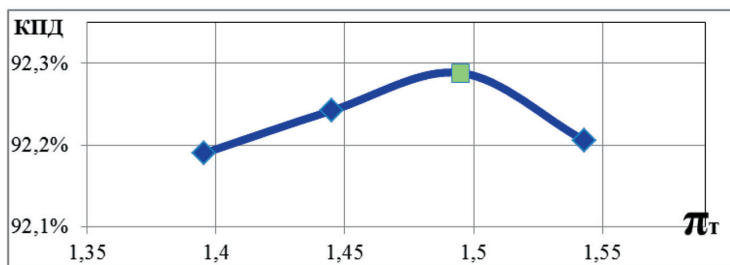


Рис. 4. Характеристика работы отсека — полная постановка задачи

На подробной сеточной модели оценено влияние перетечек — проведен расчет без учета притрактовых полостей. Размер сетки составил 5.46 млн ячеек. Уровень КПД — 94.75%, т.е. расчетные потери на перетечки составляют 2.45%.

Модели с большим размером расчетной сетки (15 и 5.4 млн ячеек) указывают на те же пути совершенствования турбины, что и модель с наименьшим размером (0.9 млн ячеек), но являются слишком объемными для их использования в задачах оптимизации в связи с большим временем счета. Ввиду вышеизложенного для каждой задачи оптимизации проведено максимальное упрощение расчетной модели.

Пересогласование углов установки венцов выполнено для всего отсека. Расчетная сетка — 1.4 млн ячеек. Предварительно в AutoBlade выполнена параметризация всех венцов: статорные лопатки описаны двумя сечениями, роторные — тремя. Ось связки сечений по центру тяжести.

Постановка задачи: максимизировать КПД за счет варьирования углов установки всех венцов (8 переменных) в диапазоне $\pm 3^\circ$. Оптимизация осуществлялась в связке IOSO PM — Fine/Turbo. Количество обращений к математической модели равно 300, общее время счета на 4 ядрах — 31 ч. 15 мин. Прирост КПД отсека в результате пересогласования венцов — 0.1%, т.е. 1/3 от общего резерва повышения эффективности.

Для дальнейшей работы по совершенствованию отсека необходим анализ вторичных течений — одного из наиболее значимых классов потерь. На рисунке 5 показано распределение радиального компонента относительной скорости W_r по прилегающим к лопаткам поверхностям. Зоны, имеющие более интенсивный окрас (синий и красных), подвержены вторичным течениям, т.е. в них присутствует восхождение или нисхождение потока в зависимости от знака W_r . Наблюдается развитие зон вторичных течений по ходу движения рабочего тела — от незначительных формирований на первой ступени до существенных на последней.

На рисунке 5 приведен вариант расчета без моделирования притрактовых полостей. Анализ полной постановки задачи подтвердил локализацию зон и их возрастание по проточной части отсека. Однако перетечки вносят влияние на скорость вторичных течений (разница порядка 30 м/с).

Характер развития вторичных течений обуславливает падение КПД на последней ступени. Соответственно при постановке задач оптимизации последних

двух венцов необходима расчетная модель, учитывающая влияние не только предыдущих ступеней, но и всех притраковых полостей. При этом размер модели также должен быть адекватным задаче оптимизации по критерию времени счета одной математической модели.

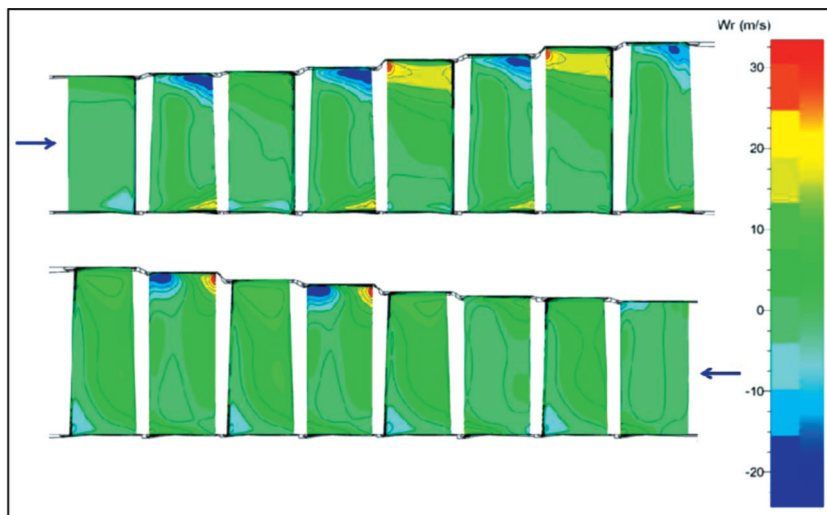


Рис. 5. Вторичные течения без притраковых полостей

Для оптимизации последней ступени с варьированием тангенциального навала венцов построена новая расчетная модель, включающая в себя три венца (оптимизируемая ступень и буферный венец перед ней — РКЗ). Размер расчетной сетки 1 млн ячеек. Граничные условия на входе соответствуют параметрам из расчета отсека в полной постановке. Учет притраковых полостей выполнен опосредованно: в местах их стыка с основной проточной частью установлены источники и стоки рабочего тела (Cooling/Bleed в Fine/Turbo). Параметры на источниках/стоках также соответствуют полной постановке задачи.

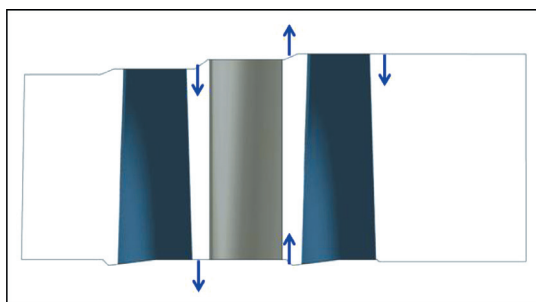


Рис. 6. Вид проточной части — оптимизация последней ступени

Выполнена параметризация венцов последней ступени по пяти сечениям. Ось связи — по центру тяжести, тангенциальный навал описан В-сплайном по четырем точкам (корневое сечение имеет фиксированное положение). Буферный венец параметризован, как и ранее, по трем сечениям, в оптимизации не участвовал тангенциальный навал — он необходим только для установления поля течения.

Оптимизационная задача: максимизировать КПД, изменяя тангенциальный навал двух венцов (всего 8 варьируемых переменных). Для ускорения расчетов использован аппарат CPU Booster, время счета одной математической модели — 17 мин. Всего в ходе оптимизации совершено 200 обращений, время счета на четырех ядрах составило 14 ч. 10 мин. Прирост КПД ступени незначительный — 0.05%.

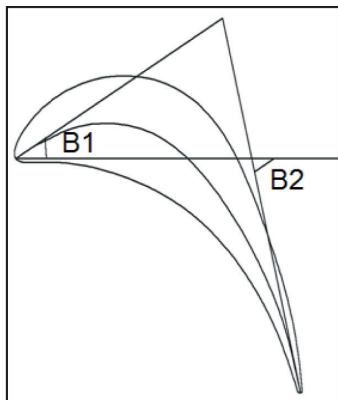


Рис. 7. Скелетные углы профиля

Следующая задача оптимизации последней ступени основана на изменении скелетных углов сечений лопаток (рис. 7). Расчетная модель аналогична предыдущему варианту. Изменена параметризация последней ступени для выделения необходимых параметров. Для пяти сечений выбрана ось их связи по передней кромке, тангенциальный навал — В-сплайн по 5 точкам. Вместо реальной хорды профиля (предыдущие варианты) выбрана относительная проекция хорды на ось, так как она позволяет напрямую обращаться к скелетным углам.

Постановка задачи оптимизации: максимизировать КПД путем варьирования скелетных углов профилей последней ступени (20 переменных). Количество обращений IOSO к математической модели составило

300, общее время счета на четырех ядрах — 21 ч. 15 мин. Прирост КПД ступени — 0.27%.

Сравнение вторичных течений для исходного и оптимизированных вариантов показало некоторое уменьшение их зон и снижение скоростей в них. Полная ликвидация вторичных течений невозможна ввиду наличия притрактовых полостей.

Дополнительно выполнен ряд расчетов всего отсека с использованием метода нелинейного гармонического анализа (NLH), позволяющего получать качественное нестационарное решение в короткие сроки. Проведена оценка клокинг-эффекта на КПД турбины. Этот эффект может реализовываться только при условии кратности количества лопаток разных венцов и определяется изменением режима течения при изменении их взаимного расположения. Для данной конфигурации существенных изменений эффективности отсека получено не было. Нестационарные эффекты в рассматриваемом объекте носят незначительный характер.

Выводы

На основании проведенного одномерного анализа определены резервы повышения эффективности работы отсека — не более 0.28–0.30%.

Построены характеристики работы отсека и его отдельных элементов. Выявлено их рассогласование по КПД.

Проведена перенастройка углов установки всех венцов с повышением КПД отсека на 0.1%

Разработаны эффективные модели учета лабиринтных уплотнений, включающие в себя прямое моделирование (zr-эффекты) и опосредованное (источники/стоки), применяемое для задач оптимизации с целью уменьшения расчетного времени.

Поставлено две задачи оптимизации последней ступени отсека: изменение тангенциального навала приносит 0.05% КПД ступени, изменение скелетных углов — 0.27%.

Результаты исследования и разработанные CFD-модели могут быть использованы для дальнейшей модификации отсека и решения более полной оптимизационной задачи.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Hirsch C.* Numerical Computation of Internal & External Flows: the Fundamentals of Computational Fluid Dynamics, 2nd ed. Butterworth-Heinemann (Elsevier), 2007.
2. NUMECA Int. «Flow Integrated Environment». User Manual. Numeca Int., Brussels (Belgium), 2014.
3. *Japikse D., Nicholas C.* Baines «Introduction to Turbomachinery». Concepts ETI, Inc., 1997.

УДК621.431.75

Д. В. Ворошин, О. В. Маракужева, А. С. Муравейко

ООО «НУМЕКА», Санкт-Петербург

contact@numeca-ru.com

СОЗДАНИЕ CFD-МОДЕЛИ МНОГОСТУПЕНЧАТОГО ОСЕВОГО КОМПРЕССОРА

Выполнено моделирование течения в многоступенчатом осевом компрессоре. Разработана расчетная CFD модель, наиболее точно описывающей характер течения и физические процессы в проточной части компрессора. Анализируется влияние некоторых геометрических и сеточных параметров на течение в компрессоре и на его интегральные характеристики. С целью моделирования и выявления влияния нестационарных эффектов, реализующихся в межлопаточных каналах и в межвенцовых пространствах компрессора, выполняются нестационарные расчеты с применением нелинейного гармонического метода NLH.

Моделирование течения в многоступенчатых машинах зачастую затрудняется сложностью геометрической модели, включающей в себя, помимо венцов и зазоров, притрактовые полости, междискковые пространства и геометрические неопределенности связанные, например, с радиальными зазорами. Кроме того, вплоть до последнего времени практика моделирования течения при проектировании многоступенчатых машин ограничивалась стационарными расчетами в рамках приближения *Mixing Plane* (поверхность смешения), когда параметры потока при переходе от венца к венцу усредняются вдоль шага в межвенцовых зазорах. В ряде случаев это приводит к накоплению ошибки и в результате к искажению картины течения, в особенности при реализации сверхзвуковых течений и обширных отрывных зон.

Компрессор включает в себя входной направляющий аппарат (ВНА) и 12 ступеней. Лопатки ВНА и направляющих аппаратов (НА) первых четырех ступеней регулируемые. Рабочие лопатки (РЛ) всех ступеней имеют периферийные зазоры. Лопатки НА с третьей по одиннадцатую ступени — втулочные зазоры. Лопатки ВНА и НА первой и второй ступени двухопорные. Спрямяющий аппарат (СА) и НА последней ступени сопряжены тандемно.

Все расчеты проводятся для одной ветки характеристики компрессора с 100% частотой вращения ($n = 19500$ об/мин). Решается система уравнений RANS с параметрами термически совершенного газа с применением условия поверхности смешения на интерфейсах «ротор-статор». Для замыкания системы уравнений используются модели турбулентности Спаларта—Аллмараса и $k-\epsilon$ с подключением пристеночных функций. В качестве граничных условий на входе указываются стандартные полные параметры $P^* = 101325$ Па, $T^* = 288$ К и осевое направление скорости, на выходе — статическое давление. В расчетной модели учитываются входные стойки (рис. 1). Сетка во всей расчетной области — гексагональная блочно-структурированная. В работе исследуются: сеточная сходимость, влияние моделей турбулентности, влияние притрактовых полостей, влияние зазоров двухопорных НА, влияние нестационарных эффектов связанных с «ротор-статор» взаимодействием.

Для исследования влияния размерности дискретной модели на результаты выполнены расчеты с сетками: 13, 16 и 26 млн ячеек, отличающихся количеством разбиений по высоте канала — 48, 60 и 100 ячейка соответственно. Результаты расчетов представлены в виде интегральных характеристик компрессора (рис. 2). Разница по расходу для всех сеток составляет менее 0,1%.

Результаты расчетов для сетки размерностью 16 млн с подключением моделей турбулентности Спаларта — Аллмараса и $k-\epsilon$ сопоставляются с экспериментальными данными (рис. 3). Необходимо отметить, что экспериментальная характеристика получена путем осреднения результатов серии экспериментов, поэтому

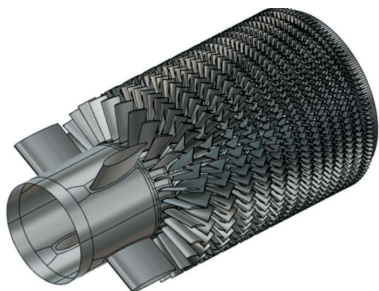


Рис. 1. 3D модель компрессора двигателя ТВЗ-117 с учетом входных стоек

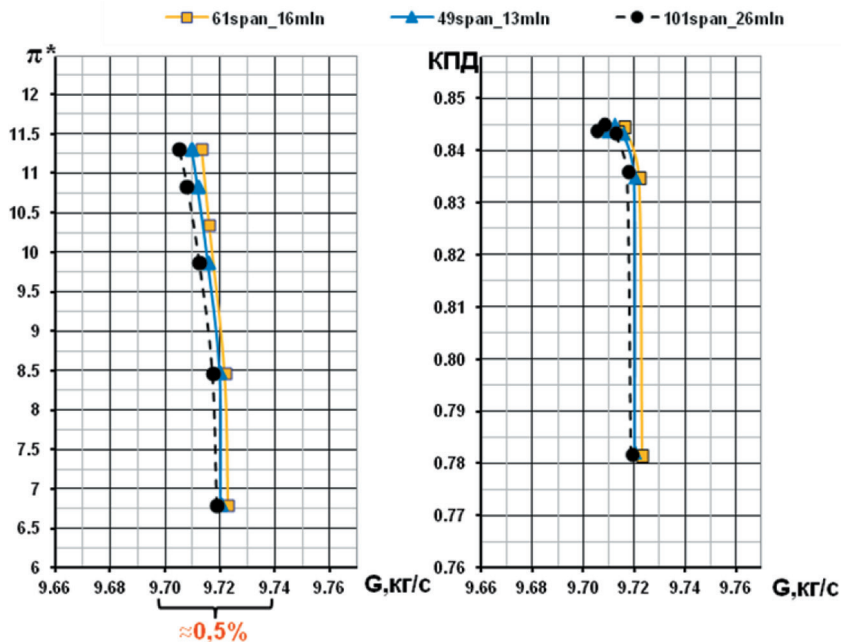


Рис. 2. Интегральные характеристики компрессора. Влияние размерности дискретной модели

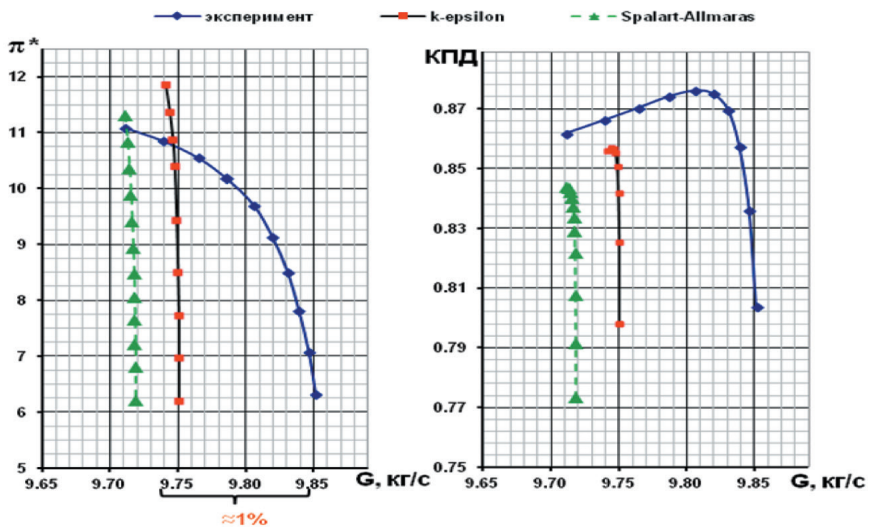


Рис. 3. Интегральные характеристики компрессора. Влияние моделей турбулентности

характер поведения кривой может несколько отличаться от характеристики при действительной работе компрессора. Как видно из представленных результатов, оба расчета дают практически одинаковые результаты по расходу: разница между ними менее 0,5%, разница с экспериментом — порядка 1,0 %, что удовлетворяет точности обработки эксперимента. Разница между расчетами и экспериментом по КПД для модели турбулентности $k-\epsilon$ составляет 2%, для модели Спаларта — Аллмараса — порядка 3%.

На рисунке 4 представлено распределение относительного числа Маха в трех сечениях по высоте лопатки (10%, 50% и 90%), для режима соответствующего рабочей точке, расчет с $k-\epsilon$ моделью турбулентности. Относительное число Маха возрастает по радиусу на спинке РЛ первой ступени, в периферийном сечении достигая значения 1.4. Возникает скачок уплотнения, приводящий к торможению потока, на корытце лопатки в этом сечении реализуется отрыв пограничного слоя. Распределение числа Маха на спинке РЛ второй ступени нехарактерно для осевых компрессоров — число Маха уменьшается по высоте.

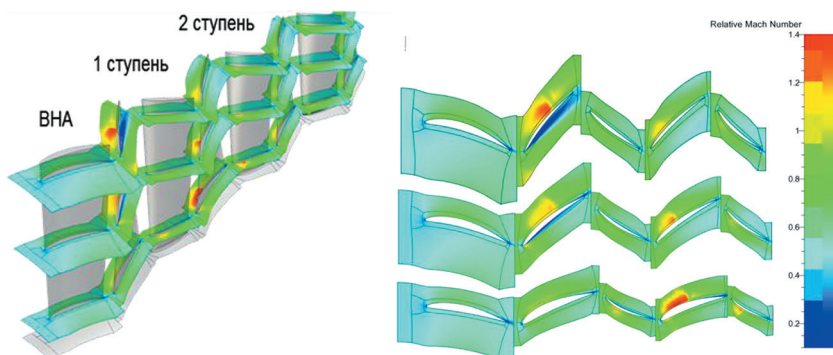


Рис. 4. Распределение относительного числа Маха во входном отсеке компрессора.

Рабочий режим. $k-\epsilon$ модель турбулентности

Моделируются притрастовые полости в первых ступенях компрессора, рассматривается их влияние на результаты расчета. Геометрическая конфигурация представлена на рисунке 5.

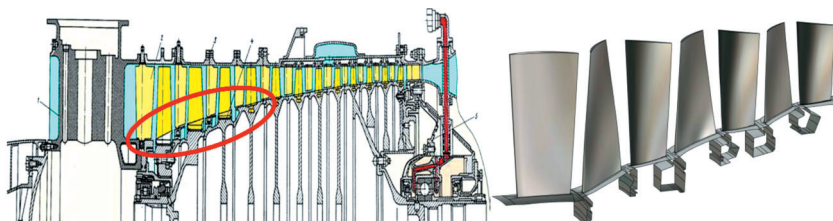


Рис. 5. Геометрическая модель трех ступеней компрессора с притрастовыми полостями

Интегральные характеристики с учетом притрактовых полостей имеют несколько меньший расход и немного более пологий характер (рис. 6). В притрактовых полостях реализуется сложное вихревое течение, которое незначительно влияет на течение в основном канале.

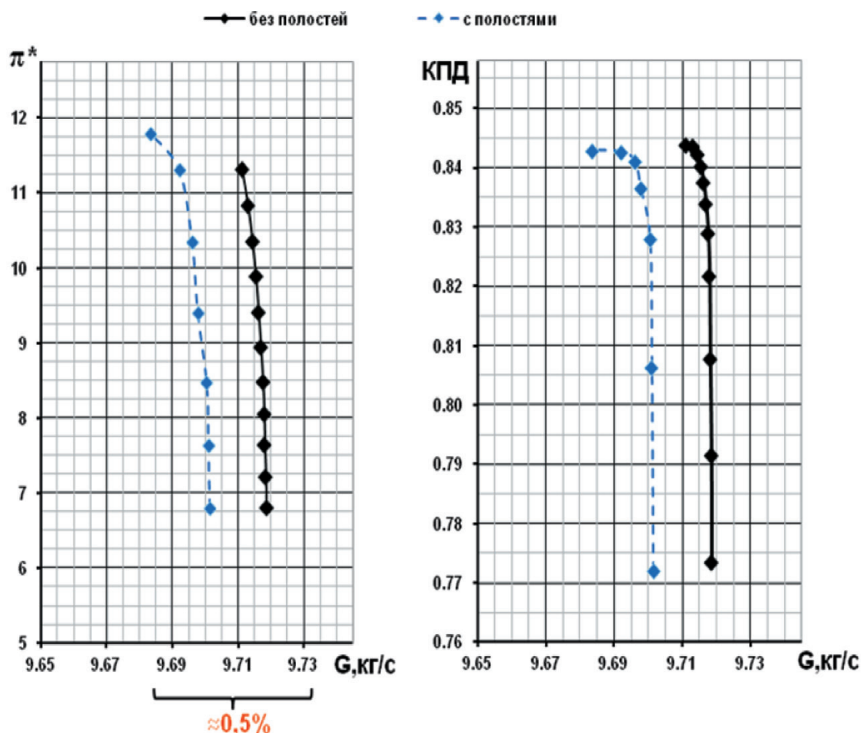


Рис. 6. Интегральные характеристики компрессора. Влияние притрактовых полостей

ВНА и НА первой и второй ступени — двухопорные регулируемые, большие радиальные зазоры необходимы для того, чтобы избежать касания лопатки корпуса машины при повороте регулируемых лопаток. Угол установки лопаток на некоторых режимах работы компрессора достигает 30° . Для упрощения модели частичные зазоры моделируются полными, и исследуется влияние величины зазоров (2,5 и 1,0 мм.) на интегральные характеристики компрессора. Чем больше размер зазора, тем левее по расходу ложится характеристика компрессора и становится более полой, изменение расхода при этом составляет менее 0,5 %.

Для моделирования нестационарных явлений в компрессоре выполнен расчет с применением метода NLH для к-е и Спаларта—Аллмараса моделей турбулентности. Полученные интегральные характеристики для NLH метода и результаты стационарных расчетов сопоставляются с экспериментальными данными (рис. 7). Разница по расходу между стационарной и нестационарной

постановками составляет менее 1%. Разница по КПД между результатами стационарного расчета и данными эксперимента составляет 2%.

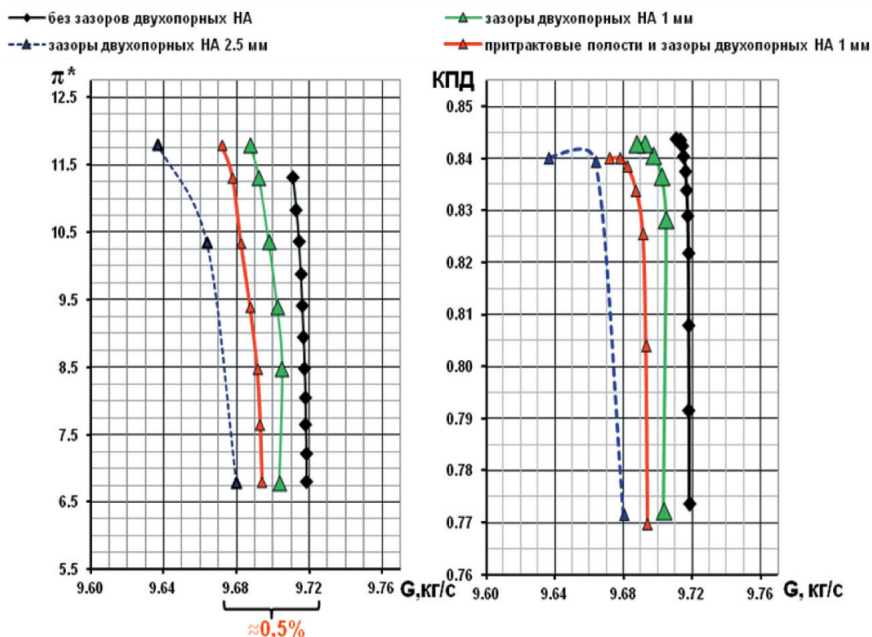


Рис. 7. Интегральные характеристики компрессора.
Влияние зазоров в двухпорных РНА и притрастовых полостей

Расчетная модель для NLH метода не учитывает входные стойки, зазоры двухпорных НА и притрастовые полости. На основе анализа влияния учета геометрических параметров предполагается, что расчетная характеристика сместится по расходу на 0.4 кг/сек, по КПД на 0,5% (зеленая кривая на рис. 8).

В таблице 1 представлены количественные оценки разницы экспериментальных и расчетных данных, сравнение производится для рабочей точки, также приводится максимальное значение отклонения параметров для всей ветки характеристики. В таблице 2 показано время счета для одной точки и всей ветки характеристики при стационарных и нестационарных (NLH) расчетах.

При сравнении результатов стационарной и нестационарной постановок наибольшая разница по КПД (до трех процентов) соответствует первым двум ступеням (рис. 9). Отношение как полных давлений, так и температур для стационарного расчета больше. Нехарактерное распределение числа Маха по спинке РЛ второй ступени сохраняется и в нестационарной постановке (рис. 10). Существенная разница интегральных параметров и картин течения обусловлена тем, что применение условия Mixing Plane приводит к размытию и отражению сверхзвуковых зон и взаимодействию с ними лопаток в первых двух ступенях

(рис. 11). Таким образом, растет уровень скоростей на спинках лопаток, что приводит к росту потерь.

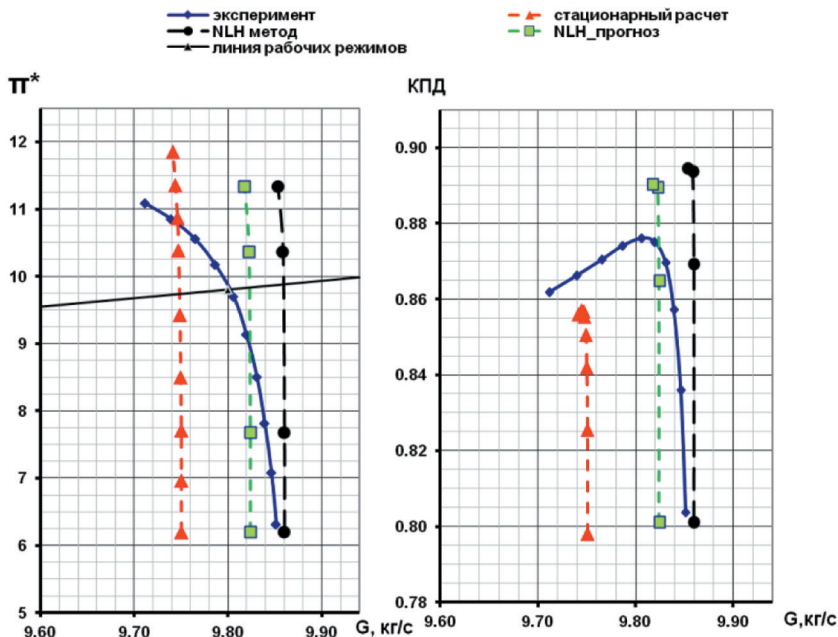


Рис. 8. Интегральные характеристики компрессора. Влияние учета нестационарности

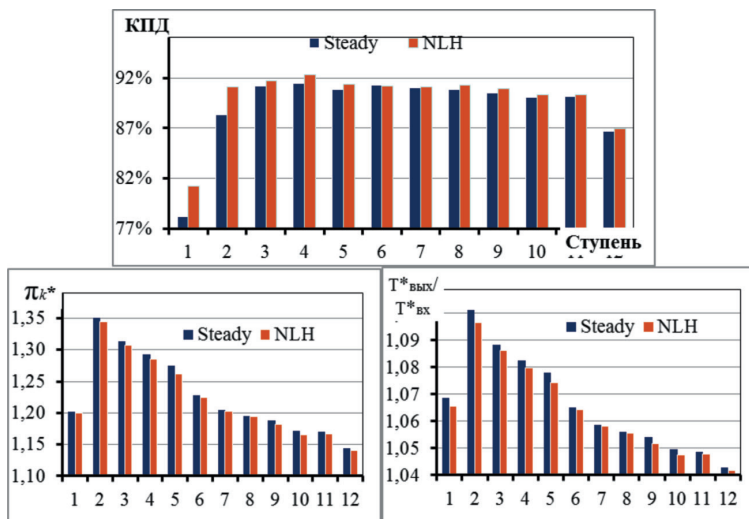


Рис. 9. Значение КПД, отношения полных давлений и температур по ступеням

Таблица 1

Сопоставление расчетных и экспериментальных интегральных параметров компрессора

	Стационарный расчет (для рабочей точки/ max для характеристики)	Нестационарный расчет (для рабочей точки/ max для характеристики)
$\delta G, \%$	-0,51/-1,02	+0,22/+1,13
$\delta \pi^*, \%$	-0,51/-1,05	+0,22/+2,24
$\delta \eta^*, \%$	-2,0/-2,0	+1,0/+1,5
$\delta \Delta K_u, \%$	+7	+1,3

Таблица 2

Сопоставление расчетного времени

Время расчета		
	Стационарный расчет	Метод NLH
Одна точка	2 часа	10 часов
Характеристика	10 часов	2 суток

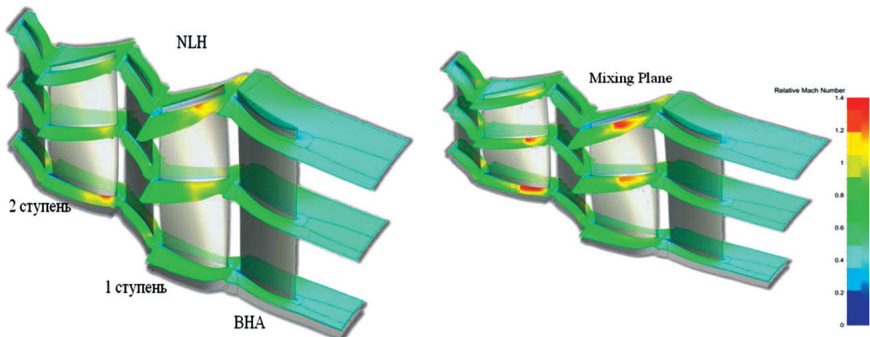


Рис. 10. Распределение относительного числа Маха в первых ступенях компрессора. Стационарная и нестационарная постановки

В процессе исследования создана расчетная модель, хорошо согласующаяся с данными эксперимента: для рабочей точки разница по расходу — порядка 0,5%, по КПД — 2% в случае стационарного расчета и +0,2% — по расходу, +1% — по КПД в случае нестационарного расчета. Повышенные значения КПД для нестационарного расчета объясняются тем, что при прогнозе не учитываются влияние галтелей, лабиринтных уплотнений в первых венцах и в притрактовой полости за 7 НА.

Необходимость проведения нестационарных расчетов с применением метода NLH обуславливается погрешностью, вносимой в характер течения при применении условия Mixing Plane на границах «ротор-статор», первых двух ступеней, где в межлопаточных каналах реализуется течение с сверхзвуковой ско-

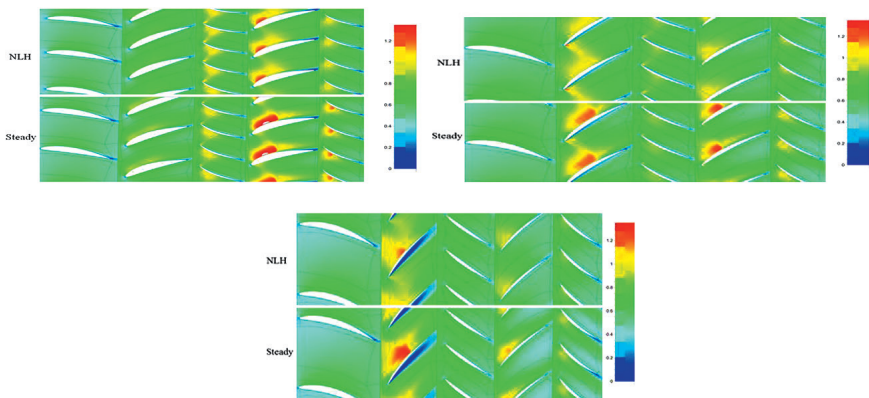


Рис. 11. Распределение относительного числа Маха во втулочном, среднем и периферийном сечениях первых двух ступеней компрессора. Стационарная и нестационарная постановки

ростью, при этом расстояние между венцами невелико, что приводит к значительным искажением течения в этих венцах.

Найдены резервы повышения эффективности компрессора. Один из возможных путей оптимизации — изменение программы регулирования.

В дальнейшем будут проведены прочностные расчёты и получена горячая геометрия лопаточной части компрессора, проведены соответствующие газодинамические расчёты. Будут исследованы перетечки через уплотнения под первыми ступенями.

ЛИТЕРАТУРА

1. Камсти Н. Аэродинамика компрессоров / пер. под ред. Ф. Ш. Гельмедова. М.: Мир, 2000.
2. Hirsch C. Numerical Computation of Internal & External Flows: the Fundamentals of Computational Fluid Dynamics, 2nd ed. Butterworth-Heinemann (Elsevier), 2007.
3. Japikse D., Nicholas C. Baines «Introduction to Turbomachinery». Concepts ETI. Inc., 1997.
4. NUMECA Int. «Flow Integrated Environment». User Manual. Numeca Int., Brussels (Belgium), 2014.
5. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя: 3-е изд. М.: Наука, 1974
6. Лойцянский Л. Г. Механика жидкости и газа. М.; Л.: Гостехиздат, 1950.

УДК 621.431.75

*Д. В. Ворошин, И. Н. Клочков, И. М. Лаконова,
О. В. Маракуева, А. С. Муравейко*

*ООО «НУМЕКА», Санкт-Петербург
contact@numeca-ru.com*

СОВРЕМЕННЫЕ ТЕНДЕНЦИИ В ПРОЕКТИРОВАНИИ ТУРБОМАШИН. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МЕТОДОВ ОПТИМИЗАЦИИ В ЦИКЛЕ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ТУРБОМАШИН

В работе рассматриваются современные тенденции в использовании вычислительных методов в практике проектирования турбомашин. Приводятся результаты моделирования нестационарного течения в переходном канале осевой турбины современного авиационного двигателя, моделирования нестационарного течения и параметризации вентилятора, КНД и КВД ТРДД, оптимизации рабочего колеса осевого компрессора с использованием ПК Fine/Turbo и ПО IOSO с соответствующей валидацией расчетных моделей.

С развитием вычислительных методов цепочка проектирования турбомашин совершенствуется и усложняется. Отправной точкой в данном алгоритме является проведение одномерных и осесимметричных расчетов, так называемое эскизное проектирование (рис. 1). На этом этапе определяются основные геометрические параметры: контур проточной части, количество ступеней, лопаток и т. д. Далее с полученными геометрическими параметрами решается прямая задача с целью нахождения характеристик турбомашин в широком диапазоне изменения параметров. По результатам данного моделирования принимается решение о возможной корректировке одномерной модели или полученных геометрических параметров. Следующим этапом является проработка пространственной геометрии проточной части, профилирование и последующее решение задачи напряженно-деформированного состояния. После чего выполняется CFD-анализ, при необходимости модель дорабатывается. Далее производится конструктивная проработка геометрии в САД-системах, и уже с учетом всех конструктивных особенностей еще раз решается задача НДС, уточняются интегральные параметры работы с использованием 3D CFD.

В случае удовлетворения полученных параметров переходят к этапу прототипирования, т. е. создания опытного образца. Таким образом, в настоящее время применение CFD-методов и подключение многопараметрической оптимизации по газодинамическим параметрам эффективности на различных этапах проектирования и доводки снижает необходимость в проведении дорогостоящих промежуточных экспериментов и экономит временные ресурсы.

Применение CFD-методов в турбомашиностроении

В настоящее время эффективность компонентов авиационных двигателей достигла высокого уровня совершенства, использование упрощенных инстру-

ментов моделирования, основанных на одномерных и двумерных методах, не позволяет достичь необходимой точности моделирования. Это влечет необходимость использования трехмерных CFD-методов не только для определения окончательных характеристик машины, но и в процессе проектирования изделия.

Непосредственно численное моделирование в рамках CFD-подхода можно разделить на несколько этапов. На первом этапе строится дискретная модель (создается расчетная сетка), задаются граничные и начальные условия, назначаются параметры расчета, данный этап принято называть «препроцессингом». На втором этапе проводится расчет, а на третьем выполняется анализ решения с определением потребных характеристик и картины течения.

Использование структурированных сеток даёт меньшую погрешность при вычислении потоков массы и импульса и обеспечивает высокую скорость получения решения. Однако создание структурированных сеток в ручном режиме чрезвычайно трудоемко. Для сокращения трудозатрат при построении дискретных моделей и автоматизации препроцессинга необходимо использовать специализированные сеточные генераторы, например AutoGrid5, который предназначен для автоматического построения высококачественных блочно-структурированных гексаэдральных расчетных сеток проточной части лопаточных машин. AutoGrid5 обладает высоким уровнем автоматизации, что обеспечивается техникой использования специальных шаблонов, такой подход позволяет быстро создавать расчетные сетки высокого качества для любого типа турбомашин с учетом таких геометрических особенностей, как несимметричные обводы, антивибрационные полки, бандажи, радиусные сопряжения, зазоры, охлаждающие элементы и др.

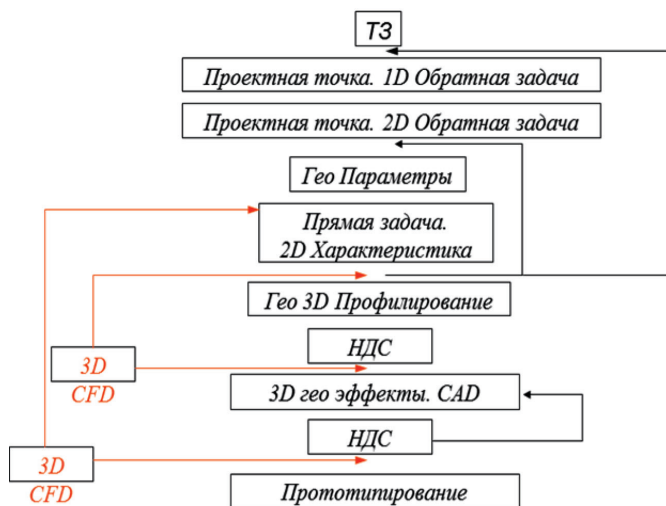


Рис. 1. Цепочка проектирования турбомашин

Явный трехмерный структурированный решатель комплекса FINE/Turbo (EURANUS) позволяет решать широкий круг задач вычислительной газовой динамики за счёт реализации большого набора граничных условий, моделей турбулентности, физических моделей. При этом он обладает очень высокой скоростью вычислений и низким потреблением оперативной памяти (примерно 500 мб оперативного пространства на 1 млн ячеек). Это достигается за счёт использования геометрического многосеточного метода с явным маршем по времени. При этом особенностью многосеточного метода является строгая вложенность (иерархия) сеток, которая автоматически обеспечивается в ходе построения сетки. Подобный подход не требует дополнительных интерполяционных процедур, что более чем в два раза увеличивает скорость счета по сравнению с универсальными решателями. Другой метод, позволяющий ускорить получение решения, — переход к явно-неявному методу решения (CPU Booster), что ускоряет процесс расчета в 3–10 раз.

Одной из основных особенностей задач газодинамики турбомашин является моделирование «ротор-статор» взаимодействия. В стационарных постановках используются граничные условия Mixing Plane или Frozen Rotor, в которых уравнения Навье—Стокса решаются в относительной системе координат, связанной с лопатками. На выходе из венца в случае Mixing Plane все параметры осредняются в окружном направлении и передаются как входные условия для следующего венца. При использовании Frozen Rotor рассчитывается одно положение ротора относительно статора и параметры не осредняются. В случае сложных течений (сверхзвуковые зоны, скачки уплотнения, циркуляционные и отрывные течения) вблизи сопряжения ротора и статора метод Mixing Plane не всегда даёт удовлетворительные результаты как по картине течения, так и по интегральным параметрам. В таких случаях необходимо переходить к нестационарному моделированию течения. Стандартные методы моделирования нестационарного «ротор-статор» взаимодействия Domain Scaling и Phase Lagged чрезвычайно ресурсоемки и, как правило, не применимы для решения реальных задач турбомашиностроения даже на современном уровне развития вычислительной техники. Поэтому необходимо использование упрощенных, но эффективных методов учета нестационарности. Метод нелинейного гармонического анализа (NLH) подразумевает решение осреднённых уравнений Навье — Стокса с включением пульсационных составляющих, связанных с «ротор-статор» взаимодействием. Существенным преимуществом метода являются: возможность в кратчайшие сроки получить нестационарное решение, расчет производится в одном межлопаточном канале каждого венца, уменьшается влияние положения границы ротор-статор на решение. Всё это позволяет учесть нестационарные явления в турбомашине ещё на стадии проектирования. NLH-метод применяется при анализе нестационарных явлений, моделировании входной неравномерности, надроторных устройств, исследовании clocking эффектов, анализе нестационарных нагрузок на элементы лопаточных машин.

Ниже приводится описание задачи по моделированию течения в осевой турбине, где рассматривались различные подходы моделирования «ротор-статор» взаимодействия.

При моделировании реальных объектов всегда присутствует неоднозначность входных параметров: значения граничных условий; геометрические неопределенности, такие как радиальный зазор, радиус входной кромки лопатки и другие; технологические и производственные отклонения. На современном уровне проектирования для получения достоверных характеристик изделия важно находить доверительный интервал выходных параметров при наличии «шумящих» входных параметров, для этого используется так называемый «метод анализа неопределенностей».

В настоящее время всё более актуальными становятся решение многодисциплинарных задач (FSI). При Решении FSI задач на практике используются два подхода:

1. Прямой метод, когда, последовательно решаются CFD (ВГД) и FEM (НДС) задачи, при этом дискретные модели деформируются на каждом временном шаге и перемещения узлов сетки передаются между решателями. Такой подход крайне ресурсозатратный.
2. Модальный подход, когда структурная деформация рассчитывается с помощью модальных уравнений, где динамическое поведение линейной системы представляется в виде разложения по формам собственных колебаний на каждом физическом временном шаге с учетом газовых нагрузок на конструкцию. Подход обеспечивает получение связанного решения в приемлемые временные сроки.

Исследование нестационарных эффектов в переходном канале осевой турбины

Рассматриваемый объект включал в себя ротор турбины высокого давления, переходный канал с 7 стойками и сопловой аппарат турбины низкого давления. Цель задачи: показать окружную неравномерность и получить нестационарные нагрузки на лопатки. Расчёты выполнены в ПО NUMECA Fine/Turbo. Решались осреднённые по Рейнольдсу уравнения Навье — Стокса методом конечных объёмов, для замыкания системы использовалась модель турбулентности $k-\epsilon$ с подключением пристеночных функций. В качестве рабочего тела выбран термически совершенный газ. Граничные условия на входе: направление потока, давление и температура торможения. На выходе — среднее статическое давление.

На первом этапе проводились 3D расчёты в стационарной постановке на сетке в 30 млн ячеек, подобная сетка необходима для разрешения всех особенностей течения. Для оценки окружной неравномерности выполнен расчет с использованием Frozen Rotor приближения, однако течение в переходном канале при этом моделируется некорректно: ударные волны отражаются от интерфейса «ротор-статор», искажается направление переноса окружной неравномерности при переходе через интерфейс (рис. 2). Результаты подтверждены также и в других коммерческих кодах — ANSYS Fluent и CFX.

Таким образом, стационарные расчёты с использованием условия Mixing Plane и Frozen Rotor неприменимы для решения рассматриваемой задачи. Для оценки нестационарных эффектов в турбине использовались методы, явно учитывающие «ротор-статор» взаимодействие, в которых влияние интерфейса «ро-

тор-статор» на решение минимально: полная нестационарная постановка Domain Scaling и нелинейный гармонический метод (NLH) [1, 2]. Для сокращения времени расчеты проводились в B2B постановке.

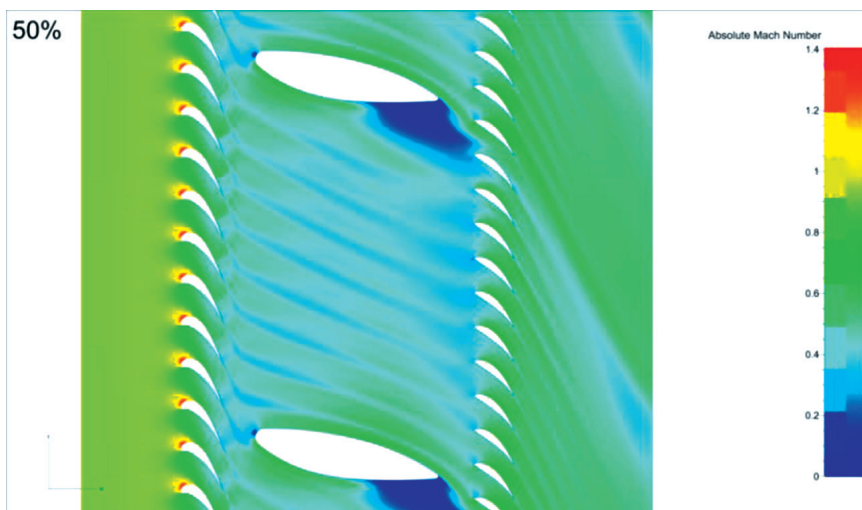


Рис. 2. Особенности моделирования течения с условием Frozen Rotor

Результаты расчётов показали, что во времени интенсивность ударных волн на выходе из межлопаточного канала ротора меняется по мере приближения и отдаления от стойки. Сверхзвуковая зона у передней кромки на стойке пульсирует по мере прохождения лопаток рабочего колеса мимо неё. Следы от лопаток ротора мигрируют в меридиональном направлении и диссипируют в сопловом аппарате. Наблюдается значительная окружающая неравномерность течения на выходе из соплового аппарата.

Получены нестационарные нагрузки на лопатки. Во времени распределение давления на лопатке ротора по стороне сжатия меняется слабо, на стороне разрежения происходят наиболее интенсивные колебания параметров из-за взаимодействия нестационарных ударных волн и поверхности лопатки. Вблизи задней кромки по поверхности лопатки выявлены большие амплитуды колебаний давления (до 20%). По поверхности стойки наблюдаются значительные градиенты давления, а также большие амплитуды колебаний вблизи передней кромки, до 60% по давлению.

Решение в полной нестационарной постановке показало интегральные параметры, очень близкие к решению, полученному с помощью NLH-метода (табл. 1).

Необходимо отметить и время счета: для рассматриваемой задачи стационарный расчёт сходится за 15 минут, решение NLH-методом получается за 1,5 часа, в то же время нестационарный расчёт сходится примерно за 12 суток (i7-4771 3.5 GHz, 32 Gb RAM).

Отличие интегральных параметров относительно параметров нестационарного расчёта

	ϵ_{Eff}	ϵ_{MF}	ϵ_{Pr^*}	ϵ_{Pr}	ϵ_{Tr^*}	ϵ_{Tr}
Steady/ unsteady	0,229%	0,064%	-0,105%	0,117%	-0,074%	-0,023%
NLH/unsteady	-0,006%	0,018%	-0,007%	0,051%	-0,002%	0,009%

Методы оптимизации

В последнее пятилетие наметился существенный прогресс в применении методов математической оптимизации параметров турбомашин с использованием CFD-расчетов. Применение оптимизации возможно, если удастся сформировать автоматическую процедуру, в рамках которой последовательно проводится профилирование, построение вычислительной сетки, непосредственно расчет и анализ параметров турбомашин, т.е. если возможно сформировать параметрическую расчетную модель турбомашин для проведения численного расчета. Расчетный комплекс FINE/Turbo позволяет формировать подобные параметрические модели. При этом для профилирования используется специальный модуль AutoBlade, который на базе дискретных параметров венцов позволяет строить геометрические модели практически для всех типов лопаточных машин. Далее по ходу автоматической процедуры для данной геометрии строится вычислительная сетка и выполняется CFD-расчет, в результате которого формируется файл результатов расчета. Входными данными для профилирования управляет специальная программа-оптимизатор. В ходе итеративного поиска решения оптимизационной задачи оптимизатор принимает решение о назначении новых входных параметров турбомашин на основе анализа выходных параметров (КПД, степень повышения/понижения давлений, расход и т.д.) предыдущих итераций. При этом решение принимается автоматически на основе математического алгоритма оптимизации. Непосредственно CFD-расчет выполняется внутри оптимизационного цикла. В настоящее время для решения оптимизационных задач промышленного масштаба хорошо зарекомендовал себя программный продукт IOSO. В качестве метода оптимизации используется МНСО — метод непрямой оптимизации на основе самоорганизации. Данный метод основан на использовании технологии построения поверхностей отклика для аппроксимации целевой функции и ограничений. На начальном этапе работы алгоритма МНСО формируется план эксперимента путем генерации случайных значений компонент вектора варьируемых переменных. Для всех точек плана эксперимента осуществляется прямое обращение к математической модели, вычисляющей значения критерия оптимизации и ограничиваемых параметров. Далее строится локально адаптируемая поверхность отклика, аппроксимирующая целевые функции. Алгоритм оптимизации оптимизирует непосредственно поверхность отклика, постоянно уточняя ее за счет обращения к математической модели.

Ниже приведены примеры по параметризации и оптимизации геометрии.

Численное моделирование и параметризация вентилятора, КНД и КВД современного ТРДД

Математические модели вентилятора, КНД и КВД ТРДД созданы для двух режимов работы двигателя на базе ПО NUMECA Fine/Turbo в стационарной постановке и с применением метода NLN. Решались осреднённые по Рейнольдсу уравнения Навье — Стокса методом конечных объёмов, для замыкания системы использовалась модель турбулентности $k-\epsilon$ с подключением пристеночных функций. В качестве рабочего тела выбран термически совершенный газ. Граничные условия на входе — направление потока, давление и температура торможения. На выходе — среднее статическое давление.

На базе модуля AutoBlade созданы параметрические модели лопаток вентилятора, КНД и КВД современного турбореактивного двухконтурного двигателя. Данные модели включают в себя набор конических сечений, связанных друг с другом осью, проходящей через центр тяжести сечений. Меридиональные и тангенциальные проекции данной оси описываются с помощью В-сплайнов. Профили в сечениях приняты симметричными для сокращения количества параметров, кромки являются дугами окружностей. Параметрическая модель вентилятора включала в себя 138 параметров, среднее количество параметров на лопатку КВД — 78, на лопатку КНД — 76. Ниже приведены сравнительные таблицы параметров в рабочей точке исходной и параметрической моделей, а также интегральные характеристики исходной и параметрической моделей РЛВ и КВД.

Таблица 2
Разница интегральных параметров исходной и параметрической моделей РЛВ в рабочей точке

	G_{sum} (кг/с)	$\pi_{\text{в}}^*$	КПД _в (%)
ϵ (%)	0,220	0,000	0,333



Рис. 3. Интегральные характеристики исходной и параметрической моделей РЛВ

Разница интегральных параметров исходной и параметрической моделей КВД
в рабочей точке

	$G_{\text{квд0}}$, кг/с	$\pi_{\text{квд}}^*$	КПД _{квд} (%)
ε (%)	0,070	-0,012	0,239%

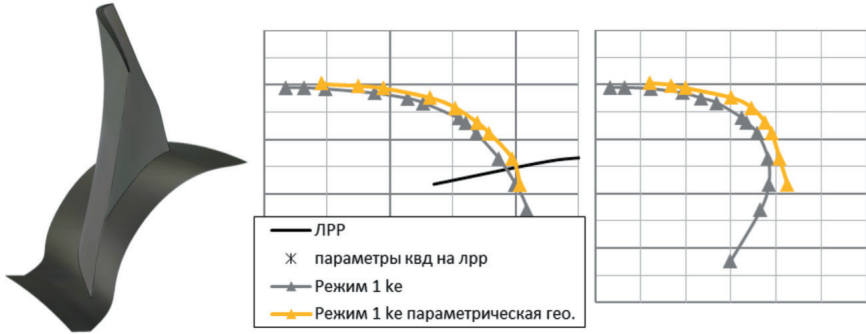


Рис. 4. Интегральные характеристики исходной и параметрической моделей КВД

Оптимизация РК осевого компрессора

Предварительный этап оптимизации геометрии РК осевого компрессора Rotor 37 — создание расчетной параметрической модели и её идентификация. Численное моделирование выполнено с использованием ПК Fine/Turbo. Решаются осреднённые уравнения Навье — Стокса методом конечных объёмов в стационарной постановке. Сетки — блочно-структурированные, гексагональные. В качестве рабочего тела используется термически совершенный газ. На входе в расчётную область задаются профили T^* и P^* , полученные в эксперименте, на выходе — условие среднего статического давления для вертикального участка характеристики или массового расхода для горизонтального участка характеристики. На твёрдых поверхностях задаются условия прилипания, непротекания и отсутствия теплопередачи.

В процессе математической оптимизации решались две задачи, цель которых — максимизация КПД компрессора в рабочей точке при варьировании угла установки сечений γ , геометрических углов входа и выхода β_1, β_2 в трех сечениях, двух углов меридионального и двух углов тангенциального навалов — 11 переменных. Ограничениями задач являются массовый расход G , степень повышения давления π_k^* и угол выхода потока α_2 (табл. 4).

Результаты оптимизации приведены в таблице 5 и на рисунке 5. В результате оптимизации для задачи № 1 прирост по КПД составил 1,5%, задачи № 2 — 1,3%.

Ограничения в задачах оптимизации РК компрессора

	Ограничения		
	α_2 , град	G, кг/с	π_k^*
Задача № 1	> -34.029 < -33.529	$G > 20.64$	> 2.009
Задача № 2	> -34.029 < -33.529	$ 20.65 - G / 20.65 < 0.005$	> 2.009

Таблица 5

Результаты оптимизации РК компрессора

	α_2 , град	G, кг/с	π_k^*	КПД	Кол-во обращений
Задача № 1	-33.532	21.276	2.063	0.869	135
Задача № 2	-33.532	20.752	2.017	0.867	200

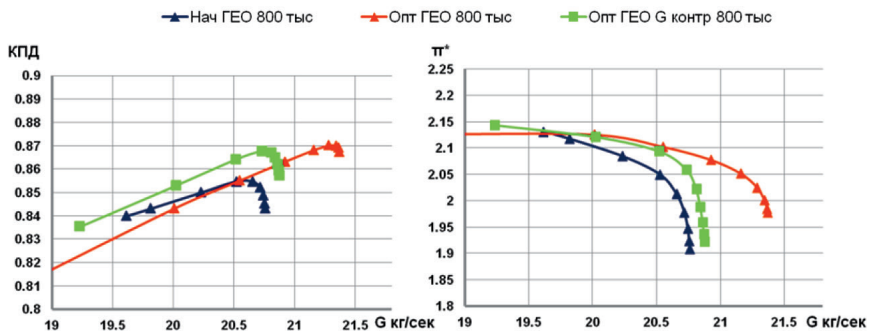


Рис. 5. Интегральные характеристики РК компрессора

Выводы

Сегодня создание современного конкурентоспособного авиационного двигателя невозможно без применения эффективных CFD-методов в процессе проектирования, при этом необходимо решать совместные задачи газодинамики и прочности конструкции, проводить анализ нестационарных процессов, анализировать различного рода неопределенности входных параметров. Актуальной является задача доводки элементов двигателя с привлечением методов математической оптимизации.

При этом растет не только качество и точность моделирования, но и снижается потребность в проведении промежуточных экспериментов, что, в свою очередь, экономит как ресурсы, так и время проектирования.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Ворошин Д. В., Егоров И. Н., Михеев М. Г., Федечкин К. С.* Опыт использования CFD-методов (программный комплекс NUMECA FINE\Turbo) для разработки сложных технических систем.
2. *Кампсти Н.* Аэродинамика компрессоров / пер.д под ред. Ф. Ш. Гельмедова. М.: Мир, 2000.
3. *Hirsch C.* Numerical Computation of Internal & External Flows: the Fundamentals of Computational Fluid Dynamics, 2nd ed. Butterworth-Heinemann (Elsevier), 2007.
4. *Japikse D., Nicholas C. Baines* «Introduction to Turbomachinery». Concepts ETI, Inc., 1997.
5. NUMECA Int., «Flow Integrated Environment». User Manual. Numeca Int., Brussels (Belgium), 2014.

Д. В. Архипов

*АО «НПЦ газотурбостроения «Салют», Россия, Москва
d.v.arkhipov@mail.ru*

ПОВЫШЕНИЕ ЗАПАСОВ ГДУ МНОГОСТУПЕНЧАТЫХ ОСЕВЫХ КОМПРЕССОРОВ С НЕРЕГУЛИРУЕМЫМИ НАПРАВЛЯЮЩИМИ АППАРАТАМИ

Перераспределение потока в направляющем аппарате путем изменения формы оси лопаток благоприятно сказывается на работе ступени осевого компрессора и может способствовать улучшению взаимной работе ступеней многоступенчатого компрессора на нерегулируемых режимах работы. С этой целью проведено исследование влияния окружного навала лопаток направляющего аппарата на расширение запаса газодинамической устойчивости, а также увеличения коэффициента полезного действия сектора, состоящего из двух последовательно расположенных высоконагруженных ступеней ($\overline{H}_t = 0,35$), спрофилированных по закону постоянной циркуляции. Численное подтверждение расчетно-теоретического исследования проведено с применением программного комплекса ANSYSCFX.

Ключевые слова: осевой компрессор, запасы газодинамической устойчивости, численное моделирование.

Введение

В настоящее время, одной из основных задач проектирования многоступенчатых осевых компрессоров различного назначения является обеспечение высокого уровня запасов газодинамической устойчивости (ГДУ) на всех режимах эксплуатации двигателя [1, 2].

Получение высокого уровня ГДУ в многоступенчатых осевых компрессорах стационарных и транспортных ГТУ обеспечивается различными способами: перепуском воздуха из средних ступеней компрессора, постановкой авторотирующих входных направляющих аппаратов, надроторных устройств, регулированием поворотных направляющих аппаратов компрессора и т. д. На повышенных ча-

стогах вращения ротора компрессора ($n_{\text{кр}} = 90 \dots 105\%$), когда регулирование еще не применяется ввиду достаточно высоких значений КПД, при воздействии неравномерности потока или иных возбуждающих факторов компрессор должен работать устойчиво без пульсаций, срывов и помпажа. Для этого запасы ГДУ многоступенчатых компрессоров низкого и высокого давлений должны быть на уровне 20–25% [3]. Достичь такого уровня запасов в высоконагруженных трансзвуковых компрессорах достаточно сложно с применением классических методов профилирования, поэтому целесообразно применение изгиба оси лопатки в осевом и/или окружном направлениях [1, 2, 4, 5]. Такой подход путем учета концевых эффектов во втулочных и периферийных зонах позволяет перераспределить поток на выходе из ступени для получения более благоприятного натекания на последующую ступень и, таким образом, обеспечивает повышение общего КПД сектора ступеней [6].

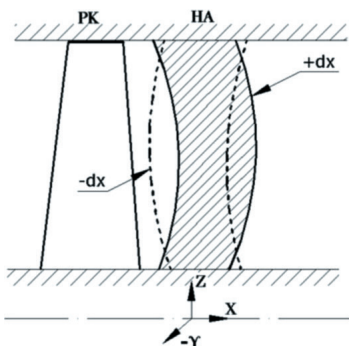
Теоретическое обоснование

С учетом того что в многоступенчатой машине после нескольких однотипных ступеней устанавливается равновесие между подводом энергии и ее диссипацией в пограничном слое, толщина пограничного слоя достигнет примерно постоянного значения [7], можно предположить, что постановка ступеней с переменной кривизной средней линии лопатки в состав лопаточной машины может благоприятно сказаться на течении и привести к росту запасов ГДУ на нерегулируемых режимах работы [8]. Исследования турбинных ступеней с сопловыми лопатками, спрофилированными с тангенциальным изгибом оси средней линии, показывают, что снизить потери в одной части по высоте лопаток СА без увеличения потерь в другой ее части возможно благодаря сложному наклону [9]. При этом наблюдаются те же физические явления, что и в случае простого наклона, а изменение картины течения происходит только в деформированной части лопатки. Наклон лопаток оказывает существенное влияние на перераспределение скоростей потока в радиальном направлении, что заметно снижает потери в корневом сечении сопловой решетки [10]. Получающиеся при этом изогнутые «саблевидные» лопатки позволяют в широких пределах варьировать распределение степени реактивности по высоте проточной части и повысить эффективность ступеней.

Исследование влияния изогнутости оси лопаток направляющего аппарата на характеристики ступени компрессора проводилось в широком диапазоне изменения максимального прогиба оси лопаток, находящегося посередине длины лопатки направляющего аппарата. Максимальное значение тангенциального прогиба составляло $\pm 15\%$ от высоты лопатки, где «+» означает лопатки с вогнутой поверхностью спинки, а «-» — лопатки с вогнутой поверхностью корыта. Максимальное значение изгибов лопаток в осевом направлении равнялось $\pm 2.5\%$, $\pm 5\%$, $\pm 7.5\%$, $\pm 10\%$ от высоты лопатки, где «+» — изгиб по направлению движения воздуха и «-» — изгиб в противоположенную сторону (рис. 1, 2). Исследования проводились при расчетном значении окружной скорости.

Основными анализируемыми параметрами при проведении исследований ступеней с различной формой оси лопаток НА являлись изменение значений

Косое обтекание (dx)



Тангенциальный наклон (dy)

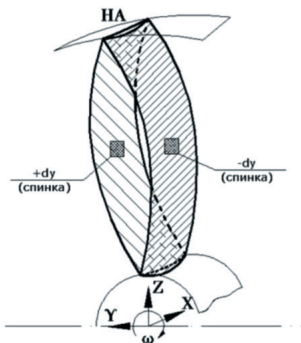


Рис. 1. Схема лопаток НА с изгибом линии центров тяжести профиля (оси лопатки) в осевом (косое обтекание) и окружном (тангенциальный наклон) направлениях

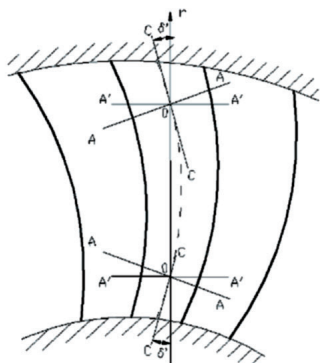
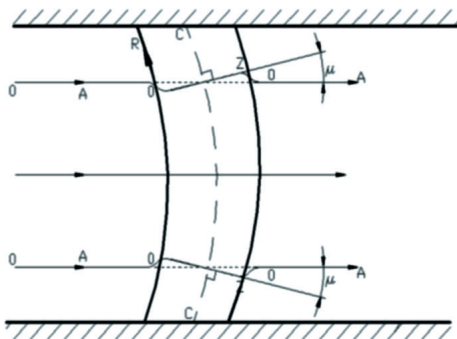


Рис. 2. Схема косого и тангенциального обтекания лопаток осевой ступени

максимального КПД и располагаемых запасов газодинамической устойчивости расчетной модели сектора ступеней.

Постановка задачи и результаты численного моделирования

Современные CFD-пакеты позволяют сократить стоимость и время проектирования и доводки газотурбинных двигателей. Одной из наиболее распространенных программ прямого анализа является программный комплекс ANSYSCFX. Верификация данного комплекса и возможность применение его в практике проектирования проведена большим количеством авторов и исследователей в области осевого компрессоростроения [11–13]. Автором данной работы в свое время также была проведена серия верификационных исследований программного комплекса ANSYSCFX для изолированного рабочего колеса Rotor-37, трансзвуковой ступени К8-Б и ряда многоступенчатых компрессоров,

показавших возможность применения данного программного комплекса при проектировании осевых компрессоров. При этом в связи с особенностями построения сеток для различных моделей турбулентности, особенностями течения в малоступенчатых и многоступенчатых компрессорах, особенностями течения в компрессорах с малым и большим удлинением, а также возникающими отклонениями проточной части при изготовлении опытных и серийных образцов ГТД применение методов вычислительной гидрогазодинамики (CFD-анализа) целесообразней проводить в части качественного анализа. Численные методы при решении прямой задачи хорошо отслеживают тенденцию изменения интегральных параметров и параметров потока по высоте проточной части при изменении геометрии лопаточного аппарата.

Объектом численного исследования для подтверждения результатов теоретического анализа является сектор ступеней многоступенчатого осевого компрессора, состоящий из спрофилированных по закону постоянной циркуляции двух последовательно расположенных высоконагруженных ступеней. При постоянном внешнем диаметре проточной части окружная скорость составляла $U_k = 345$ м/с, коэффициент теоретической работы обеих ступеней $H_t = 0,35$, $M_{ш1}$ на периферии рабочего колеса первой ступени составляла 0,92. Исходный профиль А-40, средняя линия профиля выполнена в виде дуги окружности. Построение профилей выполнено с помощью полуавтоматизированной программы профилирования на базе Excel. Пример графического отображения профиля на заданном сечении представлен на рисунке 3.

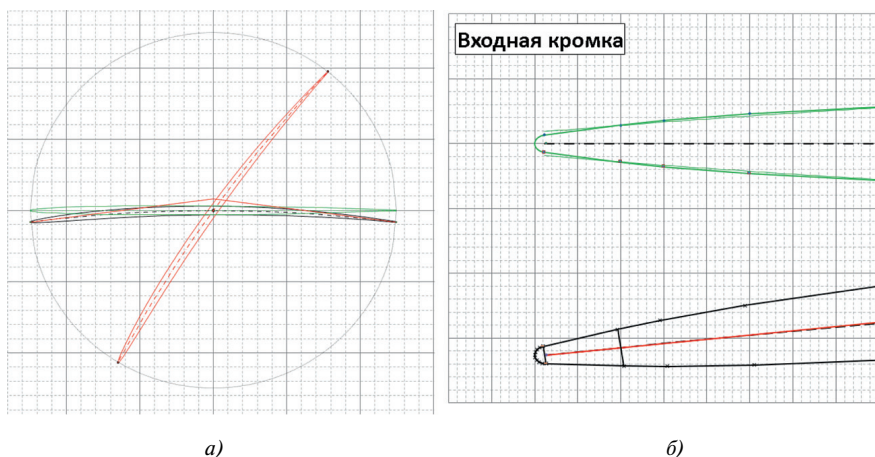


Рис. 3. а — Графическое построение профиля на заданном сечении;
б — описание входной кромки лопатки

Сеточные модели для расчета в ANSYS CFX строились с учетом $y^+ = (0.5 \pm 5)$ для модели турбулентности $k-\omega$. При построении расчетной области для лопаточных венцов использовалась сетка О-Н-типа. Степень турбулентности на входе в сектор ступеней задавалась равным 10%. При расчете течения в проточной

части сектора ступеней от границы запирания до рабочей тоски рассматривалась задача при сочетании граничных условий: полное давление и полная температура на входе с заданным направлением потока и статическая температура на выходе. От рабочей точки до «помпажа» на входе задавались полное давление и температура, а на выходе — расход воздуха. Расчетная область представлена на рисунке 4. Критерием сходимости расчета являлось установление интегральных характеристик потока при достижении значений величины среднеквадратичных невязок по давлению и компонентам скорости на уровне 10^{-6} . Передача данных между венцами проходила с осреднением параметров в окружном направлении «Stage».

ANSYS
v12.1

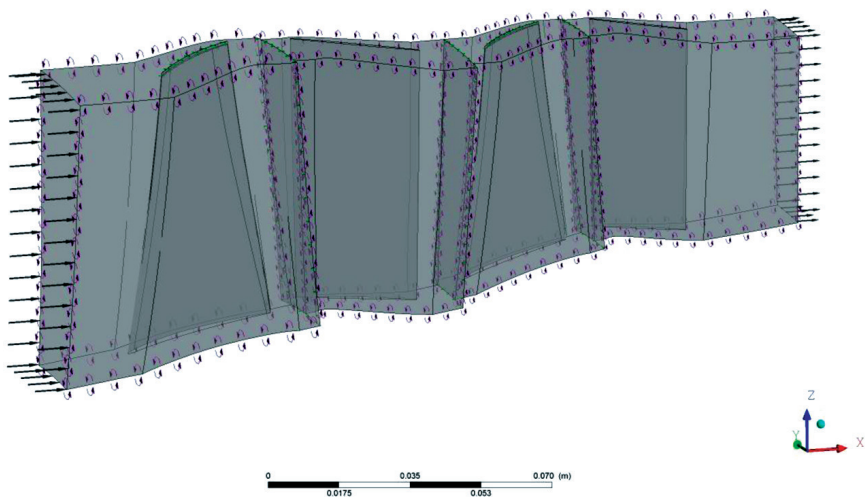


Рис. 4. Расчетная модель сектора ступеней

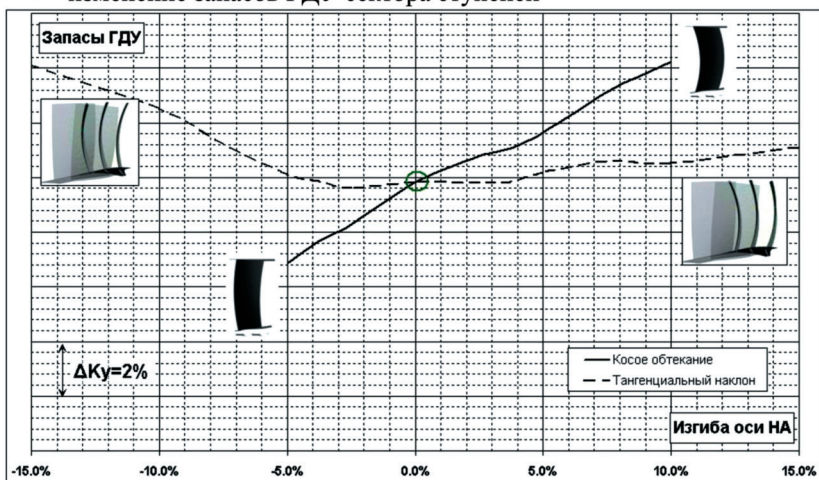
Результаты численного исследования представлены на рисунках 5, 6.

Выводы

Изгиб оси лопаток НА-1 ст. в окружном направлении по вращению ($-dy$) и против вращения ($+dy$) приводит к незначительному уменьшению максимального КПД сектора, состоящего из 2 ступеней ($\Delta\text{КПД} = 0,2-0,05\%$) и к росту запасов ГДУ на $1,0-3,5\%$.

Изгиб оси лопаток НА-1 ст. в осевом направлении ($+dx$) приводит к росту $\Delta\text{Ку}$ на $3,5-4,5\%$ и росту КПД на $0,1-0,15\%$ (в рассматриваемом диапазоне).

- изменение запасов ГДУ сектора ступеней



- изменение КПД сектора ступеней [14]

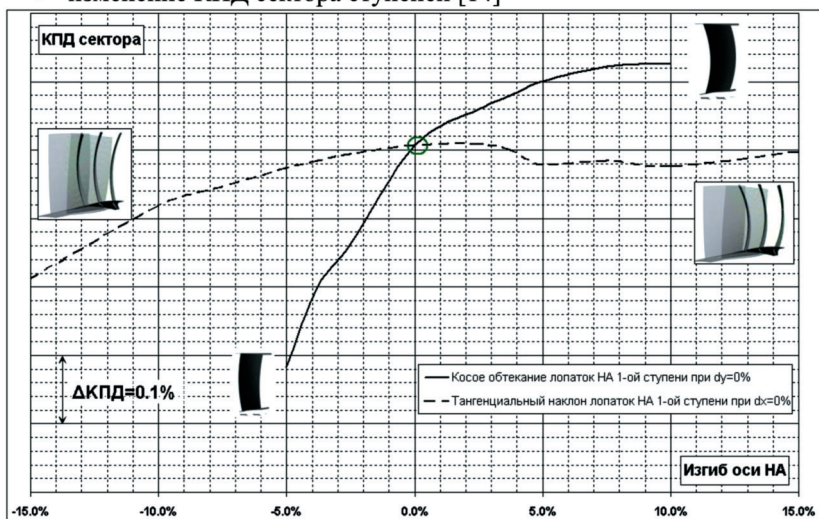
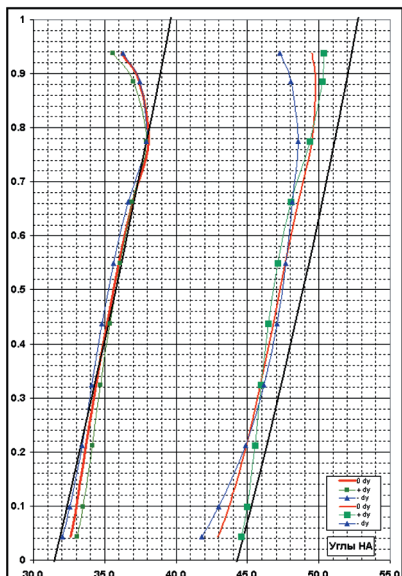
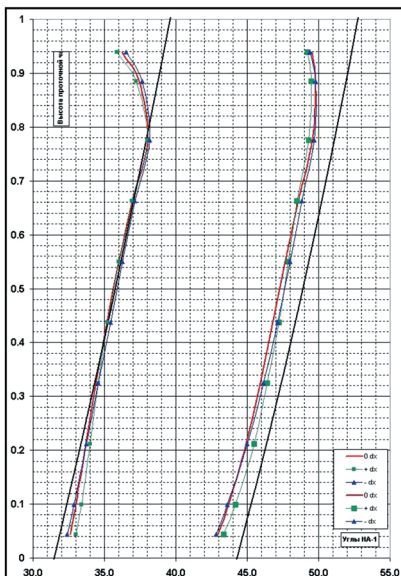


Рис. 5. Результаты численного исследования модели сектора ступеней

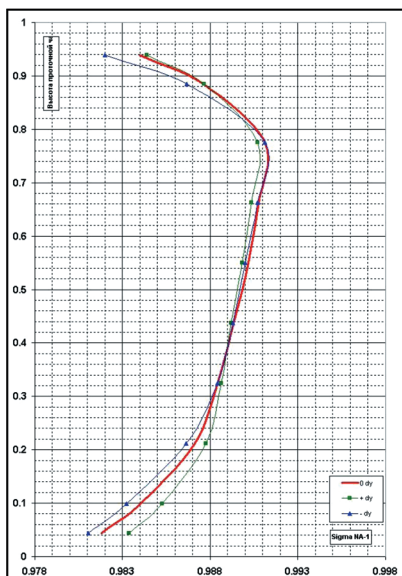
Изгиб в противоположную сторону ($-\alpha_x$) приводит к снижению ГДУ и снижению КПД 2-ступенчатого сектора, что связано с изменением течения в пристеночных областях на поверхности лопаток, особенно в области концевых сечений.



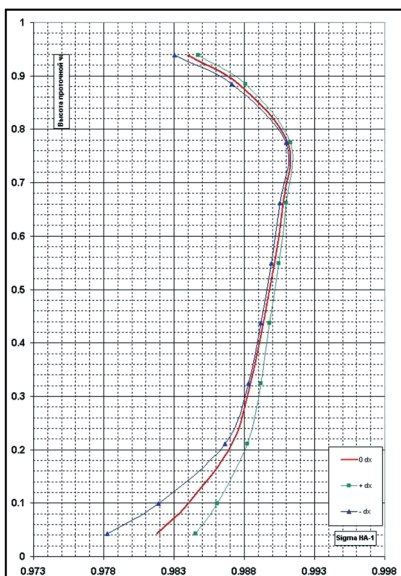
Распределение углов НА-1 ст. при изменении тангенциального наклона



Распределение углов НА-1 ст. при изменении тангенциального наклона



Потери полного давления в НА-1 ст. при изменении тангенциального наклона



Потери полного давления в НА-1 ст. при изменении косого наклона

Рис. 6. Распределение параметров по высоте проточной части НА-1 ст.

В расчетной точке изгиб оси лопаток НА-1 ст. практически не влияет на КПД и коэффициент теоретической работы сектора ступеней при неизменных лопаточных венцах. Форма оси лопаток направляющего аппарата существенно влияет на запасы газодинамической устойчивости сектора ступеней.

Относительно исходной лопатки НА с радиальной осью потери полного давления направляющего аппарата существенно уменьшаются по всей высоте проточной части в случае изгиба оси лопатки в осевом направлении по движению потока. Изгиб оси в окружном направлении против вращения приводит к уменьшению потерь полного давления в области втулки и периферии, а в ядре потока остается неизменным.

ЛИТЕРАТУРА

1. Камсти Н. Аэродинамика компрессоров. М.: Мир, 2000. 688 с.
2. Архипов Д. В., Тумашев Р. З. Расчетное исследование влияния тангенциального наклона и косо го обтекания лопаток направляющего аппарата на работу ступени осевого компрессора // Наука и образование. 2015. № 11. С. 75–83.
3. ЦИАМ. Научный вклад в создание авиационных двигателей. М.: Машиностроение, 2000. 616 с.
4. Терещенко Ю. М. Аэродинамическое совершенствование лопаточных аппаратов компрессоров. М.: Машиностроение, 1988, 168 с.
5. Сальников В. С. Исследование влияния наклона лопаток на распределение параметров потока в венцах турбомшины // Технический отчет ЦИАМ им. Баранова. 1963. № 187. С. 12.
6. Бекнев В. С., Тумашев Р. З. Концевые явления при проектировании осевого компрессора // Вестник МГТУ. Сер. Машиностроение. 1999. № 3. С. 50–57.
7. Хириш Ч. Пограничные слои на втулке и корпусе осевых компрессоров // Энергетические машины и установки. 1974. № 4. С. 96–109.
8. Архипов Д. В., Тумашев Р. З. Современные подходы к проектированию высоконапорных осевых компрессоров // Проблемы газодинамики и тепломассообмена в новых энергетических технологиях: тез. докл. 18-й школы-семинара молодых ученых и специалистов под рук. акад. А. И. Леонтьева, Звенигород, 2011 г.
9. Батулин О. В., Матвеев В. Н. Расчетное исследование влияния тангенциального наклона сопловых лопаток на газодинамическую эффективность ступени осевой турбины // Вестн. Самарского гос. аэрокосмического ун-та. 2008. № 3. С. 114–118.
10. Гостелов Дж. П. Аэродинамика решеток турбомашин. М.: Мир, 1987 г. 392 с.
11. Шелковский М. Ю. Верификация программного комплекса ANSYS CFX для численного анализа трехмерного вязкого течения в компрессоре. // Восточно-европейский журнал передовых технологий. 2012. № 3/10(57). С. 60–65.
12. Герасименко В. П., Шелковский М. Ю. Расчетно-экспериментальное исследование газодинамических характеристик компрессорных решеток в системе многоступенчатого компрессора // Авиационно-космическая техника и технология. 2012. № 8(95). С. 61–66.
13. Мелашин С. В., Калинин Ю. Г., Письменный В. И. Проектирование направляющего аппарата последней ступени осевого компрессора на основе решения обратной и прямой задачи газодинамики // Авиационно-космическая техника и технология. 2009. № 7(64). С. 56–60.
14. Отраслевой стандарт. Компрессоры газотурбинных двигателей. Метод расчета коэффициента полезного действия. ОСТ 1 02595-86.

ГОРЕНИЕ ТЕПЛОПРОВОДНОСТЬ, ТЕПЛОПЕРЕДАЧА И ТЕПЛООБМЕННЫЕ ПРОЦЕССЫ В АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЯХ

УДК 621.438-226.2.048

Ю. Г. Горелов, к.т.н., К. В. Тюльков, ведущий конструктор

АО «НПП газотурбостроения “Салют”», Москва

Yury.Dina@gmail.com

ВЕРИФИКАЦИЯ 3D РАСЧЕТОВ ПЛЕНОЧНОГО ОХЛАЖДЕНИЯ СОПЛОВЫХ ЛОПАТОК В ANSYS CFX

В работе приведена верификация результатов 3D расчетных исследований эффективности пленочного охлаждения сопловой лопатки ТВД двигателя СЗХ с применением моделей турбулентности SST и S-A. Показано, что при использовании модели турбулентности S-A расчетные данные наиболее удовлетворительно согласуются с экспериментальными данными.

Введение

Пленочное охлаждение широко используется для увеличения эффективности охлаждения теплонапряженных элементов турбины современных ГТД. Множество исследователей изучало различные конфигурации пленочного охлаждения и гидродинамические параметры на плоской пластине. Вследствие значительных отличий в физике течения на плоской пластине и существенной кривизны профиля лопаток сомнительным остается непосредственное использование результатов, полученных на упрощенных геометриях. Существенная зависимость от сетки, модели турбулентности, кривизны и задания граничных условий приводят к необходимости верификации расчетов пленочного охлаждения в сравнении с экспериментальными данными непосредственно на лопатках турбин. Пока же представленные результаты 3D расчетов с применением коммерческих и некоммерческих программ не всегда удовлетворительно согласуются с экспериментами.

Так, в работе [1] с использованием STAR CCM+ для расчета эффективности пленочного охлаждения рабочих лопаток с использованием моделей турбулентности SST, RKE (realizable $k-\epsilon$), V2F, SST с WF, $k-\epsilon$ с WF, SST Low Re при наилучшем совпадении результатов расчета с экспериментом для модели RKE показано, что при полусопряженном подходе (задаются параметры охлаждающего воздуха) значения температуры лопатки ближе к опытным данным, чем при сопряженном. Однако даже при полусопряженном подходе максимальная разность температур по результатам 3D расчета и эксперимента — 34°C на вы-

ходной кромке со стороны корытца и 31°C на входной кромке, что составляет довольно существенные величины.

В работе [2] проведенные тестовые расчеты эффективности пленки сопловой лопатки ТВД двигателя СЗХ для 2D метода моделирования пленки показали в целом удовлетворительное совпадение с экспериментом, совпадение эффективности пленочного охлаждения по результатам 3D расчетов в ANSYS Fluent с экспериментом при 1 ряде отверстий на спинке и корытце приведено только для спинки лопатки. При этом отсутствуют 3D расчеты сопловой лопатки для 2 рядов отверстий на корытце и спинке.

В работе [3] тестовые сопряженные расчеты в Open FOAM относительной температуры сопловой лопатки ТВД двигателя СЗХ (T_w/T_{ref}), проведенные при 2 рядах отверстий пленочного охлаждения на спинке и 2 на корытце, с применением моделей турбулентности SST, S-A, v2f, TL показали, что наилучшее совпадение с экспериментом получено для моделей S-A (Spalart-Allmaras) и v2f. При этом максимальное отличие экспериментальных данных от расчетных составило на спинке приемлемую величину 7%, в то время как на корытце — 16%. Максимальное же отличие расчетных данных, полученных с помощью моделей S-A и v2f, составило всего лишь 2,5%.

В [4] для получения надежных результатов CFD исследований пленочного охлаждения сопловой лопатки была проведена проверка на достоверность для моделей турбулентности ($k-\epsilon$ [5], $k-\omega$ SST [6], S-A [7]). Наибольшее число моделей турбулентности, таких как $k-\epsilon$ и SST, создавались на основе допущения об изотропности, хотя в этом контексте имеется несколько исключений, например модель турбулентности RSM. Это допущение приводит к недооценке обмена турбулентностью в поперечном направлении и, следовательно, распространение струи, прогнозируемое при таких моделях турбулентности, весьма незначительно. Одним из последствий этого является то, что для поперечного изменения эффективности пленочного охлаждения имеет место переоценка эффективности в среднем сечении и недооценка вверх и вниз от него. Это отмечено для всех моделей турбулентности и показано также в работе Baldauf и Scheurlen [4]. С другой стороны, для осредненной в поперечном направлении эффективности пленки, которая интересна при проектировании пленочного охлаждения, модель турбулентности S-A обеспечивала наилучшие результаты в сравнении с экспериментом.

Существуют исследования, адресованные к влиянию локальной кривизны на характеристику пленочного охлаждения. Например, в исследовании локальной кривизны поверхности Davidson и др. [8] нашли, что по сравнению с плоской пластиной в точке на спинке отмечено существенное влияние на $\eta_{ал}$ цилиндрических отверстий и незначительное — профилированных отверстий.

Целью представленного исследования является выполнение 3D расчетов для наиболее широко применяемой в турбомашинах модели турбулентности SST и модели S-A, базирующихся на анализе влияния относительной скорости (параметра вдува) на характеристику охлаждения цилиндрических отверстий, расположенных в четырех различных положениях на сопловой лопатке. Фактически CFD использовалась как инструмент для того, чтобы исследовать влияние локальной кривизны, включая вогнутые и выпуклые поверхности, в относитель-

но широком диапазоне параметров вдува (0,31–1,5), а также для подтверждения достоверности в сравнении с экспериментом.

Результаты исследования адиабатической эффективности пленочного охлаждения

В этом разделе рассматривается сравнительное 3D расчетное и экспериментальное исследование [9] влияния относительной скорости пленки $VR = U_{охл}/U_{п}$, геометрии и уровня входной температуры на адиабатическую эффективность пленочного охлаждения сопловой лопатки $\eta_{ад.} = (T_{ад.ст.} - T_r) / (T_{охл} - T_r)$ в зависимости от X/D — расстояния в направлении течения от последнего пленочного отверстия до выходной кромки, нормированное по D . Для поверхностей спинки и корытца представлены результаты с 2 рядами отверстий, наклоненными под углом 30° к направлению течения и отношением шага к диаметру равным 3 (рис. 1, а). Все данные были получены при относительной плотности $DR = \rho_{охл.} / \rho_\infty = 0,94$. Домен был реализован при числах $Re_{вых.}$, базирующихся на длине хорды и равных примерно 750 000–800 000, что соответствовало числу Маха $M_{вых.} \approx 0,27$. Дополнительная детализация сопловой лопатки представлена в [10].

При проведении расчетного исследования периодичность устанавливалась на сторонах расчетного домена для моделирования влияния остальных отверстий. Структурированная мультиблочная HEXA сетка генерировалась для всего домена с использованием ICEM/CFD (ANSYS). Мультиблочность давала возможность генерировать отдельные сетки в различных частях домена потока (рис. 1, б). Для того чтобы увеличить ортогональность сетки, в охлаждающих отверстиях использовался O-grid тип. Внутри и поблизости от отверстий имела место высокая плотность сетки для детального отображения струи на этих поверхностях. Величина y^+ составила $\sim 1,6$, в пограничном слое было сгенерировано 25 призматических слоев, использовалась сетка из 7,2 млн конечных элементов, при этом для решения использовался решатель ANSYS CFX. Вначале проводился оценочный 3D расчет камеры сгорания, затем условия на выходе из камеры принимались в качестве входных на входе в домен сопловой лопатки.

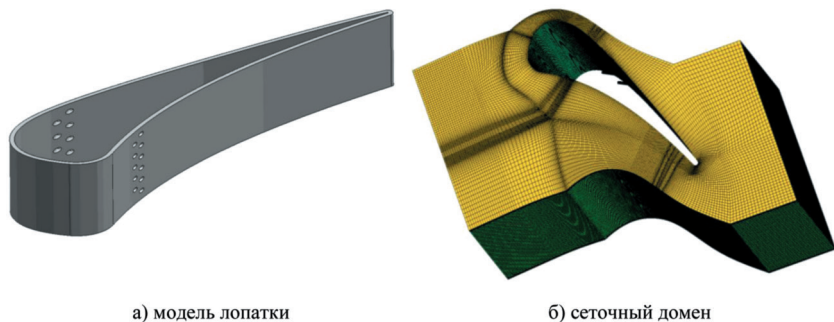


Рис. 1. Сопловая лопатка ТВД двигателя СЗХ для адиабатных расчетов

Проведенное сравнение адиабатической эффективности, полученной при 3D расчете для моделей турбулентности SST и S–A, с экспериментальными данными (рис. 2), приведенными для корытца при $VR = 0,5$, показало, что расчетные результаты с применением модели S–A удовлетворительно согласуются с экспериментальными данными (отличие $\leq 1,3\%$), в то время как результаты, полученные с использованием модели SST, ниже экспериментальных данных для $X/D \leq 10$ на 30%, для $10 < X/D < 40$ на 25%, при $X/D = 40$ они равны между собой, а при $X/D > 40$ экспериментальные данные выше данных, полученных с помощью SST, на 50%.

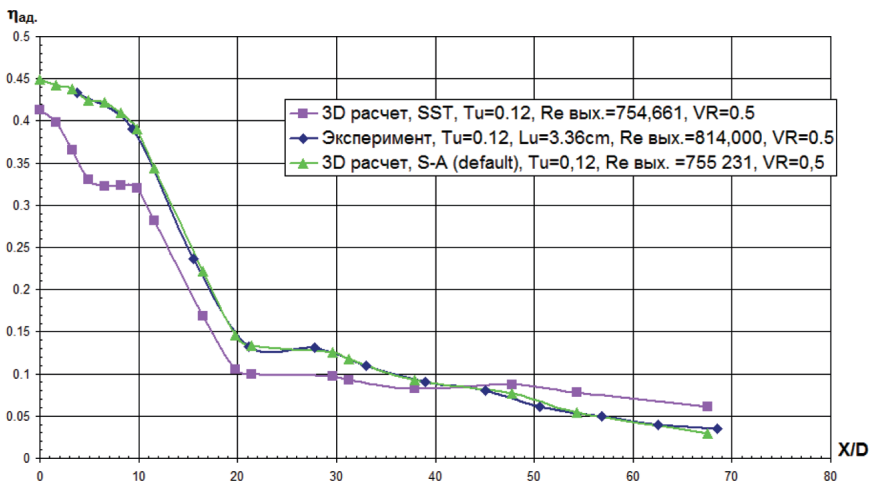


Рис. 2. Сравнение $\eta_{ад}$, полученной при 3D расчете для моделей турбулентности SST и S–A, с экспериментальными данными, полученными на корытце при $VR = 0,5$ и $M_{вых.} = 0,27$

Сравнение адиабатической эффективности, полученной при 3D расчете для моделей турбулентности SST и S–A, с экспериментальными данными, приведенными для спинки (рис. 3) при $VR = 0,31$, показало, что расчетные результаты с применением модели S–A удовлетворительно согласуются с экспериментальными данными (отличие $\leq 4\%$), в то время как результаты, полученные с использованием модели SST, выше экспериментальных данных для $X/D < 30$ на 22–35%, а для $X/D > 30$ экспериментальные данные превышают данные, полученные с помощью SST, на 4–25%.

Проведенное сравнение адиабатической эффективности, полученной при 3D расчете для моделей турбулентности SST и S–A (для функции стенки default), с экспериментальными данными (рис. 4), приведенными для корытца при $VR = 1,0$, показало, что расчетные результаты с применением модели S–A удовлетворительно согласуются с экспериментальными данными (отличие $\leq 2,7\%$), в то время как результаты, полученные с использованием модели SST, ниже экспериментальных данных для $X/D < 40$ на 8,5–17%, при $X/D = 40$ они равны

между собой, а при $X/D > 40$ экспериментальные данные превышают данные, полученные с помощью SST, на 22–55%. При этом данные для модели турбулентности S–A (функция стенки — scalable) ниже экспериментальных данных для $X/D < 11,5$ на 15% и более чем в 2 раза, а при $20 < X/D < 33$ экспериментальные данные превышают расчетные на 16,5%, при $20 < X/D < 33$ расчетные данные выше экспериментальных на 7%, а при $X/D > 33$ — на 23%.

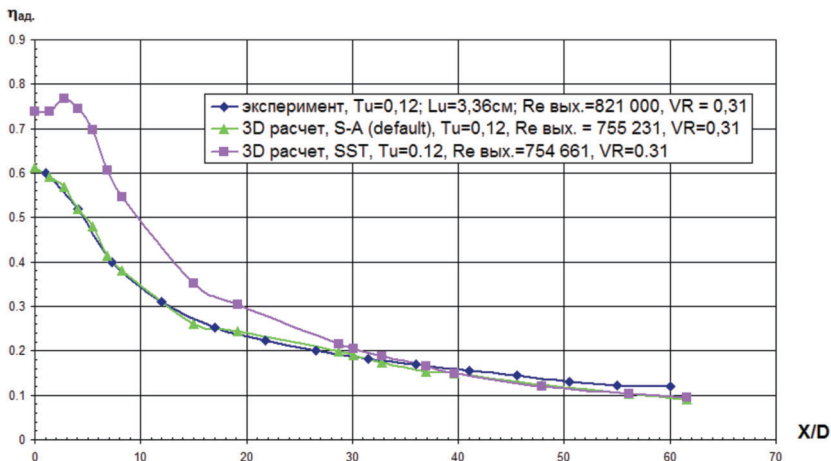


Рис. 3. Сравнение пад, полученной при 3D расчете для моделей турбулентности SST и S–A, с экспериментальными данными, полученными на спинке при $VR = 0,31$ и $M_{\text{вых.}} = 0,27$

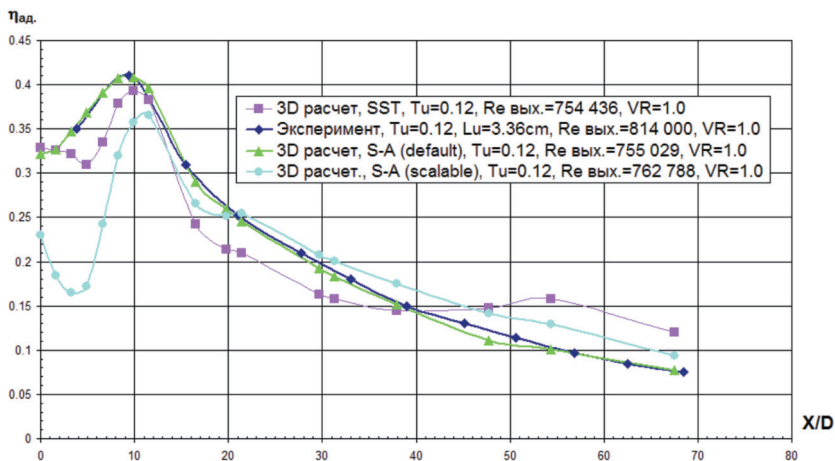


Рис. 4. Сравнение пад, полученной при 3D расчете для моделей турбулентности SST и S–A, с экспериментальными данными, полученными на корытце при $VR = 1,0$ и $M_{\text{вых.}} = 0,27$

Сравнение $\eta_{ад}$, полученной при 3D расчете для моделей турбулентности SST и S-A (для функции стенки default), с экспериментальными данными (рис. 5), приведенными для спинки при $VR = 0,41$, показало, что расчетные результаты с применением модели S-A удовлетворительно согласуются с экспериментальными данными (отличие $\leq 2,7\%$), в то время как результаты, полученные с использованием модели SST, ниже экспериментальных данных для $X/D < 40$ на 8,5–17%, при $X/D = 40$ они равны между собой, а при $X/D > 40$ экспериментальные данные выше данных, полученных с помощью SST, на 22–55%. При этом данные для модели турбулентности S-A (функция стенки — scalable) ниже экспериментальных данных для $X/D < 11,5$ на 15% и более чем в 2 раза, при $20 > X/D > 11,5$ экспериментальные данные превышают расчетные на 16,5%, при $20 < X/D < 33$ расчетные данные выше экспериментальных на 7%, а при $X/D > 33$ — на 23%.

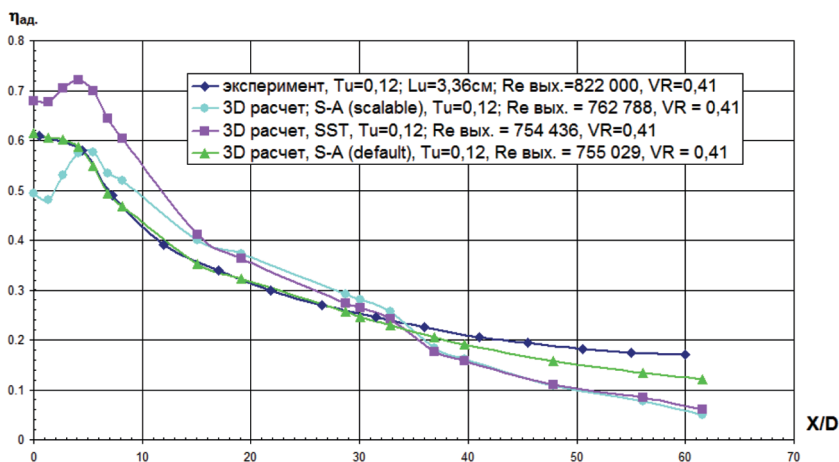


Рис. 5. Сравнение $\eta_{ад}$, полученной при 3D расчете для моделей турбулентности SST и S-A, с экспериментальными данными, полученными на спинке при $VR = 0,41$ и $M_{в.в.} = 0,27$

Проведенное сравнение адиабатической эффективности, полученной при 3D расчете для моделей турбулентности SST и S-A, с экспериментальными данными (рис. 6), приведенными для корытца при $VR = 1,5$, показало, что в диапазоне $6,6 < X/D \leq 21$ расчетные результаты с применением модели S-A ниже экспериментальных данных на 12%, при использовании модели SST — на 8,5%, для $38 > X/D > 21$ расчетные результаты с применением модели S-A и SST ниже экспериментальных данных на 11–47%, а в области $X/D > 40$ экспериментальные данные близки к расчетным данным, полученным с помощью моделей SST и S-A (отличие составляет 7%).

Сравнение адиабатической эффективности, полученной при 3D расчете для моделей турбулентности SST и S-A, с экспериментальными данными, приведенными для спинки (рис. 7) с $VR = 0,57$, показало, что расчетные результаты

с применением модели S–A удовлетворительно согласуются с экспериментальными данными для $X/D < 30$ (отличие $\leq 2,4\%$), в то время как результаты, полученные с использованием модели SST, выше экспериментальных данных для $X/D < 30$ на 5–12,5%, а в диапазоне $X/D > 30$ экспериментальные данные выше данных, полученных с помощью SST, на 4–31%, а данных, полученных с помощью S–A, на 11–41%.

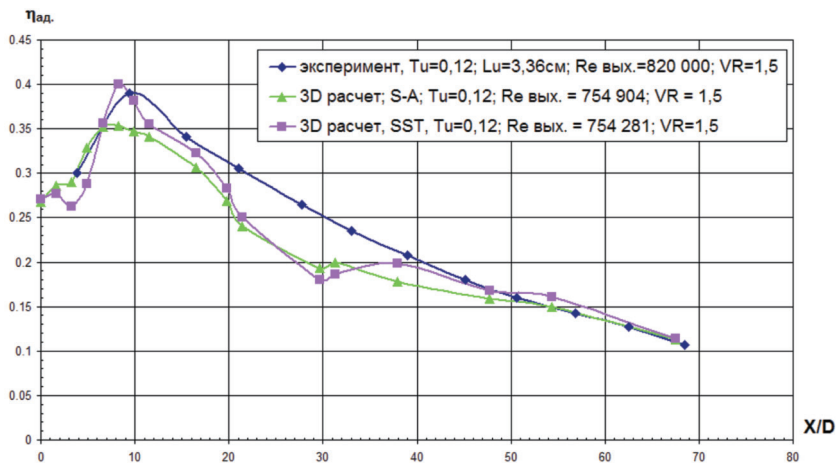


Рис. 6. Сравнение $\eta_{ад}$, полученной при 3D расчете для моделей турбулентности SST и S–A, с экспериментальными данными, полученными на корытце при $VR = 1,5$ и $M_{\text{вых.}} = 0,27$

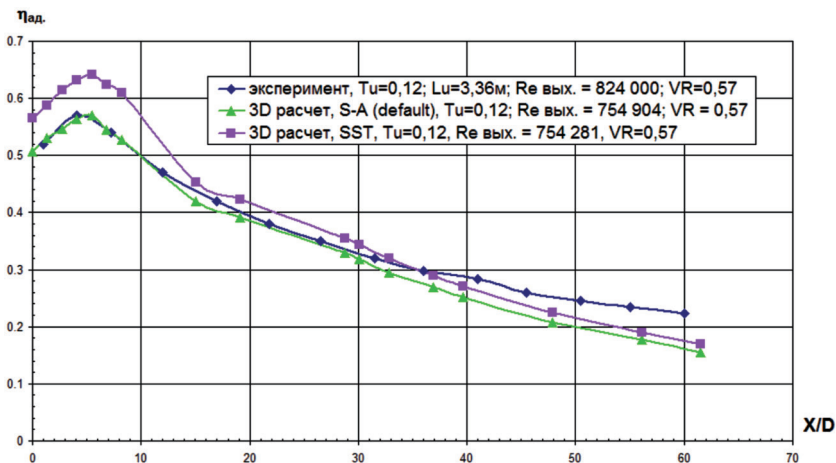


Рис. 7. Сравнение $\eta_{ад}$, полученной при 3D расчете для моделей турбулентности SST и S–A, с экспериментальными данными, полученными на спинке при $VR = 0,57$ и $M_{\text{вых.}} = 0,27$

Выводы

1. В представленной работе проведен 3D расчет в ANSYS CFX сопловой лопатки ТВД двигателя С3Х для моделей турбулентности SST и S–A при $Tu = 0,12$ на входе в домен, выполнено сравнение с экспериментальными данными.
2. Установлено, что для относительных скоростей $VR = 0,31–1,5$ при использовании модели турбулентности S–A с функцией стенки default расчетная эффективность пленочного охлаждения в целом удовлетворительно согласуется с экспериментальной (отличие составляет 1,3–4%). Исключение составляет зона корытца лопатки при $20 < X/D < 40$ и $VR = 1,5$, что подтверждается данными L. Mangani [3]. При использовании модели турбулентности SST расчетная $\eta_{ад.}$ ниже экспериментальной на корытце в области за 2 рядами отверстий и выше в выходной области, а также значительно выше на спинке в области за отверстиями.
3. Расчетное исследование при относительной скорости $VR = 1,0$ и $0,41$ соответственно для корытца и спинки показало, что при использовании модели турбулентности S–A с функцией стенки scalable расчетная $\eta_{ад.}$ существенно отличается от экспериментальной.
4. В результате установлено, что при сравнительно высокой интенсивности турбулентности $Tu = 0,12$ за камерой сгорания наиболее пригодной моделью турбулентности для расчета эффективности пленочного охлаждения является модель турбулентности S–A с функцией стенки default.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Измоденова Т. Ю., Кузнецов Н. Б., Кортиков Н. Н.* Совершенствование подходов к моделированию теплового состояния лопаток высокотемпературных газовых турбин с конвективно-пленочной системой охлаждения // Авиадвигатели XXI века. III Междунар. науч.-техн. конф., посвященная 80-летию ЦИАМ им. П. И. Баранова. М.: ЦИАМ, 2010. С. 312–316.
2. *Ананьев В. В., Бывальцев П. М., Ивчик Л. Ф.* Оценка эффективности пленочного охлаждения на турбинных лопатках по различным методикам // Авиадвигатели XXI века. III Междунар. науч.-техн. конф., посвященная 80-летию ЦИАМ им. П. И. Баранова. М.: ЦИАМ, 2010. С. 311–312.
3. *Mangani L.* Conjugate heat-transfer analysis of NASA C3X film cooled vane // Fifth Open-FOAM Workshop, June 21–24 2010, Gothenburg, Sweden.
4. *Baldauf S., Scheurlen M., Schuls A.* Cfd based sensitivity study of flow parameters for engine like film conditions // International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exhibition. 1996. Paper No. 96-GT-310. Birmangam, UK.
5. *Launder B. E., Spalding, D. B.* Lectures in mathematical models of turbulence. London (England): Academic Press, 1972.
6. *Menter F. R.* Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications // AIAA Journal. 1994. Vol. 32(8). P. 1598–1605.
7. *Spalart P., Allmaras S.* A one-equation turbulence model for aerodynamic flows. AIAA-92-0439, American Institute of Aeronautics and Astronautics. 1992
8. *Davidson F. T., Bruce-Black J. E., Bogard D. G., Johns D. R.* Adiabatic effectiveness on the suction side of a turbine vane and the effects of curvature at the point of film injection // Proceedings ASME Turbo Expo. Paper No. GT2008-51350, June 9–13 2008, Berlin, Germany.

9. Ames F.E. Aspects of Vane Film Cooling With High Turbulence: Part II. Adiabatic Effectiveness // ASME Journal of Turbomachinery. 1998. Vol. 120. P. 777–784.
10. Ames F.E. Aspects of Vane Film Cooling With High Turbulence: Part I. Heat Transfer // Ibid. P. 768–776.

УДК621.431.75

Л. Ф. Ивчик

*АО «НТЦ газотурбостроения “Салют”», Москва
ivchyk@bk.ru*

CFD-МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ГОРЕНИЯ И ТЕПЛООБМЕНА В КАМЕРАХ СГОРАНИЯ

В работе приведены результаты 3D расчетных исследований горения водородно-метановой смеси в открытом пространстве. Приведено сравнение с экспериментом. Получено удовлетворительное согласование между экспериментом и результатами моделирования.

Целью работы является верификация пакета ANSYS/CFX возможности на предмет использования его для расчета задач горения камеры сгорания. Сформулировать рекомендации по требованиям к построению сетки. Для этого используется эксперимент, проведенный в Технологическом университете Дармштадт совместно с лабораторией Sandia (Sandia National Laboratories) [1].

Проведено тестирование горения модели Eddy Dissipation, представленной в пакете ANSYS/CFX, для двух режимов течения $Re = 15200$ и $Re = 22800$.

Состав топлива, которое использовалась в эксперименте, приведен в таблице 1.

Таблица 1

Компонент	Объемная доля
H ₂	0.332
CH ₄	0.221
N ₂	0.447

Рассматривалось два варианта движения топлива со скоростью 42.2 м/сек, $Re = 15200$ и со скоростью 63.2 м/сек, $Re = 22800$. Температура воздуха и топлива на входе равнялись 292 К. Сопло, из которого выходит топливо, имеет диаметр 8 мм. Окислитель: воздух с объемным содержанием 0.8% воды. Воздух имел скорость 0.3 м/сек, и направление совпадает с направлением топлива. Проводились измерения температуры и химического состава газа в факеле. Полученные экспериментальные данные находятся в интернете в общем доступе [1].

При CFD-моделировании использовалась турбулентная модель SST с использованием пристеночных функций для лучшего разрешения пограничного

слоя. Топливо, окислитель и продукты сгорания рассматривались как смесь идеальных газов. Использовалась модель горения Eddy Dissipation с использованием модели реакций WD1 и WD2. Для расчета радиационного излучения использовалась модель P1.

В результате расчета были получены поля концентрации продуктов сгорания и температуры. На рисунке 1 приведено распределение температуры горелки, полученное при моделировании с помощью модели Eddy Dissipation.

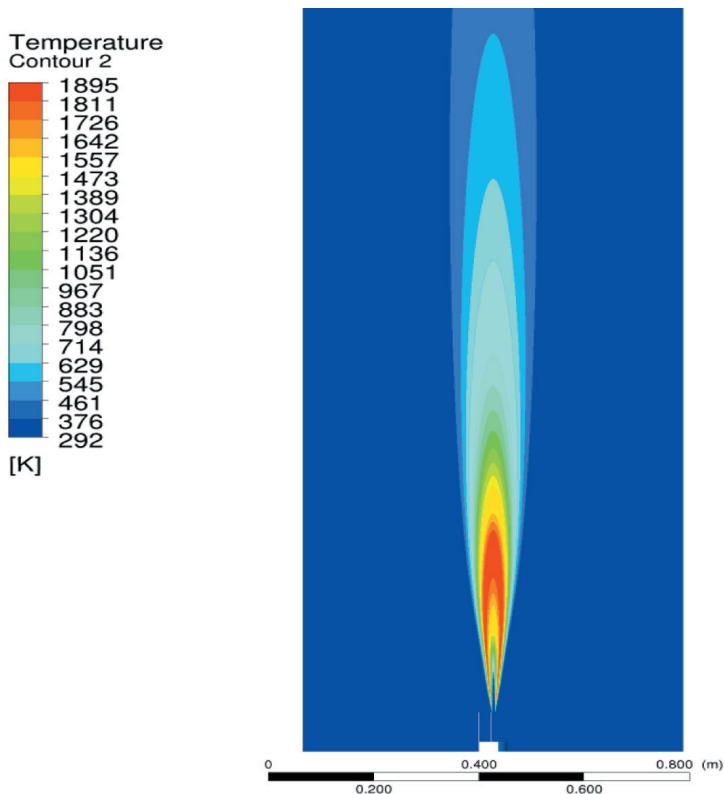


Рис. 1

На рисунке 2 приведено распределение температуры вдоль оси горелки, полученное при моделировании с помощью модели Eddy Dissipation, в сравнении с результатами эксперимента для числа Re 15200 с использованием модели радиации и без учета радиации.

На рисунках 3, 4 приведено распределение температуры вдоль оси горелки, полученное при моделировании с помощью модели Eddy Dissipation, в сравнении с результатами эксперимента для числа Re 15200 и 22800 с учетом радиационного излучения.

На рисунках 5,6 приведено распределение молярной доли CO_2 в продуктах горения вдоль оси горелки, полученное при моделировании, в сравнении с результатами эксперимента.

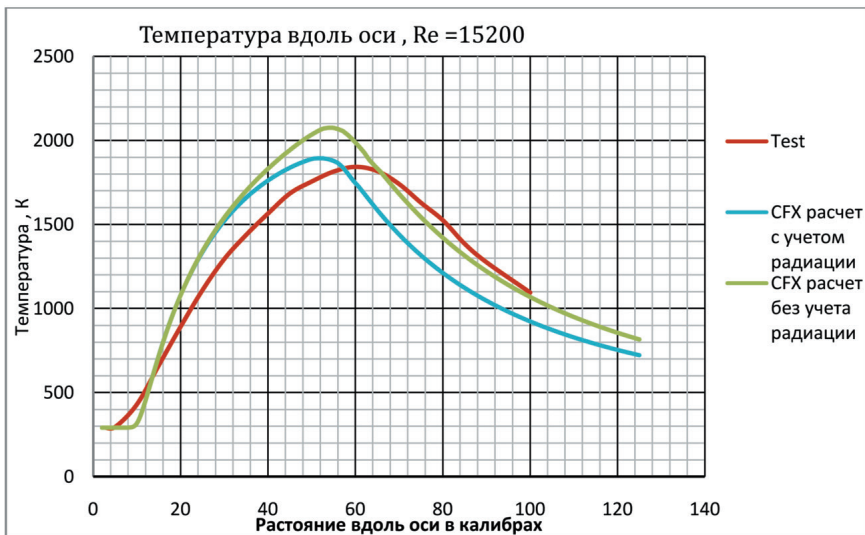


Рис. 2

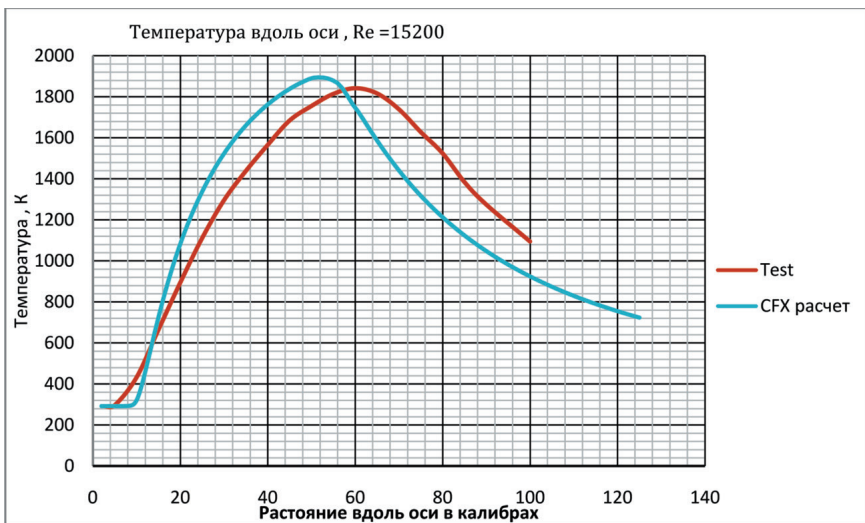


Рис.3

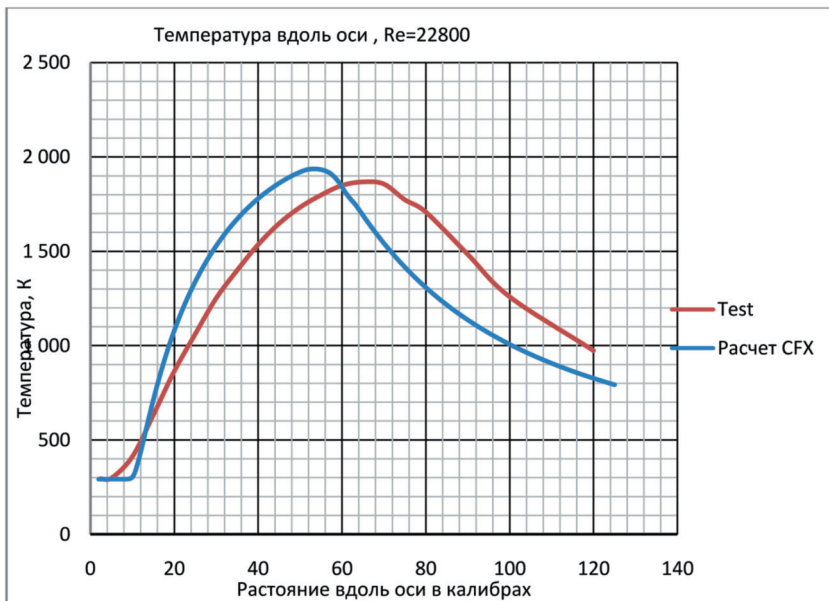


Рис.4

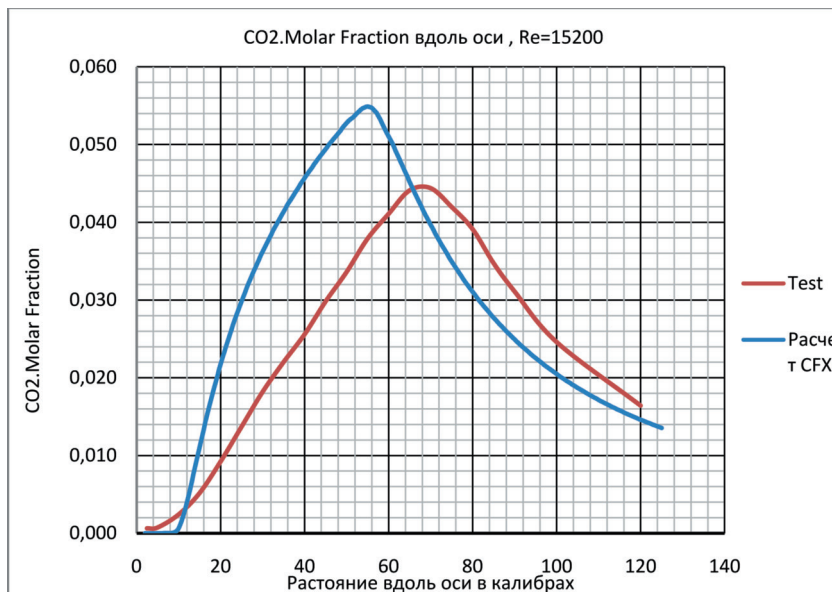


Рис. 5

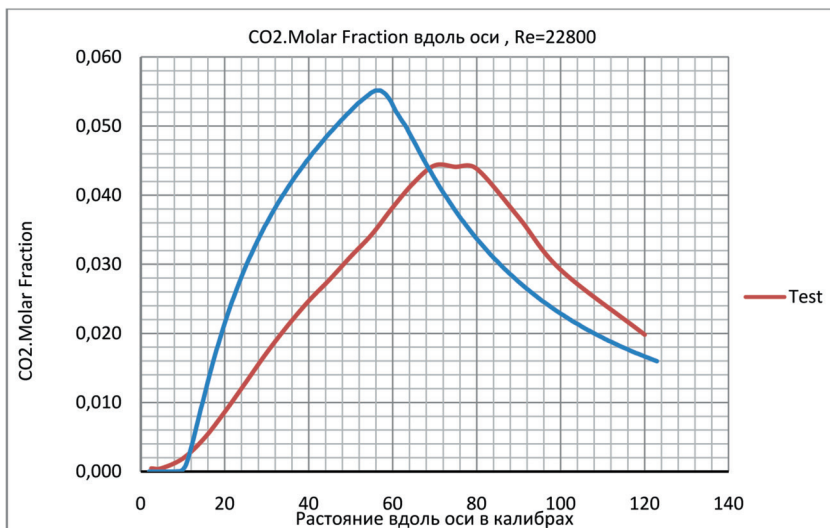


Рис. 6

Как видно из рисунков, имеется некоторое отличие в распределении молярной доли CO_2 , если использовать более сложную модель горения WD2, которая учитывает промежуточное образование CO. Использование этой модели позволяет несколько улучшить согласование расчетных и экспериментальных данных.

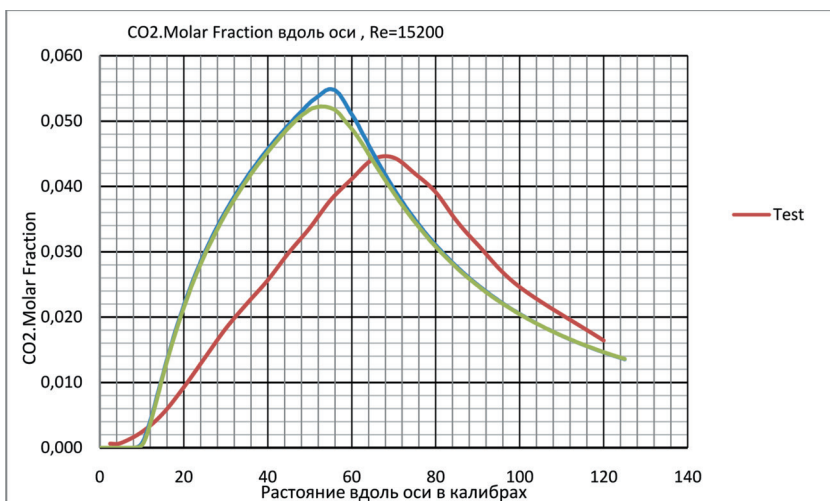


Рис.7

Для более точного расчета концентрации CO_2 нужно использовать модель горения, в которой учитывается про- межзоточное образование CO . На рисунках 8, 9 приведено распределение молярная доля H_2O в продуктах горения вдоль оси горелки, полученное при моделировании, в сравнении с результатами эксперимента.

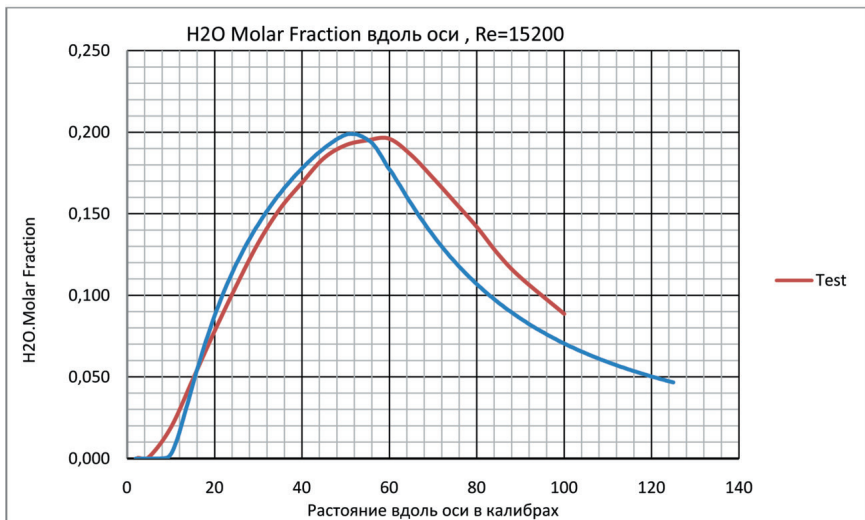


Рис. 8

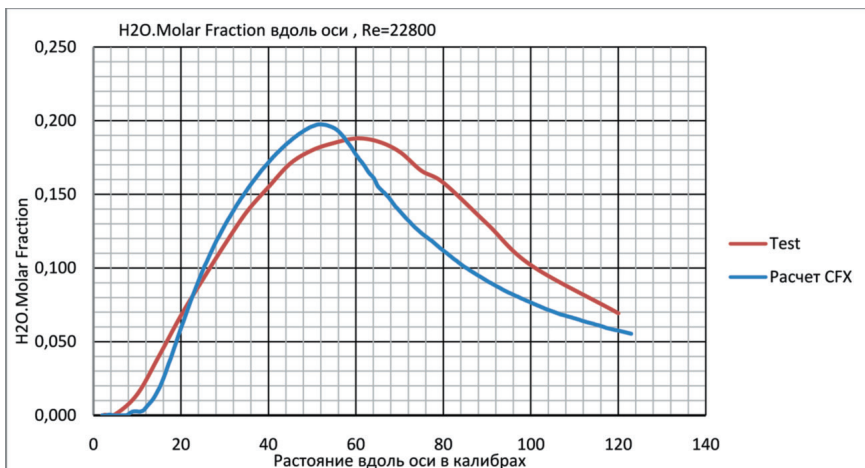


Рис. 9

На рисунках 10, 11 приведено распределение концентрации CH_4 вдоль оси горелки, полученное при моделировании, в сравнении с результатами эксперимента.

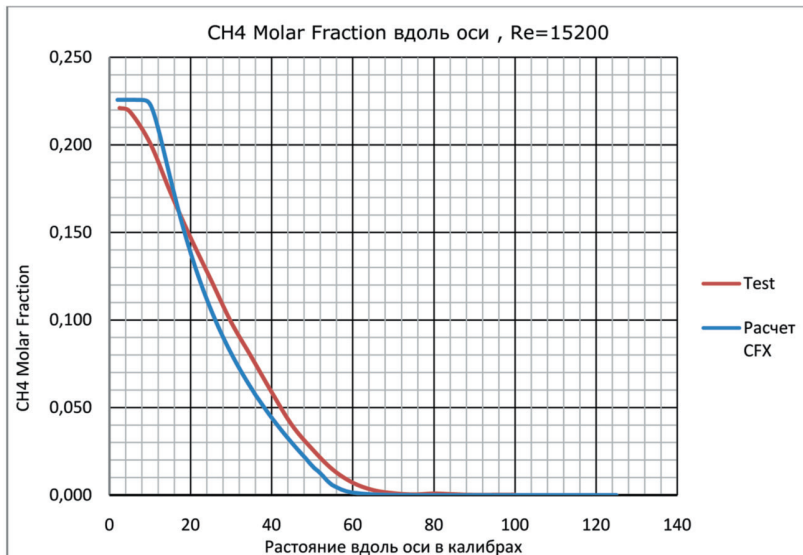


Рис. 10

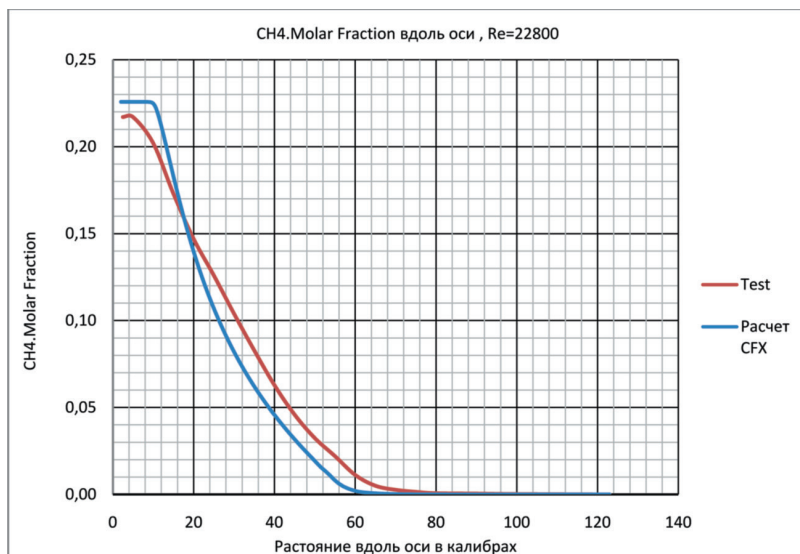


Рис. 11

На рисунках 12, 13 приведено распределение концентрации H_2 вдоль оси горелки, полученное при моделировании, в сравнении с результатами эксперимента.

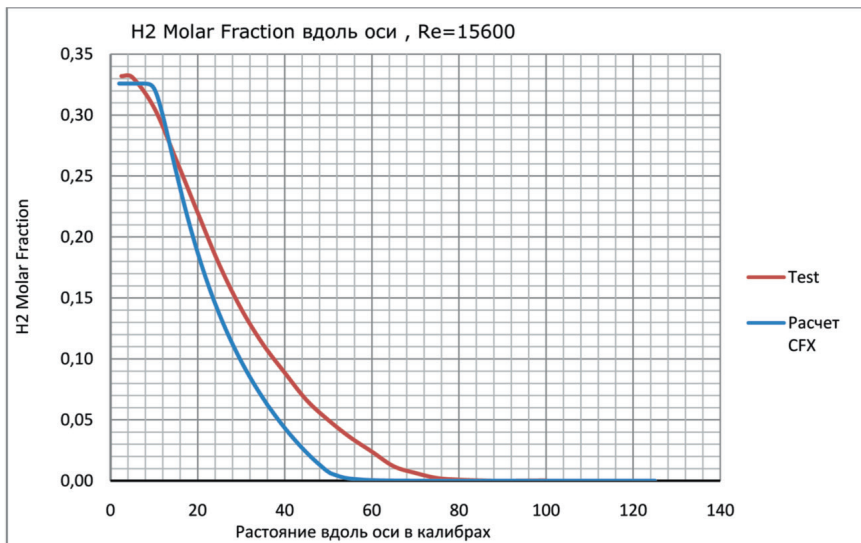


Рис. 12

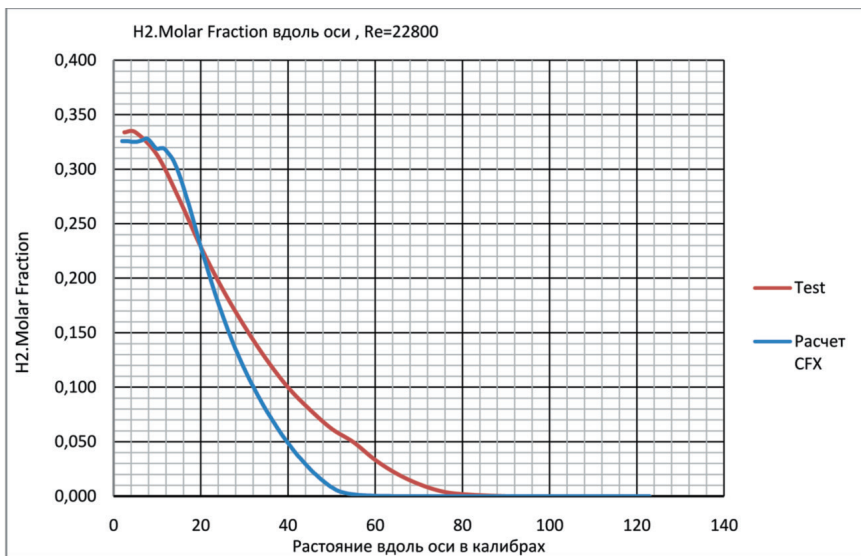


Рис. 13

Проведенный тестовый расчет экспериментальной горелки показал, что ANSYS CFX в целом удовлетворительно моделирует процессы горения. Получено хорошее согласование по распределению температуры продуктов сгорания на оси горелки, при этом необходимо учитывать радиационное излучение. Имеется отличие по распределению молярной доли CO_2 оси горелки, при этом использование более сложной модели реакций несколько уменьшает отличие экспериментальных и расчетных данных. Хорошо согласуются экспериментальные и расчетные данные для молярной доли H_2O , H_2 и CH_4 на оси горелки. ANSYS CFX может использоваться для определения температурного состояния камеры сгорания.

ЛИТЕРАТУРА

1. URL: <http://www.sandia.gov/TNF/DataArch/DLRflames.html>
2. USER GUIDE ANSYS CFX v 14.5

КОНСТРУКЦИЯ. ПРОЧНОСТЬ, НАДЕЖНОСТЬ И РЕСУРС АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

УДК 621.444.4

А. Н. Мурзин¹, А. И. Белоусов², А. А. Кузнецов¹, С. В. Воронин¹

*¹ ПАО «КУЗНЕЦОВ», г. Самара
murzin.artem@yandex.ru*

*² Самарский национальный исследовательский университет
имени С. П. Королева, г. Самара
aibelousov@mail.ru*

АНАЛИЗ ЧАСТОТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ГИБКИХ КОММУНИКАЦИЙ

В работе рассмотрены различные виды и источники колебаний сильфонных компенсаторов. Подробнее исследованы поперечные колебания сильфонов как наиболее опасные, а также одна из причин их возникновения — пульсации давления, которые значительно ухудшают гидравлические характеристики трубопроводных коммуникаций. Анализ поперечных колебаний был выполнен для частного случая сильфонных компенсаторов — гибкого металлического рукава. В качестве математической модели гибкого рукава был применён стержень с приведенными параметрами упругости и массы. Рассмотрено интегрально-дифференциальное уравнение движения металлического рукава и некоторые случаи его решения как при отсутствии внутреннего давления и продольных деформаций, так и с учётом данных нагрузок. Для указанных случаев отражены собственные частоты поперечных колебаний. В работе выполнен анализ результатов исследований влияния различных факторов на частотные характеристики рукавов.

Гибкие коммуникации являются наиболее распространёнными компенсационными элементами в трубопроводах авиационных двигателей (АД) и энергетических установок (ЭУ). По техническим характеристикам они могут применяться во всех системах двигателя (топливная, масляная, суфлирующая, воздушная). К таким коммуникациям относятся компенсаторы сильфонного (гофрированного) типа, пример которого изображен на рисунке 1.

Гибкие коммуникации подвергаются сложным статическим и динамическим нагрузкам. К статическим относятся усилия, возникающие при компенсации монтажных и температурных перемещений, а также от воздействия давления жидкости. Динамическими являются периодические усилия, воздействующие на рукав через узлы подсоединения к вибрирующим частям механизмов (механическое возбуждение) или возникающие при протекании по трубопроводу пульсирующей рабочей жидкости (гидравлическое возбуждение). В зависи-

мости от направления вибрационных смещений различают поперечные, продольные и крутильные колебания гибких трубопроводов.

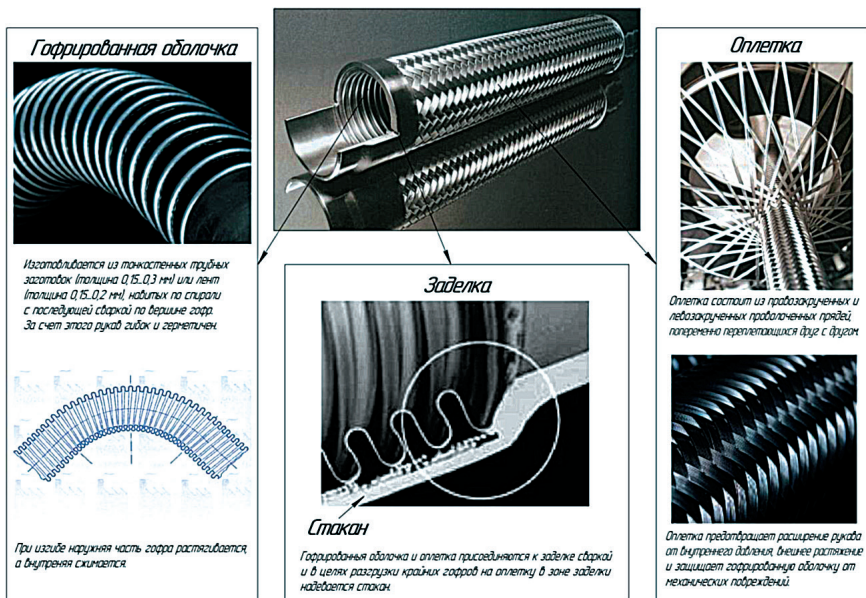


Рис. 1. Сильфонный компенсатор с металлической оплёткой

Распространёнными причинами поперечных колебаний сильфонных компенсаторов являются кинематическое возбуждение его опор и пульсации давления. Как правило, последние возникают из-за прерывистого нагнетания жидкости насосами, гидравлических ударов или неполного заполнения рабочих объёмов при кавитационном режиме на линии нагнетания. Волнистость проточной части сильфона вызывает периодические расширения и сжатия жидкости. Частота возникающих пульсаций растёт с увеличением скорости протекания жидкости, и с уменьшением шага гофров [1], при определённых условиях, может проявиться продольный резонанс, что значительно уменьшит ресурс сильфонного компенсатора. Поэтому необходимо ограничивать скорость течения среды в рукаве: для жидкости — до 10 м/с, для двухфазной среды — до 30 м/с, для газа — до 50 м/с.

Продольные силы вмогут возникать от вибрации изделия, а также при удлинении оси рукава в процессе его поперечных колебаний с несмещающимися опорами. В последнем случае при отклонении трубопроводов в крайние положения его ось удлиняется, в результате появляются продольные силы. За время одного цикла поперечного смещения возникающая сила дважды достигает своего максимального значения. Следовательно, частота продольных силовых импульсов оказывается в два раза больше частоты поперечных смещений рукава. Если

эта частота совпадает с собственной частотой рукава, то возникает поперечный резонанс системы.

Крутильные колебания в сильфонных компенсаторах имеют место при пространственном расположении трубопроводов с криволинейными очертаниями колен. В рукавах со спиральной гофрированной оболочкой крутильные колебания могут возникать от рассмотренных выше периодических осевых усилий, вызывающих удлинение и сжатие оси рукава.

Наряду с упомянутыми выше видами колебаний в сильфонах могут происходить и более сложные динамические процессы, представляющие собой совокупность простейших видов, например, продольно-поперечные, продольно-крутильные, поперечно-крутильные.

Большой практический интерес представляют собой характеристики изгибной и продольной жёсткости сильфонных компенсаторов, которые характеризуют податливость рукава в поперечном и продольном направлениях.

Экспериментально подтверждено [2], что изгибная и продольная жесткость:

- 1) существенно возрастает с увеличением внутреннего давления или продольного нагружения;
- 2) увеличивается пропорционально диаметру d , при прочих равных условиях;
- 3) изменяется пропорционально количеству слоёв проволоочных оплётков.

Для анализа частотных характеристик рассмотрим частный случай компенсаторов с гофрированной оболочкой — гибкий металлический рукав (ГМР). За математическую модель рукава примем стержень со строительной длиной l , равной длине гибкой части рукава, который работает в условиях осевых нагрузок и обладает некоторой жесткостью в продольном направлении $(EF)_y$ и жесткостью при изгибе $(EI)_y$. Рассмотрим интегрально-дифференциальное уравнение движения ГМР [2]:

$$(EI)_y \frac{\partial^4 y}{\partial x^4} + \mu_l \frac{\partial^4 y}{\partial x^4} - I_z \rho \frac{\partial^4 y}{\partial y^2 \partial t^2} - T \frac{\partial^2 t}{\partial x^2} - \left[\frac{(EF)_y}{2l} \int_0^l \left(\frac{\partial y}{\partial x} \right)^2 dx \right] \frac{\partial^2 y}{\partial x^2} = 0. \quad (1)$$

Каждый член уравнения (1) характеризует влияние определенных факторов на колебания рассматриваемой системы. Первое слагаемое характеризует влияние упругих свойств рукава на его динамические характеристики. Второй член данного уравнения отражает инерцию поступательного смещения рукава по оси y , а третий — инерцию поворота сечения рукава при колебаниях. Четвёртое слагаемое характеризует влияние на динамику рукава осевых сил стационарного характера, возникающих в результате продольной деформации рукава при монтаже или от внутреннего давления жидкости. Последний член уравнения (1) отражает влияние переменных продольных сил, возникающих при удлинении оси рукава в процессе его поперечных колебаний.

Определить частоту собственных колебаний рукава можно, применив различные граничные условия для моделируемой системы. Простейшим случаем являются колебания при отсутствии осевых усилий (отсутствует внутреннее дав-

ление и продольные деформации) и малых, по сравнению с длиной l , амплитуд смещения. Это позволяет не учитывать инерцию поворота сечения и удлинение оси. Тогда уравнение (1) примет вид

$$(EI)_y \frac{\partial^4 y}{\partial x^4} + \mu_l \frac{\partial^2 y}{\partial t^2} = 0. \quad (2)$$

Решая уравнение (2) получим собственную частоту поперечных колебаний:

$$f_0 = \frac{49,2}{l^2} \sqrt{\frac{(EI)_y}{G_I + G_g}}. \quad (3)$$

где f_0 — частота первого (основного) тона колебаний в Гц;
 G_I — погонный вес рукава в кг/см;
 G_g — вес жидкости, заключенный в единице длины рукава в кг/см.

При условии малых колебаний ГМР, растянутого силой T , уравнение движения (1) принимает вид

$$(EI)_y \frac{\partial^4 y}{\partial x^4} + \mu_l \frac{\partial^2 y}{\partial t^2} - T \frac{\partial^2 y}{\partial x^2} = 0. \quad (4)$$

Решая уравнение (4) получим собственную частоту поперечных колебаний в зависимости от жесткости и натяжения рукава:

$$f_T = \frac{49,2}{l^2} \sqrt{\frac{(EI)_y + \frac{Tl^2}{10}}{G_I + G_g}}. \quad (5)$$

При учёте переменных осевых сил, возникающих при поперечных колебаниях рукава, уравнение движения (1) примет вид

$$(EI)_y \frac{\partial^4 y}{\partial x^4} + \mu_l \frac{\partial^2 y}{\partial t^2} - \left[\frac{(EF)_y}{2l} \int_0^l \left(\frac{\partial y}{\partial x} \right)^2 dx \right] \frac{\partial^2 y}{\partial x^2} = 0. \quad (6)$$

Решая уравнение (6), получим собственную частоту поперечных колебаний, которая, по сути, отличается от частоты колебаний продольного недеформированного рукава на коэффициент χ (его значение возрастает с увеличением амплитуды колебаний, а при малых амплитудах $\chi = 1$):

$$f_{\Delta T} = \chi f_0 = \frac{49,2\chi}{l^2} \sqrt{\frac{(EI)_y}{G_I + G_g}}. \quad (7)$$

Влияние инерции можно оценить, записав уравнение (1) в виде

$$(EI)_y \frac{\partial^4 y}{\partial x^4} + \mu_l \frac{\partial^2 y}{\partial t^2} - I_z \rho \frac{\partial^4 y}{\partial y^2 \partial t^2} = 0. \quad (8)$$

Тогда собственную частоту поперечных колебаний с учётом инерции вращения можно записать в виде

$$f_I = f_0 \left[1 - \frac{1}{2} \left(\frac{\pi r}{l} \right)^2 \right]. \quad (9)$$

Заключённый в квадратные скобки выражения (9) множитель зависит от радиуса инерции, который определяется значением момента инерции гибкого рукава.

Выражения (3), (5), (7) и (9) позволяют в первом приближении определять частоты собственных колебаний ГМР, смоделированных в виде гибкого стержня.

Так как гибкие коммуникации представляют собой податливую систему, то их характеристики могут меняться при изменении условий эксплуатации. Поэтому при исследовании динамики ГМР необходимо установить влияние давления, радиуса изгиба, скорости прокачки, геометрии, амплитуд колебания на их собственные частоты.

При поперечных колебаниях рукавов амплитуды, как правило, малы. Это объясняется повышенными демпфирующими характеристиками проволочной оплётки. Наличие кулонова трения между отдельными проволоками и прядями в ней будет способствовать рассеянию энергии колебания в окружающее пространство в виде тепла. Поэтому при малом возбуждении резонанс в рукавах может либо не проявиться, либо амплитуды резонансных колебаний окажутся значительно пониженными.

С увеличением нагрузок возрастает подводимая энергия колебаний, и проволочная оплётка не в состоянии полностью её рассеять. Поэтому амплитуды колебаний ГМР увеличиваются, а собственные частоты, соответствующие резонансному характеру, смещаются в зависимости от величины воздействующей перегрузки. На рисунке 2 представлена амплитудно-частотная характеристика для гибкого рукава $d_y = 8$ мм, $l = 300$ мм с двойной оплёткой, из которого видно, что при увеличении перегрузки резонансная амплитуда увеличивается и смещается в стороны меньших вынужденных частот.

Представленная на рисунке 2 взаимосвязь амплитуды колебаний и частоты является типичной для гибких рукавов.

Анализ влияния различных факторов [2] на собственную частоту колебаний ГМР показал, что:

- 1) с увеличением внутреннего давления в рукаве частота его колебаний также увеличивается, причём наибольший градиент роста частоты присутствует при малых значениях давления;
- 2) радиус изгиба ГМР при колебаниях, происходящих в направлении, перпендикулярном плоскости изгиба, значительно снижает его собственную частоту по сравнению с частотой колебания прямого металлического рукава;
- 3) при увеличении скорости движения жидкости частота собственных колебаний рукава уменьшается;

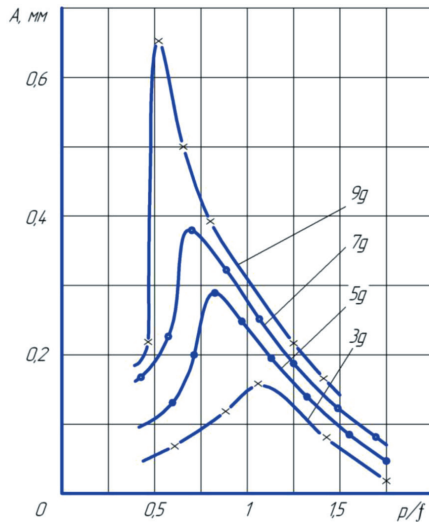


Рис. 2. Амплитудно-частотная характеристика ГМР

- 4) с уменьшением длины гибкой части и увеличением внутреннего диаметра частота собственных колебаний металлического рукава повышается;
- 5) при увеличении перегрузки резонансная амплитуда увеличивается, а собственная частота уменьшается.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Кривошеева С. Я.* Разработка методики расчета околорезонансных колебаний гофрированных оболочек трубопроводов ГПА: дис. ... канд. техн. наук. Тюмень, 2007. 134 с.
2. *Крюков А. И., Глинкин И. М., Фионин В. И.* Гибкие металлические рукава. М.: Машиностроение, 1970. 204 с.

УДК 621.313.5/8

Н. В. Кикоть, М. Н. Буров, М. В. Лебедев

ПАО «НПО «Сатурн»», Рыбинск

nikolay.kikot@npo-saturn.ru

ВОЗМОЖНОСТЬ ПРИМЕНЕНИЯ АКТИВНЫХ МАГНИТНЫХ ПОДШИПНИКОВ В ОПорах РОТОРОВ ДВУХКОНТУРНОГО ГТД

В статье приведены компоновочные схемы двигателя АЛ-55И с применением активных магнитных подшипников (АМП), разработанных ООО «ЭРГА» для ПАО «НПО «Сатурн». Показаны варианты: радиальный АМП в передней опоре ком-

прессора низкого давления (КНД), радиальные и осевые АМП для всей трансмиссии двигателя. Проведен предварительный весовой анализ полностью электрического двигателя с существующим прототипом. Отражены проблемы реализации АМП для двухконтурного ГТД и возможные пути решения.

Вводная часть

АМП нашли применение на наземных ГТД. В то же время для авиационных ГТД отечественных разработок в основном нет. Практический интерес представляет исследование массово-габаритных параметров АМП, необходимых для удержания роторов от радиальных и осевых сил, и возможность размещения АМП в существующих полостях без изменения проточной части двигателя.

Значимость работы: ООО «ЭРГА» разработала для ПАО «НПО «Сатурн»» радиальный магнитный подшипник для авиационного двигателя и систему управления. Разработанная автоматика для управления магнитными подшипниками имеет хорошие габаритно-массовые характеристики, позволяющие разместить ее на борту летательного аппарата. Масса системы опор с магнитными подшипниками на текущий момент не меньше традиционной — с подшипниками качения и циркуляционной маслосистемой. Намечены несколько направлений снижения массы системы опор с магнитными подшипниками [1, 2].

АМП имеет ряд преимуществ перед традиционными подшипниками. Активная система управления АМП позволяет контролировать текущее динамическое состояние ротора, изменять жесткость и демпфирование АМП в реальном времени, что позволяет регулировать положение резонансных частот ротора, а следовательно, выходить на рабочие обороты без высоких вибраций и работать на закритических режимах [3].

Основная часть

Использование активных магнитных подшипников должно дать наибольший эффект в полностью электрическом сухом двигателе без системы смазки и коробки приводов. Наиболее сложной задачей является обеспечение надежной работы авиационного двигателя с роторами на магнитных подвесах при переходных процессах и эволюциях самолета.

При проектировании вращающихся систем на АМП требуется выбор конструкции и расчета как самого АМП, так и проектирование САУ. Динамические характеристики опор имеют нелинейный характер, а в случае использования в составе САУ специальных алгоритмов (перекрестного управления, автоматической балансировки, гашения вибраций на определенной частоте и др.) могут существенным образом менять динамику всей роторной системы. Для машин с АМП должны решаться задачи динамики как для системы «ротор — САУ — подшипники».

Для обеспечения работоспособности трансмиссии необходимо использовать методику моделирования и анализа роторных систем, установленных на АМП. При ее использовании следует обратить внимание как на возможность перехода через резонансные режимы с целью уменьшения вибронпряжений в роторной системе, так и на конструкцию опорных узлов для полного исключе-

ния возможности выхода ротора на обкатку или обратное прецессионное движение после падения ротора на страховочные подшипники в аварийной ситуации.

Возможность точного моделирования и анализа предложенных конструкций роторов может быть получена с помощью программного комплекса Dynamics R4, предназначенного для нелинейного и нестационарного анализа роторной динамики [3].

ООО «Эрга» выполнена предварительная компоновка магнитного радиально-упорного подшипника в размерах и габаритах имитатора ротора двигателя АЛ-55. На рисунке 1 АМП вписан в переднюю опору ротора КНД.

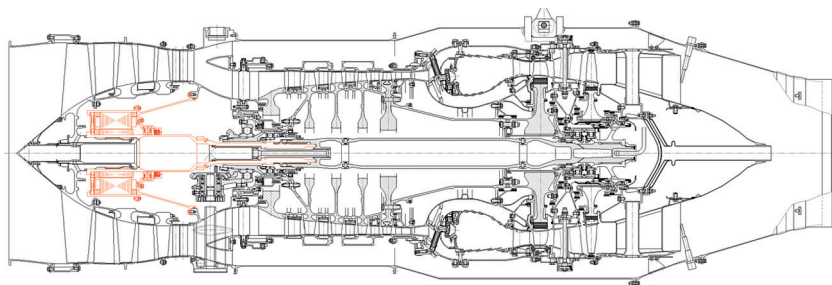


Рис. 1. АЛ-55И с передней опорой с АМП

Для реализации АМП в главной трансмиссии изд. 55И необходимо уменьшение габаритов АМП, разработанного ООО «Эрга», в 1,4 раза при сохранении несущей способности АМП (рис. 2).

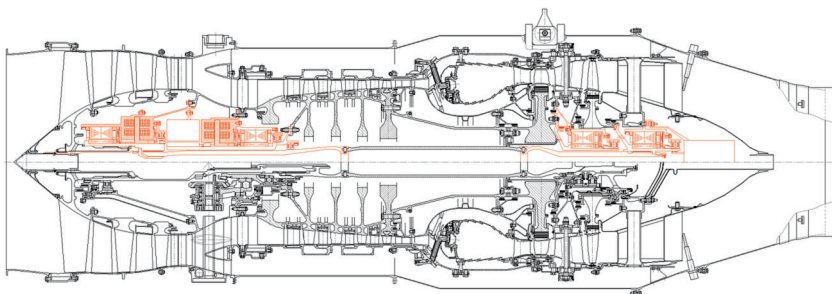


Рис. 2. АЛ-55И с АМП и подшипниками качения

На рисунке 3 показано размещение передних опор КНД и КВД с АМП и подшипниками качения. Передняя опора КНД включает радиальный 1 и осевой 2 АМП, страховочный шарикоподшипник 3. Условно приведен стартер-генератор 4. Осевой 5 и радиальный 6 АМП, страховочный шарикоподшипник 7 передней опоры КВД. Роликовый подшипник 8 передней поры КНД, шариковый подшипник 9 передней опоры КВД и межвальный шарикоподшипник 10.

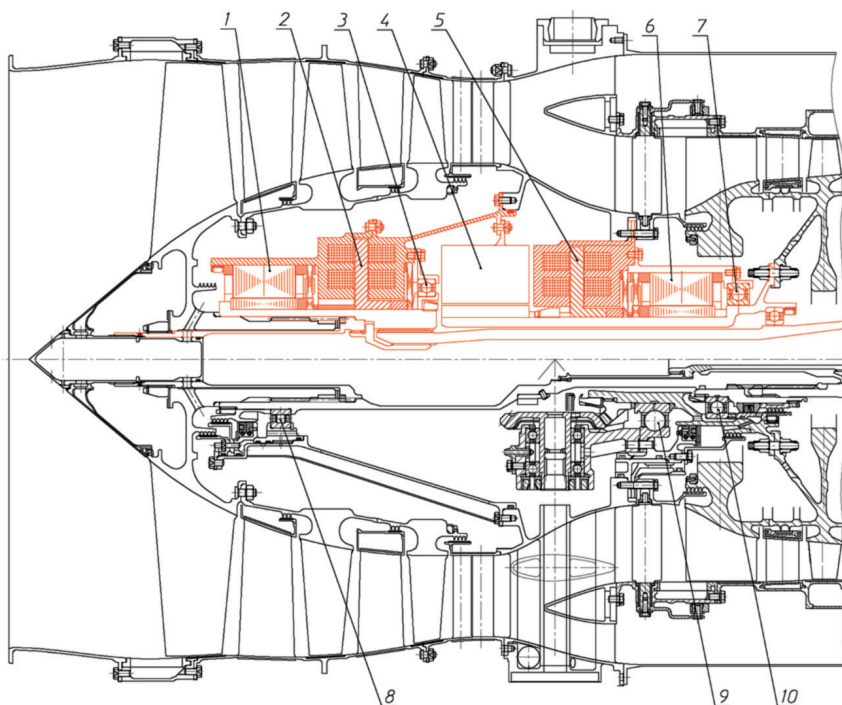


Рис. 3. Компрессор с АМП и подшипниками качения

Наружное кольцо страховочного шарикоподшипника посажено с натягом в корпусе, между внутренним кольцом и ротором имеется радиальный зазор $\sim 0,3$ мм. При штатной работе внутреннее кольцо страховочного подшипника не вращается. Вращение возможно только при касании ротора в случае отказа магнитного подшипника. Подшипник имеет закрытый сепаратор, заполненный консистентной смазкой.

Следует отметить, что ротор низкого давления существующего двигателя имеет три опоры. Суммарная осевая нагрузка ротора приходит на межвальный шарикоподшипник, который передает ее на передний шариковый подшипник КВД. Размещение межвального шарикоподшипника в цапфе ротора КВД связано с отстройкой ротора низкого давления от вальной формы критических частот вращения.

Ротор низкого давления с АМП имеет двухопорную схему. Поэтому активная система управления АМП должна регулировать положение резонансных частот ротора, а следовательно, выходить на рабочие обороты, исключая резонансные режимы. В компоновке предусмотрен страховочный подшипник в цапфе ротора КВД. Следует рассмотреть вариант постановки в это место магнитного подшипника на постоянных магнитах.

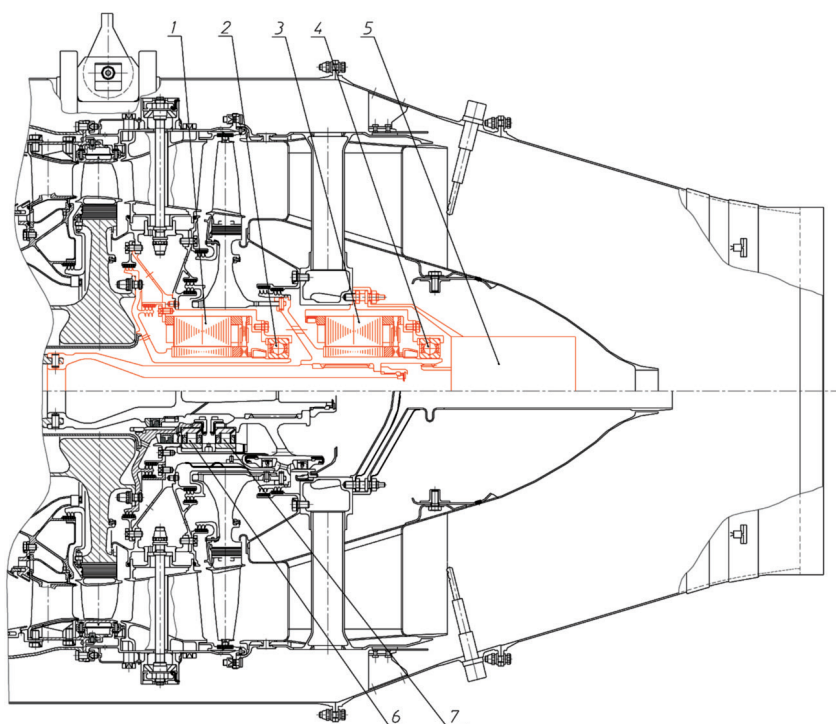


Рис. 4. Турбина с АМП и подшипниками качения

На рисунке 4 показано размещение опор турбин с АМП и подшипниками качения. Опора ТВД включает радиальный АМП 1 и страховочный шарикоподшипник 2, опора ТНД — радиальный АМП 3 и страховочный шарикоподшипник 4. Условно показан генератор для нужд объекта, привод которого осуществляется от ротора низкого давления. Роликовые подшипники 6 и 7 соответственно турбин высокого и низкого давлений.

Диапазон изменения суммарных осевых сил роторов находится в широком диапазоне. Поэтому радиально-упорные шариковые подшипники двигателя АЛ-55И в рамках межремонтного ресурса рассчитаны на восприятие осевого усилия до 1000 кгс. В то же время длительная работа этих подшипников при околоулевых осевых силах недопустима. Спроектированный АМП под имеющиеся размеры в опоре и заданные обороты ротора (допустимые уровни напряжений в упорном диске) обеспечивает восприятие осевого усилия всего лишь в 250 кгс. Повысить несущую способность осевого АМП возможно за счет добавления дополнительных рядов обмоток, но это не всегда возможно обеспечить.

Следует искать решение в иной плоскости, не за счет увеличения несущей способности осевых АМП, а за счет снижения суммарных осевых нагрузок на них от роторов. Например, создание активных систем регулирования давлений

в разгрузочных полостях двигателя для получения приемлемых сил на осевых АМП на всех режимах работы. То есть требуется постановка управляемых клапанов и дополнительных коммуникаций. Регулирование возможно за счет сброса воздуха из разгрузочной полости КНД, наддува полости перед ротором КВД, регулирование давлений среды в междисковой полости и за ТНД. На таком двигателе теперь не требуется система наддува опор, предназначенная для исключения выбросов масла. Однако АМП необходимо продувать воздухом для снятия тепла с них, а в области турбины обеспечить защиту от проникновения газа. Все это дополнительно усложняет и утяжеляет двигатель.

В рамках данной работы был проведен предварительный весовой анализ двигателя АЛ-55И традиционной схемы и с применением АМП. Результаты приведены в таблицах 1 и 2.

Таблица 1

Масса опор и всех элементов маслосистемы двигателя АЛ-55И

Наименование элемента	Масса, кг
Привод агрегатов (КДА+м/б+м/а+ТТМ+рессора+ЦПА)	40,17
Коммуникации масляной системы	11,56
Корпуса подшипников и элементы маслосистемы в опорах	3,65
Подшипники в 4 опорах	4,5
Заправка масла в маслобаке	4,4
Все элементы маслосистемы (для всех 4 опор)	64,19

Следует добавить массы приводного насоса-регулятора, генератора нужд самолета и др.

Таблица 2

Масса элементов двигателя с АМП

Наименование элемента	Масса, кг
Радиальный АМП (4 шт.) уменьшен в 1,4 раза	7×4
Осевой АМП (2 шт.) уменьшен в 1,4 раза	12×2
Масса блока питания	2,1
Масса блока управления (2 шт.)	$4,5 \times 2$
Соединительные жгуты	1,0
Все элементы АМП (для всех 4 опор)	64,1

Следует добавить массы стартер-генератора, генератора нужд объекта, установленного на каскаде ротора низкого давления, топливные электронасосы и др.

Соисполнителем работ ООО «Эрга» рассмотрены и намечены основные технические решения, реализация которых позволит уменьшить массу и габариты активных магнитных подшипников. Перечень некоторых возможных технических решений по снижению массы представлен в таблице 3.

Перечень технических решений, направленных на снижение массы и габаритов АМП

№	Направление	Достигаемые цели	Ограничения
1.	Увеличение магнитной индукции в воздушном зазоре	Снижение линейных размеров ротора и массы магнитопроводов АМП	Свойства существующих электротехнических сталей
2.	Увеличение допустимой плотности тока в обмотках АМП	Снижение линейных размеров ротора и массы обмоток АМП	Условия охлаждения обмоток
3.	Уменьшение воздушных зазоров	Снижение линейных размеров ротора и массы обмоток АМП	Технологии изготовления и сборки. Чувствительность САУ к изменению параметров объекта управления
4.	Оптимизация параметров САУ в различных динамических режимах	Снижение линейных размеров ротора, массы магнитопроводов и обмоток АМП. Снижение потребляемой мощности, размеров и веса блока управления	Чувствительность САУ к изменению параметров объекта управления. Обеспечение требуемого запаса устойчивости при имеющихся внешних возмущениях
5.	Использование постоянных магнитов (комбинированные АМП)	Снижение линейных размеров ротора, массы магнитопроводов и обмоток АМП. Снижение потребляемой мощности, размеров и веса блока управления	Отсутствие должного практического опыта, необходимость проведения дополнительных НИОКР
6.	Функциональное совмещение узлов датчиков положения и силовых магнитов	Снижение линейных размеров ротора и общей массы АМП	Отсутствие должного практического опыта, необходимость проведения дополнительных НИОКР
7.	Функциональное совмещение магнитопроводов АМП и электрической машины	Снижение линейных размеров ротора и общей массы системы	Отсутствие должного практического опыта, необходимость проведения дополнительных НИОКР

Все вышеперечисленное показывает высокую актуальность и практическую ценность применения АМП во вращающихся машинах. Вместе с тем на пути широкого освоения АМП имеется ряд объективных трудностей. При проектировании вращающихся систем на АМП в каждом случае в зависимости от их конфигурации, размеров, частоты вращения ротора и других параметров требуется выбор конструкции и расчета самого АМП, а также проектирование системы управления (САУ).

Заключительная часть

Работа показала возможность создания магнитных подшипников авиационного применения и систем управления ими; возможность проведения на следующем этапе испытаний радиального АМП с имитатором ротора двигателя АЛ-55И (по массе и габаритам) на стенде ОАО «НПО «Сатурн»».

ПАО «НПО «Сатурн»» проработало возможность постановки радиального АМП в авиационный двигатель АЛ-55И.

Для реализации АМП в главной трансмиссии изд. 55И необходимо уменьшение габаритов АМП, разработанного ООО «Эрга», в 1,4 раза при сохранении несущей способности. Кроме того, необходимо решить вопрос о повышении несущей способности осевых АМП.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Котунов В. В., Гулиенко А. И.* Демонстратор магнитного подвеса ротора ГТД // Сб. тезисов НТКД—2016. 2016. С. 262—265.
2. *Котунов В. В., Гулиенко А. И., Буров М. Н., Качалов С. В.* Разработка демонстратора магнитного подвеса роторов ГТД // Сб. тезисов докладов ВНТК «Авиадвигатели XXI века». 2015. С. 885—887.
3. *Леонтьев М. К., Давыдов А. В., Дегтярев С. А.* Динамика роторных систем, опирающихся на магнитные подшипники // Газотурбинные технологии. 2011. № 3(94). С. 16—22.
4. *Журавлев Ю. Н.* Активные магнитные подшипники: теория, расчет, применение. СПб.: Политехника, 2003. 206 с.

УДК 621.313.5/8

М. В. Лебедев, Н. В. Кикоть

ПАО «НПО «Сатурн»», Рыбинск

lebedev-m-v@mail.ru

РАСЧЕТ ДОЛГОВЕЧНОСТИ ПОДШИПНИКОВ КАЧЕНИЯ С НОВЫМИ МАТЕРИАЛАМИ

При внедрении новых подшипниковых материалов необходима корректировка отраслевой методики расчета подшипников качения авиационных двигателей. В статье рассмотрены особенности методики и рекомендации по ее модернизации.

Вводная часть

В подшипниковых опорах авиационных двигателей наибольшее распространение получили подшипники качения, характеризующиеся большей допустимой удельной нагрузкой по сравнению с другими типами подшипников (скольжения, магнитными). Высокую удельную нагрузку подшипники качения достигают при использовании деталей, изготовленных из материалов, обеспечи-

вающих твердость рабочих поверхностей более 60 HRC. Для дальнейшего повышения удельной нагрузки на подшипниковые узлы создаются новые материалы за рубежом и в РФ. После появления экспериментальных образцов керамических тел качения, колец из аналогов сталей ЭИ347-Ш и М50 Nil, изготавливаемых в РФ, дальнейшее внедрение новых отечественных подшипниковых материалов сталкивается с проблемами, сопровождающими сертификацию материалов и соответствующего расчетного обоснования применения в подшипниках.

Далее рассмотрим проблему расчетного обоснования применения в авиационном двигателе подшипников качения с новыми материалами и возможные пути ее решения.

Основная часть

При обосновании работоспособности разработчики авиационных двигателей (см. [1]) должны предоставлять расчет подшипников качения в соответствии с методикой [2]. В методике указано, что она не распространяется на новые конструкции и специальные типы подшипников, например на имеющие стальные кольца и керамические тела качения. По сравнению с предыдущей версией [3] по материалам 1960–1980-х годов внесены дополнительные поправки, учитывающие гидродинамические процессы в зоне контакта тел качения и по допустимому углу перекоса колец при кратковременных эволюциях летательного аппарата. В методике [2] указано, что при удовлетворительных результатах ресурсных стендовых испытаний подшипников в соответствии с [4] и положительным заключением АО ВНИПП или подшипниковых заводов по техническому состоянию подшипников, прошедших указанные испытания, ресурс может быть установлен выше расчетной долговечности. Кроме [4] можно воспользоваться другими источниками, например для газотурбинных двигателей вертолетов военного назначения — [5] (в методике [2] не указано).

До выполнения расчетного обоснования долговечности подшипников необходимо убедиться в том, что соблюдаются требования по постановке подшипников в соответствии с [6], перекосам колец — [7] и нормальным условиям смазывания рабочих поверхностей подшипника (например, если вязкость смазки при рабочих температурах для шарикоподшипников меньше $13 \text{ мм}^2/\text{с}$ или $20 \text{ мм}^2/\text{с}$ для роликоподшипников, величина базового расчетного ресурса уменьшается (см. [6]).

В соответствии с методикой [2] предлагается выполнять расчет долговечности подшипников по [4] или при высоком скоростном параметре $DN \geq 2 \cdot 10^6 \text{ мм} \cdot \text{об}/\text{мин}$ (D — диаметр окружности, проходящей через центры тел качения, частота вращения).

Методика использует модель усталостного отказа материала колец. Но при расчете по [4] используется база циклов 10^6 с заранее известной базовой динамической грузоподъемностью для конкретной конструкции подшипника (должна быть указана в каталоге). А при расчете по контактным напряжениям (по теории Герца без поправки на изменения напряжений в зоне контакта со смазкой между телами качения и кольцами) используются допускаемые напряжения смятия при базе циклов 10^7 . В обоих расчетах используются данные для сталей

ШХ15 и ЭИ347-Ш, определенные для подшипников с регламентированными соотношениями внутренней геометрии колец. Получаемая расчётная долговечность с надёжностью 0,9 может быть скорректирована уточняющим коэффициентом до надёжности 0,99.

Расчет по контактным напряжения более распространен, так как в авиационных газотурбинных двигателях частоты вращения подшипников, как правило, превышают скоростной параметр $DN \geq 2 \cdot 10^6$ мм·об/мин и подшипники для роторов, как правило, разрабатываются вновь, следовательно, могут не иметь базовой динамической грузоподъемности.

Очевидной проблемой при внедрении новых подшипниковых материалов с точки зрения обоснования расчетной долговечности подшипников является отсутствие экспериментальных данных по работе с этими материалами. При использовании материалов с прочностными характеристиками, отличными от ранее применявшихся, допустимые контактные напряжения тоже должны измениться, тем более что предыдущая редакция методики [2] менялась тоже при появлении новых данных.

Другими недостатками методики [2] являются расчётная надёжность не более 0,99 при гораздо большей надёжности авиационных газотурбинных двигателей, требуемой по техническому заданию, маленькая верифицированная база циклов по сравнению с необходимым ресурсом и отсутствие расчета других факторов, влияющих на работоспособность подшипников. Например, при обосновании долговечности ведущие зарубежные подшипниковые компании FAG и SKF используют расчетный анализ условий смазывания, касания «третьей точки», проскальзывания тел качения, прочностной анализ сепараторов. Допустимые напряжения смятия имеют меньшую величину, чем в методике [2], но база циклов соответствует ресурсам авиационных газотурбинных двигателей. Взаимосвязь между допустимыми напряжениями в зонах контакта, расчетной долговечностью, определяемой разными методами, и надёжностями схематично отражена на рисунке 1.

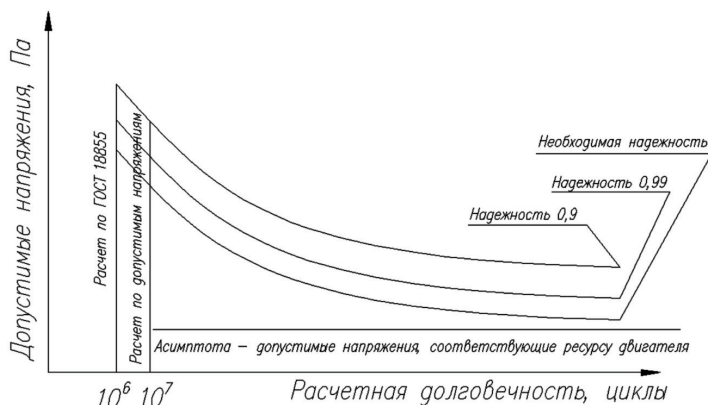


Рис. 1. Взаимосвязь между допустимыми напряжениями, расчетной долговечностью и надёжностью

Для внедрения новых отечественных подшипниковых материалов необходимо провести испытания подшипников по определению допустимых контактных напряжений. При формировании требований к испытаниям следует учесть, что по модели усталостного отказа материал разрушается быстрее от растягивающих напряжений, чем от сжимающих. Для традиционных материалов «допустимые напряжения смятия» тоже изменятся, так как при использовании новых материалов (керамики) изменятся соотношения внутренней геометрии подшипников и, следовательно, распределения напряжений в зонах контакта (рис. 2), так как результаты испытаний корректны только для подшипников с определёнными сочетаниями материалов и внутренней геометрии.

Первые внедрения подшипников с новыми материалами целесообразно проводить в авиационных двигателях с коротким ресурсом, так как согласно поправке в методике [2] при недостаточном расчетном обосновании (в нашем случае — вообще отсутствии расчетной долговечности) ресурс может быть установлен по удовлетворительным результатам ресурсных испытаний. При дальнейшем внедрении подшипников с новыми материалами в газотурбинные двигатели возможно назначение допустимых контактных напряжений для базы циклов, соответствующих условиям применения подшипников.

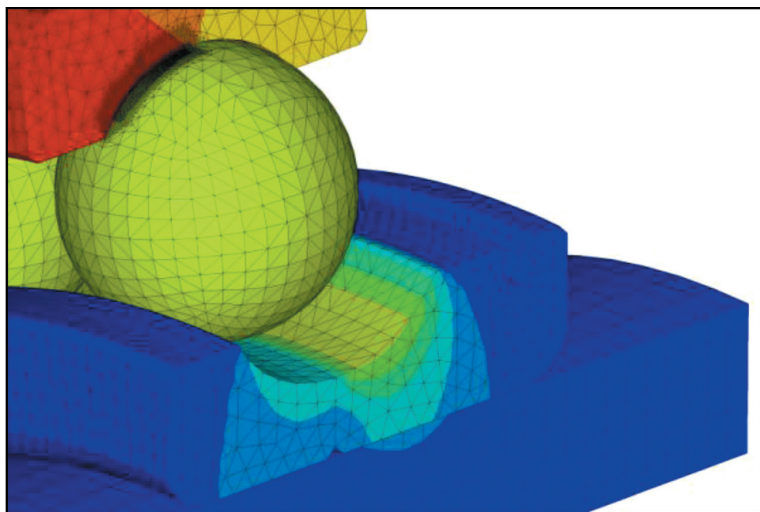


Рис. 2. Распределение напряжений в зонах контакта

Заключительная часть

Для внедрения новых подшипниковых материалов необходима модернизация отраслевой методики расчета подшипников качения авиационных двигателей. При модернизации методики следует расширить область ее применения по надежности и долговечности для корректного применения при обосновании работоспособности подшипников авиационных двигателей.

ЛИТЕРАТУРА

1. ОСТ 1 00188-89 Двигатели газотурбинные летательных аппаратов. Номенклатура и стадии разработки документов.
2. Методика расчетной оценки долговечности подшипников качения авиационных двигателей и их агрегатов, требования к конструктивным параметрам опор. ЦИАМ, АО ВНИПП. 1997 г.
3. Временная методика расчетной оценки долговечности подшипников авиационных двигателей и их агрегатов. ЦИАМ. М., 1990.
4. Положение об установлении и увеличении ресурсов газотурбинных двигателей гражданской авиации, их агрегатов и комплектующих изделий. ЦИАМ. Инв. №133. 1994.
5. Положение об установлении и увеличении ресурсов подшипников качения ГТД ВА, их агрегатов и агрегатов трансмиссии вертолетов военного назначения. 2002 г.
6. ГОСТ 18855-94 (ИСО 281-89) Подшипники качения. Динамическая расчетная грузоподъемность и расчетный ресурс (долговечность).
7. ГОСТ 100323-79 Валы, и отверстия корпусов газотурбинных двигателей, посадки шариковых и роликовых подшипников.
8. ГОСТ 325-85 Подшипники качения. Поля допусков и технические требования к посадочным поверхностям валов и корпусов. Посадки.

УДК 519.6:533.6:621.452

Н. В. Шуваев

*ПАО «НПО «Сатурн»», Пермь
shuvaev_nv@mail.ru*

ЧИСЛЕННАЯ ОЦЕНКА ИНТЕНСИВНОСТИ ВОЗБУЖДЕНИЯ КОЛЕБАНИЙ ЛОПАТОК ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ НА РЕЗОНАНСНЫХ РЕЖИМАХ

Представлено численное решение задачи об оценке интенсивности возбуждения колебаний лопаток компрессора газотурбинного двигателя на резонансных режимах. Метод базируется на гармоническом анализе, используется информация о распределении комплексных амплитуд колебаний давления на поверхности лопатки и перемещений по собственным формам колебаний.

Аэродинамические расчеты проведены в нестационарной трехмерной постановке в программном комплексе ANSYS CFX с использованием TBR-модели (Transient Blade Row), позволяющей моделировать статор-ротор взаимодействие без необходимости использования постановки 360° . Модальный анализ проведен в ANSYS Mechanical с учетом связанности колеблющихся лопаток и диска (наличия узловых диаметров).

1. Введение

В настоящее время в практике российского авиадвигателестроения положение резонансных режимов колебаний лопаток рабочих колёс определяется на

основе анализа диаграммы Кэмпбелла [1], но данный подход не позволяет оценить опасность найденных точек потенциальных резонансов. Для решения данной задачи и получения динамических напряжений в последнее время стало популярным использование сопряженного аэромеханического расчета. Однако он очень ресурсоемок и избыточен — процесс развития вынужденных колебаний, как правило, не имеет значения для оценки прочности; интерес представляют конечные, установившиеся амплитуды колебаний и соответствующие динамические напряжения. Кроме того, сопряженный аэромеханический расчет для случая колебаний с фазовым сдвигом (наличием узловых диаметров) возможно провести только в постановке 360° , что является непрактичным с точки зрения требуемых вычислительных ресурсов.

Обзор упрощенных методов расчета вынужденных колебаний можно найти в [2, 3].

В настоящей работе используется численная методика на основе редуцированной модели колебаний, аналогичные подходы использованы в работах [4–6].

2. Объект исследования

В качестве объекта исследований выступает ступень осевого компрессора высокого давления (КВД) гражданского турбореактивного двигателя, аэродинамическая модель которой представлена на рис. 1. Рабочее колесо ступени имеет 21 лопатку и конструктивно выполнено в виде моноколеса.

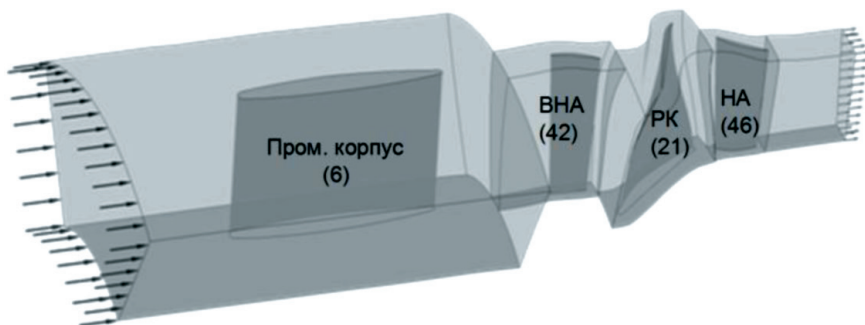


Рис. 1. Расчетная аэродинамическая модель ступени КВД

В ходе проведения испытаний КВД с рабочими лопатками снимались показания с трех тензодатчиков, расположенных на поверхности лопатки. На рисунке 2 квадратами обозначены экспериментально определенные режимы с повышенным уровнем вибронпряжений, окружностями выделены 2 зоны, выбранные для анализа и идентификации модели.

Выбранные режимы отвечают вынужденным колебаниям рабочего колеса по номеру гармоники, равному удвоенному числу стоек вышерасположенного промежуточного корпуса ($12 = 2 \times 6$), а также по номеру гармоники, равному числу стоек входного направляющего аппарата (42).

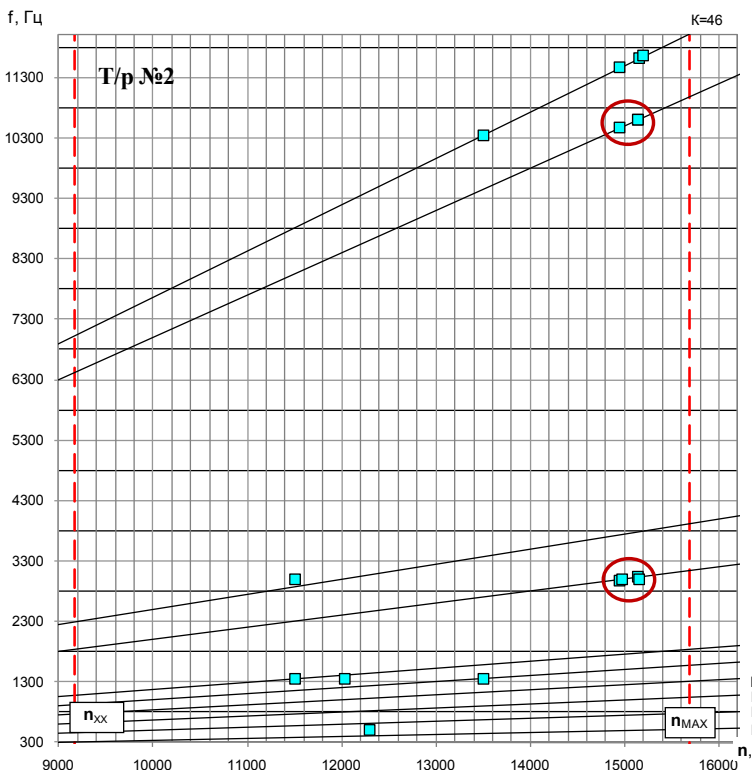


Рис. 2. Результаты тензометрирования

3. Методика оценки интенсивности колебаний

Методика базируется на гармоническом анализе, позволяющем оценивать отклик упругой системы на внешние периодические воздействия. Линейные уравнения движения твердого тела при разложении перемещений в сумму движений по собственным формам колебаний имеют вид [7]

$$\ddot{q}_i(t) + 2\varepsilon_i\omega_i\dot{q}_i(t) + \omega_i^2q_i(t) = f_i(t), \quad (1)$$

$$f_i(t) = \{U_i\}^T \{F(t)\}, \quad (2)$$

где q_i — модальный коэффициент (множитель перед перемещением по собственной форме i), ω_i — собственная частота колебаний по форме i , $\varepsilon_i(\omega_i)$ — коэффициент демпфирования, f_i — модальная сила по форме i . То есть уравнения динамики распадаются на Nn (по числу узлов) независимых обыкновенных дифференциальных уравнений второго порядка относительно модальных коэффициентов q_i .

Так как интерес представляет не процесс установления колебаний, а только конечный результат в виде установившейся амплитуды колебаний лопатки, прямое решение уравнений (3) является нецелесообразным.

Стационарный (установившийся) отклик q_{im} механической системы на гармоническую нагрузку с амплитудой F_m и частотой Ω в соответствии с (1) определяется соотношением

$$\left(\omega_i^2 - \Omega^2 + 2i\varepsilon_i \omega_i \Omega \right) q_{im} = f_{im}, \quad (3)$$

$$f_{im} = \{U_i\}^T \{F_m\}. \quad (4)$$

Из анализа формул (3), (4) следует, что установившаяся амплитуда колебаний определяется близостью одной из собственных частот с частотой возбуждающей силы, близостью распределений по поверхности лопатки амплитуд и фаз колебаний давления и перемещений по собственной форме, коэффициентом демпфирования ε_i . Единственным ограничением максимальной амплитуды колебаний является значение коэффициента демпфирования ε_i (если $\varepsilon_i = 0$ и $\Omega = \omega_i$, амплитуда равна бесконечности).

В силу сложности определения точного значения коэффициента демпфирования ε_i и его сильного влияния на амплитуду колебаний представляется актуальным разработка упрощенной методики оценки опасности резонансных режимов без непосредственного определения уровня вибронапряжений.

В качестве анализируемой величины можно рассматривать значение амплитуды модальной силы (4), но для того, чтобы можно было сравнивать результаты с разными режимами и между разными формами колебаний, лучше использовать безразмерную, более универсальную величину. В настоящей работе предложено использовать следующую меру связанности колебаний давления и перемещений по некоторой собственной форме колебаний i :

$$UFC_i = \max_{\Delta \in [0; 2\pi]} \left(\frac{\left\{ \{U_i\} \right\}^T \left\{ F_m \right\} \cos(\varphi_U - \varphi_F - \Delta) \right)}{\left\{ \{U_i\} \right\}^T \left\{ F_m \right\}} \right), \quad (5)$$

где $\{U_i\}$ — вектор амплитуд перемещений по собственной форме колебаний i , $\{F_m\}$ — вектор амплитуд пульсаций давления, $\{\varphi_U\}$ — вектор фаз колебаний по собственной форме, $\{\varphi_F\}$ — вектор фаз колебаний давления, Δ — сдвиг по фазе между колебаниями давления и перемещениями по собственной форме.

Данная величина является безразмерной, лежащей в диапазоне от нуля до единицы, её значение можно трактовать как долю работы, пошедшей на увеличение амплитуды колебаний, от максимального значения работы, которую могли бы совершить силы давления за один период колебаний, если бы они были полностью синфазны перемещениям лопатки.

Предлагается следующая схема проведения анализа (рис. 3).

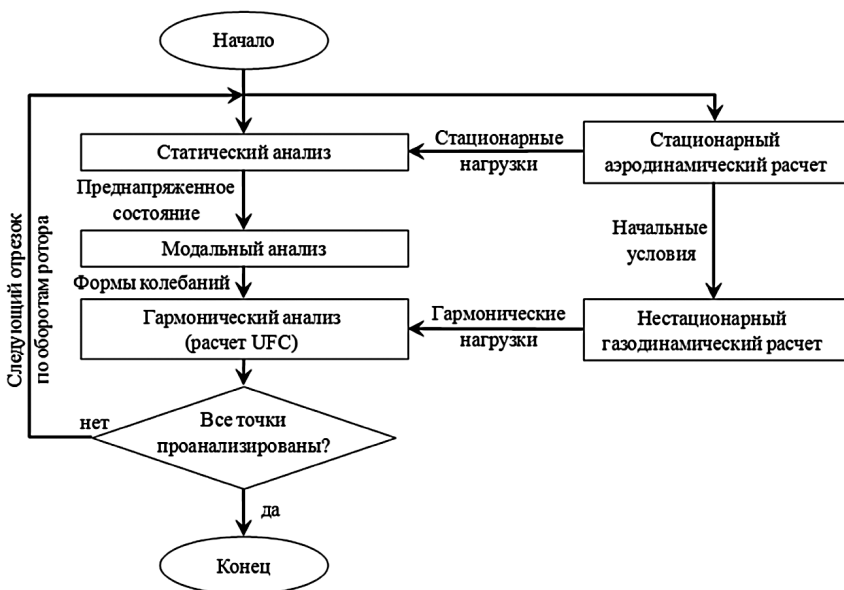


Рис. 3. Схема проведения анализа

1. Рабочий диапазон частот вращения ротора разбивается на несколько участков, приблизительно по 5–10%.
2. В рамках каждого участка картина течения в межлопаточных каналах считается неизменной, используются одинаковые амплитудно-частотные характеристики по давлению на лопатке, собственные формы и частоты колебаний.
3. На каждом участке определяются точки возможного резонанса и проводится анализ величин (5).

4. Определение аэродинамических нагрузок

Аэродинамические расчеты выполнены в программном комплексе ANSYS CFX 14.5, реализующем неявную схему расчета по методу контрольных объемов. Поток воздуха моделируется как течение вязкого сжимаемого газа, используется $k-\varepsilon$ модель турбулентности.

Аэродинамическая модель для проведения стационарного расчета приведена на рис. 1. Различие по частоте вращения ротора между двумя выбранными режимами составляет порядка 1.6% (рис. 4), можно считать, что они имеют одну и ту же картину течения в межлопаточных каналах КВД. Это предположение позволяет провести аэродинамический расчет только для одного режима.

На входе в ступень заданы полное давление и температура, соответствующие рассматриваемому режиму, поверхности лопаток считаются гладкими, адиабатичными и непроницаемыми. На поверхностях, ограничивающих рас-

четную область в окружном направлении, используются условия вращательной периодичности. Давление на выходе из ступени подобрано таким образом, чтобы значения интегральных параметров ступени (массового расхода воздуха, степени повышения полного давления) соответствовали расчету в составе всего компрессора.

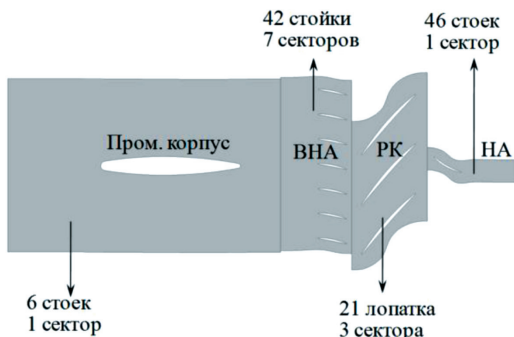


Рис. 4. Аэродинамическая модель для проведения нестационарных расчетов

Для проведения нестационарных расчетов использована модель, изображенная на рисунке 4. Число межлопаточных каналов ВНА в модели выбрано равным семи, для того чтобы угловая периодичность ВНА совпала с периодичностью промежуточного корпуса. Между промежуточным корпусом и ВНА используется интерфейс «Frozen Rotor», передающий след от стоек промежуточно-го корпуса ниже по течению.

Между РК и ВНА используется интерфейс типа «Time Transformation», реализующий передачу возмущений при статор-ротор взаимодействии без искажений (без учета потерь в результате сеточной дискретизации). Интерфейс «Time Transformation» входит в группу TBR-методов (Transient Blade Row), реализованных в ANSYS CFX. Он основан на виртуальном изменении шага по времени в роторном регионе таким образом, чтобы время прохождения ротором одного сектора периодичности по разные стороны интерфейса стало одинаковым. Число межлопаточных каналов РК увеличено до трех, чтобы его период был максимально близким к периоду ВНА (получено отношение периодов 6:7), что является одним из требований при применении интерфейса «Time Transformation».

Между РК и НА использован интерфейс типа «Stage» с осреднением параметров потока в окружном направлении, так как моделирование взаимодействия РК и НА не входит в задачи данного исследования.

Шаг по времени выбран из условия прохождения ротором не более одной ячейки на границе статор-ротор за одну итерацию. Нестационарный аэродинамический расчет проведен до установления периодического решения. Сходимость к периодическому решению контролируется путем анализа давления в четырех точках вблизи рабочей лопатки, использована следующая невязка:

$$\delta_m^{(n)} = \left(p_m^{(n)} - p_m^{(n-N_t)} \right), \quad n \geq N_t, \quad (6)$$

где $p_m^{(n)}$ — давление в контрольной точке m на n -й итерации, N_t — количество итераций на один временной период (время прохождения ротором сектора периодичности статора). График изменения данных величин приведен на рисунке 5. Также в точках мониторинга анализируются значения коэффициентов ряда Фурье пульсаций давления.

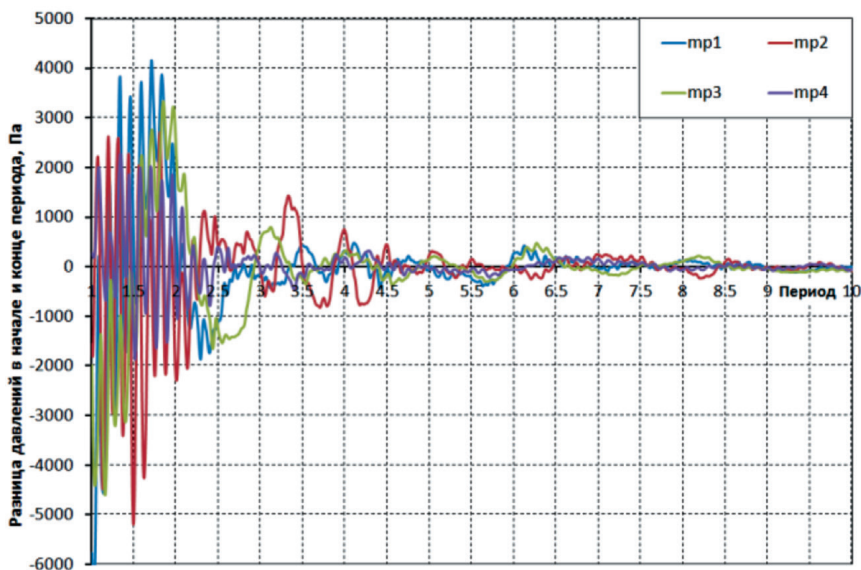


Рис. 5. График изменения невязки (6)

В результате были получены распределения гармонических составляющих пульсаций давления на поверхности лопатки вплоть до 7-го номера гармоники. Мгновенное распределение пульсаций давления приведено на рисунке 6.

5. Механическая модель, статический и модальный анализы

Механические расчеты выполнены в пакете ANSYS Mechanical 14.5. Лопатка смоделирована как изотропное упругое тело, статический расчет проведен с учетом «больших деформаций». В конечно-элементной модели лопатки используются 8-узловые элементы типа Solid185 (рис. 7).

В механической модели применены следующие граничные условия и нагрузки: закрепление по фланцу (в окружном и осевом направлениях); силы давления со стороны воздушного потока на поверхности лопатки; условия циклической симметрии на поверхностях, ограничивающей модель в окружном направлении; силы инерции от вращения колеса с угловой скоростью ω ; темпе-

ратура во всех узлах равна средней температуре воздуха по лопатке, полученной в стационарном аэродинамическом расчете.

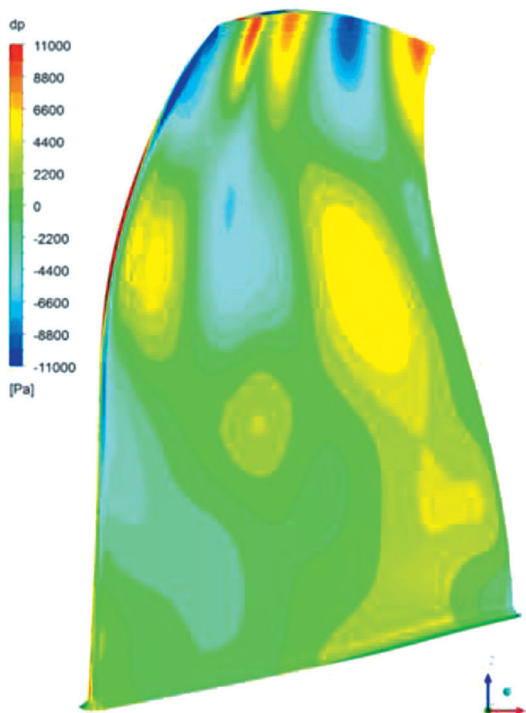


Рис. 6. Мгновенное распределение пульсаций давления

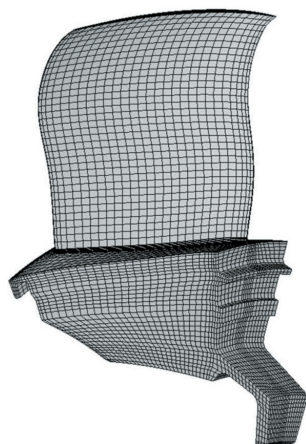


Рис. 7. Механическая модель

При проведении модального анализа учтена циклическая периодичность объекта, обуславливающая существование в колесе вращающейся волны упругих деформаций, в рамках которой все лопатки колеблются по гармоническому закону с постоянной разницей фаз [8]:

$$\Delta\varphi = 2\pi \frac{ND}{N}, \quad (7)$$

где N — число лопаток в венце; ND — количество узловых диаметров, реализующееся при колебаниях диска с лопатками; $ND = 0, 1, 2, \dots, N/2$ — при четном N , $ND = 0, 1, 2, \dots, (N-1)/2$ — при нечетном N . При этом форма и частота для всех лопаток одинаковы.

Согласно теории, изложенной в [9], отклик на возбуждающую гармонику с номером k должен происходить по собственной форме с числом узловых диаметров ND в соответствии с диаграммой на рисунке 8 и следующей формулой:

$$\begin{aligned}
 k &= mN \pm ND, \quad m \in \mathbb{A}, \quad ND = 0, 1, \dots, \frac{N}{2} \left\lfloor \frac{N-1}{2} \right\rfloor; \\
 ND &= k, \quad \text{если } 0 \leq k \leq \frac{N}{2}; \quad ND = N - k, \quad \text{если } \frac{N}{2} \leq k \leq N; \\
 ND &= k - N, \quad \text{если } N \leq k \leq 3\frac{N}{2}; \quad ND = 2N - k, \quad \text{если } 3\frac{N}{2} \leq k \leq 2N \text{ и т. д.}
 \end{aligned}
 \tag{8}$$

Точки возможного резонанса определены с использованием формулы (8) в диапазоне $\pm 8\%$ от базовой частоты. Результаты приведены на рисунке 9, расчетное положение точек возможного резонанса №1 (12-я гармоника) и №2 (42-я гармоника) соответствует эксперименту.

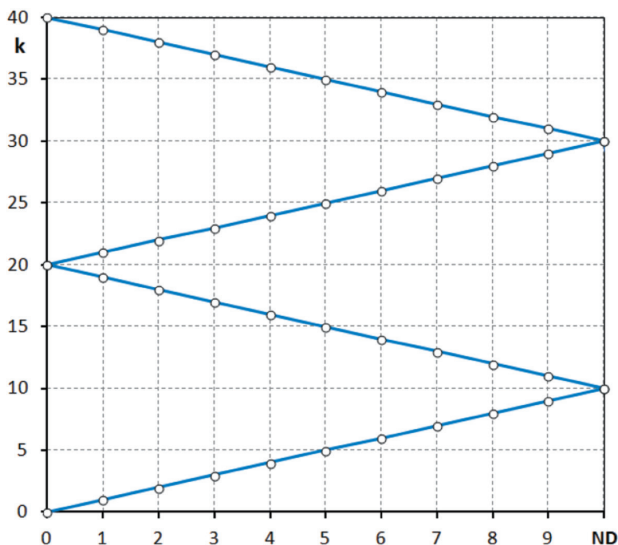


Рис. 8. Диаграмма соответствия

6. Оценка интенсивности колебаний

Согласно формуле (8) резонанс по гармонике $k = 12$ (удвоенное число стоек пром. корпуса) должен происходить по $ND = 9$, $k = 42$ (число стоек ВНА) — по $ND = 0$. Проведены два варианта расчета величин (5): с интегрированием по одной лопатке и с интегрированием по всем лопаткам в колесе (с учетом фазового сдвига перемещений и давлений). Согласно результатам, приведенным на рисунке 10, значения коэффициентов связанности UFC (5) могут быть вычислены с использованием только одной лопатки, но с числом узловых диаметров (для перемещений по собственной форме), соответствующих формуле (8).

Диаграмма Кэмпбелла с нанесением значений коэффициента связанности UFC приведена на рисунке 11. Анализ результатов расчета коэффициентов свя-

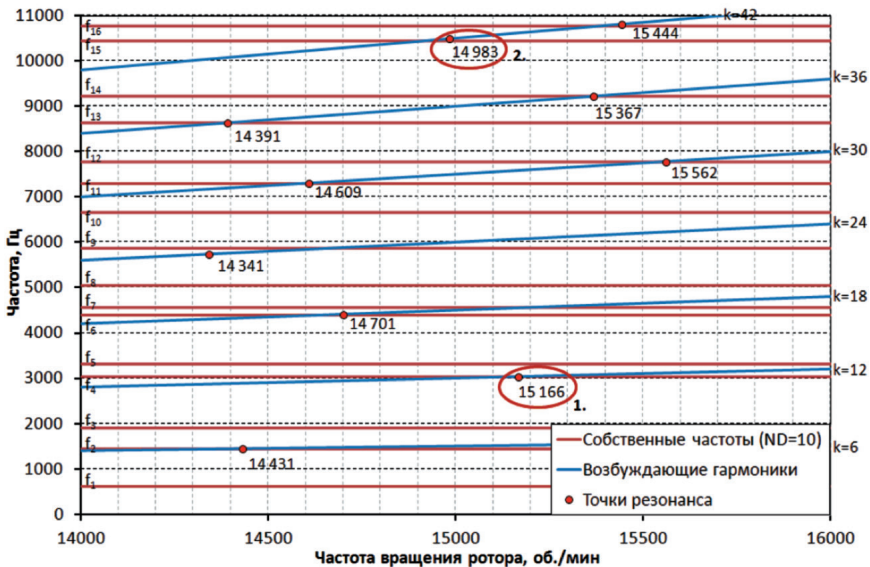


Рис. 9. Точки возможного резонанса

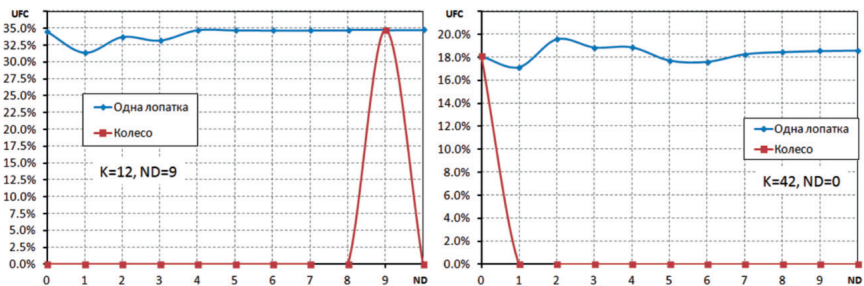


Рис. 10. Результаты расчета коэффициента связанности UFC

занны не позволил выявить точки возможного резонанса, отвечающие эксперименту (точки 1, 2 на фоне остальных точек). Если при расчете коэффициента связанности (5) учесть разницу в уровне пульсаций давления по различным гармоникам:

$$UFC'_i = \max_{\Delta \in [0; 2\pi]} \left(\frac{\{U_i\}^T \{F_m | \cos(\varphi_U - \varphi_F - \Delta)\}}{\{U_i\}^T \{S\}} \right), \quad (9)$$

где $\{S\}$ — вектор значений площадей элементов, приведенных к узлам, то удастся выделить точки возможного резонанса (рис. 12), совпадающие с экспериментом (точки 1 и 2), но с одной лишней (точка 3 в эксперименте не наблюдалась). Со-

гласно проведенному анализу отсутствующая в эксперименте точка 3 на рисунке 12 могла появиться из-за погрешности в определении частоты соответствующей собственной формы.

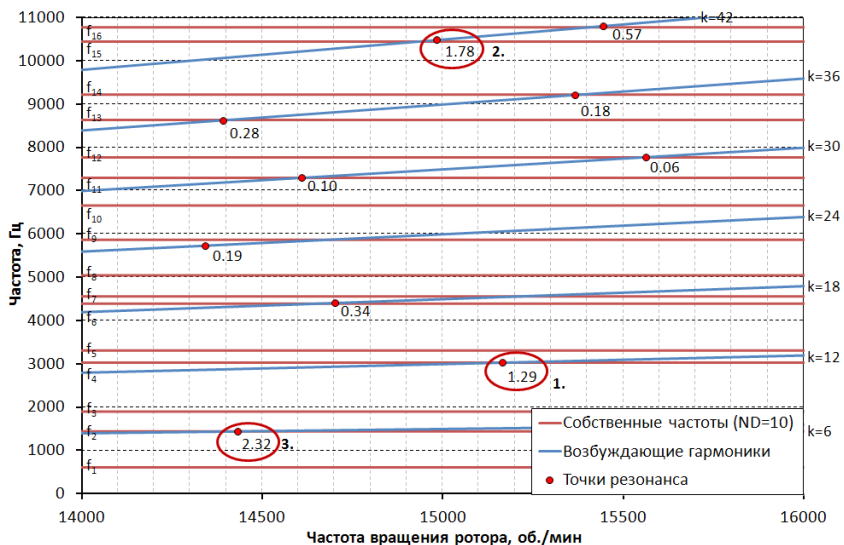


Рис. 11. Результаты расчета величин (5)

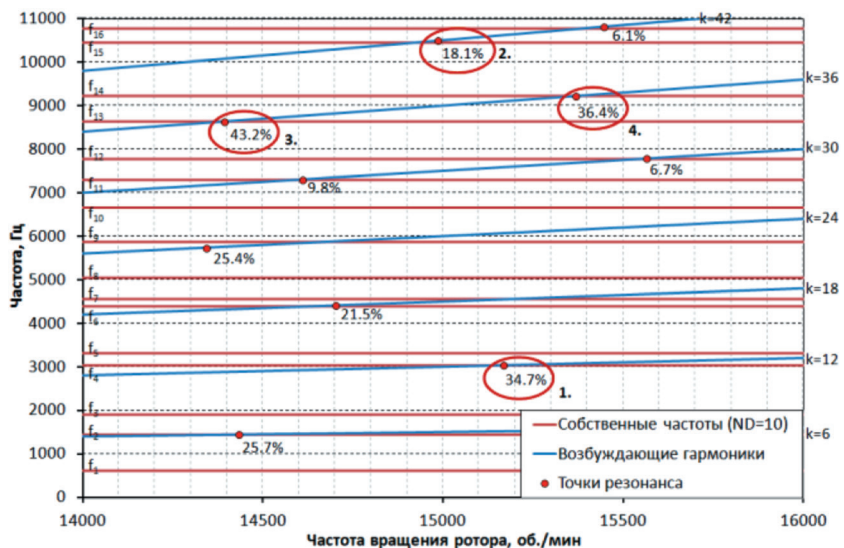


Рис. 12. Результаты расчета величин (9)

7. Заключение

Разработана предварительная методология расчетной оценки интенсивности возбуждения резонансных колебаний лопаток возможного резонанса, получаемых на основе анализа диаграммы Кэмпбелла. Методика в целом позволяет выделить точки резонанса с высоким уровнем вибронпряжений среди прочих точек возможного резонанса.

TBR-модели, реализованные в ANSYS CFX, позволяют корректно смоделировать ротор-статор взаимодействие только на границе двух соседних венцов. Если необходимо учесть следы от двух и более вышестоящих венцов, единственным выходом может служить моделирование в постановке 360°.

Перспективным направлением развития в области получения нестационарных нагрузок на лопатки видится применение гармонических методов расчета газовой динамики, что также должно привести к снижению временных затрат на проведение подобных расчетов.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Августинович В. Г.* Численное моделирование нестационарных явлений в газотурбинных двигателях: науч. издание / В. Г. Августинович, Ю. Н. Шмотин [и др.]. М.: Машиностроение, 2005. 536 с.
2. *Blocher M.* Time-Linearized Forced Response Analysis of a Counter Rotating Fan. Part I: Theoretical Concept of a Fully Time-Linear Forced Response Analysis / M. Blocher, I. Fern'andez, D. Feiner, J. Griffin, T. Miyakozawa // Proceedings of ASME Turbo Expo 2014, Dusseldorf, Germany, June 16–20, 2014. ASME GT2014-25833.
3. *Kielb R.* Recent Advancements in Turbomachinery Forced Response Analyses / R. Kielb, H. Chiang // Proceedings of AIAA 30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, USA, January 6–9, 1992. AIAA-92-0012.
4. *Carstens V.* Numerical Investigation of Nonlinear Fluid-Structure Interaction in Vibrating Compressor Blades / V. Carstens, J. Belz, // Journal of Turbomachinery. 2000. Vol. 123, issue 2. P. 402–408.
5. *Sipatov A. M.* TOOLS FOR ESTIMATING RESONANT STRESSES IN TURBINE BLADES / A. M. Sipatov, N. V. Gladisheva, V. G. Avgustinovich, I. A. Povishev // Proceedings of ASME Turbo Expo 2007, Montreal, Canada, May 14–17, 2007. ASME GT2007-27196.
6. *Шорстов В. А., Буюкли Т. В., Макаров В. Е., Андреев С. П.* Аэроупругость лопаток вентилятора: 3D моделирование вынужденных колебаний и расчетная оценка условий возникновения автоколебаний в квази-3D постановке // Супервычисления и математическое моделирование. Труды XII междунар. семинара / под ред. Р. М. Шагалиева. Саров: ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ», 2011. С. 401–407.
7. *Гнесин В. И.* Численный анализ влияния соотношения чисел лопаток статора и ротора на нестационарные нагрузки и режимы колебаний лопаток / В. И. Гнесин, Л. В. Колодяжная // Вестник НТУ «ХПИ»: Энергетические и теплотехнические процессы и оборудование. 2009. № 3. С. 23–32.
8. *Lane F.* System Mode Shapes in the Flutter of Compressor Blade Rows / F. Lane // Journal of the Aeronautical Sciences. 1956. Vol. 23. P. 54–66.
9. *Singh M.* Emerging Advanced Technologies to Assess Reliability of Industrial Steam Turbine Blade Design / M. Singh, M. J. Drosjack // Proceedings of 37th Turbomachinery Symposium, Houston, USA, September 8–11, 2008. P. 169–187.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ И ОПТИМИЗАЦИЯ ДЕТАЛЕЙ ДЛЯ АДДИТИВНОГО ПРОИЗВОДСТВА

Аддитивное производство — это процесс изготовления 3D-объекта путем последовательного добавления материала. Одной из интенсивно развивающихся технологий аддитивного производства является селективное лазерное плавление металлических порошковых материалов. В данной технологии в местах, соответствующих текущему сечению исходной 3D-модели, лазер сплавляет частицы металлического порошка между собой и с предыдущим слоем, формируя готовое изделие. Аддитивные технологии позволяют изготавливать изделия сверхсложной геометрии. Исходя из концепции аддитивных технологий — послойного синтеза изделий — возникает необходимость применения новых подходов к проектированию деталей. Одним из эффективных инструментов при проектировании в данном случае является топологическая оптимизация, с помощью которой возможно создавать легковесные изделия с сохранением требуемых прочностных характеристик. В данной работе на примере консольной опоры подшипника (кронштейна) была проведена топологическая оптимизация. Приведены результаты расчетов напряженно-деформированного состояния исходной и конечной конструкций, позволившие оценить возможное снижение массы изделия и количество расходуемого материала при изготовлении аддитивными технологиями.

Ключевые слова: аддитивное производство, топологическая оптимизация, бионический дизайн, прочность, легковесные изделия, консольная опора, напряженно-деформированное состояние, конечно-элементное моделирование.

Введение

Аддитивное производство это процесс производства деталей, при котором эти детали получаются путем добавления материала слой за слоем. Данная технология позволяет получать готовые изделия с очень сложной геометрией, которую трудно или невозможно изготовить традиционными методами [1]. Одной из интенсивно развивающейся технологией аддитивного производства является селективное лазерное плавление металлических порошковых материалов. Селективное лазерное плавление характеризуется определенными особенностями, как например:

- время изготовления деталей. Время изготовления во многом зависит от геометрических размеров производимого продукта, особенно от высоты изделия при «выращивании»;
- исходный материал — металлический порошок, обладающий определенными свойствами, достаточно дорогой, при увеличении объема конечного продукта его себестоимость также будет увеличиваться.

С учетом этих и других особенностей возникает необходимость проектирования деталей с минимальным объемом без ущерба для прочностных характеристик изделия. Одним из эффективных инструментов при проектировании в данном случае является топологическая оптимизация, благодаря которой возможно снижение объема исходной 3D модели детали. Топологическая оптимизация (ТО) представляет собой метод структурной оптимизации, который рассчитывает оптимальное распределение материала в рамках исходного объема 3D модели для конкретной задачи [2]. При этом итоговая 3D модель приобретает так называемый «бионический дизайн». Конечная геометрия 3D модели каждый раз будет различна в зависимости от заданных расчетных параметров.

В рамках данной работы проведена топологическая оптимизация консольной опоры подшипника (кронштейна) при трех расчетных вариантах нагрузки.

Исходные данные и условия проектирования

Исходная 3D модель консольной опоры подшипника (кронштейн) представлена на рис. 1.

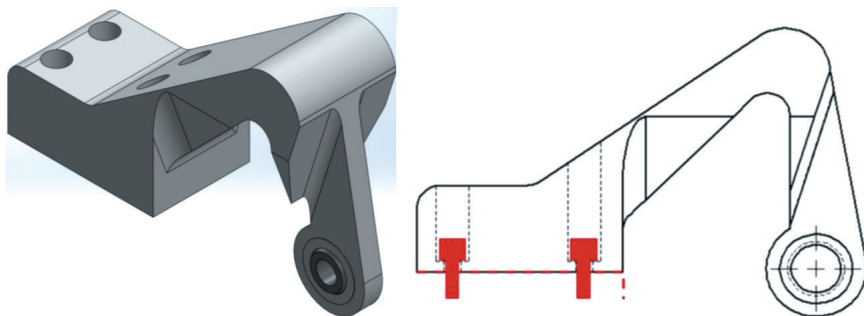


Рис. 1. Исходная 3D модель и фронтальный вид

Методология проектирования и оптимизации кронштейна с учетом его изготовления с применением аддитивных технологий, разработанная в рамках данной работы, представлена на рис. 2.

Рассматриваемый кронштейн крепиться к горизонтальной поверхности при помощи четырёх винтовых соединений, диаметры крепежных отверстий — 5 мм. На конце консоли — встроенный подшипник. В рамках данной работы принимаем, что кронштейн крепится к жесткой горизонтальной поверхности посредством четырёх несжимаемых винтов. В качестве исходных данных для оптимизации и расчета использовались три варианта прикладываемой к кронштейну нагрузки, учитывающих разные направление вектора нагружения (таблица 1 и рис. 3 соответственно).

В качестве материала изготовления детали была выбрана мартенситная нержавеющая сталь. Механические характеристики материала, используемые при топологической оптимизации и анализа конструкции приведены в таблице 2.

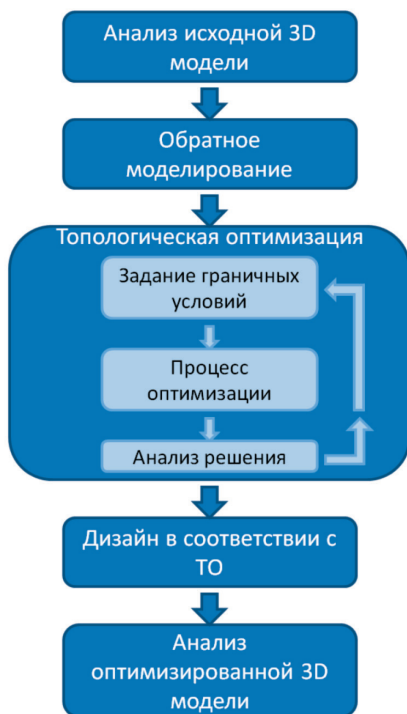
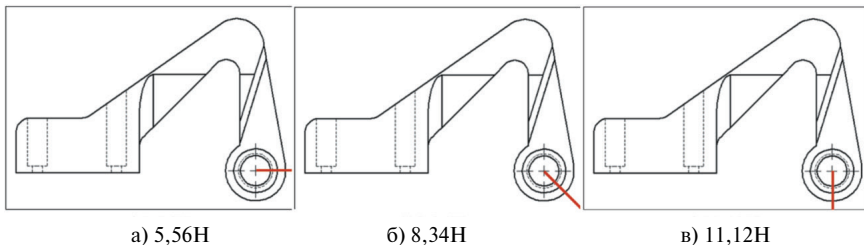


Рис. 2. Методология проектирования кронштейна

Таблица 1

Расчетные варианты нагрузок

№	Расчетный вариант нагрузки	F_x, H	F_y, H	F_z, H	Рисунок
1	Горизонтальный	0	5,56	0	3, а
2	Под углом 45° к горизонту	0	5,898	-5,898	3, б
3	Вертикальный	0	0	-11,12	3, в



а) 5,56Н

б) 8,34Н

в) 11,12Н

Рис. 3. Направление вектора приложенных нагрузок: а) горизонтальный, б) под углом 45° к горизонту, в) вертикальный

Механические характеристики материала

Механические характеристики	Значение
Модуль Юнга (E)	200 ГПа
Коэффициент Пуассона (ν)	0,27
Предел текучести (σ_T)	1000 МПа
Плотность (ρ)	7833 кг/м ³

Результаты проектирования и оптимизации

Основная цель данной работы заключается в оценке возможного уменьшения веса детали и соответственно снижения объема использованного материала при ее изготовлении с применением аддитивных технологий. На первоначальном этапе необходимо было провести обратное моделирование, а именно увеличить объем 3D модели с сохранением основной геометрии детали. Расчетная 3D модель после обратного моделирования представлена на рис. 4.

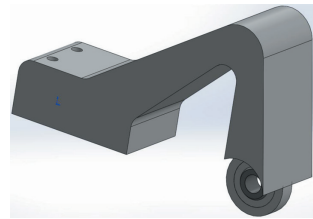


Рис. 4. Расчетная 3D модель

Топологическая оптимизация — это многоитерационный процесс, в ходе которого, в соответствии с расчетными вариантами, переменные рассчитываются до тех пор, пока результаты расчета не достигнут поставленных граничных условий. Граничными условиями могут быть как процентное уменьшение объема от расчетного, так и значение допускаемых напряжений, определенные пользователем на базе данных условий работы конструкции. По завершению процесса оптимизации результатом является набор различных вариантов решений, которые необходимо проанализировать и подобрать наиболее подходящий, исходя из тех или иных условий. На рис. 5 представлено несколько вариантов геометрии конструкции кронштейна после проведенной топологической оптимизации.

Проанализировав полученные результаты, мы выбрали один из вариантов распределения материала внутри расчетного объема 3D модели. Как видно на рис. 6, *а* качество компьютерной 3D модели очень грубое, получение качественной компьютерной модели требует перепроектирования изделия с учетом полученных данных распределения материала в процессе топологической оптимизации. На рис. 6, *б* представлена перепроектированная конечная 3D модель с учетом данных, полученных в процессе ТО.

Для верификации работоспособности конечной 3D модели детали *кронштейн* в работе было проведено расчет напряженно-деформированного состояния для всех трех расчетных случаев, указанных в таблице 1. Расчеты проводились методом конечных элементов. Для проведения расчетов, так же как для проведения топологической оптимизации, были заданы граничные условия и расчетные варианты нагрузок, а также параметры для разбиения на конечно-элементную сетку. На рис. 7–9 представлены результаты расчёта напряжённо-деформированного состояния трёх расчётных вариантов нагрузок.

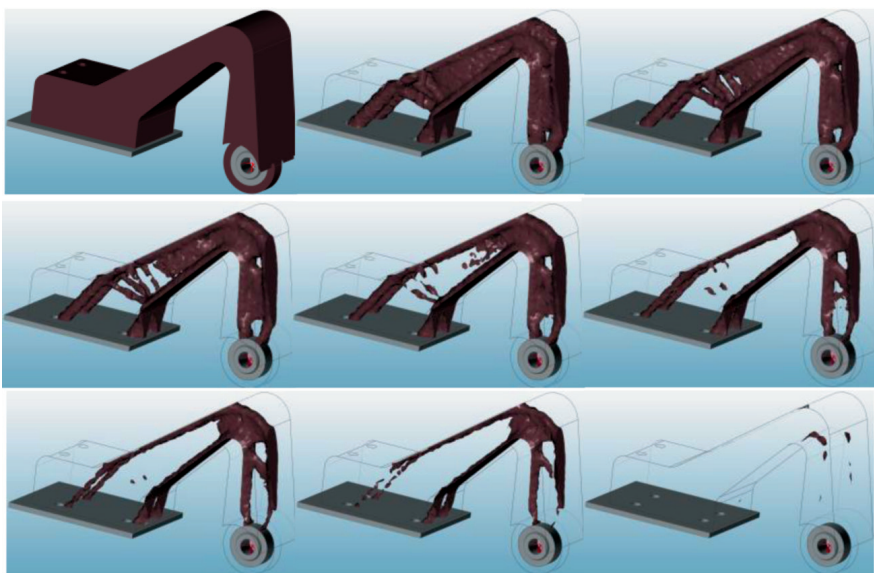


Рис. 5. Варианты распределения материала после ТО



Рис. 6. Выбранный вариант топологической оптимизации и конечная 3D модель

Сравнивая полученные результаты расчетов исходной и конечной 3D моделей кронштейна, выполненных методом конечных элементов, можно сделать следующее заключение.

1. Сравнение объёмно-весовых характеристик 3D моделей:

- расчетный вес 3D модели кронштейна после топологической оптимизации уменьшился на 82,6% по отношению к расчетному весу 3D модели исходного кронштейна: 868,38 г — вес исходной модели, 151,09 г — вес топологически-оптимизированной модели;

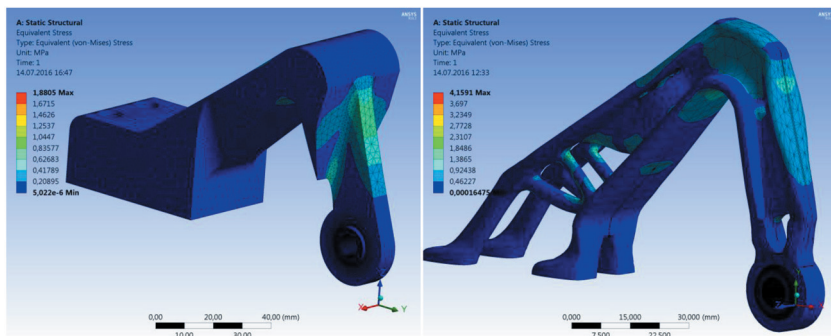


Рис. 7. Напряженно-деформированное состояние для расчетного варианта № 1 (см. таблицу 1) исходной 3D модели (слева) и конечной 3D модели (справа)

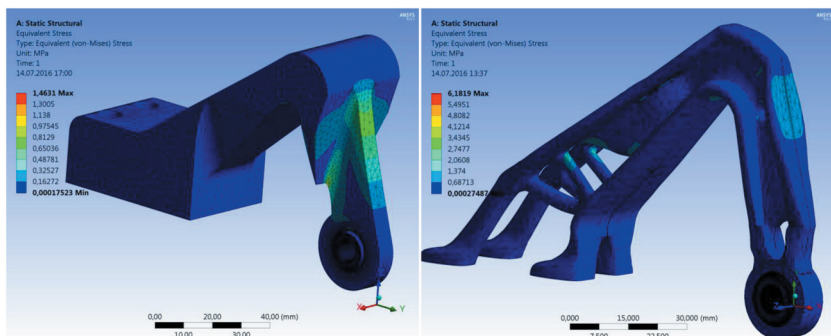


Рис. 8. Напряженно-деформированное состояние для расчетного варианта № 2 (см. таблицу 1) исходной 3D модели (слева) и конечной 3D модели (справа)

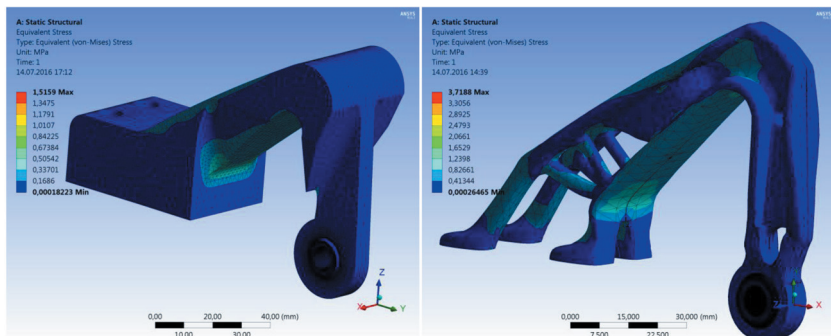


Рис. 9. Напряженно-деформированное состояние для расчетного варианта № 3 (см. таблицу 1) исходной 3D модели (слева) и конечной 3D модели (справа)

- расчетный вес конечной 3D модели кронштейна уменьшился на 79,5% по отношению к расчетному весу 3D модели исходного кронштейна: 868,38 г — вес исходной модели, 178,01 г — вес модели после топологической оптимизации и перепроектирования;
- расчетный объем конечной после топологической оптимизации и перепроектирования 3D модели кронштейна составил 22,725 см³, объем исходной модели — 110,861 см³. Это означает, что объем конечной 3D модели кронштейна составил 20,5% от объема исходной модели.

2. Сравнение прочностных характеристик 3D моделей:

- расчет напряженно-деформированного состояния при нагружении детали согласно условиям № 1 таблицы 1: возникающие в материале напряжения увеличились на 54,79%;
- расчет напряженно-деформированного состояния при нагружении детали согласно условиям № 2 таблицы 1: возникающие в материале напряжения увеличились на 76,33%;
- расчет напряженно-деформированного состояния при нагружении детали согласно условиям №3 таблицы 1: возникающие в материале напряжения увеличились на 59,24%.

Увеличение возникающих в материале напряжений является незначительным, поскольку в количественном выражении составляет менее 1% ($\sigma = 6,1819$ МПа) от предела текучести используемого при расчете материала ($\sigma_T = 1000$ МПа). Таким образом, существует возможность дальнейшей оптимизации геометрии детали с целью еще большего снижения веса и объема, а также применения менее прочного, но более легкого материала. Также одним из эффективных приемов снижения веса для подобных малонагруженных деталей может являться использование при проектировании ячеистых структур.

Заключение

В рамках данной работы представлена методика проведения проектирования и оптимизации деталей для последующего изготовления аддитивными технологиями. Методика включает в себя несколько этапов: обратное моделирование, топологическая оптимизация, перепроектирование детали и верификация перепроектированной детали.

На примере детали консольной опоры подшипника (кронштейна) проведено проектирование и оптимизация согласно предложенной методике.

В ходе проведенной работы было достигнуто снижение веса конструкции на 79,5% (с 868,38 г до 178,01 г), уменьшение общего объема детали с 110,861 см³ до 22,725 см³.

Проведенная верификация напряженно-деформированного состояния оптимизированной перепроектированной модели показала, что существует возможность дальнейшей оптимизации геометрии детали с целью еще большего снижения веса и объема, а также применения менее прочного, но более легкого материала.

Следующим этапом проектирования и оптимизации деталей для аддитивного производства будет создание ячеистых структур. Ячеистые структуры позволяют максимально облегчать конструкции (уменьшать объем в том числе) при сохранении прочностных характеристик деталей.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Зленко М. А., Попович А. А., Мутылина И. Н.* Аддитивные технологии в машиностроении. СПб.: Изд-во политехн. ун-та, 2013. 222 с.
2. *Seabra M.* et al. Selective laser melting (SLM) and topology optimization for lighter aerospace components. DOI: 10.1016/j.prostr.2016.02.039.

УДК 629.7.036.3

Ю. В. Кокунин

АО «Климов», Санкт-Петербург

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ МЕТОДА ВЗАИМНОГО КОНТРОЛЯ ДВУХКАНАЛЬНЫХ ДАТЧИКОВ ДЛЯ БАРК-42

В статье проводится оценка эффективности нового метода взаимного контроля, позволяющего в реальном масштабе времени выявлять отказ одного из двух каналов датчиков входной информации, используемых в блоке автоматического регулирования и контроля (БАРК-42) для управления силовой установкой самолета МиГ-29К/КУБ. Для каждого из двухканальных датчиков БАРК-42 определены настроечные коэффициенты, используемые при работе предложенного метода контроля. Дана сравнительная оценка эффективности реализованного в БАРК-42 и предложенного метода контроля двухканальных датчиков. Эффективность предложенного метода контроля для различных двухканальных датчиков проиллюстрирована на файлах с полетной информацией.

Ключевые слова: метод, взаимный контроль каналов, двухканальные датчики, критерий, оценка эффективности методов контроля.

Актуальность темы обусловлена жесткими требованиями по достоверности информации, поступающей от датчиков и используемой БАРК-42 для управления силовой установкой самолета МиГ-29К/КУБ. Вместе с тем опыт эксплуатации БАРК-42 показал, что в ходе полетов нередко имеют место случаи отказа одного или даже двух каналов датчиков входной информации.

Проблема заключается в отсутствии в настоящее время в составе БАРК-42 достаточно эффективных аппаратных и программных методов контроля двухканальных датчиков входной информации.

Так, анализ файлов с полетной информацией самолетов МиГ-29К/КУБ показал, что отказы одного из каналов двухканальных датчиков БАРК-42 имели место более чем в 100 полетах. При этом существующими средствами БАРК-42 часть этих отказов либо совсем не выявлялась, либо диагностировалась с задержкой до одного часа с момента возникновения отказов. В то же время задержка в диагностировании отказов приводит к использованию БАРК-42 при управлении силовой установкой недостоверной входной информации, возникновению высокочастотных колебательных процессов и, как следствие, к неустойчивой работе отдельных подсистем: управления топливом, соплом, направляющих аппаратов вентилятора, воздухозаборником и других.

В статье проведена оценка эффективности применения нового метода взаимного контроля для двухканальных датчиков входной информации БАРК-42: частоты вращения ротора вентилятора Нв (ДЧВ-2500А), частоты вращения ро-

тора компрессора N_k (ДЧВ-2500А), давления воздуха на входе в двигатель $P_{вх}$ (ЗАВ 349), температуры газа за турбиной вентилятора Т4 (Т-99), положения створок критического сечения сопла Arc (ДБСКТ-250-1Ш), обратной связи клина воздухозаборника $\alpha_{лос}$ (ДБСКТ-650-1Ш). Рассмотрена также возможность использования нового метода для контроля параметров, поступающих в БАРК-42 по двум каналам системы воздушных сигналов (СВС): высота абсолютная ($H_{абс}$), температура воздуха на входе в двигатель ($T_{вх}$), число Маха (M), приборная скорость ($V_{пр}$), давление статическое ($P_{ст}$).

В настоящее время для контроля двухканальных датчиков в БАРК-42 используются методы аппаратного (контроль N_k , N_b на неработающем двигателе, контроль единичных импульсов электрического сигнала с датчика N_b), градиентно-допускового и функционального контроля (для взаимного контроля значений N_k и N_b). Все они ориентированы на независимую диагностику каждого из двух каналов датчиков. Исключение составляет датчик давления воздуха $P_{вх}$, для которого в БАРК-42 реализован специальный метод взаимного контроля по значениям первого и второго канала датчика. Параметры системы СВС поступают в БАРК-42 со своими признаками достоверности и дополнительно контролируются только по допуску.

Методы аппаратного и функционального контроля имеют ограниченную область применения, а эффективность градиентно-допускового метода (контроль по нахождению в области допустимых значений и максимальной скорости изменения параметра) существенно зависит от характера «поведения» неисправного канала. Так, анализ файлов полетов самолетов МиГ-29К/КУБ показал, что при частых и резких (больше максимально-допустимых значений) колебаниях значений канала датчика его отказ средствами БАРК-42 диагностируется достаточно быстро. При небольших по длительности отказах ($\leq 5-7$ с) или относительно «плавном» поведении неисправного канала отказы могут вообще не диагностироваться или диагностируются с большой временной задержкой, причем ее длительность заранее неизвестна и зависит от характера поведения неисправного канала датчика.

Новый метод взаимного контроля основан на взаимном учете значений первого и второго канала датчика входной информации и должен «работать» после реализованных в БАРК-42 методов контроля [1]. Сущность предлагаемого метода основана на выявлении момента отказа одного из каналов датчика и определении в течение заданного времени $t_{зад}$ неисправного канала. Момент возникновения отказа диагностируется при рассогласовании между значениями каналов датчика (Z_1, Z_2) больше максимально допустимого:

$$|Z_1 - Z_2| > \epsilon_{max}. \quad (1)$$

После выявления момента отказа неисправным считается канал, значения которого в течение заданного времени $t_{зад}$ меняются чаще, т. е. описываются менее гладкой функцией. В свою очередь, гладкость функции «поведения» каждого из каналов датчика оценивается с помощью интегрального показателя (W_j), включающего ряд частных показателей (критериев), вычисляемых два раза — в момент возникновения отказа (предварительная диагностика) и за весь период времени $t_{зад}$ (основная диагностика).

$$W_j = K_1 * V_1 + K_2 * V_2 + \dots + K_m * V_m, j = 1, 2, \quad (2)$$

где: K_i ($i = 1, 2, \dots, m$) — признак выполнения i -го критерия;
 V_i ($i = 1, 2, \dots, m$) — значимость (вес) i -го критерия.

Снятие отказа канала, выявленного на этапах предварительной или основной диагностики, осуществляется после выполнения в течении « N_{max} » тактов подряд условия $|Z_1 - Z_2| \leq \epsilon_{max}$. После этого оба канала датчика считаются исправными до очередного выполнения условия (1).

Подробное описание предлагаемого метода взаимного контроля, включая формульные зависимости, используемые для вычисления частных показателей гладкости функции поведения каналов датчика, приведены в [1]. Там же оценивается эффективность данного метода для диагностики отказов каналов датчика частоты вращения ротора вентилятора N_v .

В настоящей статье приведены результаты оценки эффективности предлагаемого метода для диагностики отказов других двухканальных датчиков входной информации БАРК-42.

В таблице 1 приведены условия отказа и настроечные коэффициенты, используемые для контроля рассматриваемых датчиков с помощью предлагаемого метода.

Таблица 1

Характеристика метода взаимного контроля для двухканальных датчиков БАРК-42

Датчики	Условия отказа канала датчика (ϵ_{max})	Продолжительность этапа основной диагностики, $t_{зад}$	Максимальный градиент / с	Используемые показатели (критерии)
N_v , %	$ N_{v1} - N_{v2} > 0.5$ $N_k \geq 50$ %	0.2 с (8 тактов)	+60 / -150	Все по [1]
N_k , %	$ N_{k1} - N_{k2} > 0.5$	0.2 с	+40 / -60	Все по [1]
P_{vx} , кгс/см ²	$ P_{vx1} - P_{vx2} > 0.07$	0.2 с	+1 / -1	Все по [1], критерий «доминирование каналов» не используется
T_4 , °С	$ T_{41} - T_{42} > 25$	0.2 с	+500 / -500	—“—
Arg , угл. град.	$ Arg_1 - Arg_2 > 1.5$ $N_k \geq 70$ %	0.2 с	+250 / -150	—“—
$\alpha_{дос}$, угл. град.	$ \alpha_{дос1} - \alpha_{дос2} > 0.5$	0.2 с	+20 / -20	—“—
$Набс$, м	$ Набс_1 - Набс_2 > 50$	0.2 с	+2800 / -2800	—“—
T_{vx} , °С	$ T_{vx1} - T_{vx2} > 5$	0.2 с	+100 / -100	—“—
M	$ M_1 - M_2 > 0.15$	0.2 с	+4 / -4	—“—
$V_{пр}$, км/ч	$ V_{пр1} - V_{пр2} > 80$	0.2 с	+2800 / -2800	—“—
$P_{ст}$, кгс/см ²	$ P_{ст1} - P_{ст2} > 0.1$	0.2 с	+6 / -6	—“—

Оценка эффективности использования предложенного метода для контроля рассматриваемых двухканальных датчиков проводилась экспериментальным путем — с помощью компьютерного моделирования работы метода для файлов полетов формата «*.УЗк», содержащих значения полетных параметров с заданной дискретностью (5Гц). Моделирование проводилось с помощью отдельного программного модуля в составе специальной программы «Анализатор». С помощью данной программы проводилась также статистическая обработка параметров каждого файла.

Проведенное на файлах полетов моделирование показало, что в отличие от существующих методов контроля БАРК-42 предлагаемый метод взаимного контроля позволяет сразу же диагностировать отказ одного из каналов датчика с момента его возникновения, причем независимо от характера изменения значений каналов на этапе основной диагностики [2, 3].

Отдельные примеры работы предлагаемого метода взаимного контроля рассматриваемых датчиков для файлов полетов с возникшими отказами одного из каналов датчика приведены на рисунках 1–11 (на графиках параметр «Итог_xxx» — это исправный канал датчика, используемый для управления силовой установкой самолета).

Рассмотрим подробнее методы контроля датчика Рвх. Как уже отмечалось, помимо градиентно-допускового контроля для диагностики отказов датчика Рвх в БАРК-42 используется специальный метод взаимного контроля каналов датчика [4].

В данном методе выявление отказа одного из каналов датчика осуществляется по условию

$$|Рвх_1 - Рвх_2| \leq 0,1 \text{ кгс/см}^2 \quad (3)$$

В случае невыполнения данного условия для определения недостоверного канала используется величина

$$(Рвх) \text{ расч} = 0,9 \cdot (1 + 0,2 \cdot М^2)^{3,5} \cdot Рст \cdot f(n_{в \text{ пр}}), \quad (4)$$

$$\text{где } f(n_{в \text{ пр}}) = \begin{cases} 1, & \text{если } n_{в \text{ пр}} \leq 40 \% ; \\ 1 - 0,2 \cdot (n_{в \text{ пр}} - 40) / 55, & \text{если } n_{в \text{ пр}} > 40 \% . \end{cases} \quad (5)$$

где Рст — статическое давление; $n_{в \text{ пр}}$ — приведенная частота вращения ротора вентилятора; М — число Маха.

Исправным считается канал датчика Рвх j , удовлетворяющий условию

$$|(Рвх) \text{ расч} - Рвх_j| \leq 0,25 \text{ кгс/см}^2, j = 1, 2. \quad (6)$$

Если ни один из измерительных каналов не удовлетворяет условию (6), считать исправным канал Рвх₂.

Из описания метода видно, что в качестве критерия для выявления исправного канала используется близость его значения к некоторой идеальной (расчетной) величине, определяемой с помощью эмпирических формул (4)–(6), вклю-

чающих параметры $R_{ст}$, $n_{впр}$ и число M . Анализ файлов полетов показал, что данный метод диагностирует неисправный канал датчика с задержкой до 15–90 с с момента возникновения его отказа.

В то же время проведенное на тех же файлах моделирование работы предлагаемого метода взаимного контроля показало, что он обеспечивает корректную диагностику неисправного канала датчика за время, не превышающее $t_{зад}$ (0,2 с).

Примеры работы существующего в БАРК-42 и предлагаемого метода взаимного контроля датчика $R_{вх}$ приведены на рисунках 1–5.

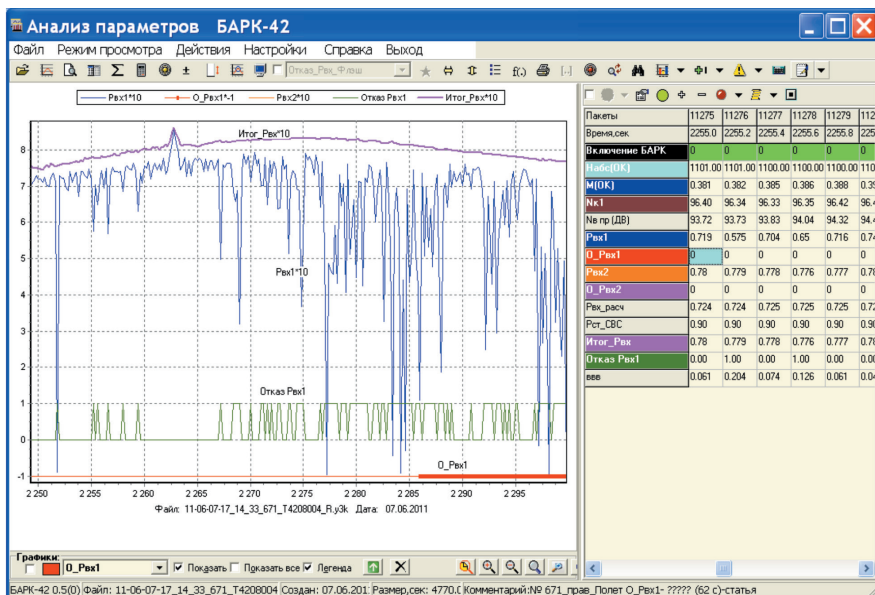


Рис. 1. Полет от 7.06.2011, борт № 671. Отказ $R_{вх1}$ (в БАРК-42 отказ « $O_{R_{вх1}}$ » диагностируется через 62 с после его возникновения)

Выводы:

1. Анализ файлов полетов показал, что в отличие от методов, реализованных в БАРК-42, предлагаемый метод взаимного контроля позволяет диагностировать отказы одного из каналов рассматриваемых датчика без временной задержки, т. е. сразу же в момент их возникновения. При этом метод позволяет диагностировать отказавший канал датчика независимо от характера поведения значений каналов после возникновения отказов.
2. Предложенный метод взаимного контроля носит универсальный характер и может эффективно использоваться для диагностики отказов всех двухканальных датчиков БАРК-42, а также параметров системы СВС, поступающих в блок. Эффективность предложенного метода подтверждена проведенным компьютерным моделированием его работы на всех файлах полетов (≈ 110), где имели место случаи отказа одного из каналов датчика.

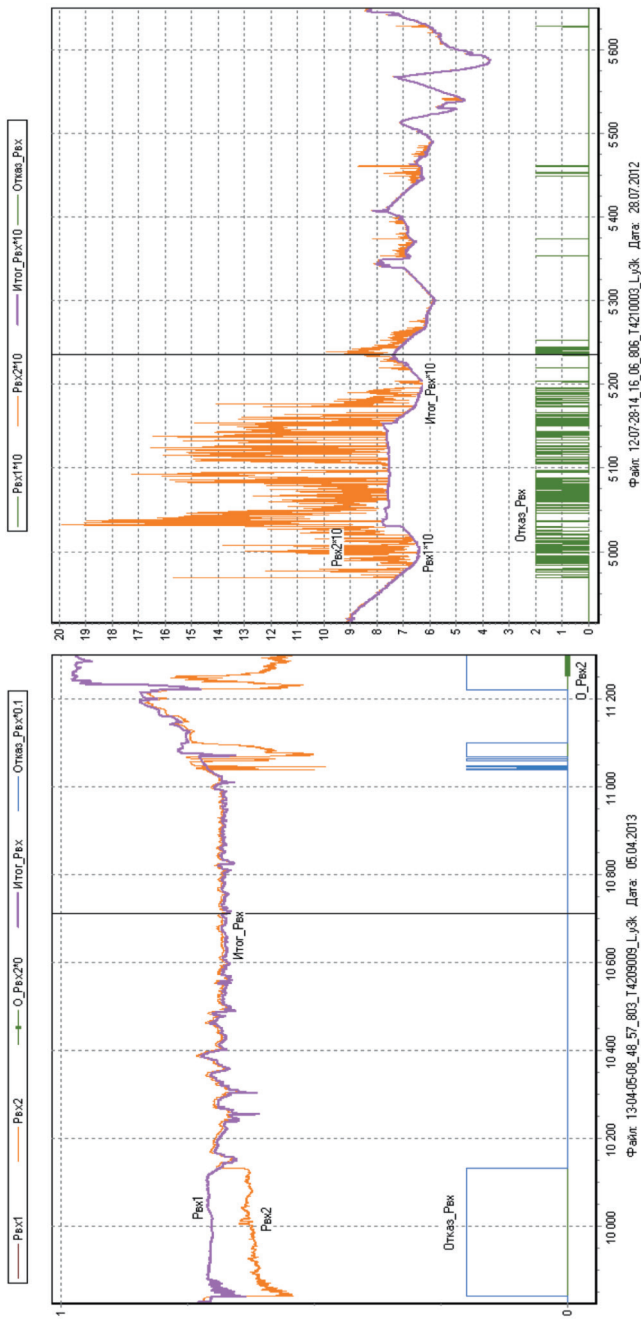


Рис. 2. Полет от 5.04.2013г., борт № 803. Отказ канала Rvx₂ (в БАРК-42 отказ «O_Rvx2» диагностируется через 1400 с после его возникновения)

Рис. 3. Полет от 28.07.2012 г., борт № 806. Отказ канала Rvx₂

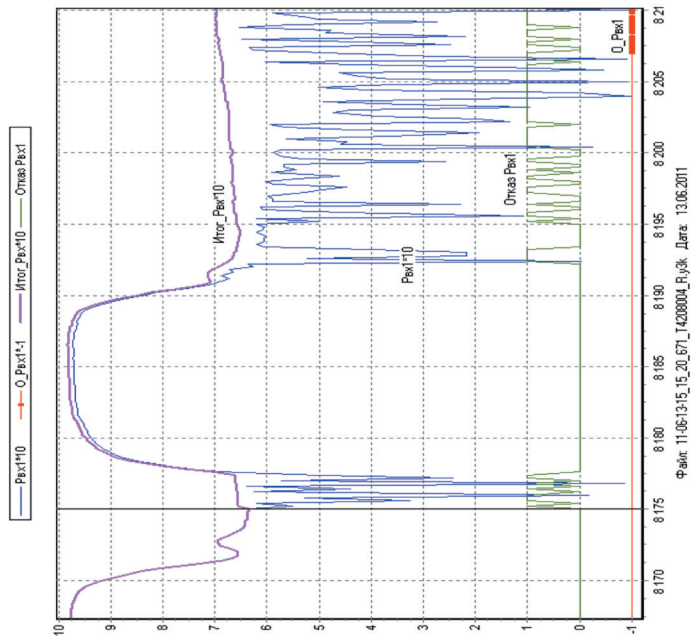


Рис. 4. Полет от 5.09.2012 г., борт № 806. Отказ канала Rvx₂ (в БАРК-42 отказ «O_Rvx2» диагностируется через 93 с после его возникновения)

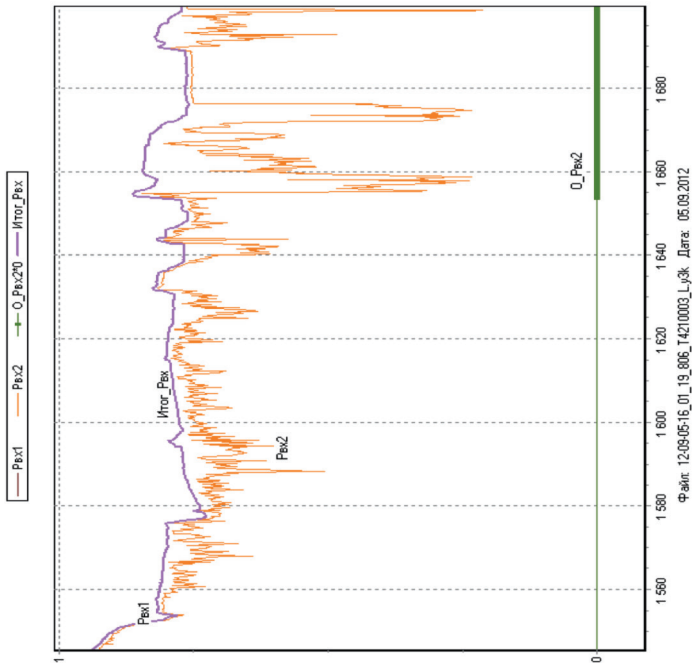


Рис. 5. Полет от 5.09.2012 г., борт № 806. Отказ канала Rvx₁ (в БАРК-42 отказ «O_Rvx2» диагностируется через 32 с после его возникновения)

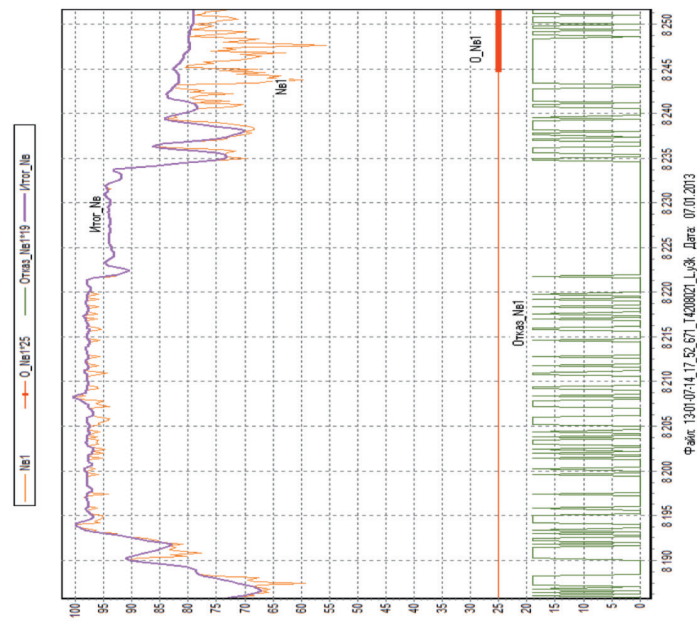


Рис. 7. Полет от 4.03.2013 г., борт № 671. Отказ канала Nв₁ (в БАРК-42 отказ «O_Nв1» диагностируется через 50 с после его возникновения)

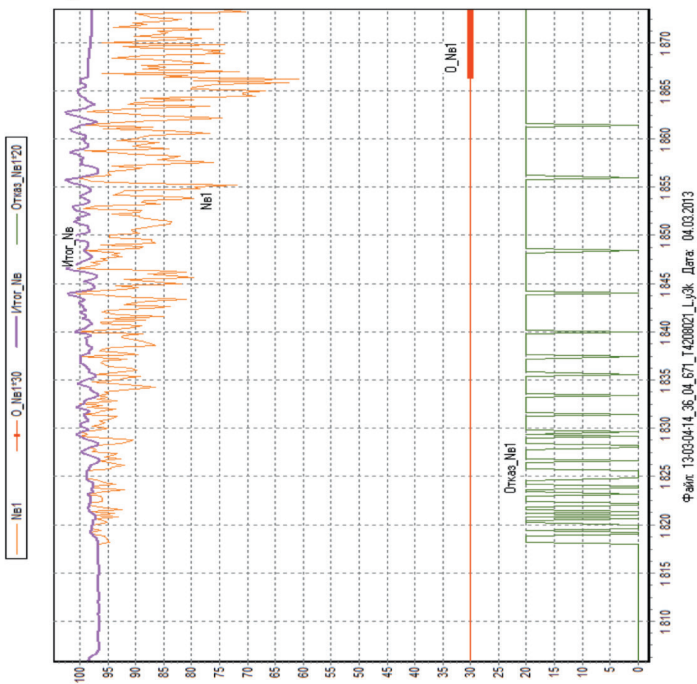


Рис. 6. Полет от 7.01.2013 г., борт № 671. Отказ канала Nв₁ (в БАРК-42 отказ «O_Nв1» диагностируется через 60 с после его возникновения)

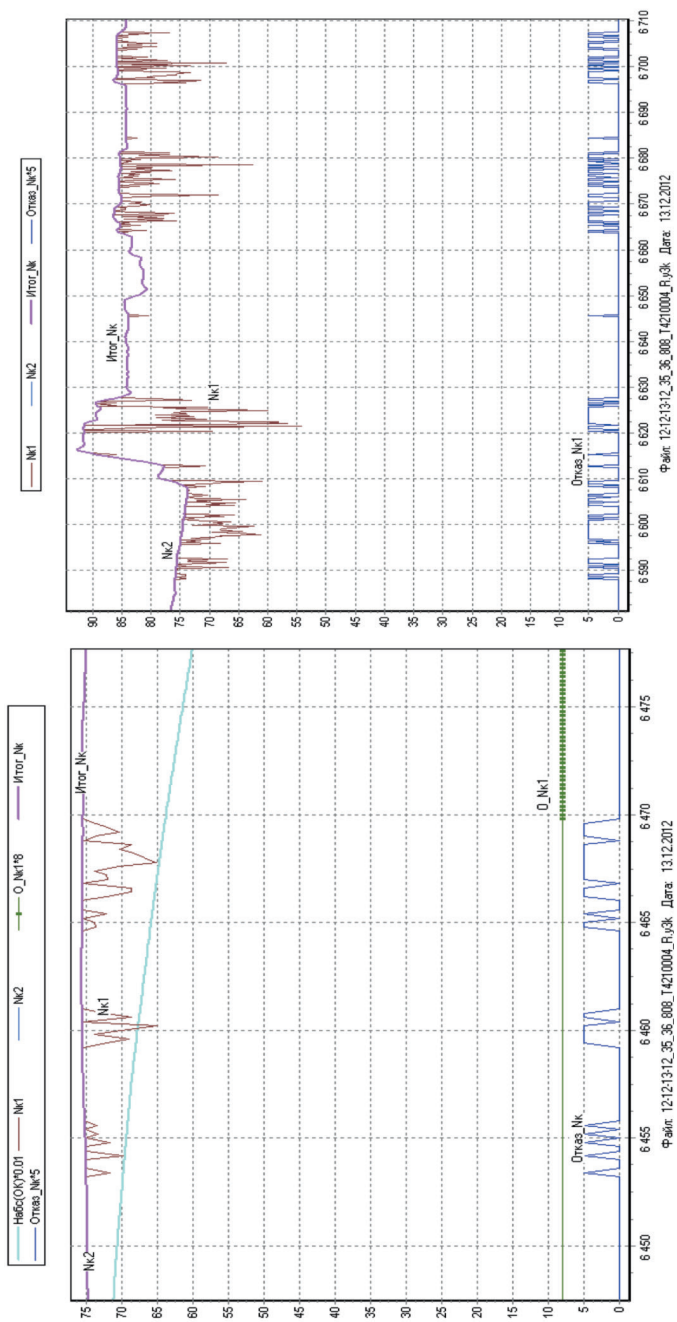


Рис. 8. Полет от 13.12.2012 г., борт № 808. Отказ канала Nk₁ (в БАРК-42 отказ «O_Nk1» диагностируется через 17 с после его возникновения)

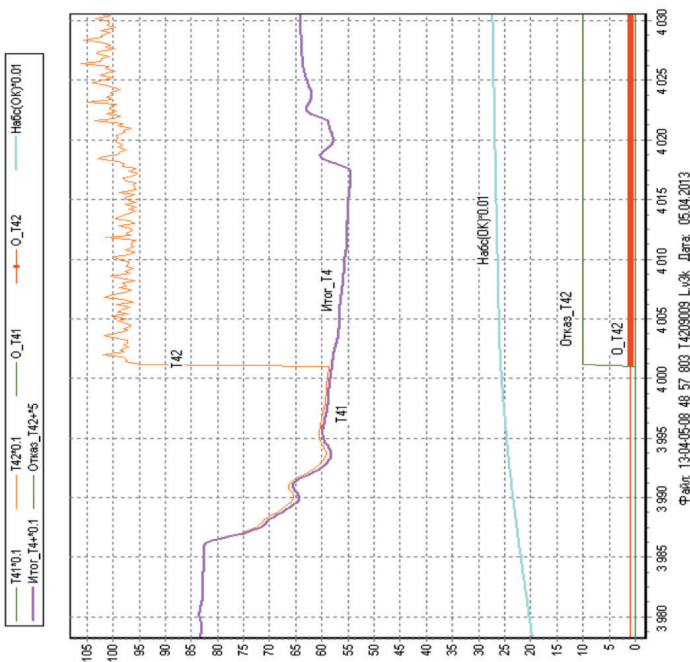
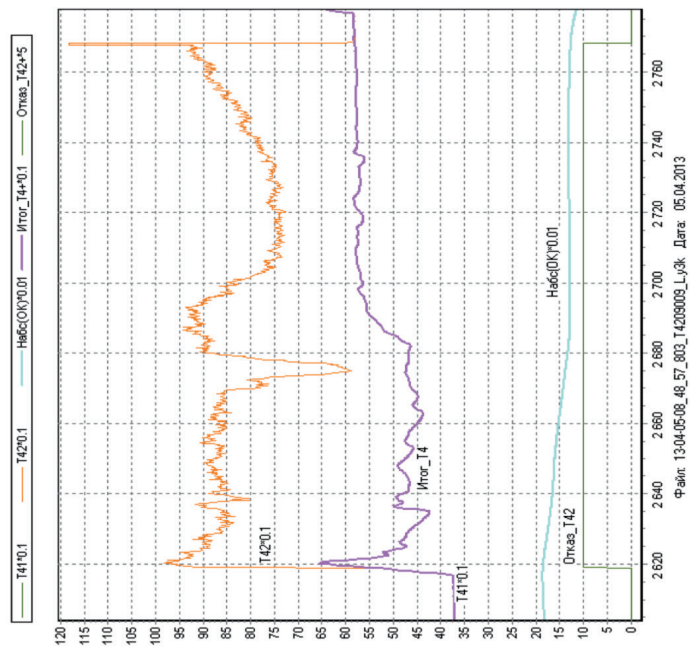


Рис. 9. Полет от 5.04.2013 г., Борт № 803. Отказ канала T4₂ (в БАРК-42 отказ «O_T42» диагностируется через 0.4 с после его возникновения)

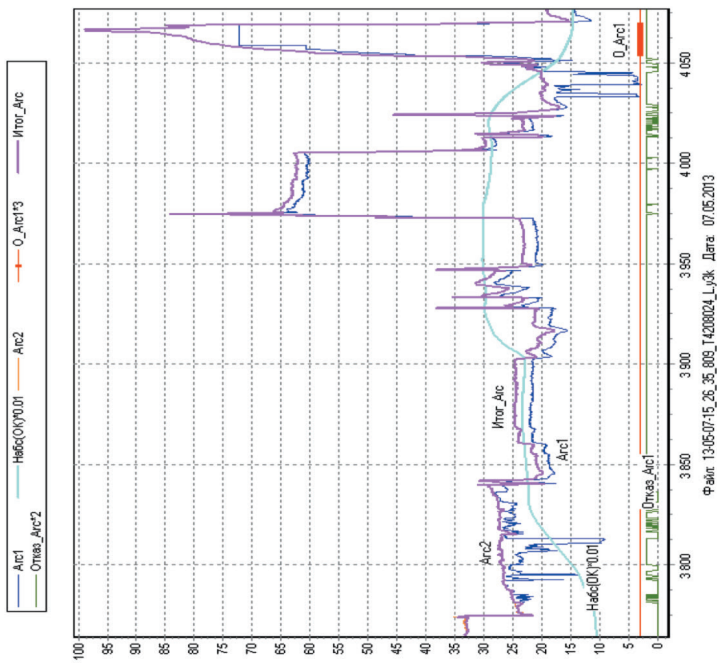


Рис. 10. Полет от 7.05.2013 г., борт № 809. Отказ канала Arc₁ (в БАРК-42 отказ «O_Arc1» диагностируется через 270 с после его возникновения)

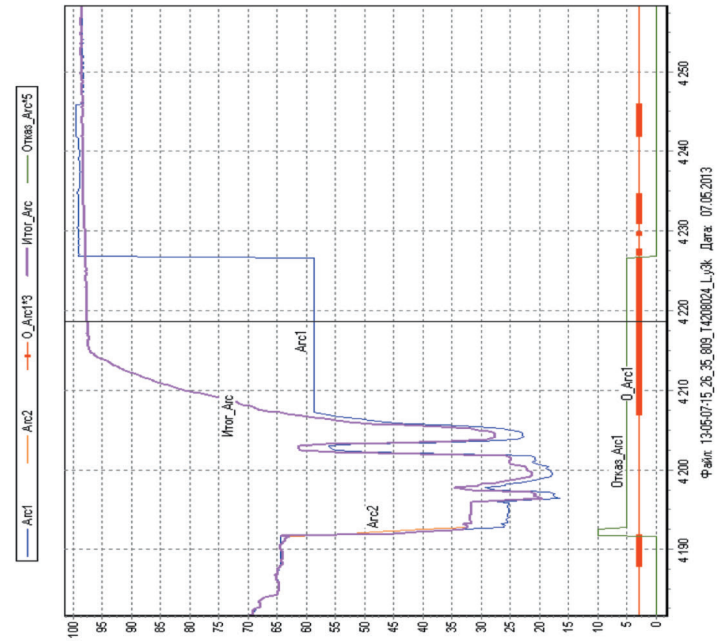


Рис. 11. Полет от 7.05.2013г., борт № 809. Отказ канала Arc₁

3. Предложенный метод взаимного контроля несложен в реализации, не требует больших затрат вычислительных ресурсов (памяти, быстродействия) БАРК-42 и может быть успешно включен в существующую систему контроля БАРК-42.
4. В силу универсальности предложенный метод (при задании соответствующих настроечных коэффициентов) может быть применен также для контроля двухканальных датчиков входной информации при управлении двигателями РД-33 (БАРК-88), ТВ7-117В (БАРК-6В), ВК-2500 ПС (БАРК-6В-7П).

ЛИТЕРАТУРА

1. *Кокунин Ю. В.* Об одном методе взаимного контроля многоканальных датчиков // Сб. докладов междунар. научн.-техн. конф. «Климовские чтения», С.-Петербург, 2013 г. СПб., 2013. С. 177–188.
2. *Кокунин Ю. В.* Сравнительный анализ возможных алгоритмов контроля каналов датчика частоты вращения ротора вентилятора (БАРК-42): техн. справка. СПб.: ОАО «Климов», 2013. 46 с.
3. *Кокунин Ю. В.* Оценка возможности внедрения нового алгоритма контроля двухканальных датчиков в программное обеспечение БАРК: техн. справка. СПб.: ОАО «Климов», 2016. 27 с.
4. Техническое задание 0.42.608.003: ТЗ на разработку электронного блока автоматического регулирования и контроля силовой установки с двигателем РД-33МК и КСА-33М БАРК-42. Дополнение № 3. СПб.: ОАО «Климов», 2013. 66 с.

УДК 629.7.017

А. Н. Зеленин, А. А. Кузнецов

АО «Климов», Санкт-Петербург

z-designer@yandex.ru

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ЗАГРЯЗНЕНИЙ ТОПЛИВА НА НАДЕЖНОСТЬ ТОПЛИВНЫХ АГРЕГАТОВ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ

В статье рассмотрены основные виды загрязнений топлива и их источники, показаны пути попадания частиц загрязнений в топливные системы воздушных судов и их двигателей. Предложены конструктивные мероприятия по уменьшению влияния частиц загрязнений на надежность топливных агрегатов.

Опыт эксплуатации авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) показывает, что существенная часть отказов и неисправностей, появившихся в эксплуатации, приходится на агрегаты системы регулирования и топливопитания (САУ). Нештатная работа агрегатов САУ приводит к зависанию и самопроизвольному падению частоты вращения турбокомпрессора ($n_{тк}$), разнорегимности двигателей, а в некоторых случаях и к выключению двигателей. Одной из при-

чин неисправности агрегатов САУ является наличие в авиационном топливе, применяемом на воздушном судне (ВС), частиц загрязнений.

Известны случаи авиационных происшествий и авиационных инцидентов по причине применения на ВС некондиционного топлива. Одним из примеров является катастрофа вертолета Ка-32С №РА-31584 произошедшая 26 сентября 2010 г. в районе горы Фишт, г. Сочи, Краснодарского края. Причиной катастрофы вертолета явилось практически одновременное самовыключение двигателей в процессе висения на высоте 70 м над поверхностью земли из-за раскрутки оботов несущего винта выше допустимых значений вследствие нарушения работоспособности золотника аварийного отключения синхронизатора мощности левого двигателя. Как установила комиссия по расследованию авиационных происшествий МАК, нарушение работоспособности золотника аварийного отключения синхронизатора мощности вызвано отсутствием его свободного перемещения во втулке из-за работы на загрязненном топливе [1].

К загрязнениям топлив можно отнести: атмосферную пыль, продукты коррозии, нерастворимые продукты смолообразования, колонии бактерий и продукты их жизнедеятельности, частицы, образовавшиеся при разрушении прокладочных материалов, остатки технологической грязи при использовании новых изделий, атмосферную влагу, а также с точки зрения влияния на функционирование САУ растворенные или находящиеся в свободном состоянии воздух или воду.

Необходимость обеспечения чистоты топлива связана с использованием большого числа золотниковых и плунжерных пар в САУ авиационных двигателей, зазор в которых равен 1–25 мкм. Попадая в зазоры между рабочими поверхностями прецизионных пар, твердые частицы могут вызвать увеличение сил трения, задиры и заклинивание трущихся пар [2]. На рисунке 1 приведены три соотношения зазора между золотником и втулкой ($S_{отв}$) и диаметром частицы загрязнения ($d_{загр}$):

- а) $S_{отв} > d_{загр}$ — зазор больше размера частицы загрязнения;
- б) $S_{отв} = d_{загр}$ — зазор и размер частицы загрязнения равны;
- в) $S_{отв} < d_{загр}$ — зазор меньше размера частицы загрязнения.

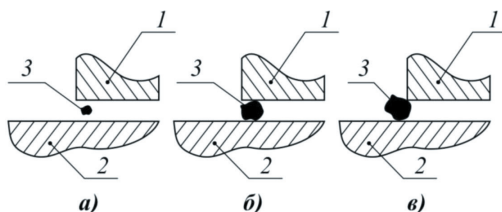


Рис. 1. Частицы загрязнений в прецизионных парах: 1 — золотник, 2 — втулка, 3 — частица загрязнения

Достаточно большое количество работ содержат довольно противоречивые сведения о связи размера частиц загрязнения с величиной зазора и износом трущихся пар. В одних литературных источниках указывают, что если частицы свободно проходят через зазор, то они не вызывают повреждений и износа; в других утверждается о безвредности твердых частиц менее 1,0 мкм; некоторые исследователи считают, что даже частицы в доли микрона вызывают износ и способны привести к выходу из строя изделий при возникновении неблагоприятных условий работы (экстремальных нагрузок, температур, скоростей и т. п.) [2].

Наличие в топливе частиц загрязнений небольшого размера, при котором выполняется условие $S_{отв} > d_{загр}$, приводит к повреждению поверхностей прецизионной пары и, как следствие, к параметрическим отказам топливных агрегатов, в то время как наличие частиц загрязнений большого размера, при котором выполняется условие $S_{отв} = d_{загр}$ и $S_{отв} < d_{загр}$, приводит к заклиниванию золотников и функциональным отказам. Для предотвращения функциональных отказов на двигателях применяются топливные фильтры. К примеру, номинальная тонкость фильтрации фильтров 8Д2.966.236, применяемых в системе низкого давления двигателей ТВЗ-117, составляет 16 мкм, а абсолютная — 25 мкм. Частицы меньшего диаметра проходят через фильтроэлемент и попадают в топливную автоматику двигателя.

Существуют следующие пути попадания частиц загрязнений в топливную систему ВС и его двигателей (рис. 2):

- 1) через систему централизованной заправки топливом ВС, вместе с заправляемым топливом;
- 2) через систему наддува и дренажа топливных баков, вместе с воздухом или азотом;
- 3) генерация загрязнений внутри топливной системы, вследствие коррозии топливной аппаратуры, износа прецизионных пар, размножения бактерий и др.

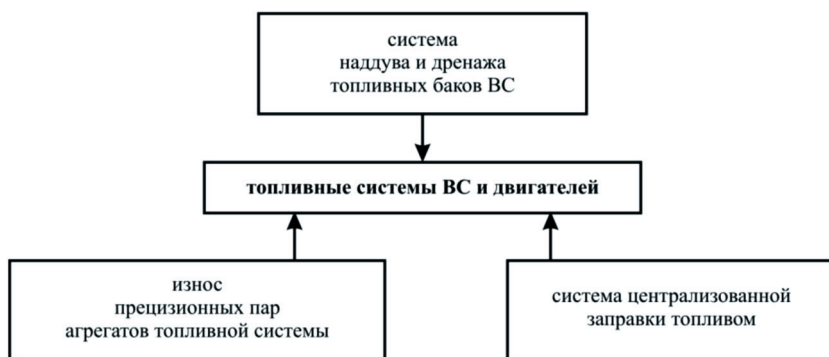


Рис. 2. Пути попадания посторонних частиц в топливную систему ВС

Кроме того, частицы загрязнений могут попасть в топливную систему из-за нарушения правил ремонта (технологическая стружка и пыль, некачественная

промывка внутренних полостей агрегатов, неустановленные вовремя заглушки и др.) и при консервации топливной системы некондиционным маслом при выполнении работ по хранению. Данные пути попадания частиц загрязнений связаны с нарушениями технологии ремонта и консервации и в настоящей работе не рассматриваются.

Попадание частиц загрязнений через систему централизованной заправки топливом (1-й путь) по сравнению с другими путями опаснее, так как в топливную систему заправляются десятки тонн авиатоплива и возможно внесение в топливную систему большого количества загрязнений. После заправки ВС авиационное топливо в небольшом количестве сливается с топливных баков и проверяется визуальным осмотром на отсутствие механических примесей и воды. Согласно ГОСТ 10227-2013, в реактивном топливе для двигателей механические примеси и вода должны отсутствовать, однако, как показывает опыт эксплуатации, на фильтрах топливной системы двигателя при осмотрах все равно обнаруживаются частицы загрязнений.

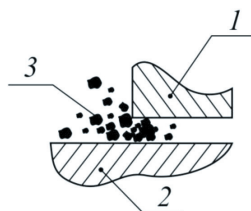


Рис. 3. Коагуляция частиц загрязнений:

1 — золотник, 2 — втулка, 3 — частица загрязнения

Частицы небольшого размера (1–16 мкм), попавшие в топливную систему ВС, могут прилипать друг к другу (коагуляция), образуя частицы большего диаметра (рис. 3), увеличивая вероятность возникновения неисправностей и отказов топливных агрегатов.

Одним из способов обеспечения высокой надежности топливных агрегатов авиационных двигателей может служить перспективная наземная система электростатической очистки топлива. В настоящее время для очистки авиационного топлива перед заправкой ВС применяются пористые фильтры, которым присущи следующие недостатки (по сравнению с перспективной системой электроочистки): низкий коэффициент отсева, особенно по мелким фракциям частиц загрязнений, большое гидравлическое сопротивление, малая грязеемкость и др. [4]. Одним из преимуществ электроочистителя является способность извлекать из потока топлива частицы загрязнений размером менее 5 мкм. Принцип работы электроочистителя показан на рисунке 4.

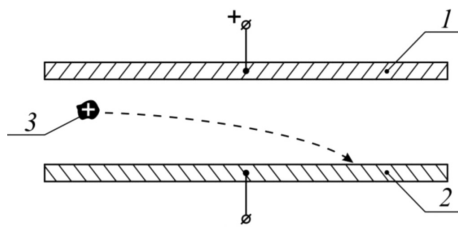


Рис. 4. Принцип работы электроочистителя:

1, 2 — электроды, 3 — положительно заряженная частица загрязнения

К электродам 1 и 2 подводится высокое напряжение, между которыми возникает неоднородное электростатическое поле. Частица загрязнения, попадая в электростатическое поле, под действием электрических сил начинает перемещаться в сторону противоположно заряженного электрода и в случае покрытия последнего слоем изоляции удерживается на нем.

Аналогичный по принципу работы электростатический очиститель воздуха при размещении в системе наддува и дренажа вместо 16 мкм фильтра способен эффективно очищать воздух, предназначенный для наддува топливных баков ВС. В настоящее время существуют различные конструкции перспективных электростатических очистителей, но в данной статье они не рассматриваются.

Несмотря на то что ответственность за качество топлива, заправляемого в топливную систему ВС, лежит на эксплуатирующей организации и службе ГСМ, разработчики двигателей и топливных агрегатов могут минимизировать влияние частиц загрязнений на работоспособность агрегатов еще на стадии проектирования.

Выход на экспортный рынок авиационной техники производства АО «Климов» выявил снижение ресурса агрегатов и двигателя в целом из-за использования топлива качеством ниже, чем отечественные РТ и ТС-1. В первую очередь это касается двигателей ТВЗ-117, которые широко распространены как в гражданской авиации, так и в военной. Конструктивным мероприятием по уменьшению влияния частиц загрязнений на топливные агрегаты и увеличению ресурса является модернизация агрегатов НР-3, которые применяются в топливной системе двигателей ТВЗ-117 и ВК-2500, путем замены плунжерных насосов высокого давления на шестеренчатые насосы. Примером для необходимости данного мероприятия могут быть трудности, которые возникли с агрегатом НР-2000, имеющим плунжерный насос, который устанавливался на двигатель ТВЗ-117ВМА-СБМ1. Этот двигатель входит в силовую установку регионального самолета Ан-140. При эксплуатации в Иране на местных топливах Jet A-1 двигатели ТВЗ-117ВМА-СБМ1 частыми стали отказы из-за заклинивания плунжеров вследствие коррозии, которая возникала по причине длительной стоянки из-за насыщения топлива водой из воздуха. Ресурс насосов-регуляторов снизили до нескольких сотен часов. Проблема для данного двигателя была решена модернизацией насоса-регулятора установкой шестеренчатого насоса.

На двигателях разработки АО «Климов» традиционно в топливной автоматике использовались насосы высокого давления плунжерного типа разработки АО «ОДК-СТАР» (г. Пермь) и ОАО «НПП «Темп» им. Ф. Короткова» (г. Москва): НР-40, НР-3, НР-59, НР-65. В насосах-регуляторах некоторых других разработчиков изначально использовались шестеренчатые насосы, например в НР-31 двигателя АЛ-31Ф.

Шестеренчатые насосы имеют преимущества перед плунжерными насосами в плане возможности использования менее качественного топлива. Например, плунжерные насосы могут использоваться с топливами Jet A-1 и JP-8 только со специальными присадками.

В 1990-х годах ОАО «НПП «Темп» им. Ф. Короткова» был разработан насос двойной НД-157, совмещающий в себе насосы низкого и высокого давления, при этом насос высокого давления — шестеренчатый. НД-157 изначально раз-

работывался для двигателей ВК-1500 и ВК-2500, однако он нашел свое применение только на двигателе ТВ7-117В.

Для модернизации насосов-регуляторов НР-3 двигателей ТВ3-117 / ВК-2500 специалистами ПБ «Автоматика» были разработаны требования к новому конструктиву насоса-регулятора с шестеренчатым качающим узлом. Шестеренчатый насос был разработан на основе расчетов, выполненных специалистами АО «ОДК-СТАР» как единый качающий узел для замены в агрегатах НР-3, а также для НР-2500, применяющегося на опытных двигателях ВК-2500П/ПС-03, плунжерного насоса. Шестеренчатый насос по габаритным размерам вписывается в корпус агрегата НР без кардинальных изменений конструкции, доработки коробки приводов двигателя не требуется.

Шестеренчатый насос был испытан на стенде АО «Климов» 26.03.2016 г. на агрегате НР-3 ОК № 07702550002 на двигателе ВК-2500 № К7833014295. Агрегат НР-3 ОК № 07702550002 в составе двигателя прошел отладку по методикам инструкции по регулировке системы управления двигателя ВК-2500, были выполнены проверки величин дренажа из качающего узла, в конце испытаний проверены фильтры агрегата. Замечаний по результатам проверки не было. Шестеренчатый насос обеспечил нормальную работу двигателя на всех режимах. Методика отладки насоса-регулятора с шестеренным насосом ничем не отличается от соответствующей отладки агрегата НР с плунжерным качающим узлом. По ситуации на май 2016 г. агрегат НР-3 ОК № 07702550002 имеет наработку на двигателях ВК-2500 более 120 ч. Общий ресурс насоса-регулятора при переходе на шестеренчатый насос, а также при других доработках по внутренним узлам должен увеличиться с 6000 ч до 18000 ч.

Путем повышения надежности топливных агрегатов также являются конструктивные мероприятия, направленные на уменьшение количества золотниковых пар в агрегатах топливной автоматики. Примером может служить конструкция агрегата НД-157 с упрощенной резервной (гидромеханической) связью, если сравнить ее с конструкцией НР-3 или НР-65. Такое упрощение стало возможным вследствие развития электронных регуляторов, на которые были переложены многие функции при работе на основной системе. Перспективным направлением повышения надежности САУ является переход на электроприводную систему подачи топлива. Применение регулируемого электрического привода топливного насоса позволит отказаться от сложных устройств автоматики, содержащих большое количество прецизионных золотниковых пар, требовательных к чистоте рабочей жидкости. Подача потребного расхода топлива в любой момент времени обеспечивается изменением частоты вращения электродвигателя привода насоса по сигналам САУ.

Заключение

Обеспечение высокой надежности системы регулирования и топливопитания авиационного ГТД от воздействия загрязнений, поступающих через систему централизованной заправки топливом, может быть достигнуто путем электростатической доочистки топлива на земле при помощи электроочистителя, а от воздействия загрязнений, поступающих через систему наддува и дре-

нажа, — при помощи электростатического очистителя воздуха установленного на борту ВС.

К конструктивным мероприятиям по повышению надежности топливных агрегатов от воздействия загрязнений, генерируемых в самой топливной системе ВС и его двигателей (коррозия, износ и др.), можно отнести применение шестеренных насосов вместо плунжерных в топливной системе высокого давления авиационного ГТД, а также общее упрощение конструкции агрегатов топливной автоматики вследствие уменьшения количества гидромеханических узлов. Перспективное направление в развитии САУ — «электрификация», т. е. частичная замена гидравлических, топливных и пневматических систем электрическими, в целях уменьшения количества золотников в системах регулирования и топливпитания двигателей, что также способствует увеличению надежности топливных агрегатов и их ресурса.

ЛИТЕРАТУРА

1. Окончательный отчет по результатам расследования авиационного происшествия вертолета Ка-32С №РА-31584 / Межгосударственный авиационный комитет. М.: МАК, 2010. 45 с.
2. *Лосев А. В., Фадеев В. А.* Отделочно-зачистные технологии в производстве летательных аппаратов и в машиностроении // Авиационно-космическая техника и технология. 2007. №4 (40). С. 6–12.
3. *Тимиркеев Р. Г., Сапожников В. М.* Промышленная чистота и тонкая фильтрация рабочих жидкостей летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1986. 152 с.
4. *Никитин А. Г.* Перспективные методы обеспечения чистоты ГСМ // Газотурбинные технологии. 2013. № 5 (116). С. 32–38.

А. А. Кузнецов

АО «Климов», Санкт-Петербург

kuzhist@yandex.ru

ДОВОДКА АГРЕГАТА НР-2500

В статье рассматривается процесс доводки конструкции агрегата НР-2500 по ходу сертификационных испытаний двигателя ВК-2500ПС-03, а также ГСИ двигателя ВК-2500П.

1. Доработка агрегата НР-2500

Агрегат НР-2500 входит в состав системы автоматического управления двигателя ВК-2500ПС-03 гражданского назначения и двигателя ВК-2500П военного назначения. Насос-регулятор НР-2500 — единый по конструкции для данных типов двигателей; разница по мощности достигается настройками САУ. В настоящее время проходит процесс сертификации двигателя ВК-2500ПС-03 и ГСИ двигателя ВК-2500П. В процессе испытаний двигате-

лей ВК-2500ПС-03, которые проходили на ЛИК АО «МВЗ им. М.Л.Миля» на вертолетах Ми-171 № 14987 (летающая лаборатория) в период с февраля по декабрь 2014 г. и Ми-171А2 № ОП-1 в период с марта 2014 по июль 2015 г., а также двигателей ВК-2500П-01, проходивших испытания на вертолете Ми-28Н № 35104 с сентября по декабрь 2014 г., было выявлено следующее замечание: заброс частоты вращения НВ до величины $n_{нв} \approx 103\%$ при имитации отказа БАРК [1]. Временной мерой явилась замена дроссельного пакета в агрегате НР-2500, в результате чего удалось снизить настройку его максимального расхода на резервной системе, что снизило заброс величины $n_{нв}$. При сохранении мощности на чрезвычайном режиме при отказе БАРК расход топлива снижается при данной доработке на 30% вместо изначального снижения на 13%. Однако для окончательного решения проблемы было принято решение кардинально доработать агрегат НР-2500.

Специалистами ПБ «Автоматика» АО «Климов» были разработаны новые требования к агрегату НР-2500 (конструктивное лицо второе — кл. 2) с разделенными гидромеханическим (г/м) регулятором $n_{тк}$ и исполнительным механизмом ИМ-21АФ, управляющим расходом топлива на основной системе (ОС) по командам от БАРК. Ранее на всех агрегатах типа НР-3 топливные полости г/м регулятора турбокомпрессора (ТК) и ИМ-21АФ были соединены и регуляторы работали одновременно. В новом конструктиве агрегата при работе на ОС вновь введенный золотник селектора, управляемый электромагнитным клапаном ИМ-Гт, отсекает полость г/м регулятора $n_{тк}$ от управления основной дозирующей иглой и подключает «электронный» регулятор ИМ-21АФ (рис. 1). При отказе БАРК снимается электропитание с электромагнитного клапана ИМ-Гт и селектор Гт отсекает полость слива ИМ-21АФ и подключает г/м регулятор ТК.

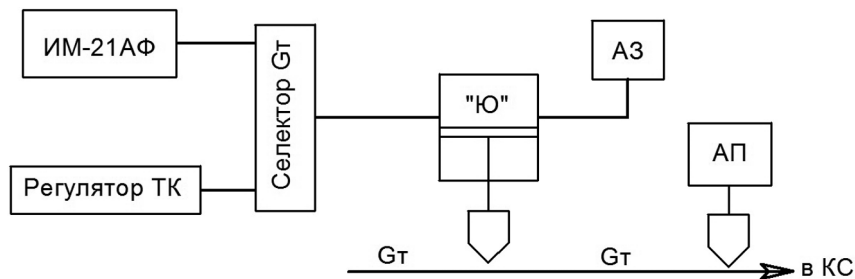


Рис. 1. Принцип регулирования НР-2500 кл. 1 и НР-2500 кл. 2

Таким образом, при работе на ОС режим ограничен следующими настройками: а) «снизу» настройкой минимального расхода; б) «сверху» настройкой автомата приемистости (АП). Вследствие разделения регуляторов настройка резервной системы может быть выполнена ниже настройки ОС, что было невозможно выполнить в старом конструктиве агрегата. Величина ее должна быть выбрана из требований обеспечения нормальной работы несущего винта, а также перехода на РС без забросов.

На АО «Климов» был выполнен расчет мощности на РС в зависимости от высоты и температуры воздуха на входе в двигатель для новых настроек резервной системы агрегата НР-2500 кл. 2. До высоты 2000 м для температур воздуха на входе в двигатель до $+50^{\circ}\text{C}$ на РС мощность поддерживается не ниже взлетной, на высоте 3000 м — до $+30^{\circ}\text{C}$, на высотах 5000 м и 6000 м мощность на РС ниже взлётной. Результаты расчетов переданы на АО «МВЗ им. М. Л. Миля» для доработки характеристики рычагов ШАГ-ГАЗ системы управления вертолетом.

При реализации САУ с разделенными регуляторами система лишилась существующего в настоящее время дефекта агрегатов типа НР-3 — снижение максимальной мощности на режиме «ЧР» при работе двигателя при высоких температурах наружного воздуха. Проблема возникает из-за совместного влияния максимальных настроек регуляторов ТК и АП (упора ОМР) агрегата НР, в результате чего при пересечении программ ограничений [1] в районе $t_{\text{вх}} = 30^{\circ}\text{C}$ расход двигателя снижается ниже требуемого. Данный дефект в НР-2500 кл. 2 остается только для работы на резервной системе.

Другим мероприятием, введенным в НР-2500 кл. 2, явилось при работе на ОС двухканальное управление направляющими аппаратами компрессора (НАК) по программе $\alpha_{\text{нак}} = f(n_{\text{тк пр}})$ с помощью преобразователя сигналов ПС7-5 по командам от БАРК. Г/м регулятор НАК оставлен для работы на резервной системе, оба регулятора разделены между собой золотником селектора, управляемого электромагнитным клапаном ИМ-НАК. Для управления НАК в ОС для обратной связи установлен датчик положения НАК. Данные мероприятия также вошли во второе конструктивное лицо.

Электронное управление НАК от БАРК выполнено для трех целей: 1) повышение качества регулирования НАК; 2) реализация функции ППЗ с релейным управлением НАК; 3) реализация функции повышения запасов ГДУ.

Внедрение всережимного электронного управления НАК с резервным каналом управления повышает точность управления при работе на основной системе, так как г/м регулятор НАК агрегата НР имеет допустимый гистерезис между прямым и обратным ходом до 2° , а точность его поддержания $\pm 1^{\circ}$. Кроме того, в работе на ОС устраняются ошибки настройки г/м регулятора НАК при стендовых испытаниях, так как управление и настройки регуляторов независимы друг от друга.

В систему диагностики введен контроль текущего положения НАК по датчику и сравнение показаний с программным значением — как при работе в ОС, так и при управлении от г/м регулятора НАК. При отклонении $\alpha_{\text{нак}}$ от заданного значения при работе на ОС происходит снятие электропитания с электромагнитного клапана селектора и переход на г/м регулятор НАК агрегата НР. Алгоритм вычисления отклонения величины $\alpha_{\text{нак}}$ двухуровневый — для стационарного режима и для приемистости. При отклонениях показаний $\alpha_{\text{нак}}$ при работе на г/м регуляторе НАК БАРК формирует сигнал неисправности.

Стендовые испытания в 2012 г. двигателей ВК-2500П с агрегатом НР-2500 кл. 1 без электронного управления НАК показали, что система противопожарной защиты (ППЗ) неработоспособна, так как при проверках срабатывания ППЗ имелись случаи зависания на режиме ниже малого газа без последующего восстановления режима работы. Было принято решение дополнительно

к открытию КПВ и кратковременному прекращению подачи топлива электрическим стоп-краном ввести в алгоритм ППЗ релейное прикрытие в момент помпажа по команде от БАРК направляющих аппаратов компрессора на величину 5°. Функция повышения запасов ГДУ реализуется путем релейного открытия НАК при применении бортового оружия (для военной модификации вертолета).

Следующим мероприятием, вводимым в агрегат НР-2500 третьего конструктивного лица, должно стать внедрение шестеренчатого качающего узла вместо плунжерного насоса. По агрегатам НР-3 имеются случаи заклинивания плунжеров при работе на иностранных марках топлив в связи с тем, что плунжерный качающий узел особо чувствителен к смазывающим качествам топлива, а также к коррозии из-за наличия в топливе воды.

Шестеренчатый насос был разработан на основе расчетов, выполненных специалистами АО «ОДК-СТАР», как единый качающий узел для замены в агрегатах НР-2500 и НР-3 плунжерного насоса. Шестеренчатый насос по габаритным размерам вписывается в корпус агрегата НР без кардинальных изменений конструкции, доработки коробки приводов двигателя не требуется. В целом агрегат НР-2500 кл. 3 по габаритам, методике отладки и прочим характеристикам полностью идентичен предыдущему конструктивному лицу. Общий ресурс насоса-регулятора при переходе на шестеренчатый насос должен увеличиться с 6000 ч до 18000 ч.

2. Результаты испытаний

Испытания по переходу на резервную систему при отказе БАРК показали правильность мероприятия по разделению регуляторов для устранения забросов $n_{инв}$. На стенде на двигателе ВК-2500ПС-03 были выполнены имитации отказа БАРК на статических режимах, на приемистостях и сбросах, а также имитации кратковременного отключения электропитания БАРК на запусках. Замечаний нет.

Однако управление исполнительным механизмом ИМ-21АФ с помощью БАРК независимо от г/м регулятора ТК выявило ряд проблем:

1. Появились колебания параметров двигателя на стационарных и переменных режимах работы. Оказалось, что зависимости слива топлива от управляющего воздействия на ИМ-21АФ при работе совместно с г/м регулятором ТК и при раздельной работе существенно различаются. В связи с этим для устойчивой работы двигателя для всех контуров управления были подобраны новые коэффициенты. Окончательная проверка программ управления будет произведена в составе вертолета.

2. В ходе испытаний было выявлено, что характеристика ИМ-21АФ является нелинейной. При выполнении «проливки», т. е. при дискретном управлении ИМ-21АФ, расход топлива менялся нелинейно и в достаточно узком линейном диапазоне по скажности ~15–20) %. Кроме того, при испытании партии агрегатов было выявлено, что у каждого агрегата данная характеристика, укладываясь в диапазон 15–20 %, может иметь сдвиг (см. рис. 2), что влечет за собой необходимость иметь индивидуальные настроечные коэффициенты для каждого агрегата.

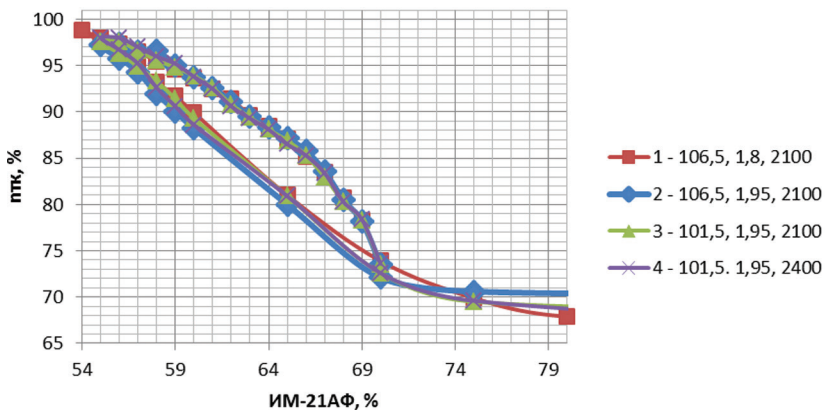


Рис. 2. Графики результатов проливки ИМ-21АФ при разных настройках НР-2500 кл.2 № 181 082 50 104 ОП

Данная проблема была решена согласованием с разработчиками агрегата НР-2500 кл.2 характеристик ИМ-21АФ, которые можно изменять регулировочными элементами.

3. Также было выявлено, что наличие аварийных проливов внутри агрегата, предназначенных для предотвращения «залипания» золотников при их полном закрытии, существенно влияет на расход топлива. При различных настройках гидроавтоматики, а именно, настройках автомата приемистости, положения рычага управления двигателем $\alpha_{руд}$, максимального расхода топлива, г/м регулятора ТК, проливка меняется.

Проверка была выполнена следующим образом: фиксировалось изменение частоты вращения ротора ТК на I и II крейсерских режимах при изменении положения РУД от $\alpha_{руд} = 0^\circ$ до $\alpha_{руд} = 120^\circ$ при постоянной величине скважности, соответствующей величине $n_{тк}$ на основных эксплуатационных режимах. Например, для агрегата НР-2500 кл.2 № 18108250104 ОП проверка выполнялась со следующими настройками: а) $n_{тк\max} = 106,5 \%$, $Ne_{(OMP)} = 2100$ л.с., жиклером «П» диаметром 1,8 мм; б) $n_{тк\max} = 106,5 \%$, $Ne_{(OMP)} = 2100$ л.с., жиклером «П» диаметром 1,95 мм; в) $n_{тк\max} = 101,5 \%$, $Ne_{(OMP)} = 2100$ л.с., жиклером «П» диаметром 1,95 мм; г) $n_{тк\max} = 101,5 \%$, $Ne_{(OMP)} = 2400$ л.с., жиклером «П» диаметром 1,95 мм (см. рис. 3).

Наибольшее изменение величины $n_{тк}$ происходили при наибольшей настройке на «технологической» площадке $n_{тк\max} = 106,5 \%$ – $\Delta n_{тк} = (1,0–2,7) \%$. При настройке регулятора на величину $n_{тк\max} = 101,5 \%$ утечки существенно меньше – $\Delta n_{тк} = (0,3–1,5) \%$. Такая ситуация объясняется большими избытками при более высокой настройке $n_{тк\max}$. Для устранения данного дефекта с разработчиком агрегата были согласованы величины приемлемых отклонений ΔG_t , при которых контура управления работают удовлетворительно.

4. В ходе стендовых испытаний в составе двигателя было выявлено, что при подаче команды ИМ-21АФ на полный слив топлива режим двигателя опре-

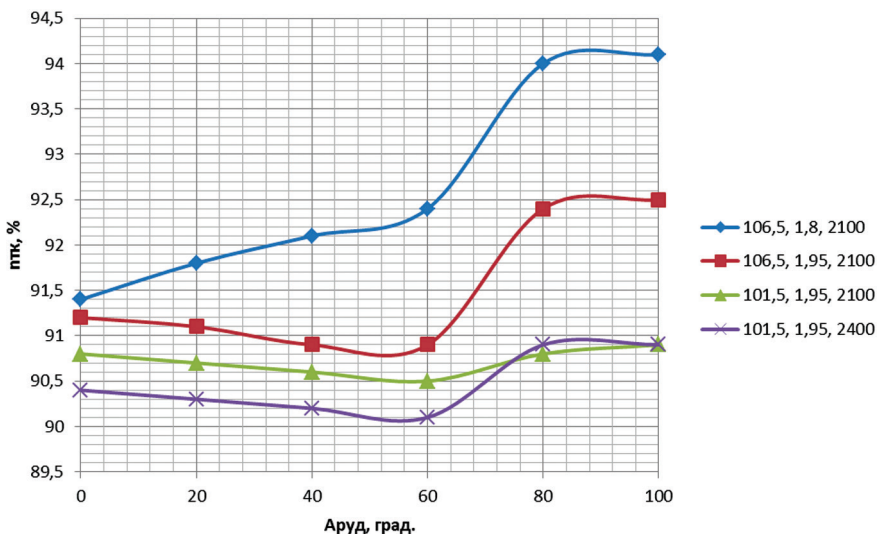


Рис. 3. Изменение $n_{тк}$ при изменении положения РУД II крейсерского режима

деляется не настройкой клапана минимального давления КМД агрегата НР, а проходным сечением сливной магистрали ИМ-21АФ и настройкой самого исполнительного механизма. Данное обстоятельство было учтено при отладке агрегата.

Дополнительной особенностью агрегатов НР-2500 кл.2 стало то, что время приемистости в РС стало существенно меньше, что связано, с тем, что в НР-2500 кл.1 скорость изменения расхода регулировалась жиклером АП и г/м регулятором ТК, а в НР-2500 кл.2 только АП. На всех проверенных агрегатах НР-2500 кл.2 время приемистости было ниже нормы на 2–3 сек, что привело к необходимости штатно установленный на заводе-изготовителе жиклер «П» диаметром 1,9 мм заменять на 2,0 мм.

В ходе стендовых испытаний также была проверена работа электронного регулятора НАК. Управление на стационарных режимах и приемистостях по закону $\alpha_{нак} = f(n_{ткпр})$ стабильное, гистерезис прямого и обратного ходов отсутствует, что удовлетворяет предъявленным требованиям. Появились возможности производить перекладку НАК при выполнении «ложного» запуска с контролем положения упоров НАК без применения ручной перекладки, а также контроля положения НАК от датчика. Ранее на двигателях ВК-2500 контроль положения НАК при проверки характеристики НАК приходилось выполнять по показанию лимба с помощью переносного видеоборудования, которое не всегда имеется на авиабазах.

В ходе испытаний проверен алгоритм формирования сигнала отказа управления по отклонению фактического значения $\alpha_{нак}$ от заданного значения значения путем изменения на малом газу с помощью КПА величины $\alpha_{нак}$. Замечаний нет.

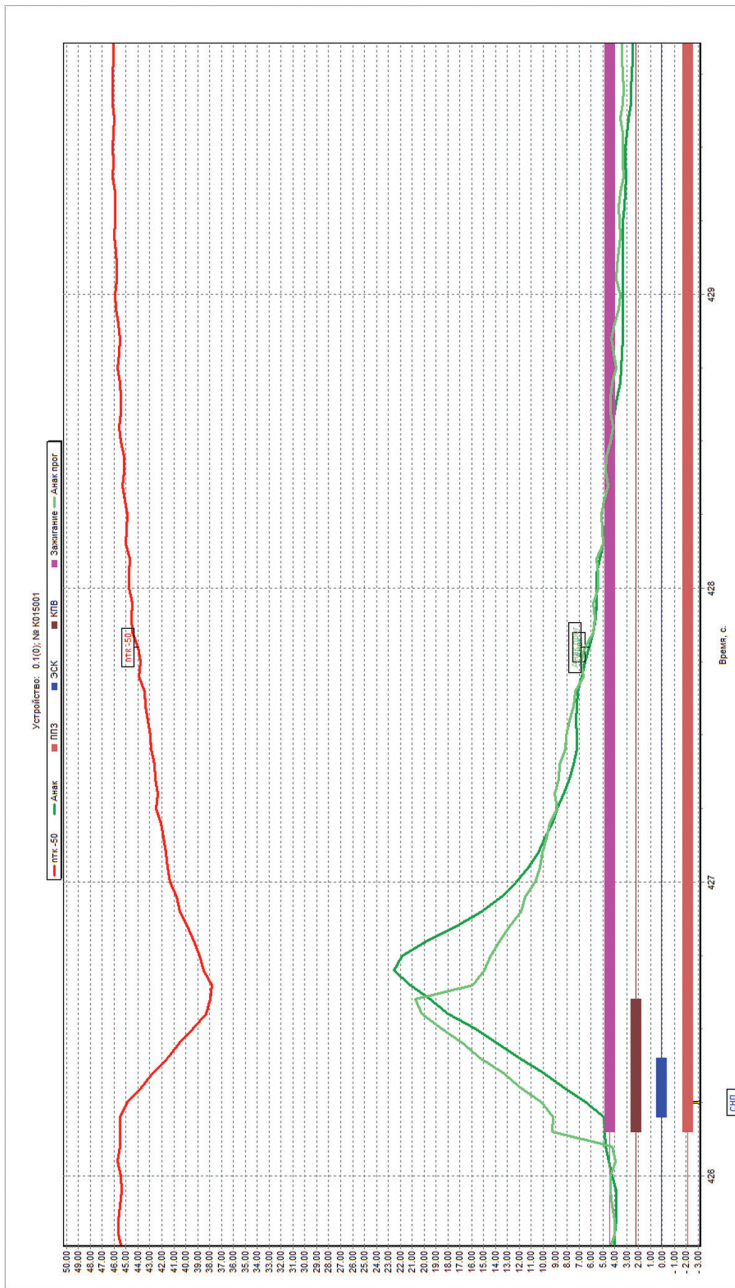


Рис. 4. Проверка ППЗ на взлетном режиме

Проверка алгоритма срабатывания ППЗ проводилась подачей с помощью КПА в БАРК сигнала «Контроль ППЗ». Проверка алгоритма срабатывания ППЗ проводилась на малом газу — 2 раза, на II крейсерском — 2 раза, I крейсерском — 2 раза, номинальном — 2 раза, взлетном — 2 раза (см. рис. 4). Время восстановления режима составляло (2–4) сек, падение частоты вращения $n_{тк}$ составляло (5–8) % в зависимости от режима. В качестве эксперимента в ходе штатной проверки системы ППЗ было увеличено время срабатывания электрического стоп-крана с 0,3 сек до 0,5 сек и 0,7 сек. Случаев останова двигателя или зависания режима не было. Функция повышения запасов ГДУ также была проверена без замечаний.

К маю 2016 г. сдано несколько двигателей с агрегатами НР-2500 кл. 2. На предприятии-разработчике АО «ОДК-СТАР» завершены автономные испытания агрегата НР-2500 кл. 2 на начальный ресурс 150 часов для обеспечения начала летных испытаний (для агрегатов НР-2500 кл. 1 ресурс продлен до 500 часов).

Шестеренчатый насос был испытан на стенде АО «Климов» 26.03.2016 г. на агрегате НР-3 ОК № 07702550002 на двигателе ВК-2500 № К7833014295. Агрегат НР-3 ОК № 07702550002 в составе двигателя прошел отладку по методикам инструкции по регулировке системы управления двигателя ВК-2500, были выполнены проверки величин дренажа из качающего узла, в конце испытаний проверены фильтры агрегата. Замечаний нет. Шестеренчатый насос обеспечил нормальную работу двигателя на всех режимах. Методика отладки насоса-регулятора с шестеренным насосом ничем не отличается от соответствующей отладки агрегата НР с плунжерным качающим узлом.

Агрегат НР-2500 кл. 3 с шестерёнчатым насосом в настоящее время проходит автономные испытания на стенде «ОДК-СТАР».

3. Выводы

Доработка агрегата НР-2500 позволила устранить следующие дефекты:

- недопустимые забросы параметров двигателя при переходе на РС;
- некорректную работу системы ППЗ.

Применение электронного управления НАК, кроме того, позволило повысить качество управления НАК, повысить надежность системы и облегчить эксплуатацию.

Реализованные мероприятия в НР-2500 кл.2 будут окончательно проверены в ходе летных испытаний вертолетов Ми-171А2 и вертолетов Ми-28НМ. Дополнительно специалистами АО «ОДК-СТАР» прорабатывается вариант по замене исполнительного механизма ИМ-21АФ из-за сложности его отладки при сдаче насоса-регулятора, на исполнительный механизм другого типа.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Кузнецов А.А.* Создание и доводка САУ двигателя ВК-2500П (ПС). СПб., АО «Климов», 2014.

АЛГОРИТМ КОРРЕКЦИИ НЕЛИНЕЙНОСТИ ТИПА ЗОНЫ НЕЧУВСТВИТЕЛЬНОСТИ В КОНТУРЕ УПРАВЛЕНИЯ РАСХОДОМ ТОПЛИВА ГТД

Статья посвящена разработке алгоритма управления расходом топлива газотурбинного двигателя, использующего методы аналитического конструирования агрегированных регуляторов. Такой регулятор обладает рядом преимуществ по сравнению со штатным ПИД-регулятором: гарантирует асимптотическую устойчивость в целом замкнутой системы управления расходом топлива; обеспечивает требуемую точность и качество управления расходом топлива; способен поддерживать устойчивость и требуемое качество переходных процессов при различных режимах работы системы, несмотря на неполноту информации об объекте управления. Результаты компьютерного моделирования показали, что на установившихся режимах точность синергетического регулятора в 1,5–2 раза выше, чем у штатного ПИД-регулятора, а величина перерегулирования в 1,5–2 раза меньше.

Ключевые слова: расход топлива, асимптотический синергетический регулятор, ПИД-регулятор, агрегирования переменная, фазовое пространство, фазовые координаты.

Введение

Газотурбинные двигатели (ГТД) представляют собой сложные комплексные технические устройства и отличаются многообразием протекающих в них физических процессов, характеризующихся многомерностью, нелинейностью, нестационарностью рабочих процессов, а также существенным влиянием режимов работы и внешних условий на их характеристики. Кроме того, за последнее время к авиационному двигателю предъявляются всё более жёсткие требования по надёжности, безопасности, экономичности и другим параметрам. Обеспечить эти требования можно не только средствами конструктивных решений, но и модернизацией системы автоматического управления (САУ) авиадвигателя.

Как показали исследования, проведённые А. А. Колесниковым и соавторами [1–3], решить проблемы управления сложных нелинейных многосвязных динамических объектов можно с помощью идей синергетики — интегральной науки, изучающей процессы самоорганизации и их коллективного когерентного поведения в нелинейных динамических системах различной природы. Принципы и методы синергетической теории управления базируются на концепции направленной самоорганизации и динамической декомпозиции многомерных динамических систем.

Суть синергетической концепции управления заключается в формировании в фазовом пространстве синтезируемых систем целевых аттракторов¹, на ко-

¹ Аттрактор — такое подмножество фазового пространства динамической системы, все траектории из некоторой окрестности которого стремятся к нему при стремлении времени к бесконечности [1].

торые неизбежно попадают все траектории движения замкнутой системы «объект—регулятор». Синергетический подход позволяет разработать новые методы целевого воздействия на процессы самоорганизации в нелинейных динамических системах. Такой подход позволяет построить универсальные законы противоаварийного и энергосберегающего управления газотурбинными силовыми установками, используя наиболее полные знания об объекте.

Постановка задачи синтеза синергетического регулятора

Согласно синергетическому подходу, изложенному в [2], в фазовом пространстве формируются подмножества — аттракторы. Законы управления синтезируются таким образом, чтобы все траектории динамической системы стягивались к аттракторам. Такое стягивание обеспечивается соответствующими законами управления.

Процедура синергетического синтеза сводится к следующим операциям:

- на основании требований к системе (или желаний проектировщика) вырабатывается совокупность критериев управления;
- выбранные критерии преобразуются в систему инвариантов, входящих в структуру формируемого аттрактора;
- осуществляется синтез (поиск) законов управления, обеспечивающих выполнение заданных инвариантов.

При аналитическом синтезе законов управления задаётся функционал качества. Однако при решении многих задач (особенно прикладных) минимизация заданного критерия качества отодвигается на второй план, а предпочтение отдаётся поиску законов управления, обеспечивающих заданный характер протекания переходных процессов. При таком подходе интегральный функционал играет роль вспомогательного средства, позволяющего выбрать желаемую экстремаль и формализовать процедуру синтеза оптимальных регуляторов.

Пусть объект управления описывается уравнением вида

$$\dot{x} = f(x, t) + \varphi(t)U(t), \quad (1)$$

где $f(x, t)$ — вектор-функция, непрерывно дифференцируемая по всем координатам.

Для объектов типа (1) А. А. Колесниковым [2] предлагается строить критерий качества на основе обобщённого интегрального функционала

$$J = \int_0^{\infty} F(\Psi, \dot{\Psi}) dt \quad (2)$$

путём выбора соответствующей функции $\Psi(x)$.

В общем случае $\Psi(x)$ может представлять собой некоторую совокупность нелинейных функций, зависящих от координат состояния и, возможно, управления.

Выбор вида $\Psi(x)$ фактически предопределяет требования к динамическим и установившимся режимам синтезируемой системы. Заметим, что в математике многообразие — многомерное обобщение линий и поверхностей без особых то-

чек. Здесь используется термин «притягивающее многообразие». Многообразие $\Psi(x) = 0$ можно интерпретировать как целевое множество (программа движения), на котором синтезируемое оптимальное управление $U(x)$ минимизирует функционал (2).

Поиск управления, обеспечивающего минимум функционалу (2) с ограничениями вида (1), является классической вариационной задачей и может быть сведён к решению уравнения Эйлера — Лагранжа [4].

Поскольку подинтегральная функция явно не зависит от времени t , то уравнение Эйлера—Лагранжа имеет $\frac{\partial F}{\partial \Psi} - \frac{d}{dt} \frac{\partial F}{\partial \dot{\Psi}} = 0$ первый интеграл, который запишется в виде

$$F(\Psi, \dot{\Psi}) - \dot{\Psi} \frac{\partial F(\Psi, \dot{\Psi})}{\partial \dot{\Psi}} = C. \quad (3)$$

То есть $V = F(\Psi, \dot{\Psi}) - \dot{\Psi} \frac{\partial F(\Psi, \dot{\Psi})}{\partial \dot{\Psi}}$ есть функция Ляпунова для системы (1).

При этом асимптотическая устойчивость (1) («стягивание» траекторий к точке $\Psi = 0$), по Ляпунову, гарантируется при выполнении условия $C \leq 0$.

При выборе желаемого «притягивающего многообразия» (программного движения) можно потребовать, чтобы при движении вдоль него к началу координат фазового пространства $\bar{x}_0 = [x_1, \dots, x_n] = 0$ минимизировался обобщённый интегральный функционал типа (2):

$$J = \int_0^{\infty} F(\Psi, \dot{\Psi}) dt = \int_0^{\infty} (m^2 \Psi^2 + C^2 \dot{\Psi}^2) dt, \quad (4)$$

где $\Psi(x_1, x_2, \dots, x_n)$ — непрерывная и дифференцируемая по своим аргументам функция фазовых координат, m и C — положительные коэффициенты.

Можно показать, что минимум функционала (4) достигается на подсемействе устойчивых относительно $\Psi = 0$ экстремалей, которые определяются уравнением

$$T \dot{\Psi} + \Psi = 0, \quad (5)$$

где $T = \frac{C}{m}$.

Синтез скалярного асимптотического (синергетического) регулятора

Пусть возмущенное движение нелинейного объекта управления (ОУ) описывается уравнениями

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = f_1(x_1, \dots, x_n), & i = \overline{1, n-1} \\ \dot{x}_n = f_n(x_1, \dots, x_n) + bU, \end{cases} \quad (6)$$

где $f_i(\bar{x})$ — непрерывные дифференцируемые по своим аргументам функции, удовлетворяющие условию $f_i(0, \dots, 0) = 0$; $i = \overline{1, n}$ — координаты состояния объ-

екта управления; $U(t)$ — управляющее воздействие; b — постоянный коэффициент.

Обозначим $\bar{x} = [x_1, \dots, x_n]^T$. Требуется определить в классе кусочно-непрерывных функций закон управления с обратными связями:

$$U(\bar{x}) = U(x_1, \dots, x_n), \quad (7)$$

который обеспечивает асимптотически устойчивое движение вектора \bar{x} вдоль программной траектории к началу координат фазового пространства. При этом на траекториях движения должен минимизироваться обобщённый интегральный функционал (4).

Для решения задачи определим полную производную [5]:

$$\dot{\Psi} = \frac{d\Psi}{dt} = \sum_{i=1}^n \frac{\partial \Psi(x_1, \dots, x_n)}{\partial x_i} \dot{x}_i. \quad (8)$$

Подставим в (8) вместо \dot{x}_i правые части дифференциального уравнения объекта управления (6). Тогда получим

$$\dot{\Psi} = \frac{d\Psi}{dt} = \sum_{i=1}^n \frac{\partial \Psi}{\partial x_i} f_i(\bar{x}) + \frac{\partial \Psi}{\partial x_n} bU. \quad (9)$$

Функционал (4) с учётом (9) примет вид

$$J = \int_0^{\infty} \left[m^2 \Psi^2 + c^2 \left(\sum_{i=1}^n \frac{\partial \Psi}{\partial x_i} f_i(\bar{x}) + \frac{\partial \Psi}{\partial x_n} bU \right)^2 \right] dt. \quad (10)$$

Подставляя выражение (9) для $\dot{\Psi}$ в уравнение (5), получим

$$T \sum_{i=1}^n \frac{\partial \Psi(\bar{x})}{\partial x_i} f_i(\bar{x}) + T \frac{\partial \Psi(\bar{x})}{\partial x_n} bU + \Psi(\bar{x}) = 0. \quad (11)$$

Уравнение (11) позволяет найти закон управления U .

Применение скалярного асимптотического регулятора для управления агрегатом дозирования расхода топлива

Система управления расходом топлива газотурбинного двигателя включает в себя электронный регулятор и гидромеханический агрегат дозирования топлива (АДТ). Задачей электронного регулятора является формирование управляющего тока по величине требуемого расхода топлива, а задачей АДТ — выработка фактического расхода топлива по сигналу управления. Одним из ранее использовавшихся и отработанных способов управлением расхода топлива является ПИД-регулятор. ПИД-регулятор обеспечивает статическую точность переходных процессов, но создаёт сложности с запасом устойчивости системы. Кроме того, для устранения статической ошибки может требоваться длительное время переходного процесса.

В связи с этим в качестве альтернативного метода управления рассмотрим синергетический асимптотический регулятор расходом топлива. Для этого вычислим переходную функцию АДТ, т.е. реакцию объекта управления при скачкообразном изменении входного сигнала. Затем аппроксимируем переходную функцию дифференциальным уравнением 1-го порядка вида

$$\dot{y} = a(\bar{x}_0)y + b(\bar{x}_0)U, \quad (12)$$

где $a(\bar{x}_0) \neq 0$ и $b(\bar{x}_0)U \neq 0$ — коэффициенты, зависящие от фазовых координат исходной системы (6). Степень приближения определим исходя из требований к качеству переходного процесса.

Переходная характеристика АДТ, полученная как реакция объекта управления на скачкообразное изменение входного сигнала (управляющего тока), представлена на рисунке 1.

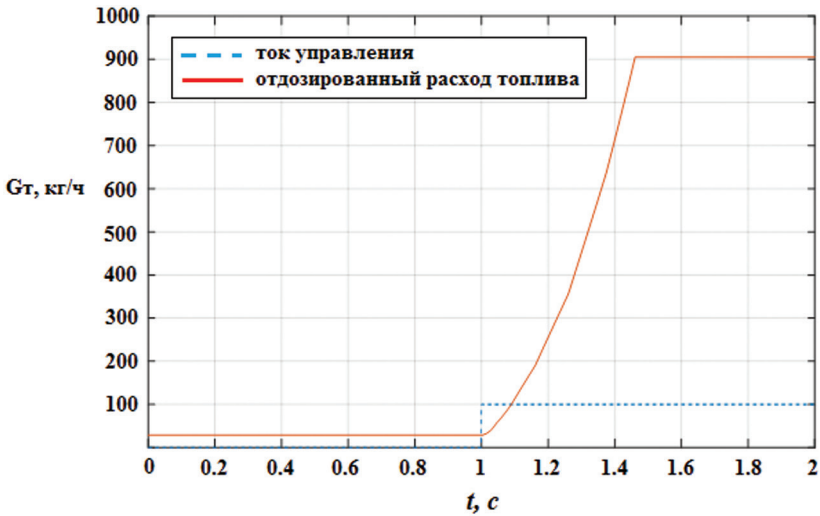


Рис. 1. Переходная характеристика АДТ

Характеристику $G_T = f(t)$ можно аппроксимировать переходной функцией системы первого порядка вида (12), которое представляет собой звено с постоянной времени, изменяющейся в зависимости от величины требуемого расхода топлива:

$$\dot{y} = ay + bI_p, \quad (13)$$

где y — фактический расход топлива.

Найдём управление, обеспечивающее устойчивое движение фазовой координаты y к точке y_0 . Для этого зададим агрегированную переменную Ψ , определив её следующим образом:

$$\Psi = (y - y_0). \quad (14)$$

Тогда уравнение (5) будет иметь вид

$$a(\bar{x}_0)y + b(\bar{x}_0)U + \frac{1}{T}(y - y_0) = 0, \quad (15)$$

откуда найдём закон управления U :

$$U(\bar{x}_0) = \frac{\left[\frac{1}{T}(y_0 - y) - a(\bar{x}_0)y \right]}{b(\bar{x}_0)}. \quad (16)$$

Из выражения (16), учитывая уравнения (5) и (14), получим закон управления расходом топлива, который будет иметь вид

$$U[k] = \frac{\left(-\frac{a}{T} \right) g[k] + a \frac{y_0}{T} + K \Delta y[k]}{b}, \quad (17)$$

где $y_0 = f(G_T)$ — величина настройки регулятора по величине требуемого расхода топлива; G_T — требуемый расход топлива; $\Delta y[k] = y[k] - y[k-1]$ — приращение фактической величины расхода топлива; $g[k] = \lambda(G_T) y[k]$ — коррекция управляющего сигнала по величине выходного сигнала регулятора; a, b, T, K — коэффициенты аппроксимации (настроечные коэффициенты регулятора).

Коэффициенты аппроксимации и параметры функции $f = \lambda(G_T)$ подобраны экспериментальным путём в процессе моделирования. Их численные значения приведены в таблицах 1 и 2 соответственно.

Таблица 1
Коэффициенты аппроксимации

a	2
b	12
T	0.03
K	40

Таблица 2

Интерполяционная таблица функции $f = \lambda(G_T)$

G_T , кг/ч	65	70	80	100	115	125	130	140
λ	1.0095	1.0063	0.99975	0.9981	0.9939	0.9983	0.9953	0.9953

Продолжение табл. 2

G_T , кг/ч	150	200	250	300	350	400	450	470	500
λ	0.9959	0.9938	0.9942	0.9962	0.99595	0.9969	0.99595	0.99661	0.99615

Продолжение табл. 2

G_T , кг/ч	600	650	700	750	770	800	850	900
λ	0.9979	0.9986	0.99887	0.998996	0.99876	0.99928	0.99947	0.99945

Исполнительный механизм АДТ может содержать зону нечувствительности. Наличие зоны нечувствительности обусловлено наличием люфта в электрогидравлическом усилителе, который преобразует управляющий сигнал от электронного регулятора в перемещение дозирующего крана. Согласно информации, полученной от разработчика АДТ, зона нечувствительности составляет примерно ± 2 мА и может изменяться в процессе эксплуатации устройства в сторону увеличения (рис. 2).

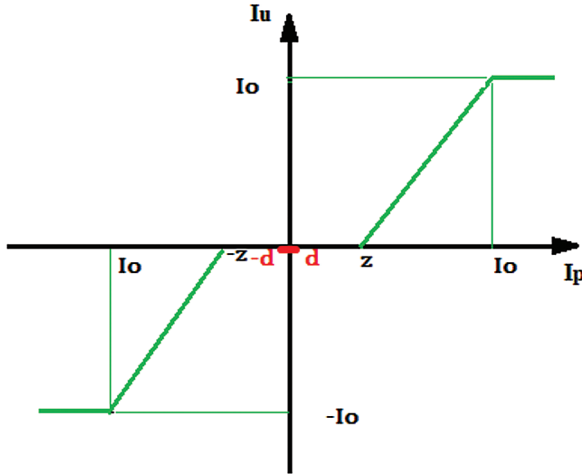


Рис. 2. Нелинейность типа зона нечувствительности по току управления агрегата дозировки топлива

Наличие зоны нечувствительности может привести к возникновению статической ошибки по расходу топлива и неустойчивой работе регулятора расхода топлива. В связи с этим проведем модификацию асимптотического закона управления расходом топлива (17), учитывающую наличие зоны нечувствительности в АДТ.

Математическое описание зоны нечувствительности имеет вид

$$I_U = \begin{cases} I_p - z, & \text{при } I_p > z, \\ I_p + z, & \text{при } I_p < z, \\ 0, & \text{при } I_p \leq z, \end{cases} \quad (18)$$

где I_p — ток управления, поступающий от электронного регулятора, I_U — ток после прохождения нелинейности.

С учётом выражения (18) уравнение (13) будет иметь вид

$$\dot{y} = ay + bI_U(I_p), \quad (19)$$

Таким образом, чтобы скомпенсировать влияние нелинейного элемента, на его вход следует подать сигнал I_p вида

$$I_U = \begin{cases} z - kI_U, & \text{при } I_U > 0, \\ -z + kI_U, & \text{при } I_U < z, \\ 0, & \text{при } I_U = 0, \end{cases} \quad (20)$$

где коэффициент $k = \frac{I_0 - z}{I_0}$.

Выражение (20) представляет собой конформное отображение области значений тока управления на себя (в данном случае преобразование подобия).

Учёт зоны нечувствительности упрощает задачу настройки электронного регулятора расхода топлива, так как в этом случае не требуется вводить коррекцию коэффициента по обратной связи (т. е. можно использовать единичную обратную связь).

Результаты сравнения переходных процессов по расходу топлива при работе асимптотического и штатного ПИД-регулятора приведены на рисунке 3. Расчёты выполнены для условий $H = 0$ км, $V = 0$ км/час, $T_H = 288.15^\circ\text{C}$. На рисунке 4 представлена величина относительной ошибки регулирования расхода топлива, полученная при сравнении штатного и синергетического асимптотического регулятора, рассчитанная по формуле

$$\delta G_T = \left(\frac{G_T}{G_{T_ТРЕБ}} - 1 \right) 100\%. \quad (21)$$

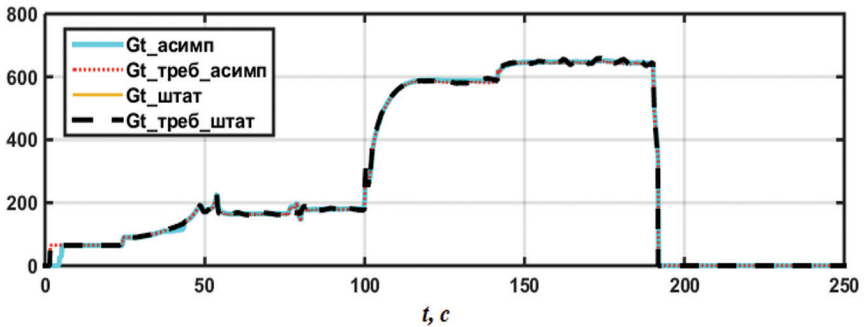


Рис. 3. Переходные характеристики по величине расхода топлива, полученные при работе асимптотического и штатного ПИД-регулятора

Из приведённых рисунков следует, что синергетический асимптотический регулятор обладает большей устойчивостью и обеспечивает более высокое качество переходных процессов (меньшую величину перерегулирования), чем штатный ПИД-регулятор.

На установившихся режимах точность синергетического регулятора в 1.5–2 раза выше, чем у штатного регулятора, величина перерегулирования примерно в 1.5–2 раза меньше, чем у штатного регулятора.

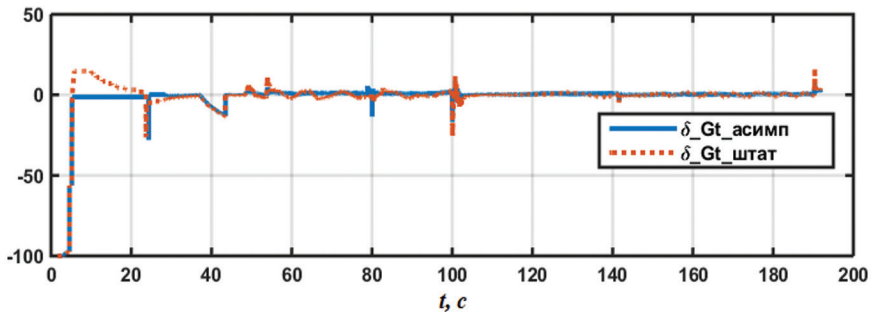


Рис. 4. Относительной ошибки регулирования расхода топлива при работе асимптотического и штатного ПИД-регулятора

Заключение

В изложенном материале представлена практическая методика синтеза синергетических скалярных законов управления в нелинейной постановке.

На основе методов, разработанных А. А. Колесниковым, синтезирован асимптотический регулятор агрегата дозирования топлива газотурбинного двигателя. Регулятор обладает следующими свойствами:

- гарантирует асимптотическую устойчивость в целом замкнутой системы управления расходом топлива;
- обеспечивает требуемую точность регулирования;
- обеспечивает требуемое качество управления расходом топлива;
- обладает свойством робастности, т.е. регулятор способен поддерживать устойчивость и требуемое качество переходных процессов при различных режимах работы системы, несмотря на неполноту информации об объекте управления.

Достоинством асимптотического регулятора является возможность осуществлять его параметрическую адаптацию к параметрам объекта управления в реальном времени.

Результаты компьютерного моделирования показали эффективность применения асимптотического регулятора расхода топлива. Из результатов моделирования видно, что регулятор обеспечивает асимптотическую устойчивость замкнутой системы и более высокое качество регулирования, чем штатный ПИД-регулятор.

ЛИТЕРАТУРА

1. Современная прикладная теория управления. Новый класс регуляторов технических систем: в 3 ч. / под ред. А. А. Колесникова. Таганрог: Изд-во ТРТУ, 2000. Ч. 3.
2. Колесников А.А. Синергетические методы управления сложными системами / А. А. Колесников, Г. Е. Веселов и др.; под общ. ред. А. А. Колесникова. М.: КомКнига, 2006.

3. Колесников А. А. Синергетическая теория управления. Таганрог: ТРТУ; М.: Энергоатомиздат, 1994. 344 с.
4. Брайсон А. Прикладная теория оптимального управления / А. Брайсон, Хо Ю-Ши. М.: Мир, 1972.
5. Арнольд В. И. Обыкновенные дифференциальные уравнения. М.: Наука, 1984.

УДК 62-503.51

В. С. Блохин, А. Д. Пушкарев, Е. В. Чичерова

АО «Климов», Санкт-Петербург

proffgrand@mail.ru

АЛГОРИТМ СИНХРОФАЗИРОВАНИЯ МНОГОДВИГАТЕЛЬНОГО ТУРБОВИНТОВОГО САМОЛЁТА

В настоящей статье предлагается алгоритм управления синфазным вращением лопастей воздушных винтов силовой установки двухмоторного турбовинтового самолёта Ил-112. Синфазное вращение лопастей воздушных винтов является одним из эффективных средств уменьшения шума и вибраций, исходящих от воздушных винтов многомоторного самолета. Экспериментально установлено, что синфазное вращение воздушных винтов позволяет снизить максимальный уровень акустического шума самолёта более чем в 2–3 раза. Представленный алгоритм обеспечивает синфазное вращение лопастей винтов за счёт изменения задания для регуляторов частоты вращения воздушных винтов. Это воздействие осуществляется в пределах требований по точности поддержания частоты вращения и, таким образом, практически не влияет на качество переходных процессов контура регулирования частоты вращения воздушного винта.

Ключевые слова: синхрофазирование, фаза синхронизации, регулятор синфазного вращения, воздушный винт.

Введение

Рассматривается двухдвигательная силовая установка турбовинтового самолёта. Вал силовой турбины (СТ) каждого двигателя через редуктор связан со «своим» воздушным винтом (ВВ). Величина тяги и мощности развиваемой каждой силовой установкой определяются углом установки лопасти воздушного винта, частотой вращения винта и параметрами атмосферы, в которой происходит движение.

Винт имеет шесть лопастей. Частота вращения винта измеряется с помощью индукционного датчика частоты вращения, установленного на валу. В состав датчика входит шестерня с количеством зубьев, соответствующих количеству лопастей ВВ. В рассматриваемом случае — шесть зубьев. При прохождении каждого зуба рядом с индуктором в обмотке последнего возникает импульс тока, поступающего в систему измерения.

Разность фаз вращения лопастей воздушного винта левой и правой силовой установки (в дальнейшем — фаза синхронизации (ФС)) пропорциональна вре-

менному промежутку Δt между двумя соседними импульсами, приходящими от датчиков частоты вращения валов ВВ левой и правой силовых установок. При равенстве частот вращения обоих валов фаза синхронизации находится из выражения

$$\varphi = \omega \Delta t. \quad (1)$$

Здесь ω — частота вращения вала винта, рад/сек.

В штатной системе управление воздушным винтом осуществляется с помощью электронного регулятора. Основная задача регулятора заключается в обеспечении поддержания заданного значения частоты вращения воздушного винта на полётных режимах в соответствии с программой регулирования $n_{ВВ} = f(\langle p_{уд} \rangle)$ путём воздействия на угол установки лопастей винта. Помимо этого, электронный регулятор должен обеспечивать синфазное вращение лопастей винтов на крейсерском режиме. Это означает равенство частот вращения воздушных винтов обеих силовых установок и обеспечение условия, при котором фаза синхронизации будет меньше либо равна заданному значению:

$$|\varphi| \leq \varphi^0. \quad (2)$$

Перейдём к синтезу алгоритма синфазным вращением лопастей воздушных винтов. В качестве примера рассмотрим синтез синергетического регулятора.

Синтез синергетического регулятора синфазным вращением лопастей воздушных винтов

Синхронизированного вращения лопастей винтов можно добиться путём воздействия на настройку регулятора частоты вращения воздушного винта какой-либо выбранной силовой установки (например, левой), при этом другая (правая) будет являться «эталонном» частоты вращения. Такая схема управления является асимметричной. Расчёт фазы ведётся относительно выбранной за эталон силовой установки, а началом отсчёта времени Δt служит момент появления очередного импульса от шестерни датчика частоты вращения воздушного винта эталонной силовой установки.

На рисунке 1 представлена упрощенная структура системы управления двухдвигательной силовой установки с модулем синхрофазирования.

Для синтеза алгоритма синхрофазирования используем метод аналитического конструирования агрегированных регуляторов (АКАР), изложенный в [1–3]. Обозначим $\Delta \omega = \omega_L - \omega_P$, причём $\omega_L > 0$ и $\omega_P > 0$. Будем предполагать, что в процессе синхрофазирования частота вращения вала воздушного винта эталонной силовой установки имеет постоянное значение, т. е. $\omega_L = const$. В этом случае

$$\Delta \dot{\omega} = \frac{d}{dt}(\omega_E - \omega_I) = \dot{\omega}_E = \frac{1}{J\omega_E} \Delta P. \quad (3)$$



Рис. 1. Система управления силовой установкой с асимметричной схемой синхροфазирования:

РУД — рычаг управления двигателем; ω_0 — уставка (требуемое значение частоты вращения СТ), поступающая от РУД; ω_l — частота вращения вала воздушного винта левой силовой установки; ω_n — частота вращения вала воздушного винта правой силовой установки; φ — фаза синхронизации.

Тогда фаза синхροфазирования находится из уравнения

$$\dot{\varphi}(t) = \Delta\omega(t), \quad (4)$$

откуда

$$\varphi(t) = \varphi_0 + \int_0^t \Delta\omega(t) dt. \quad (5)$$

Здесь φ_0 — начальное значение фазы синхронизации в момент включения режима синхροфазирования; J — суммарный момент инерции вращающихся масс; $P = P_T - P_B$ — разность мощностей на валу силовой турбины и валу воздушного винта.

Для объекта управления (3) найдём закон управления мощностью силовой турбины, обеспечивающий асимптотическое движение фазы синхронизации к заданной точке (конечному значению фазовой координаты) φ^0 .

Введём агрегированную переменную Ψ , определив её следующим образом:

$$\Psi = r_1(\varphi - \varphi^0) + r_2 \dot{\varphi}, \quad (6)$$

где $r_1, r_2 > 0$ (вещественные коэффициенты).

Потребуем, чтобы агрегированная переменная Ψ являлась решением дифференциального уравнения

$$T \dot{\Psi} + \Psi = 0, \quad (7)$$

где $T > 0$ (вещественная постоянная, определяющая скорость переходного процесса).

С учётом (4) и (5) запишем функциональное уравнение (6) в следующем виде:

$$r_1 \Delta\omega + \frac{r_2}{J\omega_\varepsilon} \Delta P + \frac{1}{T} (r_1(\varphi - \varphi^0) + r_2 \Delta\omega) = 0. \quad (8)$$

Из выражения (8) находим ΔP :

$$\Delta P = -J\omega_{\varepsilon} \left(\frac{r_1 \Delta \omega}{r_2} - \frac{1}{r_2 T} \left(r_1 (\varphi - \varphi^0) + r_2 \Delta \omega \right) \right). \quad (9)$$

Закон изменения разности мощностей (9) левой силовой установки обеспечивает асимптотическое движение ФС в заданную точку φ^0 .

Теперь рассмотрим алгоритм управления частотой вращения вала воздушного винта. Вращение вала ВВ описывается уравнением вида (3).

Предположим, что управление частотой вращения вала ВВ обеспечивается с помощью синергетического регулятора, который строится для агрегированной переменной $\psi = (\omega_{\varepsilon} - \omega_{\varepsilon}^0)$, и эволюционного уравнения

$$T_{\varepsilon} \dot{\psi}_{\varepsilon} + \psi_{\varepsilon} = 0, \quad (11)$$

где T_{ε} — вещественное число и $T_{\varepsilon} > 0$.

Тогда, подставляя (10) в (11), получим

$$\frac{\Delta P}{J\omega_{\varepsilon}} + \frac{1}{T_{\varepsilon}} (\omega_{\varepsilon} - \omega_{\varepsilon}^0) = 0, \quad (12)$$

откуда

$$\Delta \omega_{\varepsilon} = -\frac{\Delta P T_{\varepsilon}}{J\omega_{\varepsilon}}. \quad (13)$$

Здесь $\Delta \omega_{\varepsilon} = (\omega_{\varepsilon} - \omega_{\varepsilon}^0)$ — дополнительное воздействие на настройку регулятора частоты вращения вала воздушного винта, обеспечивающее требуемое изменение мощности ΔP левой силовой установки.

Как следует из рисунка 1, в асимметричной схеме воздействия на угол установки лопасти винта происходит как в сторону его увеличения, так и в сторону его уменьшения. В последнем случае, т. е. в процессе разгрузки винта, это может привести к забросу частоты вращения винта, что является недостатком такой структуры.

Ниже рассмотрим симметричную схему управления синхрофазированием, которая не имеет указанного недостатка.

Реализация алгоритма синхрофазирования с учётом ограничений по измеряемым параметрам

Аппроксимируем зависимость фазы синхронизации от изменения уставки регулятора частоты вращения вала воздушного винта динамической системой второго порядка. Управление фазой синхронизации будет осуществляться путём изменения настройки регулятора частоты вращения СТ ведомого двигателя на величину $\Delta \omega_{\varepsilon}$.

Чтобы избежать больших перерегулирований частоты вращения воздушного винта при синхрофазировании, изменение настройки регулятора частоты вращения СТ на величину $\Delta \omega_{\varepsilon}$ должно быть достаточно малым. В настоящей работе эта величина принята равной 0.2%. Далее предлагается модифицировать

асимметричную структуру системы управления силовой установкой с модулем синхрофазирования, изображенную на рисунке 1, с возможностью симметричного воздействия на обе силовые установки.

Сущность такой модификации заключается в том, чтобы воздействовать на угол установки лопасти только в сторону увеличения шага винта относительно текущего положения, установленного регулятором частоты вращения. То есть предлагается осуществить воздействие на программу частоты вращения винта с большей фазой. Такую схему синхрофазирования будем называть симметричной (рис. 2).

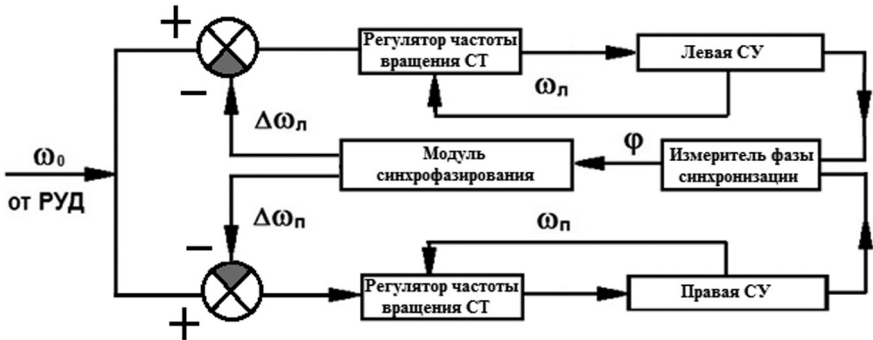


Рис. 2. Система управления силовой установкой с симметричной схемой синхрофазирования

Расчёты показали, что изменение фазы синхронизации в зависимости от $\Delta\omega$, достаточно точно аппроксимируется решением дифференциального уравнения второго порядка

$$a\ddot{\varphi} + b\dot{\varphi} + c\varphi = k\Delta\omega_E, \quad (14)$$

где a, b, c, k — вещественные коэффициенты, в общем случае слабо зависящие от режима движения самолёта и внешних условий [4]. С учётом свойств робастности синергетического регулятора можно считать их постоянными, что подтверждается результатами моделирования, приведёнными на рисунке 3.

Используем метод АКАР [1–3] для нахождения управляющего воздействия $\Delta\omega$, обеспечивающего асимптотическое движение ФС к началу координат и выполнению условия (2).

Для этих целей используем агрегированную переменную (6) и функциональное уравнение (7).

Опуская промежуточные выкладки, получим закон управления синфазным вращением лопастей воздушного винта:

$$\Delta\omega_E = d \left(g_0\varphi^0 + g_1\varphi + g_2\dot{\varphi} \right), \quad (15)$$

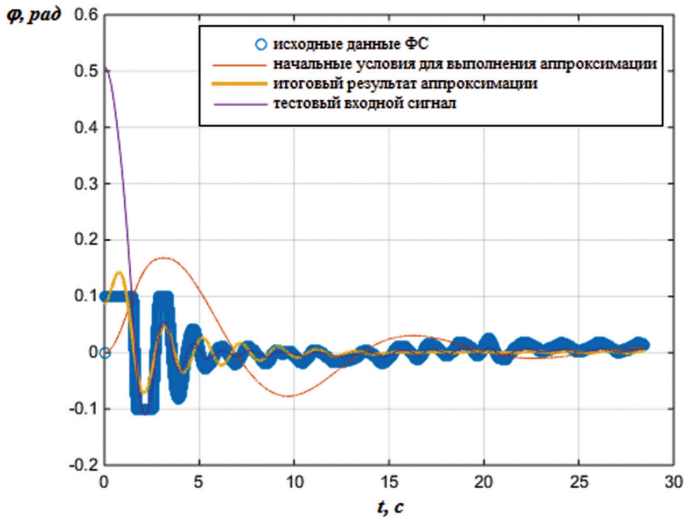


Рис. 3. Аппроксимация передаточной функции от частоты к фазе динамической системы второго порядка

где $d = \frac{a}{kr_2}$, $g_0 = \frac{r_1}{T}$, $g_1 = \frac{r_2 c}{a} + \frac{r_1}{T}$, $g_2 = \frac{r_2}{T} + r_1 - \frac{r_2 b}{a}$.

Замечание: для выполнения условия (2) в выражении (15) φ^0 следует положить равным 0.

Ниже, в таблице 1, приведены параметры аппроксимирующего уравнения и значения коэффициентов регулятора синфазного вращения воздушных винтов, полученные для дискретной реализации алгоритма синхрофазирования с частотой квантования 40 Гц.

Таблица 1

Параметры регулятора синфазного вращения воздушных винтов

Обозначение параметра	Численное значение параметра
a	0.3
b	0.4
c	1.1
r_1	1
r_2	1
T	3.5

Значения из таблицы 1 получены с помощью компьютерного моделирования.

Замечание: параметры модели и коэффициенты регулятора синфазного вращения воздушных винтов, приведённые в таблице 1, получены для дискретной реализации алгоритма синхрофазирования с частотой квантования 40 Гц.

Для корректности дискретной реализации алгоритма, работающего с частотой 40 Гц, рекомендуется заменить параметр $\dot{\varphi}$ на первую обратную разность с коэффициентом 40:

$$\dot{\varphi} \cong 40(\varphi[k] - \varphi[k-1]), \quad (16)$$

Таким образом, закон управления синфазным вращением лопастей воздушного винта будет иметь вид

$$\Delta\omega_E = d(g_0\varphi^0 + g_1\dot{\varphi} + 40g_2(\varphi[k] - \varphi[k-1])). \quad (17)$$

На рисунке 4 приведена структурная схема модуля управления синфазным вращением лопастей воздушного винта.

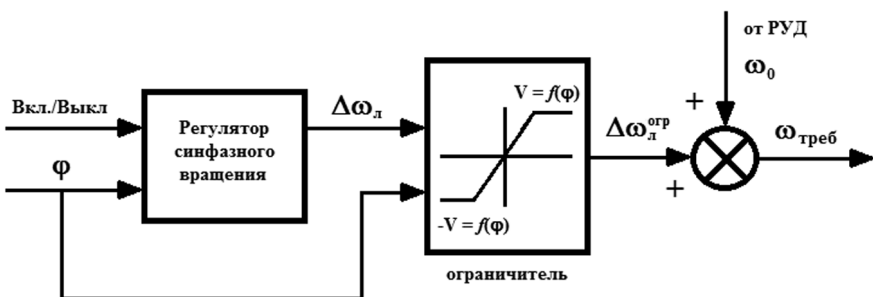


Рис. 4. Структура модуля управления синфазным вращением лопастей воздушного винта

Из рисунка 4 видно, что схема управления синфазным вращением лопастей ВВ включает собственно регулятор синфазного вращения, работающего согласно закону (17), и ограничитель с границей V , зависящей от текущего значения фазы синхронизации. С помощью математического моделирования установлено, что значения границы V лежат в диапазоне

$$V(\varphi) = \begin{cases} 0.05\%, & \varphi < 2^\circ \\ 0.1\%, & 2^\circ \leq \varphi \leq 5^\circ \\ 0.2\%, & \varphi > 5^\circ \end{cases}. \quad (18)$$

Введение ограничителя в регулятор синфазного вращения позволяет практически полностью исключить его вмешательство в работу штатных регуляторов двигателя, тем самым обеспечив безопасный режим работы движения при подержании заданного значения фазы синхронизации.

На рисунке 5 приведены переходные процессы, полученные с помощью модели двухдвигательной силовой установки, при включении режима синхрофазирования по асимметричной схеме.

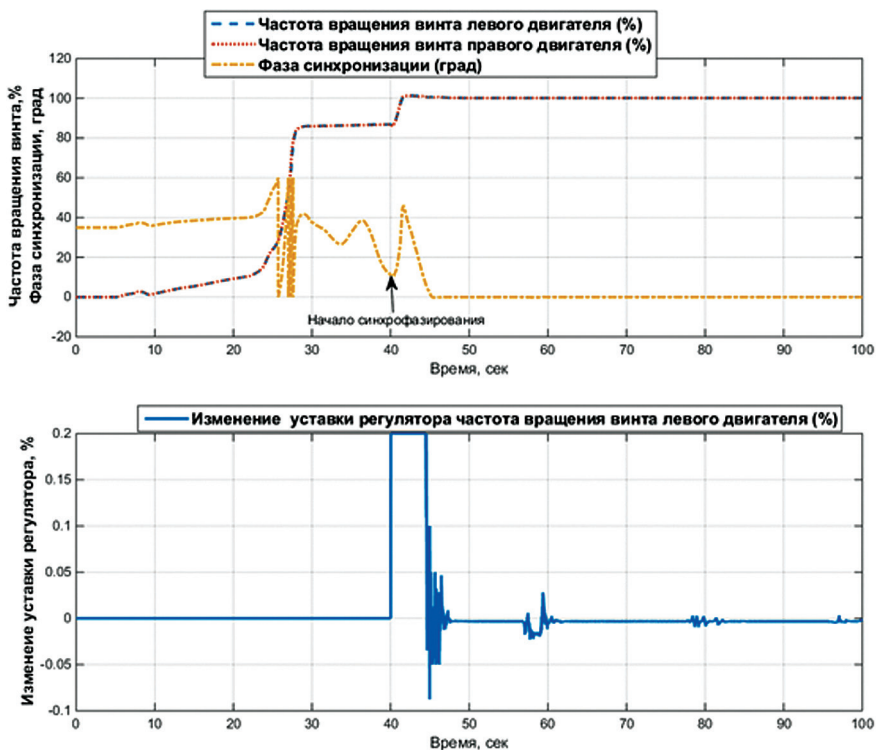


Рис. 5. Синхрофазирование вращения лопастей винтов левого и правого двигателей самолёта Ил-112 по асимметричной схеме

Заклучение

В изложенном материале представлена практическая методика синтеза синергетических скалярных законов управления в нелинейной постановке. На основе представленных методов А. А. Колесникова построен синергетический автоматический регулятор управления синфазным вращением лопастей воздушного винта для двухдвигательной силовой установки турбовинтового самолёта Ил-112. Регулятор гарантирует асимптотическую устойчивость в целом замкнутой системы управления «двигатель—винт», что следует из его построения, а также требуемую точность поддержания и качество переходных процессов.

Несомненным достоинством регулятора является его аналитическая форма, что позволяет в реальном времени осуществлять его параметрическую адаптацию к текущим параметрам объекта управления. Результаты компьютерного моделирования показали эффективность построенного регулятора и его робастность.

Разработанный алгоритма может быть использован для синхронизирования многодвигательных силовых установок.

ЛИТЕРАТУРА

1. Современная прикладная теория управления. Новый класс регуляторов технических систем: в 3 ч. / под ред. А. А. Колесникова. Таганрог: Изд-во ТРТУ, 2000. Ч. 3.
2. Колесников А. А. Синергетические методы управления сложными системами / А. А. Колесников, Г. Е. Веселов и др.; под общ. ред. А. А. Колесникова. М.: КомКнига, 2006.
3. Колесников А. А. Синергетическая теория управления. Таганрог: ТРТУ; М.: Энергоатомиздат. 1994. 344 с.
4. Арнольд В. И. Обыкновенные дифференциальные уравнения. М.: Наука, 1984.

А. В. Ларионов, П. М. Орлов, А. П. Ковалев

АО «Климов», Санкт-Петербурге

ПРОРАБОТКА ПРИМЕНЕНИЯ ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКИХ ТЕХНОЛОГИЙ ДЛЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ И КОНТРОЛЯ ДВИГАТЕЛЕЙ СЕМЕЙСТВА РД-33

В настоящей статье представлена проработка возможностей использования волоконно-оптических технологий применительно к системе автоматического регулирования и контроля двигателя ТРДД семейства РД-33.

Приведен сравнительный анализ имеющихся к настоящему времени и перспективных возможных конструктивных решений в САУ и К двигателей РД-33 по сравнению с традиционными методами получения информации по параметрам двигателя.

Предложены перспективные решения для применения в САУ и К вновь разрабатываемых двигателях ТРДД семейства РД-33.

Введение

В настоящее время основным путем развития и реализации систем автоматического управления и контроля авиационных двигателей является архитектура с полной ответственностью (FADEC) для управления авиационным двигателем. При этом одной из основных проблем реализации FADEC является её обеспечение датчиками информации о параметрах двигателя. Работа агрегатов и датчиков на двигателе связана с жесткими условиями эксплуатации и массогабаритными ограничениями. В связи с этим во всем мире проводятся исследования по оптимизации получения информации о параметрах двигателя.

В САУ и К современных двигателей применяются самые разнообразные датчики: частоты вращения, давления, температуры, вибрации, перемещения, углов поворота, датчики пламени, тензометры и пр.

К числу основных существенных недостатков применяемых в настоящее время на авиадвигателях различных типов датчиков относятся:

- требование наличия электропитания и линий электрической связи;
- применение трубок подвода измеряемой среды для датчиков давлений и температур;
- наличие температурной погрешности;
- ограничения по температуре окружающей среды в месте размещения датчика;
- существенный вес и габариты;
- восприимчивость к электромагнитному излучению и радиации.

Одним из перспективных направлений в приборостроении на настоящий момент является волоконно-оптические измерительные системы (ВОИС), они прошли стадию исследований в 1980-е гг., стадию разработок в 1990-е гг. и в настоящее время находят широчайшее промышленное применение. ВОИС включает в себя волоконно-оптические датчики, оптоволоконные линии связи, источники излучения и оптоэлектронные преобразователи.

Оптическое волокно используется для оценки явлений внешней среды двумя различными способами: волокно с применением внешних чувствительных элементов, волокно само выступает в роли чувствительного элемента. Схемы применения этих способов приведены на рисунке 1.

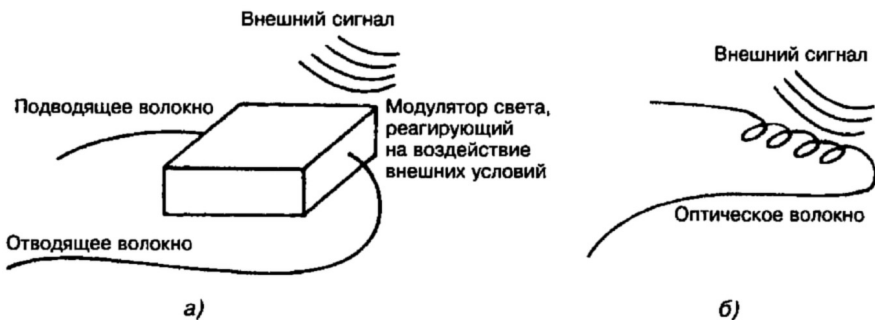


Рис. 1. а) ВОД с внешним чувствительным элементом; б) ВОД в котором чувствительный элемент — волокно

Описание принципов построения ВОД указаны в специальной литературе и в предмет настоящей статьи не входят. В настоящее время разработано большое количество различных типов соединителей для волоконно-оптических линий связи для различных условий эксплуатации. Один из видов соединителей приведен на рисунке 2, характеристики соединителя позволяют подключать одновременно до 12 волокон.

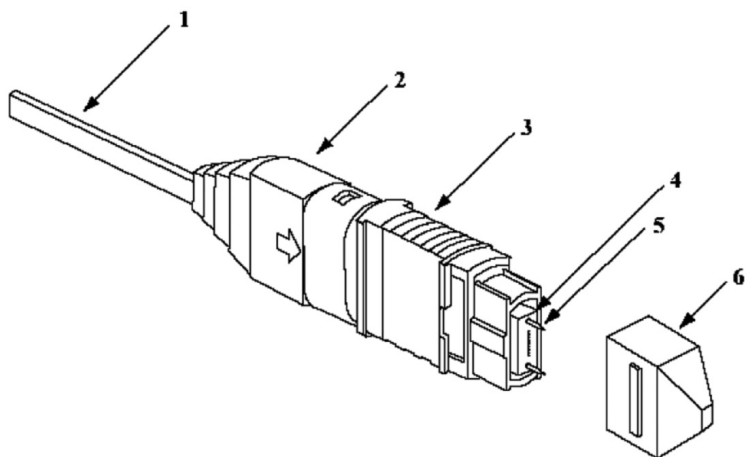


Рис. 2. Малоразмерный соединитель на 12 волокон:
 1 — многожильный оптический кабель; 2 — хвостовик; 3 — арматура;
 4 — наконечник; 5 — направляющие штыри (два); 6 — защитная насадка

Источниками излучения для ВОИС могут служить: светоизлучающие диоды, лазерные диоды, сверхизлучающие диоды, волоконно-оптические лазеры и усилители. Их применение обуславливается назначением измерительной аппаратуры.

Для преобразования оптического сигнала используются оптоэлектронные преобразователи (трансиверы). Одним из преимуществ ВОИС является возможность применения многодатчиковых систем (для обработки регистрируемых сигналов используются многоканальные регистраторы), включаемых в состав трансивера. На риунке 3 приведен внешний вид многоканального регистратора модели Ф-1771 «Regigraf» производства ОАО Приборостроительный завод «Вибратор».

Общие достоинства современных волоконно-оптических датчиков (ВОД) и ВОИС в целом заключаются в следующем:

- стабильность измерений, отсутствие гистерезиса;
- возможность самокалибровки;
- температурная самокомпенсация;
- повышенный срок службы — не менее 25 лет;
- малые габариты и вес как датчиков, так и волоконно-оптических линий связи (снижение массы кабелей \approx в 9 раз в сравнении с медными кабелями);
- высокая механическая прочность волоконно-оптических жил;
- малые оптические потери, позволяющие передавать сигнал без затухания на сотни метров;
- эластичность и гибкость формы кабеля;
- высокая взрывопожаробезопасность;



Рис. 3. Многоканальный регистратор

- отсутствие влияния электромагнитной индукции и радиации на передаваемую информацию;
- высокая коррозионная стойкость;
- многопараметрическая чувствительность (один датчик на несколько параметров);
- высокое быстродействие (низкая инерционность);
- распределенное измерение (система датчиков в одно протяженном волокне);
- малые габариты и вес ВОД позволяют размещать их внутри конструкции двигателя, при необходимости многократно дублируя необходимые замеры без существенных изменений в конструкции двигателя. Многократное резервирование позволяет сохранить надежность и достоверность информации даже в случае выхода из строя нескольких датчиков.

Необходимо отметить, что ВОИС обладают многопараметрической чувствительностью, т.е. от одного датчика можно получить различную информацию: давление и температуру, вибрацию и температуру и т.д.

Недостатком ВОИС при применении в системах управления и контроля авиационных двигателей является отсутствие разработки вторичной аппаратуры ВОИС для установки на бортовые системы. Однако такие разработки осуществимы на базе уже разработанных решений для промышленности. Дополнительно следует отметить, что даже в случае роста массы вторичной аппаратуры интегрально прогнозируется снижение веса системы управления в целом, что достигается благодаря значительному снижению величины массы датчиков и коммутационной аппаратуры.

Применение датчиков давления

В настоящее время разработаны различные типа датчиков давления на основе волоконно-оптических технологий. Для примера достигнутого уровня технологий приведен датчик давления, разработанный компанией «Интел-системы» на базе интерферометра Фабри—Перо.

Датчик такого типа представляет собой чувствительный элемент — резонатор Фабри—Перо и оптоволоконную линию связи с электронным блоком. Внешний вид приведен на рисунке 4 *а, б*. Материал резонатора — кварцевое стекло, работоспособность датчиков сохраняется до температур + 1050°С.



а)



б)

Рис. 4. *а)* внешний вид ВОДД на базе ВИФП; *б)* сенсор давления в монтажном корпусе

Технические характеристики ВОДД:

- погрешности измерения в зависимости от модификации ВОДД имеют величины: 0,1; 0,25; 0,5; 1,0; 1,5 % от ВПИ;
- разрешающая способность ВОДД составляет 0,01 % от ВПИ;
- габаритные размеры ВОДД $\varnothing 3 \times 12$; $\varnothing 12,5 \times 50$; $\varnothing 20 \times 60$;
- присоединительные размеры ВОДД М2,4×1; М12×1,5; М20×1,5;
- диаметр оптического кабеля 1,0; 3,0 мм;
- длина оптического кабеля от ВОДД до ОЭТ не более 3000 м;
- диапазон измерения давления от 0 до 610 кг/см²;
- масса ВОДД, не более 0,025 кг;
- температурный диапазон окружающей среды от –55 до +140°С.

В настоящее время на двигателях семейства РД-33 и РД-93 применяются датчики давления ДАТ. Датчики предназначены для дистанционного измерения давлений жидкостей и газов с выдачей электрического сигнала в систему управления и контроля двигателя.

На двигателях РД-33МК в настоящее время применяются датчики РА-ПРИЗ, в ближней перспективе — применение датчиков ДАД со сниженной массой и повышенной надежностью. Характеристики датчиков сведены в таблицу 1.

Характеристики датчиков давления

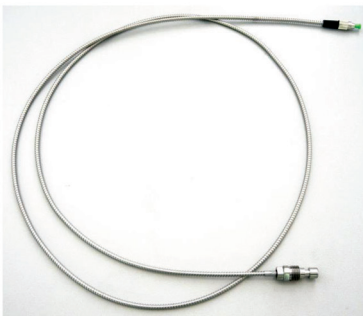
Наименование датчика	Диапазон измерения, кг/см ²	Погрешность измерения от ВПИ, %	Температурный диапазон окружающей среды	Масса датчика не более, кг
ДАД	от 0 до 2–100	±1 %	–55°С до + 140°С	0,13
ДАТ	от 0 до 1–400	±0,5 %	–60°С до + 220°С	0,215
РАПРИЗ	от 0 до 1,6–250	±0,5 %	–60°С до + 100°С	0,15

Применение датчика позволит снизить массогабаритные показатели, повысить надежность и расширить рабочий диапазон измерения параметров, а также температурный диапазон окружающей среды в месте размещения датчика. Монтажный корпус разрабатывается под конкретное место измерения и размещения на авиационном двигателе.

Применение датчиков температуры

Широкие перспективы имеет применение ВОД в системах измерения рабочих температур газов и жидкостей (ВОДТ). В зависимости от диапазонов измеряемых температур применяется два основных метода измерения: контактные (термометрия) и бесконтактные (пирометрия или термометрия излучения). Существующие ВОДТ различаются по принципу работы: на основе дифракционных решетках Брэгга, на основе волоконного интерферометра Фабри—Перо (ВИФП).

В качестве примера приведен ВОДТ, разработанный на базе ВИФП. Рабочий диапазон измерения температур от –250 до +1050°С, с погрешностью измерения 0,1% от ВПИ. Чувствительный элемент размером $\varnothing 0,125$ мм может быть встроен в существующие конструкции без существенных затруднений, внешний вид датчика приведен на рисунке 5 а), б). Чувствительный элемент на базе кварцевого стекла устойчив к агрессивным средам.



а)



б)

Рис. 5. а) внешний вид ВОДТ на базе ВИФП; б) сенсор температуры в монтажном корпусе

Для ВОДТ на базе интерферометра Фабри—Перо приведена зависимость выходного сигнала в низкодобротном ВИФП (рис. 6), точность измерения температур в диапазоне от 20 до 1200°С не хуже 0,5°С.

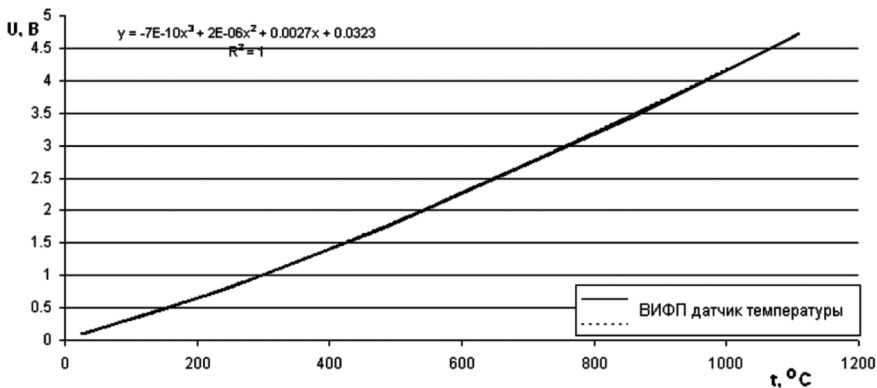


Рис. 6. Зависимость выходного сигнала от величин измеряемой температуры

Для высокодобротных ВОДТ (коэффициент отражения торцов > 30%) обеспечивается точность измерения температур не хуже 0,0001°С.

К настоящему времени максимальная температура, измеряемая с применением ВОД, анонсирована компанией Accufiber Inc. Датчики для измерения температуры газов в проточной части реактивных двигателей обеспечивают работоспособность вплоть до температур 1900°С. Схема такого датчика приведена на рисунке 7.

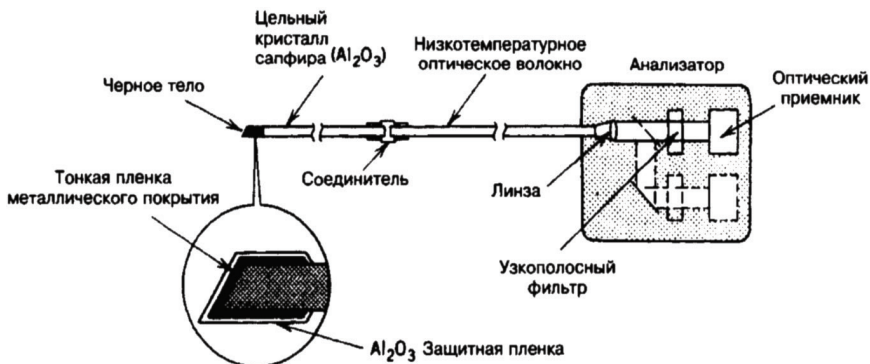


Рис. 7. Схема датчика компании Accufiber на основе сапфирового черного тела и оптический анализатор

В датчике компании Accufiber применяется бесконтактный метод измерения температуры, основанный на спектральном анализе излучения абсолютно

черного тела, спектр излучения абсолютно черного тела определяется только его собственной температурой.

В связи с тем что передача данных, полученных методом измерения интенсивности излучения, включает в себя разной длины волны, существует возможность коррекции случайных изменений интенсивности, вызванных внешними посторонними воздействиями. Такая коррекция может осуществляться в электронном блоке при помощи логотрической обработки сигнала.

В настоящее время на двигателях семейства РД-33 для измерения температуры газа в проточной части используются термопары Т-99. Основным недостатком термопар является большая величина инерционности измерения температуры, наряду с этим присутствует ограничение по уровню измеряемой температуры. Диапазон измеряемых температур от 0 до 900°С, рабочий диапазон от 300 до 700°С, масса термопары, не более 0,17 кг.

Перспектива применения ВОДТ на двигателях семейства РД-33 предусматривает возможность замены существующего хромель-алюмелевого чувствительного элемента термопары Т-99 на волоконный датчик температуры. Это позволит получать актуальную информацию о температуре заторможенного потока газа с малой инерционностью. Применение индивидуального измерения температуры газа каждым ВОДТ позволяет в процессе работы двигателя получать и контролировать температурное поле двигателя, а также в дальнейшем диагностировать работу форсунок основной камеры сгорания в части изменения расходных характеристик.

Для измерения температуры топлива и масла на двигателях РД-33 применяется датчик П-77, температурный диапазон от -70 до +300°С. Масса датчика не более 0,15 кг. Постоянная времени — не более 5 с.

Применение датчика температуры на основе ВОИС позволит снизить массогабаритные показатели и повысить надежность и расширить рабочий диапазон измерения параметров, а также температурный диапазон окружающей среды в месте размещения датчика. Монтажный корпус должен разрабатываться под конкретное место измерения и размещения на авиационном двигателе. Применение ВОД позволяет монтировать датчики температуры непосредственно в необходимые точки замера. Это позволяет исключить наличие трубопроводов для подвода рабочего тела к датчику, что является преимуществом в сравнении с применяемым в настоящий момент размещением датчиков на корпусе двигателя. Дополнительно это приведет к улучшению эксплуатационных характеристик двигателя ввиду упрощения обвязки двигателя.

Применение датчиков вибраций

На основе внешнего интерферометра Фабри—Перо создан высокотемпературный измеритель виброускорения — волоконно-оптический акселерометр (ВОА), который работает при температурах до 850°С. ВОА содержит алюминиевую инерциальную массу, помещенную в качестве отражателя луча над оптическим волокном. Смещение инерциальной массы измеряется волоконно-оптической считывающей системой с точностью $\pm 0,2$ нм.

Конструкция ВОА является компактной: толщина около 1 мм, длина около 2 мм. Динамический диапазон и частоты работы ВОА могут подбираться при изготовлении в широком диапазоне для разных специальных задач. На рисунке 8 а), б) приведен внешний вид ВОА.

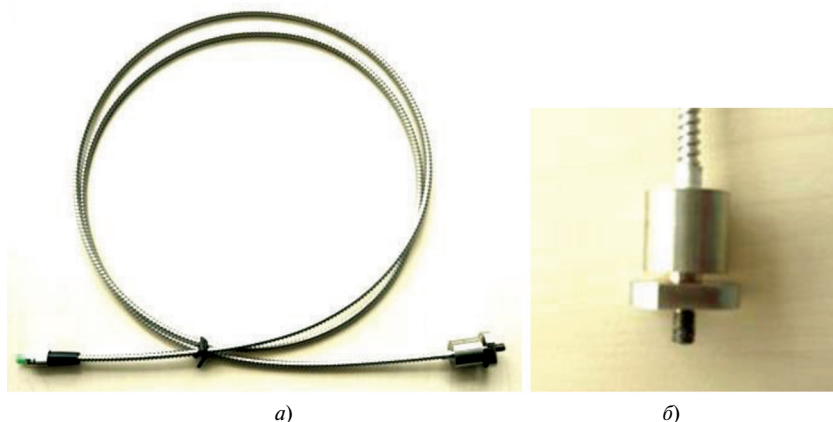


Рис. 8. а — сенсор вибрации на основе ВОИФП в корпусе с гибким бронированным волоконным шнуром; б — сенсор виброакустический в корпусе

Диапазон измерения ускорения ВОА до 200g, частотный диапазон от 0,5 до 10000 Гц, погрешность измерения не превышает 5%. За счет бронирования волоконного шнура обеспечивается надежная защита чувствительного элемента от внешних механических повреждений. Температурный диапазон чувствительного элемента от -60 до $+1050^{\circ}\text{C}$. Осевая чувствительность $10 \text{ мВ}/(\text{м}/\text{с}^2)$. Поперечная чувствительность $\leq 3\%$. Габаритные размеры сенсора — $\varnothing 22 \times 29 \text{ мм}$.

В настоящее время на семействе двигателей РД-33 виброскорость корпуса двигателя определяется датчиком МВ-27-1. Пределы работы датчика в частотном диапазоне составляют от 20 до 500 Гц, по амплитуде скорости вибрации — от 5 мм/с до 100 мм/с, по амплитуде вибрационной перегрузки — от 0,12 g до 12,7 g. Отклонение чувствительности по оси чувствительности — не более $\pm 10\%$. Боковая чувствительность — не более 15% от оси чувствительности. Датчик сохраняет работоспособность после воздействия кратковременных линейных нагрузок до 10g в любом направлении. Датчик сохраняет работоспособность после циклического изменения температуры от -60 до $+200^{\circ}\text{C}$. При температуре $+200^{\circ}\text{C}$ датчик способен работать длительно, при этом величина чувствительности — $\pm 20\%$. Масса датчика — не более 0,35 кг.

Малогабаритность и миниатюризация датчика на основе ВОИС позволяет встраивать группы датчиков в конструкцию различных узлов двигателя. Например, размещать датчики непосредственно на внешней обойме подшипника двигателя и коробок приводов двигательных и самолетных агрегатов для объективного контроля их работы.

Применение датчиков частоты вращения

Волоконно-оптические датчики также способны обеспечить измерение частоты вращения роторов двигателей. В настоящее время существует гамма различных измерителей угловых скоростей для различных областей промышленности. Применительно к авиационным двигателям можно предложить способ измерения частоты вращения, обеспечивающий работу в условиях загрязнений и агрессивных сред. Схема датчика приведена на рисунке 9.

Принцип работы такого датчика состоит в измерении количества излучения, попадающего в выходные волокна. При изменении расстоянии отражающего элемента 3 свет из выходящих оптических волокон образует массив пятен, диаметр которых пропорционально зависит от числовой апертуры волокна. Системы с подобным принципом измерения реализованы в датчиках компании Optical Technologies Inc. в США и успешно используются для измерений давлений в ВМС США.

В настоящее время на семействе двигателей РД-33 для определения величин частот вращения роторов применяется датчик частоты вращения ДЧВ-2500. Датчик сохраняет работоспособность при температуре окружающей среды от -60 до $+220^{\circ}\text{C}$. Масса датчика — не более 0,08 кг. Амплитуда выходных импульсов датчика — не менее 0,18 В при частоте следования импульсов 250 Гц и не менее 1,0 при частоте импульсов 2500 Гц.

Габаритные показатели ВОД позволяют встраивать датчики частоты вращения в существующие посадочные места без изменения конструкции. В связи с отсутствием разъемов в ВОД повышается надежность узла, связанная с исключением влияния вибраций, повышенных температур на места разъемов. Благодаря миниатюризации и массовым показателем ВОД возможно обеспечить многократное резервирование замера частоты вращения путем увеличения количества волоконных жил.

Применение датчиков положения

Для определения положения ВНА перспективным является измерение линейного положения штока гидроцилиндров, рабочий ход составляет 25 мм. Компанией «Восход» в настоящее время разработан широкий ассортимент электрических датчиков линейного перемещения. Масса составляет не более 0,2 кг. Температурный диапазон окружающей среды в эксплуатации — от -60 до $+215^{\circ}\text{C}$.

В настоящее время на семействе двигателей РД-33 определяется положение створок критического сечения сопла, град. угл., используется для этого датчик ДС-11Г. Датчик преобразует угловые перемещения компонентов в электриче-

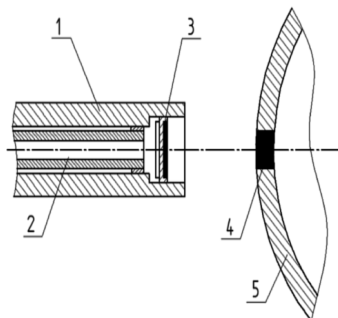


Рис. 9. Схема ВОД частоты вращения

1 — корпус, 2 — оптическое волокно, 3 — магнитная ползушка с зеркалом, 4 — магнитный зуб, 5 — ротор двигателя

ские сигналы, погрешность датчика не превышает $\pm 36^\circ$, условия эксплуатации датчика: температура окружающей среды от -60 до $+220^\circ\text{C}$, вибрационные нагрузки с ускорением до 10 g в диапазоне частот $5\text{--}300\text{ Гц}$, до 36 g в диапазоне частот до 5000 Гц , линейные перегрузки с ускорением до 10 g , ударные нагрузки до 12 g . Масса датчика не превышает $0,3\text{ кг}$.

Для определения положения и смещения используется методы измерений, основанные на интенсивности. Линейные оптические преобразователи смещения были разработаны для аэрокосмической приложений, схема устройства приведена на рисунке 10.

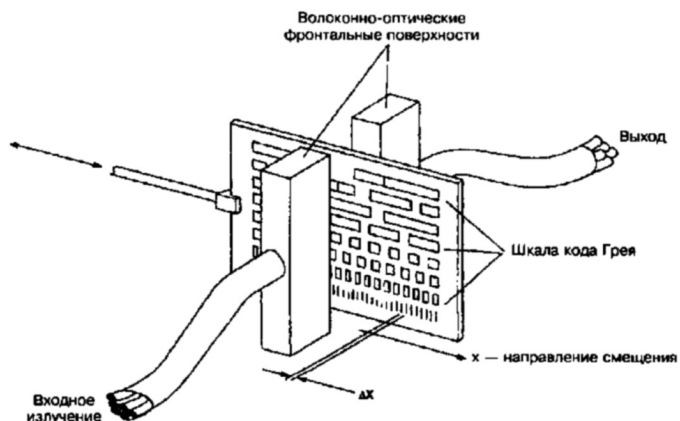


Рис. 10. Схема ВОД положения

Датчик представляет собой два неподвижных массива волокон и перемещающуюся кодирующую пластинку, например шкалу кода Грея. Перемещение кодирующей пластинки позволяет изменять излучение уникальным образом; следовательно, величину перемещения или угла поворота кодирующей пластинки можно определить, измеряя выходную интенсивность сигнала.

Таким образом, ВОД положения может использоваться для определения положения НА вентилятора, положения створок критического сечения сопла, положения РУД.

Проработка применения ВОИС на двигателе РД-33МК

Датчик частоты вращения

Применительно к двигателю РД-33МК на место используемого датчика частоты вращения ДЧВ-2500 предлагается установить ВОД частоты вращения. Посадочное место для нового датчика унифицировано с существующей конструкцией узла. Схема установки ВОД приведена на рисунке 11.

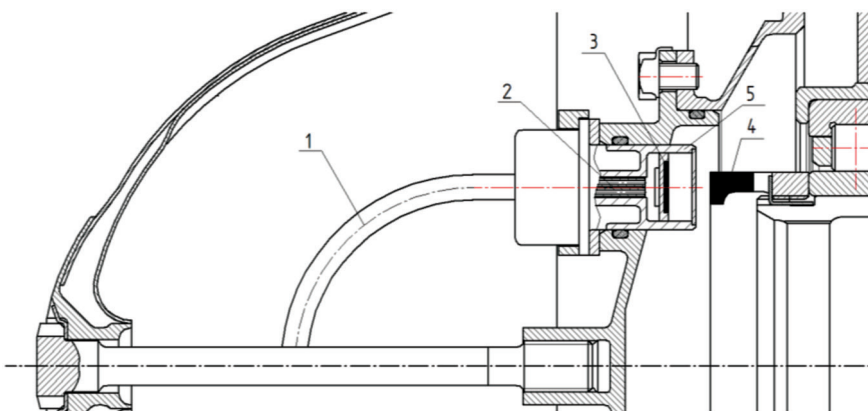


Рис. 11. Схема установки ВОД частоты вращения:

1 — оптический кабель, 2 — подводящие и принимающие волокна, 3 — магнитная ползушка с зеркалом, 4 — магнитный зуб, 5 — монтажный корпус датчика

Датчик положения

Примером размещения ВОД положения на двигателе РД-33МК может служить замер положения направляющих аппаратов вентилятора, для чего производится замер линейного положения штока гидроцилиндров направляющих аппаратов вентилятора (рис. 12).

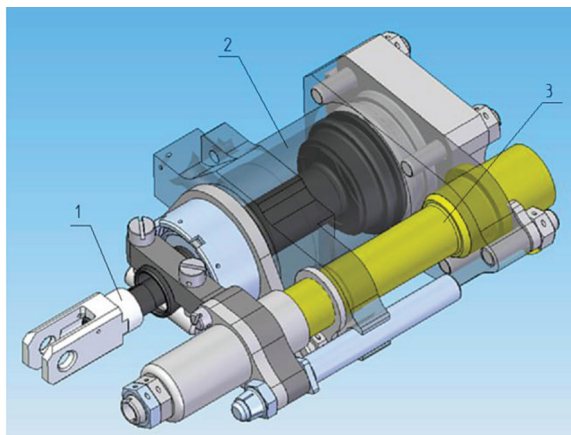


Рис. 12. ВОД линейного положения на гидроцилиндре НА вентилятора:

1 — шток гидроцилиндров, 2 — гидроцилиндр, 3 — волоконно-оптический датчик положения

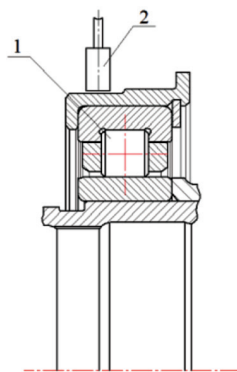


Рис. 13. ВОД измеряющий вибрацию корпуса подшипника:
1 — подшипник, 2 — ВОД вибрации

Датчики вибрации корпуса подшипника

За счет миниатюризации ВОД, а также с учетом поддержания работоспособности в агрессивных средах появляется возможность измерения вибрации корпуса подшипника непосредственно, что дает актуальную информацию о состоянии двигателя. Схема размещения датчика на рисунке 13.

Датчик температуры масла откачки

Одним из главнейших параметров, определяющих состояние двигателя, является температура масла, откачиваемого из маслоростности подшипников опор. С учетом габаритных размеров ВОД появляется возможность измерять температуру масла откачки из каждой опоры. В свою очередь, это дает информацию для локализации места возможного дефекта и предотвращения серьезных повреждений всего двигателя. На рисунке 14 приведена схема размещения ВОДТ для измерения температуры масла откачки из каждой опоры двигателя.

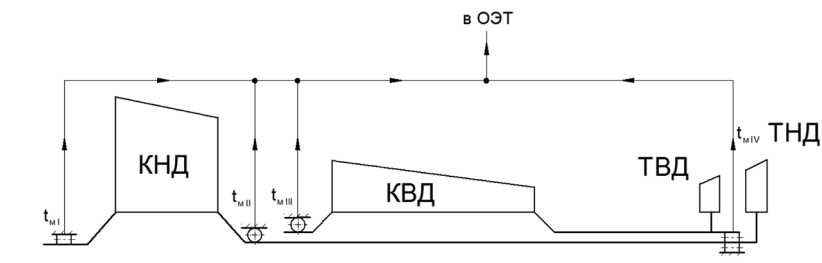


Рис. 14. Схема расположения ВОДТ измерения температуры масла откачки

Датчик температуры газа

Перспективным применением ВОДТ является измерение температуры газа в проточной части авиационных двигателей. В качестве примера приведено размещение ВОД в корпусе термопары Т-99, применяемой на двигателе РД-33МК (рис. 15).

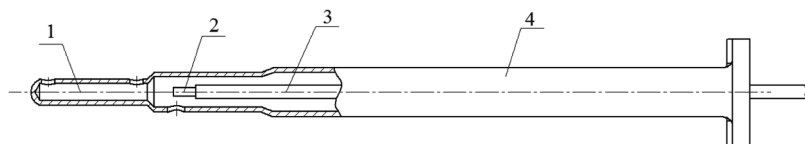


Рис. 15. ВОД для измерения температуры газа в корпусе термопары Т-99:
1 — камера торможения, 2 — чувствительный элемент ВОД, 3 — волокно, 4 — корпус

В случае модификации корпуса термопары с увеличением количества камер торможения по высоте и миниатюризации волокна существует возможность измерения поля температур.

С учетом измеряемого температурного диапазона ВОДТ перспективным будет разместить датчики между турбинами низкого давления (ТНД) и высокого давления (ТВД). Для примера рассмотрено размещение ВОДТ в сопловом аппарате ТНД. Существует возможность выполнить ряд замеров по высоте соплового аппарата (СА) с получением замера поля температур, эта информация позволит оценивать работу форсунок камеры сгорания и в перспективе конструктивными мероприятиями или регулированием снизить величину неравномерности поля температур. Схема размещения ВОДТ в корпусе СА ТНД приведена на рисунке 16.

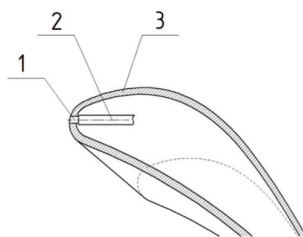


Рис. 16. Размещение ВОДТ в корпусе СА ТНД:

1 — чувствительный элемент,
2 — волокно, 3 — корпус соплового аппарата

По результатам проработки применения ВОИС на двигателе РД-33МК показаны преимущества: снижение массы САУ и К двигателя на 30% (с учетом роста массы вторичной аппаратуры) с одновременным увеличением количества информации о рабочих параметрах двигателя. Габаритные показатели ВОИС позволяют обеспечить многократное резервирование измерения параметров двигателя без существенных конструктивных изменений мест размещения датчиков.

Для двигателей семейства РД-33 появляется перспективная возможность измерения величин температуры газа и распределения поля температур за турбиной высокого давления, температурного состояния подшипника опор двигателя, вибрации корпуса подшипников, частот вращения роторов двигателя, положения направляющих аппаратов вентилятора.

Появляется абсолютная взрывопожароустойчивость системы измерения, отсутствие чувствительности к электромагнитным помехам и устойчивость к жестким условиям эксплуатации. Основной трудностью в ходе применения ВОИС в бортовых системах САУ и К двигателей на настоящий момент является разработка вторичной аппаратуры.

Выводы

1. Волоконно-измерительные системы могут быть применены в системах управления и контроля двигателей семейства РД-33.
2. Проанализировать возможности и достоинства применения волоконно-измерительных технологий на двигателях ТВ3-117 и ТВ7-117.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Буймистрюк Г. Я.* Информационно-измерительная техника и технология на основе волоконно-оптических датчиков и систем: монография. СПб: ИВА, ГРОЦ Минатома, 2005. 191 с.

2. Система контроля и диагностирования авиационных газотурбинных двигателей бортовая. Общие требования. ОСТ 1 02621-96
3. Материалы компании «Интел-системы» (ПФ). URL: <http://www.isi.spb.ru>.
4. Удд Э. Волоконно-оптические датчики. М: Техносфера, 200. 520 с.
5. Бейли Д., Райт Э. Волоконная оптика: теория и практика. М.: КУДИЦ-ОБРАЗ, 2006. 320 с.
6. Righini G. C. An introduction to optoelectronic sensors. Hackensack; London: World Scientific, 2009. 585 с. (Series in optics and photonics. Vol. 7).

УДК 621.452: 621.67-83

О. С. Гуревич, А. И. Гулиенко

*НТЦ «Центральный институт авиационного моторостроения
им. П. И. Баранова», Москва
gurevich_os@ciam/ru*

СИСТЕМЫ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ «ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО» САМОЛЁТА

Рассмотрены принципы построения систем управления, топливопитания и смазки «электрического» газотурбинного двигателя и определены требования к электрическим устройствам таких систем. Приведены характеристики и результаты исследований разработанных демонстраторов электрических систем.

Использование электрических технологий в различных системах самолётов и двигателей рассматривается как одно из наиболее перспективных направлений улучшения их характеристик.

На современных самолётах для работы его различных систем используются три источника энергии: гидравлическая, пневматическая и электрическая. Наличие многочисленных гидравлических и пневматических коммуникаций снижает надёжность систем, увеличивает габариты и массу агрегатов, ограничивает функциональные возможности, удорожает обслуживание.

Улучшение этих показателей становится возможным при использовании на самолёте одного вида энергии — электрической. Такой подход реализуется в перспективных разработках путём создания «электрического» самолёта и «электрического» ГТД для него. При этом предъявляются новые требования к построению электрической системы самолёта: увеличивается потребление электроэнергии, для снижения массы электрических агрегатов и коммуникаций необходимо повышение напряжения бортовой сети до 270–540 В постоянного тока.

Базовым энергетическим узлом «электрического» самолёта является «электрический» газотурбинный двигатель (ЭГТД).

Внедрение «электрических» технологий на авиационных ГТД позволит уменьшить массу двигателя и его мидель на 10–20 %, снизить температуру топлива перед форсунками, уменьшить затраты на техобслуживание и улучшить экологические характеристики.

«Электрический» ГТД может быть выполнен без отбора воздуха из компрессора и механической коробки приводов агрегатов двигателя и самолёта: насосов, генераторов, приводов постоянных оборотов и др. В его системах используются электрические устройства для привода насосов топливной системы и органов механизации газового тракта. Для подвеса роторов двигателя рассматриваются два варианта: с обычными подшипниками качения и системой смазки, в которой применяются электроприводные насосы, и с магнитными подшипниками, для которых смазка не нужна. Второй вариант относится к более отдалённой перспективе в связи трудностями получения приемлемой массы магнитных подшипников при современных технологиях. На рисунке 1 показаны основные отличия современного и полностью «электрического» ГТД.

Основными источниками энергии на «электрическом» самолёте являются встроенные в ГТД стартёр-генератор и дополнительный генератор, а в качестве силовых исполнительных устройств используются электроприводы.

В ЭГТД применяются системы автоматического управления, топливопитания и смазки на базе электроприводов, системы запуска ГТД и генерации электроэнергии с помощью стартёра-генератора. Необходимо оптимизировать характеристики двигателя при уменьшении отбора воздуха и увеличении отбора механической мощности, предусмотреть в конструкции ГТД и его проточной части размещение встроенных стартёра-генератора и дополнительного генератора.

<i>Современный ГТД</i>	<i>«Электрический» ГТД</i>
Коробка приводов	Без коробки приводов Встроенный стартёр-генератор
Силовые приводы на топливе	Электрические приводы (ЭП)
Механические подшипники с системой смазки	Магнитные подшипники
Отбор воздуха для самолётных систем	Без отбора воздуха для ЛА
Привод насосов систем топливопитания и смазки от вала ротора высокого давления (РВД)	Регулируемый электропривод насосов Гибкое управление подачей топлива и масла изменением частоты вращения ЭП
Необходимость разогрева масла для запуска при низкой температуре	Управление опорожнением масляных полостей опор

Рис. 1. Отличия современного и полностью «электрического» ГТД

Возможность создания ЭГТД во многом зависит от характеристик используемых электрических устройств: электроприводов, генераторов, преобразователей переменного тока в постоянный, аккумуляторов и топливных элементов. В таблице 1 приведены современные характеристики этих устройств и перспективные требования к ним.

Характеристики электрических устройств для систем ГТД

Тип устройства	Удельная масса устройства, кг/кВт			
	2016 г. Современные технологии	2020–2025 г. Эволюция технологий	~ 2030–2040 г. Криогенное охлаждение	~ 2050 г. Сверхпро- водимость
Электроприводы до 20–50 кВт >300 кВт	0.5–1.0 0.32	0.2 0.15	0.1–0.15	0.04
Генераторы до 100–150 кВт ($n < 10\,000$ об/мин)	0.4	0.15–0.3	0.1	0.03
Преобразователи АС / DC	0.3	0.15	0.1	0.03
Аккумуляторы	9.0	2.2	1.0–1.3	
Топливные элементы (на керосине)	4–8	3–4	2–3	1–1.5
Необходимо для реализации		«Электри- ческого» ГТД	Гибридной СУ	Полностью «электриче- ской» СУ

Работы ведущих мировых разработчиков ГТД, а также выполненные в ЦИАМ исследования показывают, что достигнутый уровень электрических технологий позволяет считать концепцию «электрических» газотурбинного двигателя и самолёта осуществимой в ближайшем будущем. Уже реализованы специальные европейские программы РОА и МОЕТ построения «электрического» самолёта, имеется целый ряд специальных государственных и фирменных программ в США и Европе в обеспечение развития этого направления, разработаны «более электрический» самолёт Boeing 787 и истребитель F-35, элементы электрификации имеются и на самолёте Airbus 380 и др.

Наиболее приемлемыми для систем «электрического» ГТД являются регулируемые электроприводы и стартеры-генераторы на базе вентильных электродвигателей постоянного тока с возбуждением от высокоэнергетических постоянных магнитов и микропроцессорных блоков управления с силовыми биполярными транзисторами. При этом блоки управления должны иметь возможность работы в режиме регулирования частоты вращения ротора электродвигателя или в режиме регулирования тока в его силовых обмотках. В последнем случае обеспечивается поддержание заданного значения крутящего момента и, следовательно, например, перепада давлений на насосе.

Электроприводные исполнительные механизмы для управления положением лопаток направляющих аппаратов компрессора могут быть построены на основе электромеханизма поступательного движения с силовым редуктором и шарико-винтовой парой.

Использование электропривода в топливной системе позволяет дозировать топливо в камеру сгорания без специального дозатора: величина расхода определяется частотой вращения насоса. Меняется и система подачи топлива, так как

пропадает необходимость в устройствах перепуска и дросселирования для согласования расхода топлива на выходе насоса с потребностями двигателя в связи с отсутствием жесткой связи между частотой вращения вала двигателя и ротора насоса.

Необходимая отказоустойчивость может быть достигнута структурным построением систем, выбором типа агрегатов (насосов) и их характеристик, высокой надёжностью электроприводов. Надёжность вентильного электропривода с постоянными магнитами на роторе может быть обеспечена использованием многофазного электродвигателя (5–6 фаз) и двухканального блока управления, резервированием датчиков положения ротора и алгоритмическими средствами.

Система автоматического управления (САУ) «электрического» ГТД представляет собой цифровую электронную САУ типа FADEC, распределённую полностью или частично. В ней используются электрические приводы насосов в системе топливопитания и для привода органов механизации проточной части. Наличие отдельных блоков (систем) управления электроприводами, режим работы которых задаётся регулятором двигателя, уже делает систему распределённой.

При применении электроприводов в системе смазки двигателя задача управления её насосами возлагается на САУ и расширяет её функции.

Схема системы топливопитания с элементами повышенной её надёжности отдельно показана на рисунке 2.

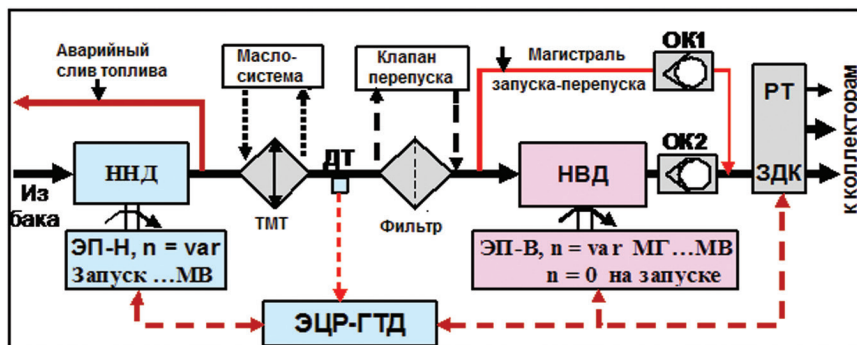


Рис. 2. Структурная схема отказоустойчивой системы топливопитания ГТД

При запуске ГТД работает только электропривод ЭП-Н насоса низкого давления ННД. Топливо подаётся к форсункам двигателя по магистрали запуска, обеспечивающей перепуск вокруг насоса высокого давления НВД. При этом обратный клапан ОК1 автоматически открывается, а ОК2 закрывается. После выхода на режим малого газа (МГ) включается электропривод ЭП-НВД, что приводит к открытию обратного клапана ОК2 и закрытию ОК1. По командам от электронного цифрового регулятора двигателя ЭЦР-ГТД работают оба насоса, обеспечивая требуемый расход топлива на всех режимах работы двигателя. Аварийный слив топлива осуществляется насосом ННД.

При нормальной работе системы подачи топлива регулятор двигателя ЭЦР-ГТД определяет необходимый для двигателя расход топлива, по величине которого формируется сигнал о необходимой частоте вращения насоса высокого давления НВД. Этот сигнал (уставка) поступает в электропривод ЭП-В насоса НВД, и он обеспечивает требуемый расход топлива. Одновременно ЭЦР-ГТД формирует сигнал о требуемой величине тока в обмотках электропривода ЭП-Н насоса низкого давления ННД для реализации давления, достаточного для нормальной работы НВД без кавитации.

При отказе насоса высокого давления регулятор ЭЦР-ГТД формирует сигнал на отключение электропривода ЭП-В и перевод электропривода ЭП-Н насоса низкого давления в режим поддержания частоты его вращения, необходимой для подачи в камеру сгорания требуемого расхода топлива.

При отказе насоса низкого давления подачу топлива обеспечивает насос высокого давления. Для исключения кавитации НВД регулятор ЭЦР-ГТД переводит НВД на пониженный режим работы двигателя, позволяющий продолжить полёт и выполнить посадку самолёта.

В двухступенчатой отказоустойчивой системе топливопитания (рис. 2) возможно снижение на 25–30 % перепада давлений на шестерённом насосе (ШН) высокого давления на режимах с максимальным расходом топлива, что приведёт к повышению ресурса насоса. Это обеспечивается перераспределением реализуемых перепадов давления между насосами высокого и низкого давления путём изменения заданной величины давления перед насосом высокого давления и раскруткой насоса низкого давления до максимальной частоты вращения.

В состав агрегатов электроприводных систем смазки, по сравнению с традиционными маслосистемами, добавляются электродвигатели и блоки управления ими. При этом целесообразно иметь автономный электропривод нагнетающего насоса, электроприводы для откачивающих насосов и суфлёра. Раздельное управление нагнетающим и откачивающими насосами позволяет улучшить условия запуска ГТД путём опережающей откачки масла из опор двигателя до его запуска и последующего включения электропривода нагнетающего насоса. На рисунке 3 приведена принципиальная схема электроприводной системы смазки для ТРДД, содержащая два двухступенчатых шестерённых насоса, один из которых откачивает двухфазную смесь из опор вентилятора, КВД и коробки приводов, а второй — из опор ТВД и ТНД, нагнетающий насос и центробежный суфлёр.

Масло из маслобака 1 поступает в нагнетающий насос 2 и далее по трубопроводу 8 на охлаждение подшипниковых узлов опор 5, 6 и зубчатых передач двигателя. Из передних опор 5 (условно «холодная» часть) масловоздушная смесь откачивается насосами 3 с электроприводом 12, а из задних 6 (условно «горячая» часть) — насосами 4 с электроприводом 13. Двухступенчатые откачивающие насосы выполнены с двукратным превышением по подаче относительно подачи чистого масла в места откачки. Из откачивающих насосов двухфазная смесь по трубопроводу 9 поступает в маслобак 1. Внутренние полости опор и маслобака суфлируются центробежным суфлером 7 с электроприводом 14. Как и в традиционных системах смазки, электроприводная система содержит воздушно-масляный и топливомасляный теплообменники, защитные фильтры,

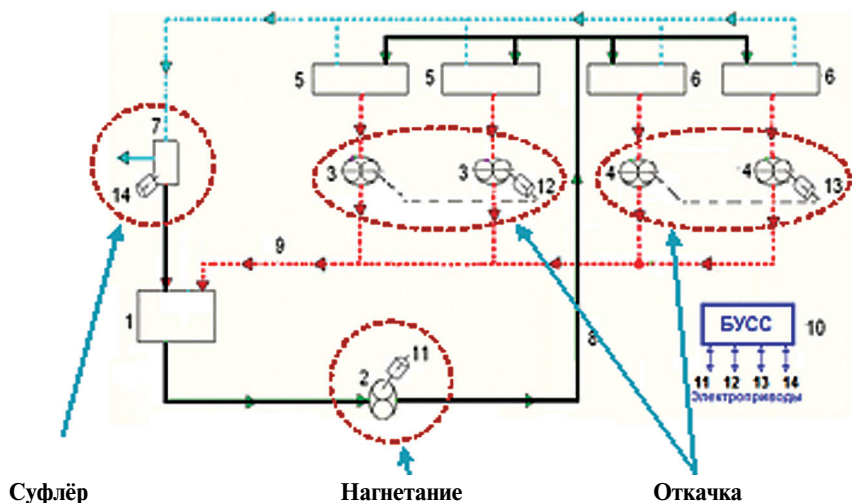


Рис. 3. Структурная схема электроприводной системы смазки ТРДД

перепускной и предохранительный клапана, магнитные сигнализаторы стружки и другие устройства.

Управление работой электроприводов системы смазки осуществляет цифровой электронный блок управления 10 (БУСС). Требуемая подача масла и откачка насосов обеспечивается изменением частоты вращения электроприводов по величине уставки, формируемой в виде задаваемой частоты вращения в БУСС. Значения уставки поступает в блок управления соответствующего электропривода, алгоритмы работы которого обеспечивают своими внутренними обратными связями требуемую частоту вращения электродвигателя (насоса).

Величина требуемой частоты вращения нагнетающего насоса, а следовательно, и подачи масла формируется в зависимости от температуры масла (для обеспечения холодного запуска двигателя) и режима работы двигателя, в том числе его авторотации. Частота вращения откачивающих насосов может быть функцией частоты вращения нагнетающего насоса для обеспечения превышения их производительности над необходимой величиной подачи масла в соответствующие полости.

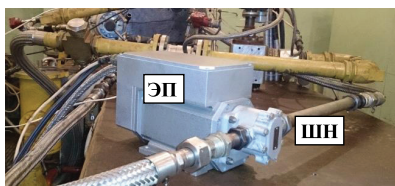
Регулирование давления за нагнетающим насосом осуществляет электронный регулятор давления в БУСС.

Отказоустойчивость электроприводной системы смазки при отказах в электроприводах может быть достигнута путём структурного построения гидравлической части системы, в которой, по сравнению с традиционными системами, добавляются органы управления в виде отсечных и трёхпроходных клапанов, позволяющих осуществить реконфигурацию схемы подключения нагнетающего и откачивающего насосов при отказе их электропривода для выполнения функции отказавшего привода.

По техническим заданиям ЦИАМ совместно с агрегатными ОКБ разработаны и испытаны демонстраторы систем ЭГТД: система автоматического управления с электроприводными исполнительными органами, электроприводной насос мощностью 25кВт, стартёр-генератор постоянного тока, активный и пассивный радиальные магнитные подшипники, электроприводная система смазки [1].

Электроприводной насос с регулируемым вентильным электроприводом мощностью 25 кВт разработан для привода шестерённого насоса высокого давления с расходом топлива до 5000 кг/ч при давлении на выходе из насоса до 90 бар и частоте вращения, изменяющейся в диапазоне 400–12000 об/мин. Электропривод насоса имеет удельную массу около 0.5 кг/кВт, которая получена в результате использования разработанной в ЦИАМ методики проектирования с учётом полётного цикла двигателя, возможности форсирования электропривода по току, охлаждения топливом статора и ротора электродвигателя, а также силовых ключей блока управления. Насос разработан в ОАО «ОМКБ» (г. Омск), а электропривод — в ОАО «Электропривод» (г. Киров). На рисунке 4, А приведена фотография электроприводного насоса, установленного на испытательном стенде ЦИАМ.

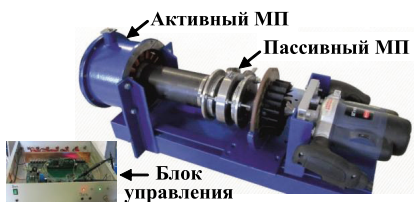
Стартёр-генератор (СТГ) постоянного тока с выходным напряжением 270 В с переменной частотой вращения (рис. 4, Б) разработан в ОАО «АКБ «Якорь». Он предназначен для отработки технологий запуска на двигателе-демонстраторе АИ-25ТЛ, установленном на стенде У-7М ЦИАМ. Электромашинный агрегат СТГ выполнен на базе вентильного двигателя с постоянными магнитами на роторе, статический преобразователь использует широтно-импульсный способ регулирования тока, максимальный крутящий момент на запуске равен 30 Нм, мощность в генераторном режиме —4.5 кВт.



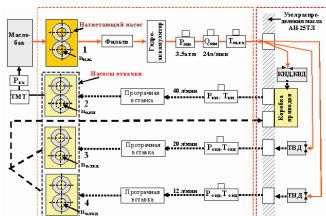
А. Электроприводной шестерённый насос



Б. Стартёр-генератор с напряжением =270В



В. Магнитный подвес ротора



Г. Электроприводная система смазки

Рис. 4. Демонстраторы электрических технологий, разработки ЦИАМ

Радиальные активный магнитный подшипник (МП) с электронным блоком управления и пассивный МП (рис. 4, В) разработаны в ООО «ЭРГА» (г. Калуга). Подшипники предназначены для подвеса имитатора ротора ГТД массой 57 кг с частотой вращения до 25000 об/мин. Масса подшипников равна 12.7 кг и 2 кг соответственно, а их несущая способность — 800 и 1000 Н.

При доступных современных технологиях масса всей системы подвеса роторов высокого и низкого давления на разработанных активных магнитных подшипниках превышает примерно в 1.5 раза массу традиционной системы подвеса роторов ГТД. Применение перспективных технологий, ожидаемых в период до 2020 г., должно позволить снизить массу МП до приемлемых величин. К числу таких технологий относятся постоянные магниты с высокой коэрцитивной силой, совмещение в конструкции активных и пассивных магнитных подшипников (гибридные МП), построение системы без датчиков положения ротора.

Разработанная в ЦИАМ демонстрационная электроприводная система смазки (ДЭСС) содержит четыре шестерённых насоса промышленного исполнения типа НМШ, каждый из которых приводится во вращение от асинхронного электродвигателя с цифровой системой управления (рис. 4, Г). Нагнетающий насос 1 подает масло ко всем опорам двигателя. На выходе откачивающих насосов 3 и 4 масло объединяется в один поток и поступает в коробку приводов (КП), из которой насос 2 подает масло в приводной центробежный воздухоотделитель двигателя и далее на охлаждение в топливомасляный теплообменник (ТМТ), а затем в бак. Изменение частоты вращения всех насосов в диапазоне 145–1450 об/мин (частота тока 5–50 Гц) производится с помощью преобразователей частоты (ПЧ) Е2-8300-003Н. Управление частотой вращения насосов может производиться вручную с пульта или по цифровым линиям связи от системы автоматического управления двигателя.

Испытания ДЭСС на стенде с имитатором масляной полости ГТД показали сильное влияние двухфазности рабочей среды на характеристики системы: увеличивается потребляемая мощность откачивающих насосов, имеет место их динамическое заклинивание.

На рисунке 5 приведена схема демонстрационной САУ (ДСАУ) газотурбинного двигателя, характеристики которой выбраны применительно к двигателю АИ-25ТЛ, используемому в качестве двигателя-демонстратора. Для ДСАУ шестеренный насос (ШН) высокого давления разработан в ОАО ОМКБ, электроприводы — в ОАО «Электропривод», а электронный цифровой регулятор и его программное обеспечение — в ЦИАМ.

ДСАУ содержит электронный цифровой регулятор с датчиками частоты вращения компрессора и вентилятора (n_k , n_v), давления воздуха за компрессором (p_k), расхода топлива (G_T), температуры газа за турбиной (T^*), температуры ($T_{вх}^*$) и давления воздуха ($P_{вх}^*$) на входе в двигатель, положения РУД ($a_{руд}$) и положения НА компрессора ($a_{на}$). В состав системы входят также блоки управления исполнительными устройствами: электроприводом шестеренного насоса (БУ-ШН) и направляющего аппарата (БУ-НА) компрессора, электромагнитные клапаны (ЭМК) для управления клапанами перепуска воздуха (КПВ3 и КПВ5), а также запорный клапан (ЗК) в трубопроводе подачи топлива к форсункам. ЭМК управляются по сигналам блока дискретных команд (БДК) регулятора.

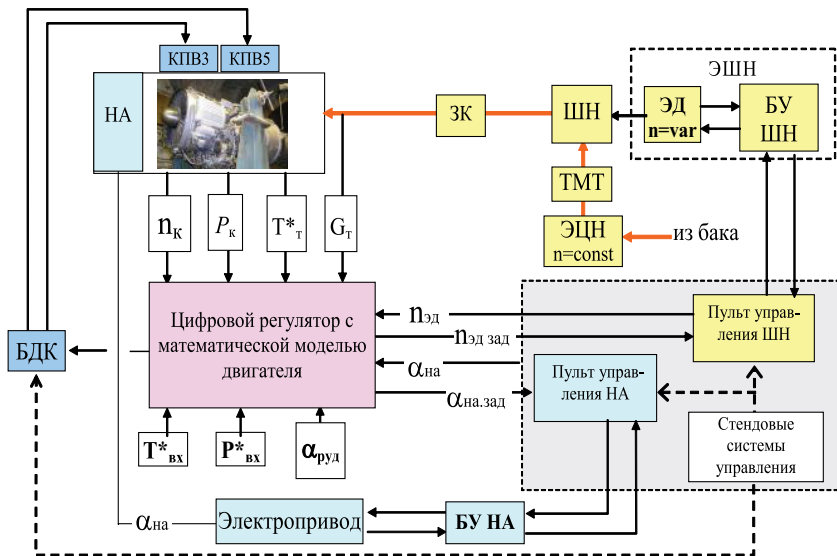


Рис. 5. Структурная схема ДСАУ

ДСАУ воздействует на расход топлива в камеру сгорания, положение лопаток направляющих аппаратов и клапаны перепуска воздуха из компрессора, а также управляет насосами системы смазки. Координацию управления «электрическими» системами двигателя осуществляет электронный цифровой регулятор на базе промышленного компьютера.

Разработанная демонстрационная система управления с электроприводными агрегатами позволила отработать принципы построения электроприводных САУ, их алгоритмическое и аппаратное построение; законы управления электроприводным ШН; помехозащищённое программное обеспечение цифрового регулятора для управления и контроля работы двигателя, а также восстановления информации при отказах датчиков.

Испытания демонстрационной электроприводной САУ показали, что она обеспечивает управление двигателем с требуемыми характеристиками на установившихся и переходных режимах.

Необходимые для разработки систем «электрических» ГТД технологии должны обеспечить возможность создания: электроприводов с удельной массой $< 0.2 - 0.5 \text{ кг/кВт}$, высокооборотных электрогенераторов ($n_{\text{эг}}$ до 50000 об/мин, напряжение постоянного тока 270–540 В, мощность до 300 кВт), высокоинтегрированной термостойкой элементной базы, в том числе силовой (интенсивность отказов $\lambda = 10^{-8} - 10^{-10} \text{ 1/час}$, $t_{\text{раб}} \geq 125^\circ\text{C}$), магнитных подшипников, Smart-датчиков и Smart-исполнительных механизмов для построения распределённых интеллектуальных САУ.

Применение электрических узлов в ГТД позволит получить ряд преимуществ и при их локальном использовании в частично электрифицированном двигателе. Это относится к электрическому приводу в топливной системе и си-

стеме смазки, приводе органов механизации проточной части двигателя. При этом не потребуется увеличение электрической мощности, которой располагает самолёт (или оно будет незначительным), но позволит улучшить температурный режим топливной системы, уменьшить количество трубопроводов, снизить массу двигателя в целом и др.

ЛИТЕРАТУРА:

1. *Gurevich O., Gulienko A., Schurovskiy U.* Demonstration Systems of the «Electric» Gas Turbine Engine // 29th Congress ICAS, St. Petersburg, Russia, September 7–12, 2014. P. 6.

УДК 621.311.238:681.5.015

Б. В. Кавалеров, И. В. Бахирев

*Пермский национальный исследовательский
политехнический университет, Пермь
bahirevy@mail.ru*

ИДЕНТИФИКАЦИЯ ЭЛЕКТРОЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ ГАЗОТУРБИННОЙ УСТАНОВКИ В РЕАЛЬНОМ ВРЕМЕНИ¹

В статье приведены результаты исследования метода идентификации электро-энергетической газотурбинной установки в реальном времени. Экспериментальные данные для идентификации получены с помощью поэлементной модели электро-энергетической газотурбинной установки в процессе управления этой установкой. Процесс идентификации является устойчивым, по Ляпунову. Представленные результаты математического моделирования демонстрируют приемлемую точность полученной в результате идентификации модели газотурбинной установки.

Введение

В настоящее время газотурбинные двигатели достаточно широко применяются в наземных условиях в составе газоперекачивающих агрегатов и электростанций различной мощности. Одним из способов повышения качества электроэнергии, вырабатываемой газотурбинными электростанциями (ГТЭС), является внедрение алгоритмов адаптации. В работе [1] показаны результаты, подтверждающие эффективность применения беспоискового адаптивного управления с эталонной моделью (ЭМ) для электроэнергетической газотурбинной установки (ГТУ). Существенный недостаток этого подхода — это необходимость предварительно исследовать ГТУ для получения статических характеристик. Поскольку статические характеристики могут изменяться с течением времени в ходе эксплуатации ГТУ, применение данного метода в реальных ус-

¹ Опубликованные в статье результаты получены в рамках выполнения государственного задания Минобрнауки РФ № 13.832.2014/К «Разработка методологических основ адаптивного управления автономными и неавтономными газотурбинными электростанциями мощностью до 25 МВт».

ловиях серьезно ограничено. Для устранения этого недостатка рассмотрим возможность идентификации ГТУ в реальном времени.

Теоретические основы идентификации объекта управления в реальном времени с помощью функции Ляпунова

Беспоисковый алгоритм идентификации с адаптивной моделью (БАИАМ) для линейного непрерывного объекта с описанием в пространстве состояний основан на методе функций Ляпунова. При этом процедура в целом в значительной мере остается эвристической, так как нахождение функций Ляпунова для такого класса систем не имеет общих формальных методов [2].

Наиболее простым является случай линейных объекта и модели. В работе [2] метод используется для получения линейной модели линейного объекта. Рассмотрим возможность получения линейной модели нелинейного объекта в реальном времени с использованием математического аппарата из [2]. Для этого будем считать, что в каждый момент времени настраиваемая модель является линейной моделью, соответствующей текущему состоянию нелинейной объекта, для этого в начальный момент времени параметры линейной модели должны соответствовать нелинейному объекту.

Линейный объект и линейная модель описываются в пространствах состояний [2]:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u}, \quad (1)$$

$$\dot{\mathbf{x}}^i = \mathbf{A}^i \mathbf{x}^i + \mathbf{B}^i \mathbf{u}. \quad \dot{\mathbf{x}}^i = \mathbf{A}^i \mathbf{x}^i + \mathbf{B}^i \mathbf{u}. \quad (2)$$

где \mathbf{x} — вектор переменных состояния объекта, \mathbf{x}^m — вектор переменных состояния модели, \mathbf{u} — вектор управления, $\dot{\mathbf{x}}$ — вектор производных переменных состояния объекта, $\dot{\mathbf{x}}^m$ — вектор производных переменных состояния модели.

Соответствующие векторы и матрицы объекта и модели имеют одинаковые размерности, и рассматриваются отклонения

$$\Delta\mathbf{x} = \mathbf{x} - \mathbf{x}^m, \quad \Delta\mathbf{A} = \mathbf{A} - \mathbf{A}^m, \quad \Delta\mathbf{B} = \mathbf{B} - \mathbf{B}^m. \quad (3)$$

Все векторы \mathbf{x} , \mathbf{x}^m , \mathbf{u} , $\dot{\mathbf{x}}$, $\dot{\mathbf{x}}^m$ считаются непосредственно наблюдаемыми (измеряемыми).

Вычитая (2) из (1), находим

$$\Delta\dot{\mathbf{x}} = \Delta\mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{A}^m\Delta\mathbf{x} + \Delta\mathbf{B}\mathbf{u}. \quad (4)$$

Матрица \mathbf{A}^m соответствует текущей настройке модели и известна, $\Delta\mathbf{x}$ определяется непосредственно по измеряемым величинам, так же как и $\Delta\dot{\mathbf{x}}$. Таким образом, наблюдаемый сигнал невязки можно принять равным

$$\Delta\mathbf{z} = \Delta\dot{\mathbf{x}} - \mathbf{A}^m\Delta\mathbf{x} = \Delta\mathbf{A}\mathbf{x} + \Delta\mathbf{B}\mathbf{u}. \quad (5)$$

Алгоритм настройки будет иметь следующий вид:

$$\dot{\mathbf{A}}^m = \Delta\mathbf{z}(\mathbf{K}^* \mathbf{x})^T, \quad \dot{\mathbf{B}}^m = \Delta\mathbf{z}(\mathbf{D}^* \mathbf{u})^T. \quad (6)$$

Структурная схема, соответствующая уравнениям (1), (2), (6) и соотношению $\Delta z = \Delta \dot{x} - A^M \Delta x$, приведена на рисунке 1.

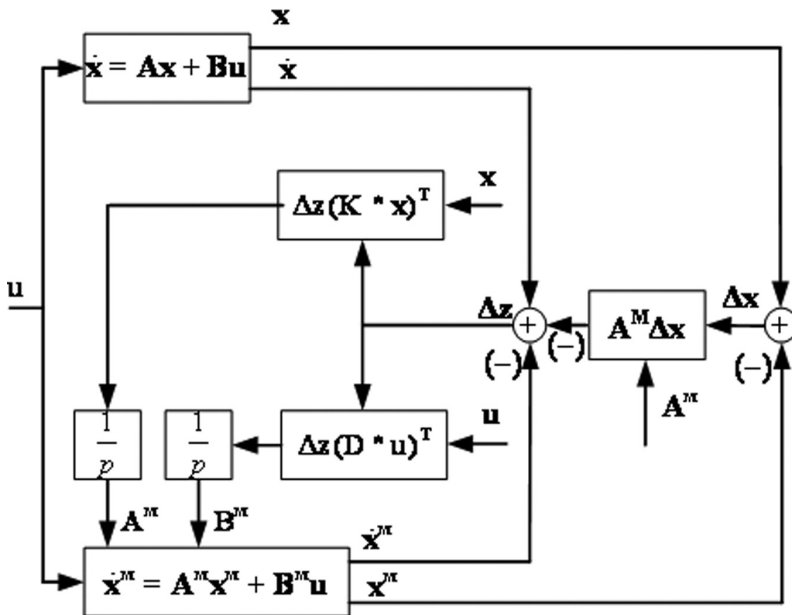


Рис. 1. Структурная схема идентификации в реальном времени

Если разработать разностную схему для численного интегрирования (2), (6), то реализация данного БАИИМ в программном виде, как легко видеть, требует вычислительной производительности лишь в полтора-два раза большей той, которая необходима для моделирования идентифицируемого объекта в реальном времени [2]. Однако здесь требуется высокая степень непосредственной наблюдаемости объекта (измерение x и измерение или вычисление δ).

Результаты исследования данного метода для случая, когда и настраиваемая модель и нелинейный объект идентификации имеют равный порядок, рассмотрены в работе [3].

Практическая реализация метода идентификации объекта управления в реальном времени с помощью функции Ляпунова.

Рассмотрим настройку параметров линейной модели по нелинейной модели ГТУ. Нелинейная модель ГТУ является сложной поэлементной моделью, построенной по физическим принципам, и включает в себя нелинейные зависимости между внутренними переменными. Нелинейная модель ГТУ выступает в качестве объекта, параметры которого неизвестны. Структура линейной модели ГТУ представлена на рисунке 2.

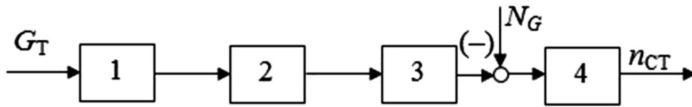


Рис. 2. Структура нелинейной модели ГТУ: 1 — K_{TS} ; 2 — $\frac{1}{T_{TK}p + 1}$; 3 — K_E ; 4 — $\frac{1}{J_{CT}p}$.

K_{TS} — коэффициент, отражающий преобразование расхода топлива (кг/час) в обороты турбокомпрессора (об/мин); T_{TK} — постоянная времени турбокомпрессора; K_E — коэффициент, отражающий преобразование частоты вращения турбокомпрессора (об/мин) в мощность свободной турбины (кВт); N_G — мощность нагрузки (кВт); J_{CT} — суммарный приведенный к валу свободной турбины момент инерции; n_{CT} — частота вращения свободной турбины (об/мин).

Линейная модель включает в себя помимо модели ГТУ регулятор частоты вращения свободной турбины и регулятор дозатора топлива.

Передаточная функция регулятора n_{CT} имеет следующий вид [1]:

$$W_{CT}(p) = k_{\Pi} \frac{k_i + k_f p}{k_i + p}, \quad (7)$$

передаточная функция дозатора газа:

$$W_G(p) = \frac{1 + T_{ДP}}{p} k_{Д}. \quad (8)$$

Вектора x и x^M включают в себя $x_1 = n_{CT}$, $x_2 = n_{TK}$, x_3 — выход интегратора регулятора дозатора газа, x_4 — выход интегратора регулятора n_{CT} .

В начальный момент времени линейная и нелинейная модели соответствуют режиму работы ГТУ при номинальной нагрузке 12 МВт, таким образом, в каждый момент времени матрицы линейной модели получают приращение, соответствующее с некоторой погрешностью изменениям нелинейного объекта.

Результаты моделирования

В процессе моделирования нагрузка менялась следующим образом: 12000—10000—7000—12000 кВт. Линейная модель настраивается в реальном времени.

На рисунках 3—6 приведены графики переходных процессов для линейной настраиваемой модели и нелинейного объекта управления (ГТУ). Частота вращения турбокомпрессора на основании выше приведенных графиков является наиболее сложной для идентификации в темпе процесса.

Заключение

Предложенный метод идентификации в процессе управления демонстрирует высокую точность и быстродействие. К недостаткам метода можно отнести требовательность к параметрам: должен быть измерим не только вектор переменных состояния, но и вектор производных переменных состояния. Получен-

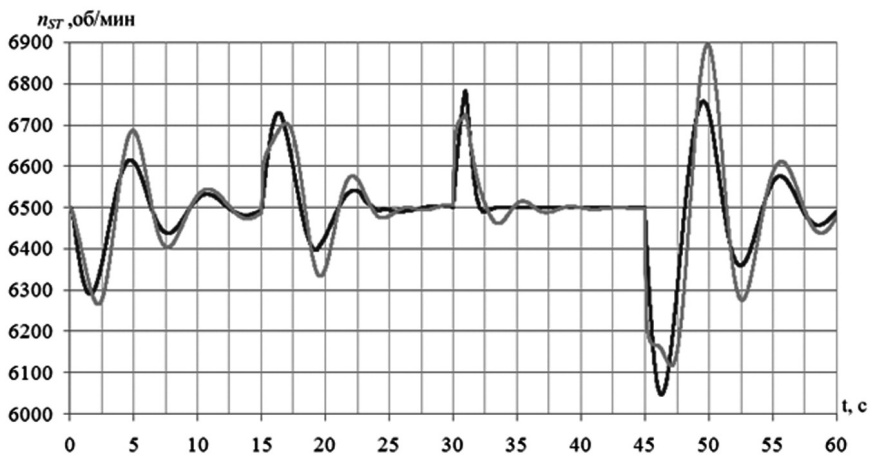


Рис. 3. Частота вращения свободной турбины: серый — настраиваемая линейная модель, чёрный — объект управления

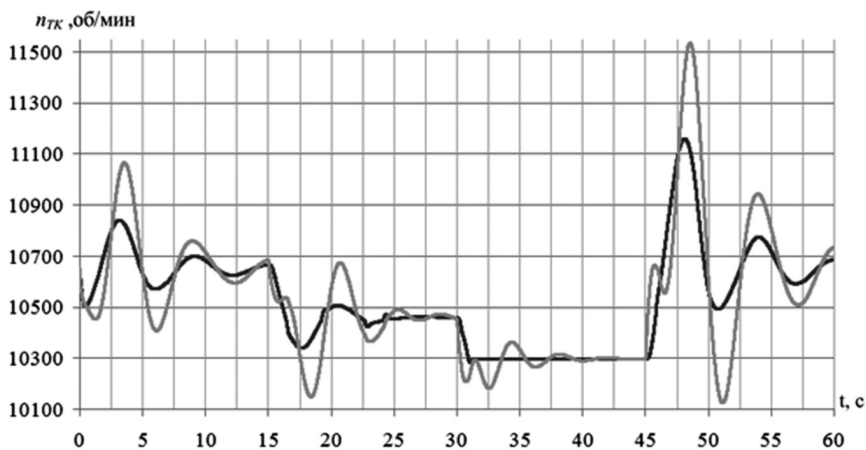


Рис. 4. Частота вращения турбокомпрессора: серый — настраиваемая линейная модель, чёрный — объект управления

ная таким образом линейная настраиваемая модель может быть использована в составе адаптивных регуляторов или для настройки коэффициентов регуляторов ГТУ для ГТЭС.

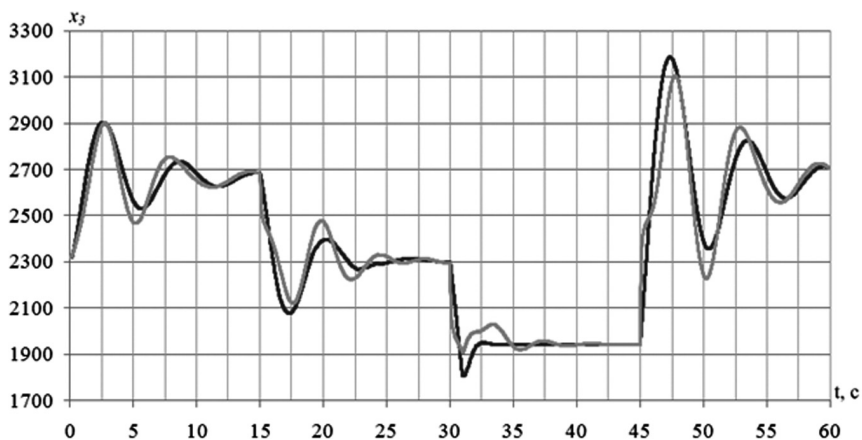


Рис. 5. Интегратор регулятора дозатора: серый — настраиваемая линейная модель, чёрный — объект управления

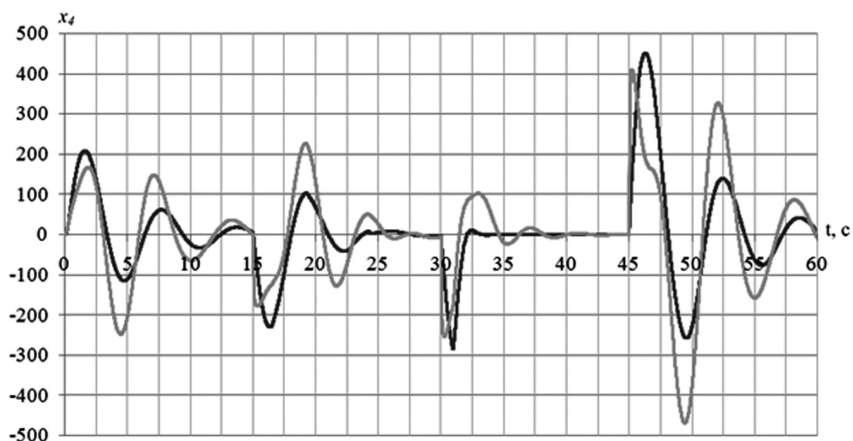


Рис. 6. Интегратор регулятора свободной турбины: серый — настраиваемая линейная модель, чёрный — объект управления

ЛИТЕРАТУРА

1. Бахирев И. В., Басаргин Ш. Д., Кавалеров Б. В. Адаптивное управление газотурбинной установкой с эталонной моделью и сигнальной настройкой // Системы управления и информационные технологии. 2015. № 2(60). С. 71–76.

2. *Красовский А. А.* Справочник по теории автоматического управления. изд. М.: Наука, 1987. 711 с.
3. *Бахирев И. В., Кавалеров Б. В.* Идентификация в темпе переходного процесса при управлении электроэнергетической газотурбинной установкой // Системы управления и информационные технологии. 2016. № 2(64). С. 73–77.

УДК 621.311.238:004.032.26

Г. А. Килин, Б. В. Кавалеров

*Пермский национально исследовательский
политехнический университет, Пермь
thisisforasm@rambler.ru*

РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ГАЗОТУРБИНОЙ ЭЛЕКТРОСТАНЦИИ НА ОСНОВЕ ТЕХНОЛОГИИ НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ

В данной статье рассматривается использование технологий нейронных сетей в задачах получения математической модели газотурбинной электростанции. Основным и наиболее весомым преимуществом такого подхода является автоматическое построение модели в процессе обучения нейронной сети, что позволяет значительно упростить данную процедуру. Несмотря на то что нейронные сети являются в некотором роде универсальным подходом для решения поставленных задач, конкретно для каждой задачи необходимо настраивать параметры нейронной сети. В рассматриваемом случае математическая модель предназначена для настройки системы управления газотурбинной установкой. Имея модель, мы можем на ее основе провести множество экспериментов, например произвести настройку параметров автоматического регулятора, не эксплуатируя реальную систему. В итоге использование модели приводит к существенной экономии как материальных, так и временных ресурсов.

Введение

Нейронные сети находят широкое применение во многих задачах, таких как распознавание изображений [1], определения эмоциональной реакции человека [2], они могут использоваться и в задачах идентификации ГТУ [3]. Газотурбинная электростанция являются нелинейной системой [4], а как известно [5], нейронные сети способны аппроксимировать любой вид нелинейности, что является одним из существенных преимуществ нейронных сетей. На рисунке 1 представлена архитектура модели газотурбинной электростанции.

Опубликованные в статье результаты получены в рамках выполнения государственного задания Минобрнауки РФ № 13.832.2014/К «Разработка методологических основ адаптивного управления автономными и неавтономными газотурбинными электростанциями мощностью до 25 МВт».

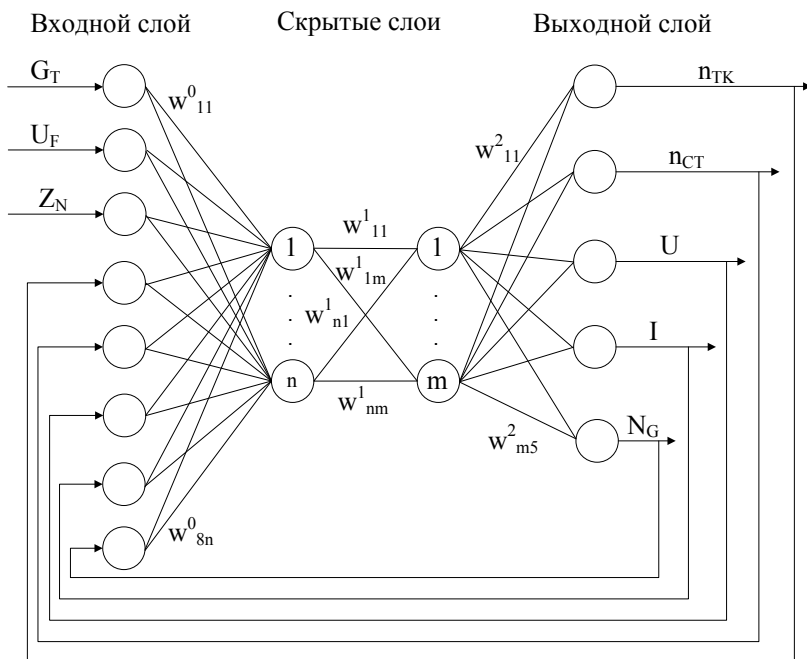


Рис. 1. Архитектура нейронной сети газотурбинной электростанции где n_{TK} — скорость вращения турбокомпрессора; n_{CT} — скорость вращения свободной турбины; U — напряжение синхронного генератора (СГ); I — ток СГ; N_G — мощность СГ; G_T — расход топлива; U_F — напряжение обмотки возбуждения; Z_N — статическая нагрузка СГ; w^{ab}_{bc} — весовой коэффициент связи (a — индекс таблицы весов, b — номер нейрона в слое откуда идет связь, c — номер нейрона в слое куда приходит связь). Необходимо добавить, что количество нейронов в обоих скрытых слоях равно 30 ($n = m = 30$).

Адаптация нейронной сети к задаче получения математической модели газотурбинной электростанции

Архитектура нейронной сети (см. рис. 1) была получена в ходе длительного итеративного процесса на основе получаемых данных. Главными параметрами, которые необходимо было получить, являются:

1) Количество скрытых слоев и количество нейронов в скрытых слоях.

Основываясь на том, что однослойный перцептрон (1-й скрытый слой) способен аппроксимировать любой вид нелинейности [5], для нашей сети мы взяли 2 скрытых слоя (с запасом). Количество нейронов в скрытых слоях устанавливалось больше, чем количество входных нейронов.

2) Тип архитектуры нейронной сети

Для решения поставленной задачи были взяты самые простые в реализации и самые проверенные временем типы архитектуры. В итоге используемая

нами сеть является полносвязной, а также рекуррентной, так как такой тип дал наиболее оптимальные для нас результаты.

3) Функция активации

Исходя из того, что газотурбинная электростанция является нелинейной системой [4], в качестве функции активации нам также необходима нелинейная функция. Исходя из этого, в качестве функции активации был выбран гиперболический тангенс (рис. 2).

$$\tanh x = \frac{e^{2x} - 1}{e^{2x} + 1}. \quad (1)$$

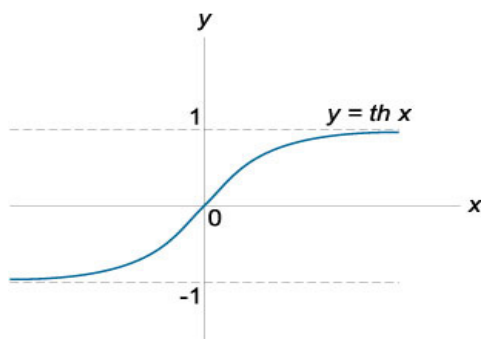


Рис. 2. Гиперболический тангенс

4) Алгоритм обучения

Особенностью нейронных сетей [5] является тот факт, что их не настраивают в привычном для нас понимании слова, а обучают, подавая на вход нейронной сети обучающую выборку. В качестве алгоритма обучения был выбран самый простой в реализации и проверенный временем алгоритм обратного распространения ошибки.

Полученные результаты

Из всех выходных значений, которые мы получаем на основе модели, наиболее значимыми из них с точки зрения электроэнергетики являются скорость вращения свободной турбины и напряжение синхронного генератора (так как необходимо поддерживать постоянную частоту и напряжение электросети). Сравнение экспериментальных и модельных данных представлено ниже (рис. 3, 4). В таблице 1 приведена мера адекватности модели по критерию Тейла [6]. Экспериментальные данные получены при использовании программного комплекса КМЭС [7], разработанного для ОАО «Авиадвигатель» (г. Пермь), в состав комплекса включены: полноразмерная поэлементная модель ГТУ, а также модель СГ и модель электросети на основе уравнений Парка—Горева [8], учитывающие все основные виды нелинейностей с учетом общепринятых допущений.

Адекватность этих моделей подтверждена сравнением с данными стендовых испытаний газотурбинных электростанций.

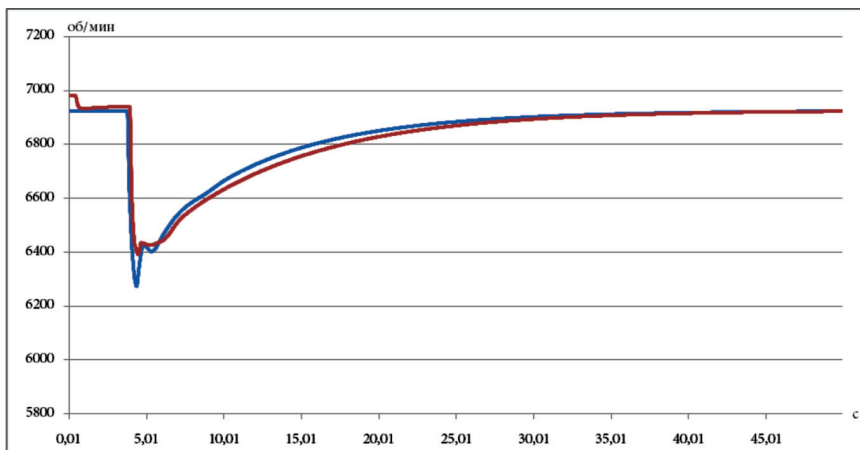


Рис. 3. Изменение скорости вращения свободной турбины (синяя — экспериментальная, красная — модельная; данный рисунок иллюстрирует время, за которое свободная турбина устанавливается за время 50 сек. при набросе нагрузки)

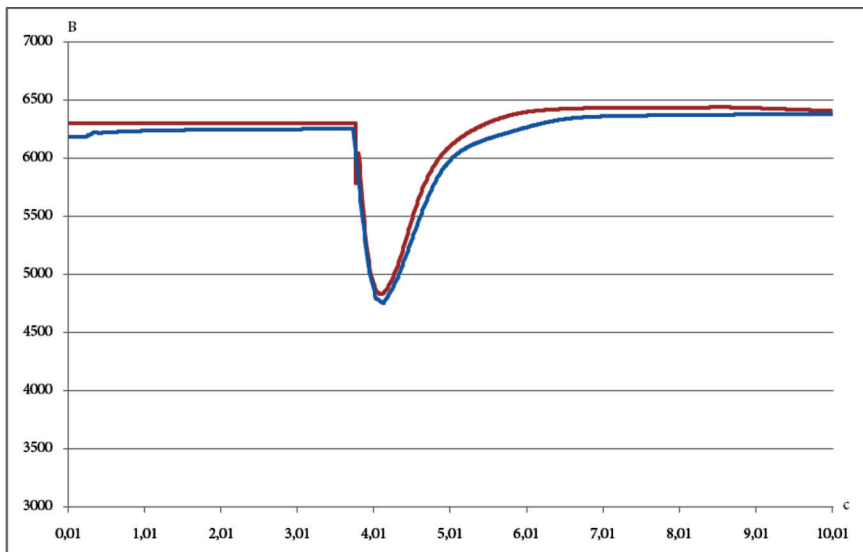


Рис. 4. Изменение напряжения СГ (красная — экспериментальная, синяя — модельная; данный рисунок иллюстрирует различие моделей за время 10 сек. при набросе нагрузки)

Мера адекватности

Переменная	Мера адекватности модели
Скорость вращения свободной турбины (50 сек.)	0.00433
Действующее напряжение синхронного генератора (10 сек.)	0.01476

Заключение

Нейронные сети являются мощным и перспективным инструментом в задачах получения математических моделей [9]. Стоит отметить, что для эффективной работы такой инструмент необходимо настраивать. При этом сама теория нейронных сетей постоянно развивается, появляются новые виды архитектур, алгоритмов обучения. В свою очередь, сама процедура получения математической модели легко автоматизируется, так как человек непосредственно участвует только при получении экспериментальных данных, на которых модель будет обучаться, и при непосредственной настройке параметров нейронной сети.

ЛИТЕРАТУРА

1. Дружи А. А. Применение сверточных нейронных сетей для выделения и распознавания автомобильных номерных знаков на изображениях со сложным фоном // Изв. Томск. Политехн. Ун-та. 2014. Т. 324, № 5.
2. Розалиев В. Л., Бобков А. С., Федоров О. С. Применение нейронных сетей и грануляции при построении автоматизированной системы определения эмоциональной реакции человека // Изв. Волгогр. гос. техн. ун-та. 2010. Т. 11, № 9.
3. Asgari H. et al. Artificial neural network-based system identification for a single-shaft gas turbine // Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. 2013. Т. 135, N 9. P. 092601.
4. Гольберг Ф. Д., Батенин А. В. Математические модели газотурбинных двигателей как объектов управления. М.: Изд-во МАИ, 1999. 82 с.
5. Хайкин С. Нейронные сети: полный курс. 2-е изд. М.: Издательский дом Вильямс, 2008.
6. Тейл Г. Эконометрические прогнозы и принятие решений. М.: Статистика, 1971. 488 с.
7. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2011611839 РФ. Программный комплекс «Комплекс математических моделей электрогенератора и электросети» «КМЭС» / А. Б. Петровичев, Б. В. Кавалеров, А. А. Шигапов, К. А. Один, А. И. Полулях, А. С. Ситников, И. Г. Лисовин, Е. Н. Ширинкина. Дата регистрации: 28.02.2011.
8. Веников В. А. Переходные электромеханические процессы в электрических системах. 1978.
9. Клиин Г. А., Ждановский Е. О. Получение быстрорешаемой модели системы «ГТУ — синхронный генератор» с помощью идентификации // Энергетика. Инновационные направления в энергетике. CALS-технологии в энергетике. 2014. № 1. С. 178–188.

УДК 621.7.011

А. К. Онищенко, Д. М. Забелян, В. А. Кобизский, Д. А. Матвеев

АО «НПП газотурбостроения “Салют”», Москва

bmpd@salut.ru

О ШТАМПУЕМОСТИ ТИТАНОВЫХ СПЛАВОВ

Показано, что до настоящего времени не существует конкретного показателя штампуемости листовых материалов. На основе анализа процессов листовой штамповки и механических свойств металлов и сплавов А. К. Онищенко предложен комплексный критерий штампуемости $S_h = \delta \frac{\sigma_B}{\sigma_{0,2}}$. По данному критерию все промышленные титановые сплавы имеют низкую или пониженную штампуемость, приводящую к трещинообразованию листового материала при холодной штамповке. Рекомендуется штамповать эти сплавы с подогревом или в изотермических условиях, в том числе в интервале «сверхпластичности» — при температурах 600–900°С, но ниже температуры A_3 .

Под штампуемостью понимается способность листового материала подвергаться формовке и возможность его пластической обработки до требуемой степени деформации. Она зависит от качества и физического состояния металла. Наиболее широкие исследования по методам оценки штампуемости листовых материалов и определению её показателей проведены А. Ю. Аверкиевым [1, 2]. Однако, несмотря на указанное многообразие, конкретных показателей штампуемости листовых материалов до настоящего времени не существует. И это «затрудняет с достаточной достоверностью судить о возможном поведении металла во всех формоизменяющих операциях листовой штамповки» [3].

Решая аналогичную проблему по нахождению критерия ковкости K_ψ металлов и сплавов, Д. И. Бережковский [4] в 60–70-х годах XX века предложил комплексный критерий ковкости, учитывающий пластичность и сопротивление деформации металла при ковке. Этот критерий характеризует способность металла к деформации без разрушения и определяется зависимостью

$$K_\psi = \frac{\%}{\sigma_B \text{ кгс/мм}^2},$$

где — относительное сужение, %; σ_B — предел прочности металла при температуре испытаний, кгс/мм².

При $K_\psi < 0,1$ сталь (сплав) не куётся, при $K_\psi = 0,1–3,0$ ковкость низкая, при $K_\psi = 3,1–8,0$ ковкость удовлетворительная, при $K_\psi = 8,1–20,0$ ковкость хорошая, при $K_\psi = 20,0$ и выше ковкость отличная.

Однако физический смысл указанного критерия $\% / \text{кгс}/\text{мм}^2$ ($\% / \text{Н}/\text{мм}^2$) оставался неопределённым.

Определённость в этот критерий была внесена А. К. Онищенко [5] путём замены относительного сужения в $\%$ на безразмерную величину $\psi_{\text{отн}}$ и предела прочности σ_B в $\text{кгс}/\text{мм}^2$ на МПа.

Физический смысл уточнённого комплексного критерия ковкости Бережковского — Онищенко

$$K' = \frac{\text{отн}}{\sigma_B} \frac{1}{\text{МПа}}$$

состоит в том, что размерностью МПа^{-1} он характеризует податливость металла при ковке, в отличие от сопротивления деформации σ_B в МПа.

Процесс листовой штамповки осуществляют на стадии, когда $\sigma_T \leq \sigma_{\text{гн}} < \sigma_B$, откуда следует, что чем больше отношение $\frac{\sigma_B}{\sigma_T}$, тем выше штампуемость листового материала и тем больше на этой стадии его относительное удлинение $\delta = \frac{l_0 - l_k}{l_0}$. Поэтому выражение для комплексного критерия штампуемости может иметь следующий вид [6]:

$$S_h = \delta \frac{\sigma_B}{\sigma_{0,2}},$$

где δ — относительное удлинение листового материала $\left(\frac{l_0 - l_k}{l_0} \right)$; σ_B — предел прочности листового материала; $\sigma_{0,2}$ — условный предел текучести материала.

В таблице 1 представлены механические свойства и штампуемость листовых материалов (толщиной 1–3 мм), применяемых в авиационной промышленности (данные ВИАМ [7] и собственные исследования).

Анализ данных таблицы 1 позволяет заключить, что штампуемость листовых материалов при S_h , равно:

0,1–0,3 — низкая (АМг3, 01205, Д16, Д1АМ, Д16М, 11Х11Н2В2МФ, Х20Н6МД2Т, Х15Н5МВФБ, МА20, МА12, ВТ 20, ОТ4-1);

0,3–0,5 — пониженная (АМг5М, АМг6М, М40, 10, 20, 1Х13, 40, 12ГС, 10Г2А, Магний, МА18, ВТ1-1, ОТ4-0);

0,5–1,0 — удовлетворительная (АД1, АМг, Д18, Х21Н28В5МЗБАР, 12Х17Г9АН4, 10Х17Н10ГТЮ, 90Г29Ю9ВБМ, 07Х16Н6, 08пс, 08кп, 09Х15Н8Ю, ВТ1-0, БрАЖ9-4, НМЖМц28-2,5-1,5);

1,0–2,0 — хорошая (АД0, АМц, Железо, 08Х18Н10, ХН45МВТЮБР, 12Х18Н10Т, ХН38ВТ, 12Х18Н9, Титан, Никель, Н1, ХН80КВ, ХН70М, Х78Т, МНЦ15-20, БрОФ7-0,2, Л68, БрОФ6,5-0,15, М1, ЛС59-1);

Более 2,0 — высокая (10Х11Н23Т3МР-ВД, Медь, ЛЦ70-1, серебро, золото, платина)

При S_h менее 0,1 материалы в холодную не штампуются (01419, В95, МА15, МА1, ВТ 6С, ВТ14, БрКН1-3).

Хорошей и высокой штампуемостью обладают листовые заготовки металлов и сплавов с гранцентрированной кубической решёткой (ГЦК) — серебро,

золото, платина, медь, никель, алюминий, аустенитные стали и никелевые сплавы.

Таблица 1

Механические свойства и штампуемость металлов и сплавов

№	Материал	Предел прочности, σ_B , МПа	Предел текучести, $\sigma_{0,2}$, МПа	$\sigma_B/\sigma_{0,2}$	Относит. удлинение, δ	Штампуемость, S_h
Алюминий и алюминиевые сплавы						
1	АД0	80	40	2,0	0,50	1,00
2	АМц	100	50	2,0	0,50	1,00
3	АД1	80	40	2,0	0,35	0,70
4	АМг	140	50	2,8	0,25	0,70
5	Д18	160	60	2,7	0,25	0,66
6	М40	260	120	2,16	0,16	0,34
7	АМг5М	275	135	2,03	0,15	0,30
8	АМг6М	315	155	2,03	0,15	0,30
9	АМг3	195	100	1,95	0,15	0,29
10	01205	180	100	1,8	0,15	0,27
11	Д16	220	110	2,0	0,12	0,24
12	Д1АМ	225	145	1,55	0,12	0,18
13	Д16М	235	145	1,6	0,10	0,16
14	01419	300	270	1,11	0,08	0,08
15	В95	480	400	1,2	0,07	0,08
Железо и стали						
1	Железо	250	125	2,0	0,55	1,10
2	10Х11Н23Т3МР-ВД	560	162	3,5	0,60	2,07
3	08Х18Н10	580	210	2,76	0,60	1,66
4	ХН45МВТЮБР	720	325	2,21	0,74	1,63
5	12Х18Н10Т	660	280	2,35	0,65	1,53
6	ХН38ВТ	700	250	2,8	0,45	1,26
7	12Х18Н9	650	390	1,66	0,69	1,15
8	Х21Н28В5МЗБАР	800	400	2,0	0,45	0,90
9	12Х17Г9АН4	700	350	2,0	0,40	0,80
10	10Х17Н10ГТЮ	800	350	2,3	0,30	0,68
11	90Г29Ю9ВБМ	800	500	1,6	0,40	0,64
12	07Х16Н6	1200	400	3,0	0,20	0,60
13	08пс	296	175	1,69	0,35	0,59
14	08кп	300	180	1,7	0,35	0,58
15	09Х15Н8Ю	1150	450	2,55	0,20	0,51
16	10	340	210	1,6	0,30	0,48

№	Материал	Предел прочности, σ_B , МПа	Предел текучести, $\sigma_{0,2}$, МПа	$\sigma_B/\sigma_{0,2}$	Относит. удлинение, δ	Штампуемость, S_k
17	20	420	250	1,7	0,25	0,42
18	1X13	650	250	2,6	0,15	0,39
19	40	540	280	1,92	0,20	0,38
20	12ГС	460	315	1,46	0,25	0,37
21	10Г2А	421	265	1,58	0,20	0,32
22	11X11H2B2MФ	700	500	1,4	0,20	0,28
23	X20H6MD2T	800	450	1,77	0,11	0,20
24	X15H5MBФБ	1050	950	1,1	0,12	0,13
Магний и магниевые сплавы						
1	Магний	115	26	4,42	0,08	0,35
2	МА18	170	130	1,30	0,30	0,39
3	МА20	230	160	1,4	0,18	0,25
4	МА12	250	150	1,66	0,10	0,16
5	МА15	260	190	1,4	0,06	0,08
6	МА1	190	110	1,72	0,05	0,08
Титан и титановые сплавы						
1	Титан	234	105	2,2	0,55	1,20
2	BT1-0	460	317	1,45	0,40	0,58
3	BT1-1	600	500	1,20	0,25	0,30
4	OT4-0	600	500	1,20	0,25	0,30
5	OT4-1	750	600	1,25	0,20	0,25
6	BT 20	950	900	1,05	0,14	0,15
7	BT 6С	850	800	1,06	0,08	0,08
8	BT 14	900	850	1,05	0,06	0,06
Никель и никелевые сплавы						
1	Никель	400	120	3,33	0,40	1,33
2	XH80KB	850	300	2,8	0,65	1,84
3	H1	500	120	4,16	0,40	1,66
4	XH70M	850	350	2,4	0,60	1,45
5	X78T	780	275	2,83	0,40	1,13
6	MHЦ15-20	400	160	2,50	0,40	1,00
7	HMHЦш28-2,5-1,5	550	280	1,96	0,40	0,78
Медь и медные сплавы						
1	Медь	220	60	3,6	0,60	2,19
2	Л070-1	350	110	3,18	0,70	2,22
3	БрОФ7-0,2	420	150	2,8	0,65	1,82
4	Л68	300	100	3,0	0,60	1,80

№	Материал	Предел прочности, σ_B , МПа	Предел текучести, $\sigma_{0,2}$, МПа	$\sigma_B/\sigma_{0,2}$	Относит. удлинение, δ	Штампуемость, S_h
5	БрОФ6,5-0,15	350	150	2,33	0,65	1,51
6	М1	200	90	2,22	0,60	1,33
7	ЛС59-1	420	150	2,8	0,42	1,18
8	БрАЖ9-4	600	300	2,0	0,25	0,50
9	БрКН1-3	580	520	1,11	0,08	0,09
Благородные металлы						
1	<i>Серебро</i>	150	35	4,28	0,65	2,78
2	<i>Золото</i>	120	30	4,0	0,65	2,60
3	<i>Платина</i>	180	30	6,0	0,40	2,40
4	<i>Палладий</i>	188	38	4,94	0,33	1,63

Что касается титана и его сплавов, то только «чистый» и технически «чистый» титан (BT1-0) имеют соответственно хорошую $S_h = 1,2$ и удовлетворительную $S_h = 0,58$ штампуемость. У сплавов BT1-1, OT4-0, OT4-1 и BT20, широко применяемых при изготовлении деталей ГТД, штампуемость пониженная и низкая, а сплавы BT6С и BT14 в холодную не штампуются.

Из собственных исследований листовых промышленных титановых сплавов BT1-0, OT4-1, BT20 толщиной 1–2,5 мм было установлено, что в интервале температур 600–900°С эти сплавы обладают эффектом сверхпластичности и относительное удлинение их при этом достигает 300% (табл. 2).

Таблица 2

Механические свойства листового титанового сплава BT20 при изотермической штамповке

Сплав	Вид полуфабриката	Температура деформации	Предел прочности, σ_B , МПа	Относительное удлинение, δ , %
BT20	лист толщиной (в мм) 2,0	20	998	14,9
		20	996	13,6
		800*	204	136,7
		850	77	179,5
		850	98	192,8
		900	54	301,4
		900	52	310,7
		950	27	243,0
	950	31	269,0	

Из таблицы 2 видно, что в соответствии с предложенным критерием штампуемости последний, например, у сплава BT20 после нагрева заготовки до 900°С (ниже температуры A_3) и значениях $\sigma_B = 53$ МПа, $\sigma_{0,2} = 44$ МПа, $\delta = 3,05$ становится равным $S_h = 3,67$, при исходном $S_h = 0,15$. То есть штампуемость сплава BT20 при таком нагреве повышается более чем в 20 раз, и он из категории низкой

переходит в высокую. Подтверждением этого является широкое использование изотермической штамповки деталей, в том числе сложной формы, из листовых заготовок титановых сплавов на предприятиях авиакосмической отрасли промышленности.

Таким образом, критерий штампуемости S_b позволяет по фактическим данным механических свойств листового материала при различных температурах испытаний установить его способность к формообразованию не только при холодной штамповке, но и при изотермической штамповке и штамповке с предварительным подогревом заготовки.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Аверкиев А. Ю.* Методы оценки штампуемости листового металла. М.: Машиностроение, 1985. 176 с.
2. *Аверкиев Ю. А., Аверкиев А. Ю.* Технология холодной штамповки: учебник для вузов по специальностям «Машины и технологии обработки металлов давлением» и «Обработка металлов давлением». М.: Машиностроение, 1989. С. 30.
3. *Феофанова А. Е.* Экспериментальные исследования предельного формоизменения при листовой штамповке // Заготовительные производства в машиностроении. 2004. № 6. С. 66–70.
4. *Бережковский Д. И.* Метод комплексной оценки деформируемости стали и сплавов при ковке // Кузнечно-штамповочное производство. 1975. № 12. С. 11–12.
5. *Онищенко А. К.* О критерии ковкости металлов и сплавов // Кузнечно-штамповочное производство. Обработка материалов давлением. 2009. № 11. С. 14–17
6. *Онищенко А. К., Забелян Д. М.* О критерии штампуемости металлов и сплавов // Кузнечно-штамповочное производство. Обработка материалов давлением. 2016. № 8. С. 14–20.
7. *Авиационные материалы.* Т. 1–6. М.: ОНТИ ВИАМ, 1973–1989.

И. А. Бурлаков¹, Д. М. Забелян¹, С. В. Морозов¹, Ф. З. Утяшев²

¹ АО «НПЦ газотурбостроения «Салют», г. Москва

² Институт проблем сверхпластичности металлов РАН (ИПСП РАН), г. Уфа
burlakov@salut.ru

ДЕФОРМИРУЕМОСТЬ ЗАГОТОВОК ИЗ СПЛАВА ЭП741НП

На основе применения метода дробной деформационно-термической обработки заготовок из гранульного сплава ЭП741НП сформирована однородная УМЗ структура типа микродуплекс, позволяющая применять заготовки для следующих операций формообразования, в том числе для изотермической раскатки. Показано, что термическая обработка позволяет полностью обеспечить восстановление кратковременных механических свойств гранульного сплава ЭП741НП до уровня, полностью удовлетворяющего требованиям ТУ. Высокие значения пластичности сплава ЭП741НП относительно значений по ТУ дают возможность предполагать о потенциале сплава на повышение прочностных свойств за счет оптимизации режима термической обработки.

Увеличение удельной тяги газотурбинных двигателей (ГТД) новых поколений связано с созданием материалов и технологий, существенно повышающих температурную работоспособность их деталей и узлов.

Одним из способов повышения ресурса, надежности изделия и повышения коэффициента использования гранульных заготовок, в первую очередь дисков ГТД, полученных с применением метода горячего изостатического прессования (ГИП), является пластическая деформация 20–40% [1]. Технологии изготовления дисков, применяемые ведущими мировыми производителями авиадвигателей, основаны на использовании сверхпластической штамповки, которая требует дорогостоящих вакуумно-штамповочных комплексов, включающих прессы с усилием до 20000 тс и широкую номенклатуру массивных штампов из дефицитных молибденовых сплавов для каждой детали, и горизонтальных прессов с примерно теми же усилиями для подготовки мелкозернистых заготовок. К числу таких относится способ изготовления деталей, известный под названием «Gatorizing™», являющийся торговой маркой фирмы Pratt@Whitney [2]. Реализация данного способа в наших условиях весьма проблематична.

Как известно, свободная горячая осадка заготовок из гранульных материалов приводит к интенсивному трещинообразованию [3]. Эффективным решением проблемы деформируемости отечественных жаропрочных никелевых суперсплавов в промышленности является применение технологии металлургии гранул (ГИП) с последующей дробной деформацией заготовок при оптимальных режимах с целью подготовки мелкозернистой структуры в (квази)изотермических условиях и последующей штамповкой и/или раскаткой в изотермических условиях для окончательного формообразования.

При таком подходе решения проблемы нет необходимости использовать мощные прессы и дорогостоящее штамповое оборудование из молибденовых сплавов с мощной системой нагрева и устройствами для создания вакуума или защитной атмосферы.

Во первых, при подготовке мелкозернистой структуры деформация заготовок после ГИП осуществляется в относительно дешевых штампах из сплава ЖС6У, нагретых до температуры 950–1000°С с последующей дробной осадкой в квазиизотермических условиях с промежуточными отжигами в двухфазной области с постепенным измельчением структуры.

Данный подход удешевляет процесс подготовки структуры и обеспечивает снижение напряжений деформации за счет рекристаллизации по мере увеличения сечения осаживаемой заготовки, что позволяет применять маломощное оборудование. При такой деформации с промежуточными отжигами в заготовках формируется однородная мелкозернистая структура с размером зерна менее 10 мкм по всему сечению заготовки, которая при дальнейшем формообразовании полуфабриката из данной заготовки штамповкой и/или раскаткой позволяет реализовывать эффект сверхпластичности.

Целью настоящей работы являлся поиск режимов деформации заготовок из гранульных материалов обеспечивающих мелкокристаллическую структуру, необходимую для последующей изотермической раскатки, и повышение уровня механических свойств материала заготовки дисков после соответствующей термической обработки.

Исследования были выполнены на заготовках диаметром 90 мм и высотой 60 мм из гранульного жаропрочного сплава ЭП741НП фракционностью 50–140 мкм, полученных методом горячего изостатического прессования (ГИП) в однофазной области, с последующей деформацией в изотермических (квазиизотермических) условиях по различным режимам.

Химический состав исследуемого сплава ЭП741НП полностью соответствует техническим условиям ГОСТ Р 52802–2007 и приведен в таблице 1.

Таблица 1

Химический состав сплава ЭП741НП, %

Ni	C	Cr	Ti	Al	Mo	Nb	Co	W	Mg	B
Основа	0,02– 0,06	8,0– 10,0	1,6– 2,0	4,8– 5,3	3,5– 4,2	2,4– 2,8	15,0– 16,5	5,2– 5,9	0,02	0,015

Si	Mn	Fe	S	P	Ce	Hf	Zr
0,5	0,5	0,5	0,009	0,015	0,01	0,1–0,4	0,015

Ранее проведенные исследования показали, что применение предварительного высокотемпературного гетерогенизационного отжига в сочетании с дробной деформацией с промежуточными отжигами в интервале температур 1160–1140°C позволяет сформировать в порошковом сплаве ЭП741НП преимущественно мелкозернистую структуру микродуплексного типа. Размер γ -зерен в микродуплексе повышается с ростом температуры деформации, а размер γ' -фазы — с увеличением температуры предварительного гетерогенизационного отжига.

Разработанные режимы деформационно-термической обработки порошкового сплава ЭП741НП могут быть использованы для устранения дефектов, свойственных материалам, приготовленным компактированием гранул, а полученный мелкозернистый материал может быть дальше использован в технологических процессах, основанных на эффекте сверхпластичности.

Испытания на сжатие проводили в соответствии с ГОСТ 25.503-97 на цилиндрических образцах. Микроструктура сплава в исходном состоянии была крупнозернистой, образовавшейся в результате спекания порошка в процессе ГИП, средний размер зерен γ -фазы составлял $d = 50 \pm 5$ мкм. По границам и в теле γ -зерен наблюдались выделения γ' -фазы.

Микроструктура сплава представлена на рисунке 1. В исходном состоянии сплав имел крупнозернистую структуру, образовавшуюся в результате спекания порошка в процессе ГИП, средний размер зерен γ -фазы составил $d = 50 \pm 5$ мкм. По границам и в теле γ -зерен наблюдались выделения γ' -фазы. Внутризеренная γ' -фаза была распределена равномерно и была когерентна γ -зернам матрицы, о чем свидетельствует полосчатый контраст типа Муара на межфазной границе. В зернах присутствуют двойники. В теле зерен равномерно выделилась γ' -фаза преимущественно кубической формы. Наблюдаются также выделения γ' -фазы по границам зерен. Между крупными кубоидными выделениями обнаружены мелкие выделения γ' -фазы.

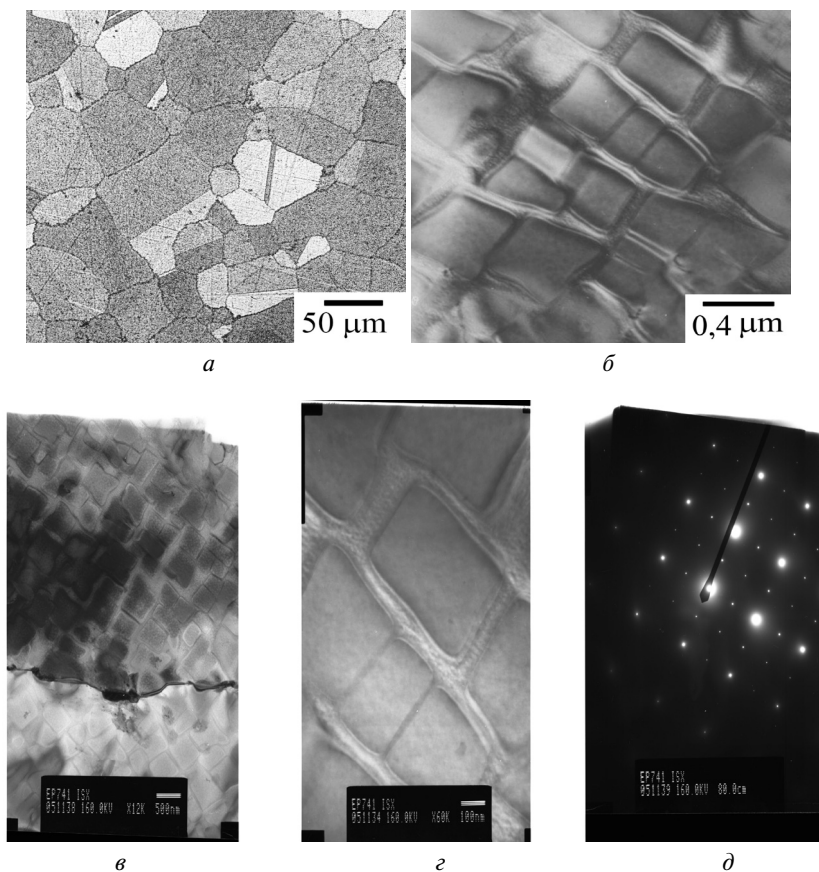


Рис. 1. Микроструктура сплава ЭП741НП в исходном состоянии: *а* — зерна γ -матрицы; *б* — крупные внутризеренные выделения γ' -фазы; *в* — граница между зернами γ -матрицы; *г* — крупные внутризеренные выделения γ' -фазы, между которыми видны мелкие выделения γ' -фазы; *д* — электронограмма с участка *б*

После первых испытаний на осадку на боковой поверхности образцов наблюдалось образование трещин. В связи с этим было решено увеличить температуру нагрева при ГО до 1175°C , так как укрупнение γ' -фазы и увеличение расстояния между частицами оказывает положительное влияние на деформируемость. Второй режим ГО обозначен как ГО2.

После ГО2 наблюдается наиболее значительное увеличение $\lambda\gamma'$ и размеров частиц γ' -фазы ($d\gamma'$). В таблице 2 приведено сравнение параметров микроструктуры до и после ГО1 и ГО2.

Влияние ГО на параметры микроструктуры ЭП741НП

Состояние	$d\gamma$, мкм	$d\gamma'$, мкм	$\lambda\gamma'$, мкм	Вооб. круп. γ' , %	γ/γ' граница
Исх.	50±5	0,4±0,1	0,10	58±3	Когерентная
ГО1	50±5	0,5±0,1	0,25	40±3	Полукогерентная
ГО2	50±5	1,3±0,2	0,8	57±3	Полукогерентная

Перед деформацией заготовки подвергали гетерогенизирующему отжигу (ГО) по 2 режимам:

- 1) ГО1 — нагрев со скоростью 10°С/мин до температуры 1100°С, выдержка 1 час при температуре 1100°С, далее охлаждение со скоростью 25°С/час до 850°С.
- 2) ГО2 — нагрев со скоростью 10°С/мин до температуры 1175°С, выдержка 1 час при температуре 1175°С, далее охлаждение со скоростью 25°С/час до 850°С.

Влияние ГО на деформируемость показано на рисунке 2. При деформации при 1050°С цилиндрических образцов из сплава ЭП741НП в исходном состоянии происходит локализация деформации под 45° в узкой зоне. По этой зоне происходит сдвиг образца, и при взгляде в торец видно, что локализация деформации приводит к эллипсообразной форме осажненного образца. Трещины в этом случае глубокие и проходят почти через весь образец. Для образцов подвергнутых перед деформацией ГО эллипсность выражена в меньшей степени. При этом для режима ГО2 наблюдается меньшее трещинообразование, чем при режиме ГО1.

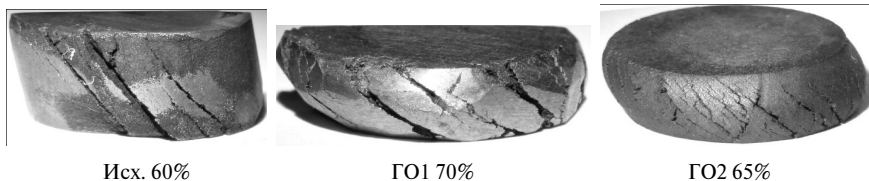


Рис. 2. Влияние гетерогенизирующего отжига на трещинообразование при осадке образцов $\phi 10 \times 15$ сплава ЭП741НП при 1050°С 10^{-3} с $^{-1}$

Осадка цилиндрических заготовок диаметром 90 и высотой 60 мм в квазиизотермических условиях позволила осуществить деформацию 68% без образования трещин (рис. 3).

При этом деформирование осуществлялось дробно с промежуточным нагревом с целью выравнивания температуры, так как моделирование процесса показало, что повышение температуры в центре заготовки достигает 70°С и это приводит к росту зерна. Исследование микроструктуры сплава после проведения дробной осадки в квазиизотермических условиях (в теплоизолирующем контейнере) показало, что в результате дробной деформации за 4 перехода при температуре 1160–1140°С последеформационными отжигами при температуре



Рис. 3. Осажденная в квазиизотермических условиях заготовка из сплава ЭП741НП с деформацией около 68%

деформации в течение 2–8 ч формируется однородная ультрамелкозернистая (УМЗ) структура микродуплексного типа со средним размером новых рекристаллизованных зерен γ -фазы 5–10 мкм и крупных некогерентных выделений γ' -фазы размером ~ 3 –5 мкм. В нерекристаллизованных участках, доля которых не превышает 25%, выявляются частицы γ' -фазы размером 0,5–1 мкм, а внутри новых рекристаллизованных зерен γ -фазы наблюдается также выделение более дисперсной γ' -фазы размером 0,1–0,2 мкм, которая, по-видимому, выделилась при охлаждении с температуры обработки (1140°C). При последующем нагреве до температуры сверхпластической деформации, например, до $1120 \pm 10^\circ\text{C}$ дисперсная γ' -фаза полностью растворится, что позволит обеспечить достижение высоких сверхпластических свойств сплава ЭП741-НП.

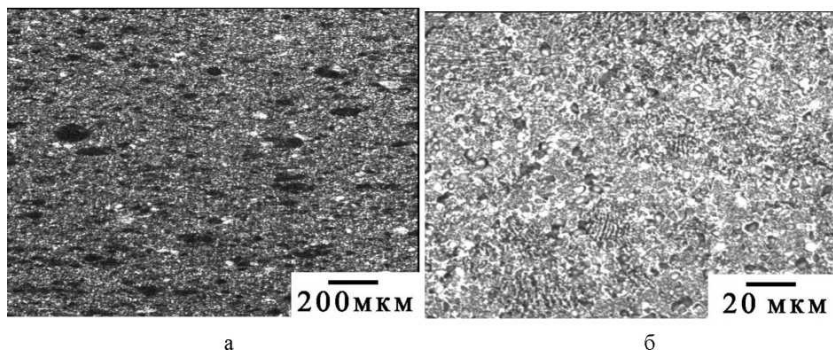


Рис. 4. Микроструктура сплава ЭП741НП после дробной осадки в изотермических условиях при различных увеличениях (оптическая микроскопия)

Упрочняющая термообработка позволяет достигать высокий уровень механических характеристик (табл. 3).

Механические свойства сплава ЭП741НП после дробной квазизотермической осадки и упрочняющей термообработки

Состояние	d	$\sigma_{0,2}$	σ_s	t	δ	ψ
№ образца	мкм	МПа	МПа	°С	%	%
Состояние 1	50					
216		1111	1537	20	17,81	14,94
214		1057	1503	20	24,55	18,88
212		1050	1459	20	28,14	26,65
213		1024	1297	650	25,08	22,39
215		984	1363	650	22,30	19,58
Состояние 2 (без отжига)	50					
255		1080	1537	20	23,07	16,42
253		1018	1524	20	26,61	24,55
252		953	1319	650	25,71	23,42
254		952	1351	650	24,64	21,01
ТУ		1000	1421	20	13	15

Выводы

1. Методом дробной деформационно-термической обработки изготовлены качественные штамповки из гранульного сплава ЭП741НП диаметром 175–182 мм, толщиной 14–20 мм, в которых сформирована однородная УМЗ структура типа микродуплекс.
2. Показано, что термическая обработка позволяет полностью обеспечить восстановление кратковременных механических свойств гранульного сплава ЭП741НП до уровня, полностью удовлетворяющего требованиям ТУ.
3. Высокие значения пластичности сплава ЭП741НП относительно значений по ТУ дают возможность предполагать о потенциале сплава на повышение прочностных свойств за счет оптимизации режима термической обработки.

Обозначения

d — размер зерен, мкм,	t — температура, °С,
$\sigma_{0,2}$ — напряжение течения, МПа,	δ — относительное удлинение, %,
σ_s — предел прочности, МПа,	ψ — относительное сужение, %

ЛИТЕРАТУРА

1. Братухин А. Г. Современные авиационные материалы. М.: Авиатехинформ XXI в., 2001. 417 с.
2. Athey R. L., Moore J. B. Progress Report on the Gatorising TM Forging Process // National Aerospace Engineering and Manufacturing meeting. Los Angeles, 1975. P. 1–11.
3. Ерманок М. З., Соболев Ю. П., Буславский Л. С. Разработка технологии штамповки крупногабаритных заготовок из гранул жаропрочных никелевых сплавов // Кузнечно-штамповочное производство. 1977. № 12. С. 21–23.

УДК 621.452.3:629.8.036

А. В. Петухов

ПАО «УМПО», Уфа

fafaraty@mail.ru

ДИАГНОСТИКА АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ АЛ-31ФП В УСЛОВИЯХ СЕРВИСНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ЦЕНТРОВ

Рассматривается задача оценки фактического технического состояния авиационных двигателей АЛ-31ФП в условиях сервисно-технических центров (СТЦ), которые находятся на значительном удалении от заводов — изготовителей двигателей (возможно за пределами РФ). Оценка предусматривает сравнение эксплуатационных параметров с их предельно допустимыми значениями. В качестве диагностических признаков возможных дефектов используется топология скейлограмм. Для получения непрерывного замкнутого контура разработана методика «вложенных окон». Распознавание объектов на контурных изображениях осуществляется с использованием принципа «накопления гипотез».

Вводная часть. Обеспечение безопасной эксплуатации современных и перспективных газотурбинных двигателей в условиях непрерывного усложнения их конструкции, роста тепловых и механических нагрузок с учетом максимального использования индивидуальных потенциальных возможностей по ресурсу невозможно без применения стратегии технического обслуживания по фактическому состоянию. Реализация этой стратегии предусматривает сравнение параметров, характеризующих техническое состояние основных узлов двигателя во время эксплуатации, с их предельно допустимыми значениями. Используя результаты этого сравнения, можно определить остаточный ресурс двигателя.

СТЦ представляет собой мобильный центр, предназначенный для проведения срочного ремонта ГТД и обеспечения высокой боеготовности авиационной техники. СТЦ находится в непосредственной близости от места эксплуатации авиационной техники (войсковой части), то есть в большинстве случаев на значительном удалении от заводов — изготовителей двигателей, как на территории РФ, так и у иностранных заказчиков. Принимая во внимание сложность конструкции двигателя АЛ-31ФП, а также высокую ответственность перед эксплуатантом за качество проведенных работ, все двигатели после замен или восстановления модулей в СТЦ необходимо подвергать послеремонтным испытаниям. В процессе испытания проверяется качество восстановления и замены модулей и сборки двигателя, а также приведение (отладка) параметров в соответствие

с техническими условиями и основными данными двигателя. Испытание проводится на самолете (в эксплуатирующей организации или войсковой части) или на «газовочной» площадке в условиях СТЦ. В настоящее время испытания отремонтированных двигателей на «газовочной» площадке являются наиболее приемлемыми с точки зрения более качественного выявления дефектов и несоответствий параметров. Кроме того, при выявлении несоответствия в условиях СТЦ (при проведении испытаний двигателя без его отправки эксплуатанту) есть возможность оперативного принятия решения по устранению выявленных несоответствий, не подвергая риску испытателей (экипаж самолета).

На самом деле авиационные двигатели эксплуатируются в специфических условиях, которые значительно отличаются как от работы на стенде, так и от типовых полетных условий. Специфика этих условий определяется высокой скоростью изменения во времени и пространстве действующих на двигатель внешних факторов, которые по-разному влияют на техническое состояние и на эксплуатационную надежность узлов, агрегатов и отдельных деталей двигателя в зависимости от причин возникновения указанных факторов. Различные факторы приводят к появлению деграционных процессов, которые изменяют техническое состояние авиационного двигателя, что может стать причиной частичной или полной потери его работоспособности. Сложность выявления подобных процессов заключается в том, что одновременно протекают разнотемповые процессы: быстротекущие, протекающие на средней скорости и медленнотекущие. Периодичность быстротекущих процессов измеряется долями секунд. Их появление обусловлено сложными физическими взаимодействиями, которые возникают между различными механизмами в течение рабочего цикла газотурбинного двигателя.

К быстротекущим процессам относится вибрация узлов, вызванная неуравновешенностью вращающихся масс роторов турбокомпрессоров и агрегатов; вибрация трубопроводов, обусловленная как внешними механическими воздействиями, так и колебаниями из-за параметрических возбуждений; изменение сил трения в подшипниках и других подвижных элементах агрегатов, например насосов; пульсация давления рабочей жидкости из-за неравномерной работы насоса; акустические колебания, вызванные истечением газа через выхлопную систему двигателя. Длительность процессов со средней скоростью протекания определяется временем непрерывной работы двигателя и может лежать в диапазоне от нескольких минут до нескольких часов. Они приводят к периодическому изменению параметров рабочего процесса в двигателе, которое может иметь обратимый и необратимый характер. Так, повторяющиеся от полета к полету изменения температуры окружающей среды и рабочей жидкости в системах двигателя, изменение температуры его рабочих узлов и корпуса, изменение давления воздуха в характерных сечениях являются обратимыми. В качестве необратимых процессов можно назвать изменения физических свойств рабочих жидкостей и конструкционных материалов, которые ускоряются в условиях повышенной температуры и вибрации. Наконец, медленные процессы протекают на протяжении всего периода эксплуатации двигателя. Характерными примерами таких процессов может служить систематический износ всех рабочих элементов, которые испытывают трение — подшипников, элементов конструкции

двигателя, агрегатов, трубопроводов, соединений, а также коррозия металлических и старение неметаллических изделий. Эти процессы оказывают влияние на усталостную прочность материалов, изменение КПД компрессора и турбины, точность работы агрегатов, механизмов и других изделий.

Многообразие и стохастический характер воздействия эксплуатационных факторов на объекты авиационной техники приводят к тому, что при одной и той же наработке или длительности эксплуатации двигателя имеют различное фактическое техническое состояние, что, естественно, влияет на уровень их надежности. Сложность задачи диагностики фактического технического состояния авиационного двигателя определяется многомодовой динамикой деградиационных процессов, включающих ритмические составляющие с удаленными друг от друга частотами и низкочастотный тренд. Для корректной интерпретации результатов обработки таких нестационарных многокомпонентных процессов в данной работе предлагается методика оценки технического состояния авиационного двигателя, основанная на принципе «накопления гипотез» [1] при идентификации видов и степени развития дефектов.

Основная часть. В основу предлагаемой методики диагностики авиационного двигателя положено использование сигналов $x_i(t)$, ($i = \overline{1, n}$) штатных датчиков в качестве источников информации для вычисления на борту летательного аппарата в реальном масштабе времени диагностических признаков, позволяющих судить о характере дефекта и степени его развития, а также локализовать место возникновения дефекта до того, как он начинает приобретать разрушительный характер. Как отмечалось выше, процессы, протекающие в авиационных двигателях, носят существенно нестационарный характер, в связи с чем для предварительной обработки сигналов датчиков необходимо использовать методы, способные анализировать их как в частотной, так и во временной области. К числу таких методов относится вейвлет-преобразование [2].

Результатом вейвлет-преобразования сигналов $x_i(t)$ являются функции двух переменных

$$W_i(b, a) = \frac{1}{\sqrt{a}} \int_{-\infty}^{+\infty} x_i(t) \cdot \psi\left(\frac{t-b}{a}\right) dt, \quad (i = \overline{1, n}), \quad (1)$$

где $\psi\left(\frac{t-b}{a}\right)$ — система базисных функций, сконструированных из материнского (исходного) вейвлета $\psi(t)$ за счет операций сдвига во времени (b) и изменения временного масштаба (a).

В качестве материнского вейвлета используется достаточно обширный класс функций, включающий семейство классических вейвлетов Добеши, Гаусса, Морлета, Мейера и т. д. Только в пакете Wavelet Toolbox представлено полтора десятка материнских вейвлетов с множеством возможных вариантов. Графически вейвлет-преобразование задается в виде трехмерного объекта или двумерной проекции такого объекта, т. е. скейлграммы (рис. 1), которая представляет собой область с различными характеристиками яркости отдельных элементов изображения.

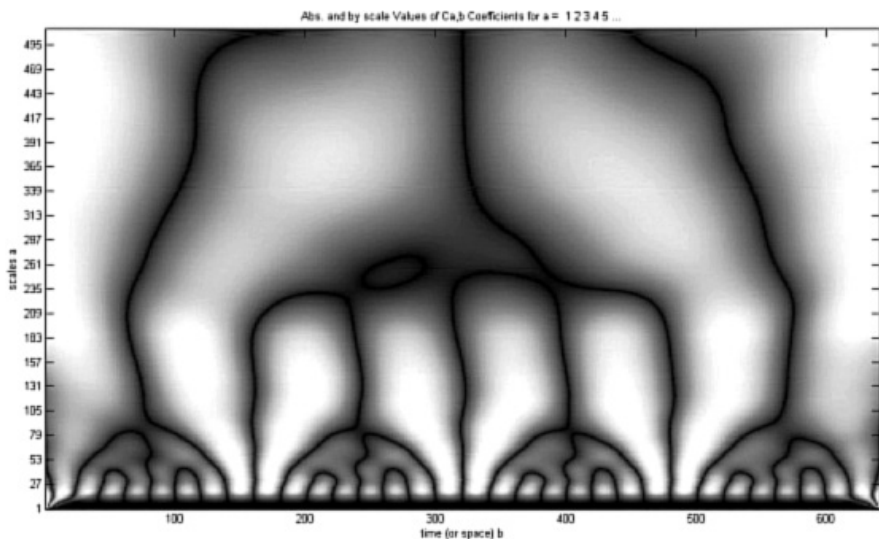


Рис. 1. Скейлограмма вейвлет-преобразования

Главным источником информации для автоматического распознавания дефекта является положение, величина и взаимозависимость яркостей соседних областей скейлограммы, соответствующих локальным максимумам вейвлет-преобразования. На основе этой информации можно сформировать диагностические признаки для всех наиболее характерных видов дефектов авиационных двигателей.

Одним из наиболее перспективных подходов к решению этой достаточно сложной задачи является метод выделения резких (скачкообразных) перепадов яркости на реальных полутоновых изображениях. Для этого необходимо найти границу такого перепада в выделенной области скейлограммы, в простейшем случае — в виде отрезка прямой линии. Совокупность таких прилегающих друг к другу отрезков позволяет построить контур произвольной криволинейной формы, ограничивающий зону скейлограммы с заданными характеристиками яркости изображения. Решение задачи представления контурных границ в виде совокупности отдельных отрезков связано с необходимостью выработки правила, позволяющего объективно оценить принадлежность тех или иных контурных точек к данному отрезку. Дело в том, что яркость отдельных точек в пиксельном представлении скейлограммы имеет достаточно случайный характер, обусловленный как стохастическими свойствами исходного сигнала, так и погрешностями, внесенными различными помехами в тракте передачи данных, и искажениями, связанными с процедурой вейвлет-преобразования. На рисунке 2 представлена характерная картина пиксельного изображения, которое аппроксимирует фрагмент скейлограммы в виде круглого окна. Цифрами на этом изображении обозначены значения яркости в соответствующей точке.

		9	9	5	7		
	9	8	6	7	7	5	
9	9	8	7	7	6	5	3
9	9	8	7	7	6	4	3
9	8	8	7	7	6	4	3
8	8	7	7	6	5	4	2
	8	6	8	8	5	3	
		7	7	6	5		

Рис. 2. Фрагмент пиксельного изображения скейлограммы

Рассмотрим фрагмент скейлограммы сигнала $x_i(t)$ в виде круглого окна, которое аппроксимировано множеством G_i клеток, как это показано на рисунке 2. Значение яркости в пределах каждой клетки $l_i \in G_i$ принимается постоянным и определяется величиной вейвлет-преобразования $W_i(b_i, a_{l_i})$ в центре этой клетки. Модель ступенчатой границы скачка яркости для такого окна представим в виде трехмерной функции, имеющей форму ступеньки (рис. 3). На этом рисунке g — значение меньшей яркости в рассматриваемой модели, а $g+h$ — большей яркости. Отображение ступенчатой границы скачка яркости для круглого окна на плоскость скейлограммы имеет вид, показанный на рисунке 4.

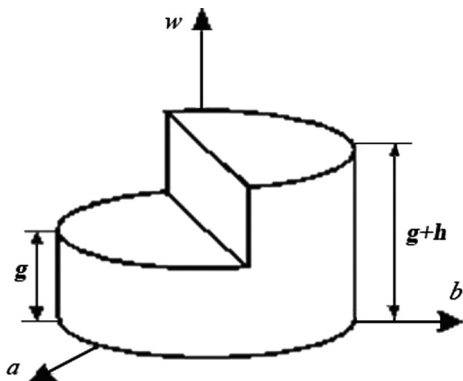


Рис. 3. Модель ступенчатой границы скачка яркости для круглого окна

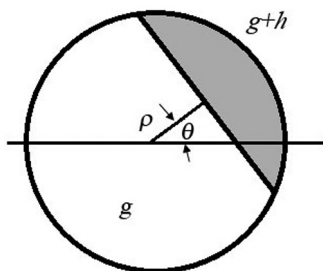


Рис. 4. Двумерная модель ступенчатой границы скачка яркости для круглого окна

Аналитическое описание двумерной модели ступенчатой границы скачка яркости для круглого окна имеет вид

$$V_i(b, a, \rho_i, \theta_i, g_i, h_i) = \begin{cases} g_i, b \cos \theta_i + a \sin \theta_i < \rho_i; \\ g_i + h_i, b \cos \theta_i + a \sin \theta_i \geq \rho_i, \end{cases} \quad (2)$$

где θ_i и ρ_i — полярные координаты точки перепада, ближайшей к центру исследуемой круговой области.

Критерием оптимальности аппроксимации служит квадрат гильбертова расстояния между $W_i(b, a)$ и $V_i(b, a)$. Если обозначить исследуемую круговую область следующим образом: $\Omega_i = \left\{ (b, a) \mid b^2 + a^2 \leq R^2 \right\}$, то этот критерий приобретает вид

$$\varepsilon_i(\rho_i, \theta_i, g_i, h_i) = \iint_{\Omega_i} [W_i(b, a) - V_i(b, a, \rho_i, \theta_i, g_i, h_i)]^2 db da. \quad (3)$$

Важное значение при построении контурных границ в виде совокупности отдельных отрезков имеет вопрос сопряжения этих отрезков для получения непрерывного замкнутого контура. С этой целью используются самые разнообразные методы, начиная со стандартных методов сопряжения типовыми кривыми линиями — окружностями, параболой и т. д. — и кончая построением отрезков с нечеткими, размытыми концами. Основной недостаток всех этих методов заключается в том, что построенные границы не отвечают выбранному критерию (3). Чтобы избежать этого недостатка, предлагается метод «вложенных окон». Суть этого метода заключается в следующем. Очередное круглое окно размещается на плоскости скейлограммы таким образом, чтобы отрезки, разделяющие зоны с различной яркостью в каждом из двух смежных окон, пересекались, причем точка пересечения $(b_0^{(i)}, a_0^{(i)})$ должна принадлежать к области, ограниченной этими двумя окнами, т. е.

$$(b_0^{(i)}, a_0^{(i)}) \in \Omega_{\delta}^{(i)} \cup \Omega_{\delta+1}^{(i)}, \quad (4)$$

как это показано на рисунке 5.

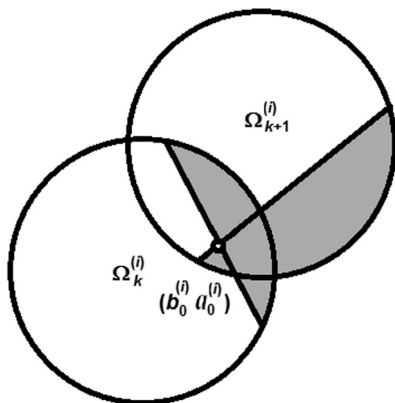


Рис. 5. Сопряжение отрезков по методу «вложенных окон»

Для определения начального положения круглого окна рассмотрим алгоритм направленного выхода в искомую зону скейлограммы, аналогичный ме-

тому конфигураций. Введем величину, которая будет характеризовать степень близости к зоне с заданной яркостью $(g_i^{(зад)} + h_i^{(зад)})$:

$$\Delta_i(b, a) = (g_i^{(зад)} + h_i^{(зад)}) - W_i(b, a). \quad (5)$$

После построения первого круглого окна необходимо осуществить последовательное размещение следующих окружностей с использованием предложенного метода «вложенных окон» (рис. 6).

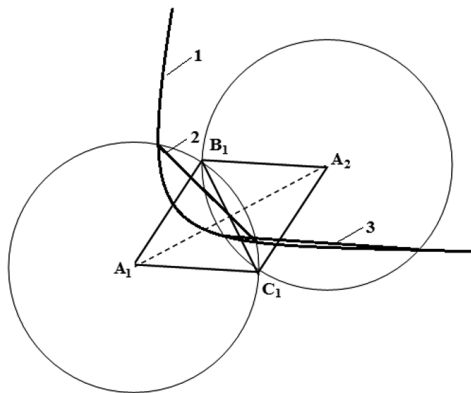


Рис. 6. Построение последовательности «вложенных окон»

На этом рисунке цифрой 1 обозначена условная граница зон с различной яркостью. Первое круглое окно представляет собой окружность с центром в точке A_1 . Выбираем точку B_1 , расположенную в зоне, в которой критерий (5) принимает отрицательные значения $\Delta_i(B_1) < 0$. Построим равносторонний треугольник со стороной A_1B_1 и третьей вершиной C_1 . Найдем точку C_1 как результат пересечения двух прямых, проведенных к стороне A_1B_1 под равными углами 60° .

Распознавание объектов на контурных изображениях

Оценка фактического технического состояния авиационного двигателя предусматривает сопоставление полученных контурных изображений с некоторыми эталонами, которые соответствуют определенным видам и известной степени развития дефектов. Центральным вопросом при решении задачи распознавания коллекции цифровых изображений на плоскости является извлечение из изображений идентификационных признаков, в качестве которых выступают характерные элементы этих изображений, и группировка изображений в соответствии со значениями признаков (кластеризация). С учетом высокой вычислительной сложности такой процедуры для снижения размерности применяется иерархический подход, предусматривающий первичное сопоставление изображений, исходя из одинакового количества контуров произвольной формы, с последующим целостным сопоставлением всей совокупности контурных границ перепадов яркости.

Пусть имеется множество гипотез Z о возможном техническом состоянии исследуемого двигателя и множество эталонных скейлограмм S , которые характеризуют остаточный ресурс данного типа двигателей. Считаем, что каждой гипотезе $z \in Z$ соответствует определенное подмножество скейлограмм $S(z) \subseteq S$. При этом задача выбора гипотезы $z_0 \in Z$, соответствующей тому, что исследуемая скейлограмма s_0 принадлежит некоторому классу эталонных скейлограмм $S(z_0)$, ставится и решается как задача поиска гипотезы, подмножеством скейлограмм которой имеет максимальное сходство с исследуемой скейлограммой s_0 :

$$z_0 = \arg \max_{z \in Z} O(s_0, S(z)), \quad (6)$$

где $O(s_0, S(z))$ — функция, определяющая сходство в коллекции цифровых изображений.

Решение задачи (6) целесообразно осуществлять в два этапа. На первом этапе выполняется ранжирование множества эталонных скейлограмм, имеющих одинаковое количество идентификационных признаков (контурных границ перепадов яркости) с исследуемой скейлограммой S_0 . На втором этапе производится сопоставление исследуемой скейлограммы с изображениями эталонных скейлограмм $S_I(z)$ по всей совокупности контурных границ перепадов яркости. При этом считаем, что пиксельные изображения контурных областей перепадов яркости исследуемой скейлограммы s_0 и эталонных скейлограмм $S_k^I(z) \in S_I(z)$ аппроксимированы множествами клеток G_{0r} и G_{kr}^I , ($r = 1, M_0$), аналогично тому, как это показано на рисунке 2.

В качестве функции сходства $O_{II}(s_0, S_k^I(z))$ воспользуемся общей формулой, объединяющей в непрерывный континуум большую часть известных коэффициентов сходства [3]:

$$O_{II}(s_0, S_k^I(z)) = \sum_{r=1}^{M_0} \frac{1}{2} \left[K_r^{(\eta, \tau)}(G_{0r}; G_{kr}^I) + K_r^{(\eta, \tau)}(G_{kr}^I; G_{0r}) \right]^{\frac{1}{\eta}}, \quad (7)$$

$$\text{где } K_r^{(\eta, \tau)}(G_{0r}; G_{kr}^I) = \frac{K_0(G_{0r}; G_{kr}^I)}{1 + \tau - \tau K_0(G_{0r}; G_{kr}^I)}, \quad K_r^{(\eta, \tau)}(G_{kr}^I; G_{0r}) = \frac{\tilde{K}_0\left(\frac{I}{kr}; 0\right)}{1 + \tau - \tau \tilde{K}_0\left(\frac{I}{kr}; 0\right)}$$

— несимметричные меры, которые показывают степень сходства одного множества относительно другого.

В зависимости от того, какие значения принимают параметры $-1 < \tau < \infty$, $-\infty < \eta < \infty$, коэффициенты схожести в (7) приобретают следующий вид: при $[\tau, \eta] = [1, -1]$ — коэффициент Жаккара; при $[\tau, \eta] = [0, -1]$ — коэффициент Серенсена; при $[\tau, \eta] = [0, 1]$ — коэффициент Кульчинского; при $[\tau, \eta] = [0, \infty]$ — коэффициент Шимкевича—Симпсона; $[\tau, \eta] = [0, -\infty]$ — коэффициент Браун—Бланке. Таким образом, вариация указанных параметров позволяет учесть все возможные нюансы, отражающие степень близости исследуемой скейлограммы к соответствующей эталонной скейлограмме.

Заключительная часть. В работе предложен подход к решению задачи автоматизированной диагностики авиационных двигателей АЛ-31ФП (поддержки специалиста) в условиях СТЦ на основе повторного использования накопленного опыта, представленного в виде «накопления гипотез».

Проведенный анализ условий, в которых эксплуатируются объекты авиационной техники, позволил сделать вывод о том, что фактическое техническое состояние авиационного двигателя определяется многомодовой динамикой деградиционных процессов. Такой характер действующих на двигатель внешних факторов приводит к тому, что при одной и той же наработке или длительности эксплуатации двигатели имеют различное фактическое техническое состояние.

В связи с тем, что процессы, протекающие в авиационных двигателях, носят существенно нестационарный характер, для предварительной обработки сигналов датчиков предложено использовать вейвлет-преобразование, позволяющее проводить анализ и в частотной, и во временной области. Однако результаты вейвлет-преобразования, представленные как в виде трехмерного графика, так и в виде его двумерной проекции, требуют такого аналитического описания топологии, которое позволяет выделить наиболее существенные элементы и исключить избыточную информацию. С этой целью в статье излагается методика предварительной обработки экспериментальных данных с использованием процедуры аппроксимации контурных границ скейлограмм контролируемых параметров.

В статье проводится детальное исследование процедуры построения контурных границ в виде совокупности отдельных отрезков, включая важный вопрос сопряжения этих отрезков для получения непрерывного замкнутого контура. С этой целью предлагается оригинальный метод, суть которого заключается в том, чтобы отрезки, разделяющие зоны с различной яркостью, пересекались, причем точка пересечения лежала в области, ограниченной двумя смежными окнами. В результате удалось формализовать процедуру построения контурных границ в виде двух взаимосвязанных операций: операции направленного выхода в зону предполагаемого перепада яркости и операции последовательного размещения круглых окон, обеспечивающих выполнение условий сопряжения смежных отрезков.

Разработанное аналитическое описание топологии скейлограмм может позволить полностью автоматизировать процедуру оценки фактического технического состояния авиационного двигателя.

ЛИТЕРАТУРА

1. Шульга В. И. Алгоритм обнаружения, определения положения и ориентации плоских объектов произвольной формы. Киев, 1984. 30 с.
2. Ефанов В. Н., Китабов А. Н. Вибрационная диагностика погружного электрооборудования с применением аппарата непрерывного вейвлет-преобразования // Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. 2013. № 6. С. 56–62.
3. Сёмкин Б. И., Горшков М. В. Система аксиом симметричных функций двух переменных и меры, измеряющие отношения сходства различия, совместимости и зависимости для компонентов биоразнообразия // Вестник ТГЭУ. 2008. № 4. С. 31–46.
4. Hueckel M. An Operator which Locates Edges in Digitized Pictures // JACM. 1971. Vol. 18, N 1. P. 113–125.

ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ТЕХНОЛОГИИ И МАТЕРИАЛЫ, ПРИМЕНЯЕМЫЕ В АВИАДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИИ

УДК 621.785.53

С. В. Овсепян, М. В. Ахмедзянов, Б. С. Ломберг, И. С. Мазалов

ФГУП «ВИАМ», Москва

lab3@viam.ru

«ВЫСОКОЖАРОПРОЧНЫЕ, СВАРИВАЕМЫЕ, УПРОЧНЯЕМЫЕ ВНУТРЕННИМ АЗОТИРОВАНИЕМ СПЛАВЫ ДЛЯ ДЕТАЛЕЙ И УЗЛОВ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ГТД»

Жаропрочные свариваемые никелевые сплавы, упрочняемые в процессе внутреннего азотирования, представляют собой новый, перспективный для применения в газотурбинных двигателях класс материалов, имеющих значительные преимущества. Их применение позволит на 100–150°C повысить температуру и эффективность работы тонкостенных деталей горячей зоны ГТД. Во ФГУП «ВИАМ» разработаны высокожаропрочные никелевые сплавы ВЖ155 и ВЖ171, упрочняемые нитридными частицами, образующимися в процессе химико-термической обработки (ХТО). Рабочая температура этих сплавов достигает 120–1250°C. По параметрам длительной прочности сплав ВЖ171 превосходит отечественные и зарубежные сплавы для жаровых труб во всем диапазоне рабочих температур. В результате проведенных исследований установлены закономерности формирования структуры, фазового состава и свойств сплавов, упрочняемых нитридами в зависимости от особенностей легирования и режимов ХТО. Одно из главных направлений развития сплавов данного типа — совместное упрочнение частицами нитридов и карбидов. Проведенные исследования показали возможность достижения прочности 1100 МПа или более высокой по сравнению с ВЖ171 жаростойкости и жаропрочности.

В настоящее время применение свариваемых никелевых сплавов для горячих узлов газотурбинных авиационных двигателей (ГТД) ограничено температурой 1100°C. Наиболее высокотемпературные жаропрочные сплавы — гомогенные или упрочняемые частицами γ' - и γ'' -фаз. Для повышения температуры жаровой трубы и деталей сопла перспективных ГТД необходим принципиально новый тип упрочнения.

Азотирование — насыщение сплава в твердом состоянии азотом при повышенных температурах как вид химико-термической обработки применяется в промышленности для повышения служебных характеристик сталей и жаропрочных сплавов: износостойкости, жаропрочности, твердости и т. д. [1–4]. Внутреннее азотирование в атмосфере азота при температуре выше 900°C позволяет получить упрочнение нитридами по всему объему листовой заготовки. Основ-

ные нитридообразующие элементы — это титан, цирконий, гафний и ниобий. Хром — важный компонент в никелевых и кобальтовых сплавах. Он добавляется в количестве до 30% по массе и повышает жаростойкость, а также коэффициент диффузии азота в сплаве, облегчая тем самым внутреннее азотирование.

Процесс внутреннего азотирования в Fe-Cr-Ni-Ti сплавах описан и схематически представлен Л. Е. Киндлиманном [4] (рис. 1). На схеме видны два фронта образования частиц: первичный — нитридов титана и вторичный — нитридов хрома, на расстоянии X и Y от поверхности соответственно. По мере движения вглубь образца в твердом растворе концентрация азота падает, а титана дальше границы образования TiN возрастает от нуля до исходных значений.

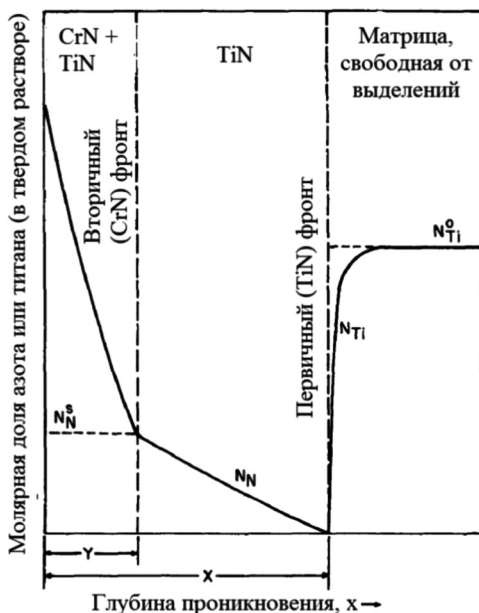


Рис. 1. Схематическое представление процесса внутреннего азотирования в Fe-Cr-Ni-Ti сплавах

Во ФГУП «ВИАМ» разработаны сплавы нового класса — марок ВЖ155 и ВЖ171, упрочняемые нитридами титана в процессе высокотемпературного азотирования. Наиболее высокие характеристики обеспечивает сплав ВЖ171, работоспособный до 1250°C [5, 6]. При изготовлении полуфабрикатов сплав обладает технологичностью и свариваемостью не хуже однородных материалов, что позволяет получать методом обработки давлением на серийном оборудовании изделия сложной формы. Одно из главных ограничений — толщина деталей не больше 2 мм из-за особенностей процесса ХТО [5].

До азотирования концентрация азота установлена менее 0,005 масс. %, что обеспечивает получение качественного полуфабриката при выплавке, деформации

ции и прокатке. После начала высокотемпературного азотирования концентрация азота в сплаве увеличивается, достигая после 5 ч содержания 0,48 масс. %. При 28 ч выдержки она составляет ~1,2 масс. % (рис. 2).

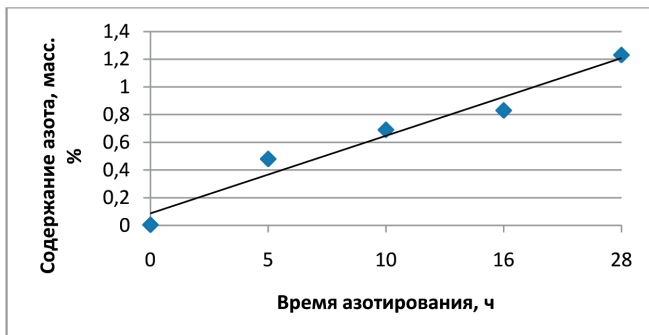


Рис. 2. Концентрация азота в сплаве ВЖ171 в зависимости от времени ХТО

Длительная прочность сплавов, упрочняемых внутренним азотированием, в сравнении со свариваемыми гомогенными и стареющими сплавами представлена на рисунке 3. Видно, что по жаропрочности сплав ВЖ171 превышает все известные серийные отечественные и зарубежные материалы аналогичного применения.

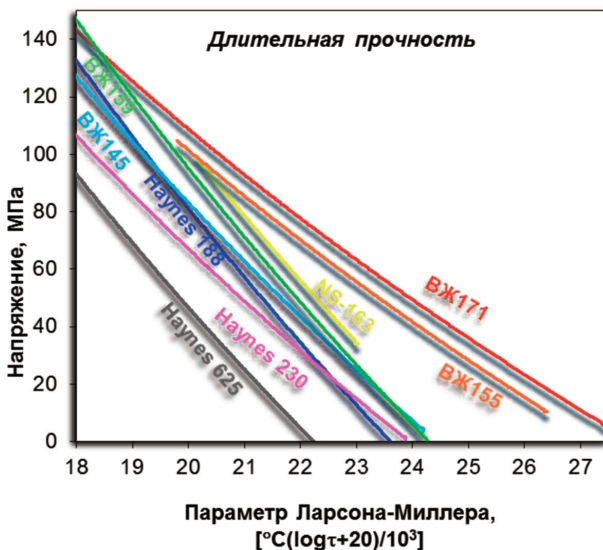


Рис. 3. Жаропрочность свариваемых сплавов для высокотемпературных деталей ГТД

Высокотемпературное азотирование — окончательная технологическая операция, которая проводится на готовом изделии. После ХТО возможна только сварка деталей между собой или подварка.

В настоящее время сплав ВЖ171 проходит опробование в промышленности [7, 8]. Для камеры сгорания двигателя ВК2500М с АО «Климов» были отработаны технологии производства, сварки, штамповки листовых заготовок и ХТО сварных узлов из сплава ВЖ171; изготовления защитного покрытия для него. На рисунке 4 представлены сегменты жаровой трубы вертолетного ГТД ВК2500М из сплава ВЖ171 и жаровая труба МГТД МД-120.



Рис. 4. Применение сплава ВЖ171:

а) сегменты жаровой трубы вертолетного ГТД ВК2500М; б) жаровая труба МГТД МД-120

Проводятся исследования по сварке материалов в разноименном сочетании для большей возможности применения упрочняемых нитридами сплавов в ГТД. Необходимо решить задачу совместного азотирования разных материалов, например в случае изготовления узла, состоящего из ВЖ171 и других никелевых сплавов. Установлено положительное влияние на длительную прочность при 1000°С высокотемпературного азотирования сплавов ЭП648 и ВЖ98, содержащих титан. Азотирование сплава ВЖ159, упрочняемого частицами γ' -фазы, неприемлемо, так как на основе ниобия и алюминия формируются нитриды игольчатой формы, охрупчивающие материал, снижающие кратковременную и длительную прочность.

За рубежом также разработан фирмой Хэйнес (Haynes) сплав такого класса: NS-163 на основе Fe-Ni-Co. Он упрочняется нитридами титана и ниобия и работоспособен до 1200°С [9]. Его применение в авиационных двигателях неизвестно.

На основе исследований, проводимых с 70-х годов XX века [1, 2, 4], в ФГУП «ВИАМ» ведется изучение закономерностей процесса внутреннего азотирования для оптимизации технологий обработки и создания композиций с более высокими свойствами [10]. Установлено, что одним из главных направлений развития сплавов данного типа — упрочнение совместно частицами нитридов и карбидов. Показана возможность достижения прочности 1100 МПа или более высокой, чем у ВЖ171, жаростойкости и жаропрочности. Экспериментальные данные приведены в таблице 1.

Свойства экспериментальных составов после азотирования (средние значения)

Сплав	T = 20°С		T = 1000°С	
	σ_b , МПа	δ , %	σ , МПа	τ , ч
ВЖ145 (серийный)	900	65,0	34	100
ВЖ155	650	15,0	49	100
ВЖ171	870	10,0	65	110
Состав 1	1100	15,0	65	140
Состав 2	860	7,5	65	550

Заключение

Жаропрочные свариваемые сплавы, упрочняемые в процессе внутреннего азотирования, представляют собой новый, перспективный для применения в газотурбинных двигателях класс материалов, имеющих значительные преимущества. Их применение позволит на 100–150°С повысить температуру и эффективность работы тонкостенных деталей горячей зоны ГТД.

В результате проведенных исследований установлены закономерности формирования структуры, фазового состава и свойств сплавов, упрочняемых нитридами, в зависимости от особенностей легирования и режимов ХТО.

Одно из главных направлений развития сплавов данного типа — упрочнение совместно частицами нитридов и карбидов. Проведенные исследования показали возможность достижения прочности 1100 МПа или более высокой жаростойкости и жаропрочности.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Лактин Ю. М., Коган Я. Д.* Азотирование стали. М.: Машиностроение, 1976. 254 с.
2. *Китарисов С. С., Левинский Ю. В.* Азотирование тугоплавких металлов. М.: Металлургия, 1972. 160 с.
3. *Овсепян С. В., Бокштейн Б. С., Ахмедзянов М. В., Родин А. О., Мазалов И. С.* Кинетика роста частиц нитридов в процессе высокотемпературного объемного азотирования деформируемого сплава системы Ni-Co-Cr-W-Ti // *Материаловедение*. 2014. № 6. С. 21–25.
4. *Kindlimann L. E., Ansell G. S.* Kinetics of the internal nitridation of austenitic Fe-Cr-Ni-Ti alloys // *Metal. Trans. Jan.* 1970. Vol. 1, issue 1. P. 163–170.
5. *Моисеев С. А., Латышев В. Б.* Жаропрочные свариваемые сплавы для узлов статора современных и перспективных авиационных ГТД // *Авиационные материалы и технологии*. 2003. С. 152–157.
6. *Ломберг Б. С., Овсепян С. В., Бакрадзе М. М., Мазалов И. С.* Высокожаропрочные деформируемые никелевые сплавы для перспективных газотурбинных двигателей и газотурбинных установок // *Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Машиностроение. Спец. выпуск*. 2011. С. 98–103.
7. *Ахмедзянов М. В., Скугорев А. В., Овсепян С. В., Мазалов И. С.* Разработка ресурсосберегающей технологии получения холоднокатаного листа из высокожаропрочного свариваемого сплава ВЖ171 // *Производство проката*. 2015. № 1. С. 14–17.
8. *Быков Ю. Г., Овсепян С. В., Мазалов И. С., Ромашов А. С.* Применение нового жаропрочного сплава ВЖ171 в конструкции перспективного двигателя // *Вестник двигателестроения*. 2012. №2. С. 246–249.

9. *Fahrman M., Srivastava S. K.* Nitridation of HAYNES® NS-163® Alloy: Thermodynamics and Kinetics // JOM. 2012. Vol. 64, N 2. P. 280–287.
10. *Овсепян С. В., Ахмедзянов М. В., Мазалов И. С., Расторгуева О. И.* Легирование углеродом сплава системы Ni-Co-Cr-W-Ti, упрочняемого химико-термической обработкой // Авиационные материалы и технологии. 2015. № 4. С. 21–24.

УДК 669.245.018.44

А. А. Буюкина, М. М. Бакрадзе, М. Н. Летников, Е. В. Филонова

ФГУП «ВИАМ» ГНЦ РФ, Москва

admin@viam.ru, a.buiakina@gmail.com

ВЛИЯНИЕ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОЙ ОБРАБОТКИ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ДЛИТЕЛЬНОЙ И КРАТКОВРЕМЕННОЙ ПРОЧНОСТИ НОВОГО ВЫСОКОЖАРОПРОЧНОГО ДЕФОРМИРУЕМОГО СПЛАВА НА ОСНОВЕ НИКЕЛЯ ДЛЯ ДИСКОВ ТУРБИН

Исследовано влияние высокотемпературных термомеханической (ТМО) и термической (ТО) обработок на структуру и механические свойства нового жаропрочного дискового сплава на никелевой основе ВЖ177. Показана эволюция микроструктуры в процессе получения плоской штамповки от выплавки до полной термической обработки по различным режимам, изучено изменение структурно-фазового состава в процессе ТМО и ТО. Проведены сравнительные испытания на растяжение, ударную вязкость, жаропрочность и структурную стабильность. Определены оптимальные параметры деформации и термической обработки, обеспечивающие достижение высокого уровня кратковременной и длительной прочности.

Ключевые слова: деформируемый сплав, сплав на основе никеля, гомогенизационный отжиг, изотермическая штамповка, термическая обработка.

Введение

Увеличение ресурса работы авиационных двигателей требует создания материалов с высоким уровнем физико-механических свойств. Новые материалы должны превосходить аналоги по рабочей температуре, удельным прочностным характеристикам, не иметь чувствительности к действию концентраторов напряжения [1]. Разработка современных конкурентоспособных материалов для ГТД нового поколения основана на неразрывности концепции «материал—технология—конструкция» [2].

С целью создания материала для дисков ГТД, рассчитанных на длительную эксплуатацию при температурах 750–800°С, во ФГУП «ВИАМ» проведена НИР по разработке нового жаропрочного деформируемого сплава (ВЖ177) с уровнем жаропрочности $\sigma_{100}^{750} \geq 765$ МПа и пределом прочности на разрыв $\sigma_b^{20} \geq 1500$ МПа.

Известно, что структурно-фазовое состояние во многом определяет свойства жаропрочных поликристаллических никелевых сплавов. Структура со-

временных высоколегированных жаропрочных сплавов весьма чувствительна к термомеханической и термической обработке, например, температуру закалки необходимо подбирать индивидуально для каждой плавки, так как температура полного растворения основной упрочняющей γ' -фазы ($T_{пр.\gamma'}$) может сильно меняться в пределах паспортного химического состава сплава [4].

С целью определения оптимальных технологических параметров получения заготовок дисков в данной работе проведено исследование влияния термомеханической и термической обработки на структуру и характеристики длительной (σ_T) и кратковременной прочности (σ_b) сплава ВЖ177.

Работа выполнена в рамках реализации комплексного научного направления 9.7: высокотемпературные деформируемые сплавы и композиционные материалы, упрочненные тугоплавкими металлическими волокнами и частицами, карбидами, нитридами и др., истираемые уплотнительные материалы («Стратегические направления развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года») [1].

Методика и объект исследований

Материал исследования — новый высокожаропрочный деформируемый сплав ВЖ177 на основе никеля, система легирования Ni-Co-Cr-W-Mo-Ta-Al-Ti-Nb-C.

Сплав для проведения исследований получен путем вакуумно-индукционной выплавки с последующим переплавом в слитки методом высокоградиентной направленной кристаллизации (ВГНК).

Микроструктуру сплава ВЖ177 в различных состояниях исследовали на травленых микрошлифах с помощью оптического микроскопа Olympus GX-51 и растрового электронного микроскопа JSM-6490LV. Локальный химический состав определяли методом количественного микрорентгеноспектрального анализа (МРСА) на аппарате «Суперпроб-733».

Температуры фазовых превращений в литом состоянии оценивали методом дифференциального термического анализа на установке для измерения теплоёмкости DSC404F1

Фазовый состав сплава исследовали методом, основанным на электрохимическом изолировании фаз, с последующим рентгеноструктурным анализом изолятов на дифрактометре D/Max-2500 фирмы Rigaku в Cu-K α -излучении. Обработка дифрактограмм проводилась с помощью специализированной программы Jade 5 и базы данных PDF-2.

Испытания на растяжение выполнены в соответствии с ГОСТ 1497-84 на цилиндрических образцах с рабочей частью $\varnothing 5$ мм. Испытания на длительную прочность проводили на аналогичных образцах по ГОСТ 10145-81 при температуре 750°C с постоянным напряжением 765 МПа. Испытания на ударную вязкость (КСУ) проводили по ГОСТ 9454-78.

Результаты исследований и их обсуждение

Комплексная технология получения заготовок дисков из никелевых жаропрочных сплавов включает в себя вакуумно-индукционную выплавку слитков

с последующим переплавом методом высокоградиентной направленной кристаллизации (ВГНК) → гомогенизационный отжиг → изотермическую штамповку слитков → термическую обработку заготовок дисков.

*Микроструктура сплава в исходном состоянии
и после гомогенизационного отжига*

В литом состоянии сплав ВЖ177 имеет типичную дендритную структуру с большой долей эвтектики в междендритных областях и карбидами типа MeC , а также небольшое количество избыточной фазы на основе $Co-Cr-Nb-Mo$ (рис. 1, *a*). Большая доля эвтектик в сплаве ВЖ177 обусловлена высоким суммарным содержанием γ' -образующих и тугоплавких элементов. По данным дифференциального термического анализа (ДТА) температура солидуса находится несколько выше $1220^{\circ}C$, при этом микроструктурные исследования показали, что начало активного растворения эвтектики происходит при температуре $1210^{\circ}C$ и более (рис. 1, *б*). Учитывая столь узкий температурный интервал для растворения эвтектики исследовали влияние времени отжига (6, 8 и 12 часов) при температуре $1220\pm 5^{\circ}C$ (рис. 1, *в*, *г*). Наиболее полное растворение происходит в процессе гомогенизационного отжига при температуре $1220\pm 5^{\circ}C$ в течение 12 часов (см. рис. 1, *г*). По данному режиму были термообработаны слитки ВГНК для дальнейших исследований.

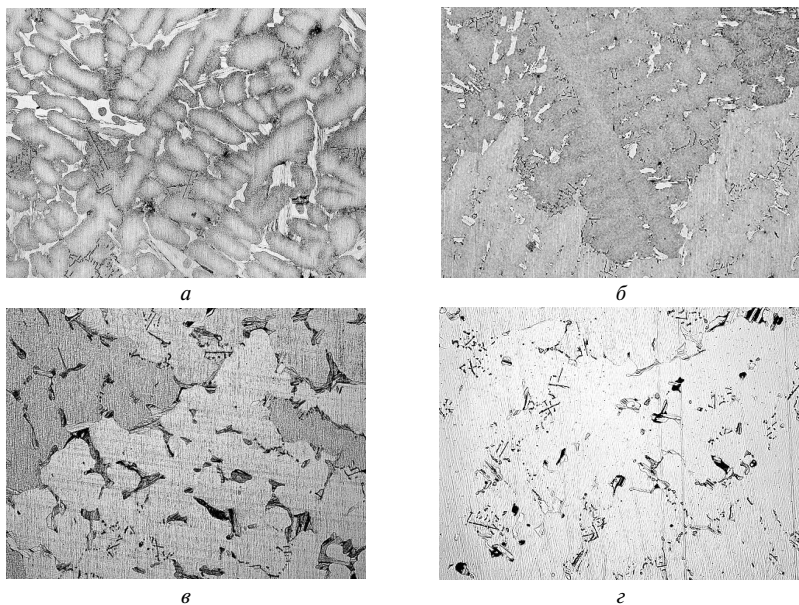


Рис. 1. Микроструктура образцов ($\times 100$):
a — литая структура после ВГНК-переплава; после гомогенизационного отжига:
б — $1210^{\circ}C$, выдержка 8 ч; *в* — $1220\pm 5^{\circ}C$, 6 ч; *г* — $1220\pm 5^{\circ}C$, 12 ч

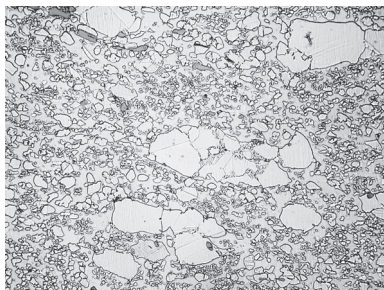
Микроструктура сплава после деформации

Для достижения высоких и стабильных характеристик механических свойств поликристаллических жаропрочных никелевых сплавов необходимо на этапе деформации обеспечить формирование однородной рекристаллизованной структуры. Учитывая высокий уровень легирования сплава ВЖ177, исследовали влияние высокотемпературных отжигов между деформациями для рекристаллизации металла по двум режимам:

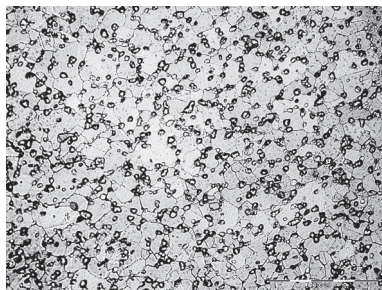
- Режим № 1. Деформация при постоянной температуре за несколько переходов с проведением промежуточных отжигов по одинаковому режиму ($T_{отж} = T_{деф} + (20-40^{\circ}\text{C})$).
- Режим № 2. Деформация при постоянной температуре за несколько переходов с проведением между первыми операциями осадки отжигов при температуре гомогенизации и отжигов между окончательными операциями деформации как в режиме № 1.

Деформацию заготовок из сплава ВЖ177 проводили на гидравлических прессах в условиях близких к изотермическим, общая степень деформации для обоих режимов составила около 80% по высоте.

Микроструктурные исследования показали, что после деформации формируется равномерная структура с 10 баллом микростерна (по ГОСТ5639-82) (рис. 2, а, б). В структуре видны равномерно распределенные выделения γ' -фазы различной дисперсности. Кроме того, по сравнению с режимом № 1 в процессе ТМО по режиму №2 остатки эвтектической фазы практически полностью устраняются (см. рис. 2, б).



а



б

Рис. 2. Микроструктура после деформации ($\times 500$):
а — по режиму № 1; б — по режиму № 2

Микроструктура и механические свойства сплава после закалки с последующим старением

Окончательное формирование структуры происходит в процессе термической обработки — закалки с последующим старением. В настоящей работе исследовано влияние температуры закалки на микроструктуру и свойства образцов сплава ВЖ177, обработанных по режиму ТМО № 2. Последующее старение для всех вариантов закалки проводилось по одинаковому режиму. Были выбра-

ны температуры закалки, обеспечивающие в процессе термической обработки получение структуры с различным микростроением: мелким (7–8 балл), средним (5–6 балл) и крупным (2–3 балл).

На рисунке 3 показаны микроструктуры в зависимости от режима термообработки: *a* — крупное зерно, *б* — среднее, *в* — мелкое. Исследование образцов методами РЭМ и МРСА показало, что после полной термической обработки во всех образцах наблюдаются зерна γ -твердого раствора с дисперсными частицами интерметаллидной γ' -фазы (рис. 3, *e*). По границам зерен наблюдаются более крупные, по сравнению с телом зерна, частицы γ' -фазы, а также карбиды (рис. 3, *з*, *д*).

С помощью МРСА исследован локальный химический состав. Состав γ -матрицы и γ' -фазы типичен для такого класса сплавов. По результатам физико-химического фазового анализа (ФХФА) в экспериментальных композициях после термической обработки не обнаружены карбиды на основе соединений Me_6C и $Me_{23}C_6$, отрицательно влияющие на свойства, в первую очередь на пластичность.

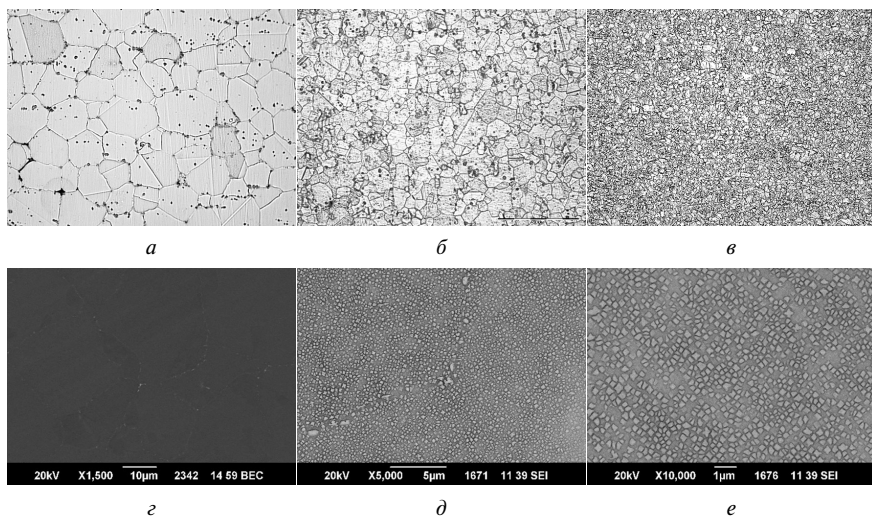


Рис. 3. Микроструктуры:

a, б, в — общий вид микроструктуры ($\times 100$); *з* — вторичные карбиды ($\times 1500$), *д* — границы зерен ($\times 5000$), *е* — упрочняющая γ' -фаза ($\times 10000$)

Сравнительные исследования основных механических свойств проводили на образцах, прошедших ТМО по режиму № 2. Статистику набирали на 10 образцах для каждого исследования. Результаты (средние значения) показаны в таблице 1.

Наибольшее значение жаропрочности получено на образцах с крупной микроструктурой, однако при этом заметно сильное снижение кратковременной прочности и пластичности, что типично для сплавов данного класса. Опти-

мальным комплексом свойств обладают образцы со средним баллом зерна: они показали высокую жаропрочность при высоких значениях предела прочности и текучести при комнатной температуре.

Таблица 1

Механические свойства после различных режимов полной термической обработки

Кратковременная прочность при 20°С				КСУ	Жаропрочность при 750°С Время до разрушения (час)
σ_a	$\sigma_{0,2}$	δ	ψ		
МПа		%		кДж/см ²	$\sigma = 765$ МПа
термообработка на 2–3 балл зерна					
1370	1020	13,8	14,3	290	128
термообработка на 5–6 балл зерна					
1550	1120	14,3	15,3	290	105
термообработка на 7–8 балл зерна					
1495	1105	11,5	12,0	255	46

Имитация наработки для оценки структурно-фазовой стабильности сплава

Оценку структурно-фазовой стабильности сплава ВЖ177 проводили на образцах со средним баллом зерна имитацией наработки при рабочей температуре (выдержка 1050 ч при 750°С).

Таблица 2

Свойства после термической обработки и последующей выдержки в течение 1050 ч при 750°С (средние значения)

Состояние сплава	Кратковременная прочность при 20°С				Жаропрочность при 750°С, $\sigma = 765$ МПа, τ (час)
	σ_a	$\sigma_{0,2}$	δ	ψ	
	МПа		%		
Режим ТМО № 2, термообработка на 5–6 балл зерна					
Исходное (после термообработки)	1550	1120	14,3	15,3	105
Исходное + выдержка 1050 ч при 750°С	1525	1020	12,5	13,5	118

После длительной имитации наработки (1050 ч) при рабочей температуре 750°С прочность снижается незначительно — на 2%, предел текучести на 9%, пластичность уменьшается не более чем на 13%. Время до разрушения при испытаниях на длительную прочность сохраняется на уровне исходного состояния.

По сравнению с исходным (термообработанным) состоянием после длительной выдержки в течение 1050 ч при температуре 750°С в микроструктуре на-

блюдается коагуляция частиц вторичной γ' -фазы (рис. 4, *a*). В образцах наблюдается увеличение вторичных карбидов по границам зерен и границам γ/γ' -фаз (рис. 4, *б*), что является причиной снижения пластичности. Выделений т. п. у.-фаз не обнаружено.

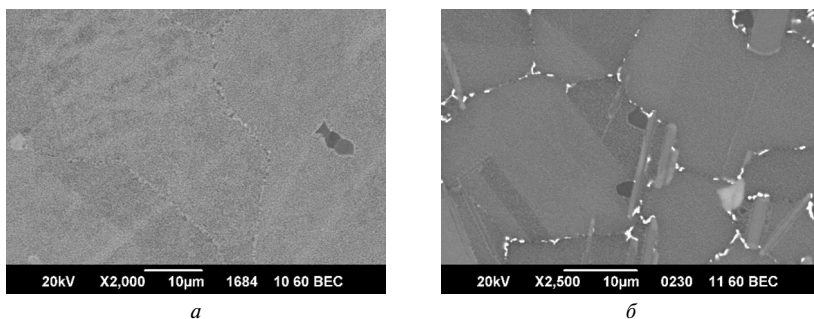


Рис. 4. Микроструктура образцов:

a — после термической обработки ($\times 2000$); *б* — после термической обработки и выдержки 1050 ч при 750°C ($\times 2500$).

Сохранение после выдержки 1050 ч при температуре 750°C значений кратковременной и длительной прочности практически на уровне исходного состояния при незначительном снижении пластичности, а также отсутствие в структуре т. п. у. фаз свидетельствует о структурно-фазовой стабильности сплава и его работоспособности при температуре 750°C .

Выводы

Для нового высоколегированного жаропрочного сплава ВЖ177 исследовано влияние параметров термомеханической и термической обработок. Определены оптимальные режимы гомогенизационного отжига, изотермической штамповки на воздухе с промежуточными рекристаллизационными отжигами, а также окончательной термической обработки.

Для получения равномерной рекристаллизованной структуры без избыточных фаз необходимо проводить изотермическую штамповку на воздухе в несколько переходов с высокотемпературными отжигами на первых этапах.

Для достижения оптимального комплекса механических свойств окончательная термическая обработка должна состоять из закалки на средний балл зерна и двойного старения.

Имитация наработки при температуре 750°C показала структурно-фазовую стабильность и длительную работоспособность сплава ВЖ177.

ЛИТЕРАТУРА

1. Каблов Е. Н. Инновационные разработки ФГУП «ВИАМ» ГНЦ РФ по реализации «Стратегических направлений развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года» // Авиационные материалы и технологии. 2015. № 1. С. 3–33.

2. Каблов Е. Н., Оспенникова О. Г., Ломберг Б. С. Стратегические направления развития конструкционных материалов и технологий их переработки для авиационных двигателей настоящего и будущего // Автоматическая сварка. 2013. № 10. С. 23–32.
3. Каблов Е. Н., Оспенникова О. Г., Ломберг Б. С. Комплексная инновационная технология изотермической штамповки на воздухе в режиме сверхпластичности дисков из супержаропрочных сплавов // Авиационные материалы и технологии. 2012. № 5. С. 129–141.
4. Филонова Е. В., Бакрадзе М. М., Кочубей А. Я., Вавилин Н. Л. Исследование изменений структурно-фазового состояния сплава ВЖ175 в процессе горячей деформации и термической обработки // Авиационные материалы и технологии. 2014. № 3. С. 10–13.
5. Ломберг Б. С., Бакрадзе М. М., Чабина Е. Б., Филонова Е. В. Взаимосвязь структуры и свойств высокожаропрочных никелевых сплавов для дисков газотурбинных двигателей // Авиационные материалы и технологии. 2011. № 2. С. 25–30.

УДК 621.787:539.319

А. И. Дубин

ПАО «УМПО», Уфа

ogmet@umpo.ru

ПРИМЕНЕНИЕ ТЕХНОЛОГИЙ УПРОЧНЕНИЯ ПОВЕРХНОСТИ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ СОПРОТИВЛЕНИЯ УСТАЛОСТИ ЛОПАТОК КОМПРЕССОРА ГТД

Рассмотрены вопросы, связанные с исследованием прочностных характеристик лопаток компрессора газотурбинного двигателя (ГТД). Приведены результаты испытаний на многоцикловую усталость лопаток, прошедших упрочнения поверхности комплексной вакуумной ионно-плазменной обработкой (КВИПО), а также комбинированными методами поверхностно-пластического деформирования по нескольким вариантам. Приводятся рекомендации по использованию КВИПО для защиты поверхности лопаток компрессора.

Введение

Лопатки компрессора ГТД являются одними из наиболее массовых и ответственных деталей, работающих в условиях высоких знакопеременных нагрузок, температур, агрессивных сред и эрозии, определяя в большинстве случаев ресурс и надёжность газотурбинных двигателей. Обеспечение ресурса ГТД во многом зависит от повреждаемости рабочих лопаток компрессора. Чаще всего повреждаемость связана с такими факторами, как появление забоин, трещин усталости и термоусталости, питтинговой и газовой коррозии, эрозионным износом и обрывом лопаток [1].

В процессе эксплуатационной наработки изменяется физико-химическое и структурно-фазовое состояние приповерхностного слоя и, как следствие, эксплуатационные свойства материала в целом. Эти изменения совместно с про-

цессами эрозии и коррозии поверхности могут являться причиной появления и развития трещин.

Одной из определяющих характеристик лопаток компрессора является сопротивление усталости, которое зависит от процессов, имеющих место на их профильной части [1].

Известно, что большое влияние на сопротивление усталости лопаток оказывают остаточные напряжения в их поверхностном слое, сформированные на «финишных» операциях.

Так, исследованиями, проведенными А. М. Сулимой [2], установлено, что изотермический нагрев вызывает релаксацию напряжений и частичное разупрочнение наклёпанного после различных видов механической обработки приповерхностного слоя. Релаксация и разупрочнение увеличиваются с ростом температуры, продолжительности нагрева и степени наклёпа. Для рассматриваемого титанового сплава существует довольно малая оптимальная степень наклёпа — 5–7%, при которой предел выносливости достигает максимального значения.

В большинстве случаев традиционные отделочно-упрочняющие методы, как правило, исчерпали свои возможности по повышению их пределов выносливости и циклической долговечности. Учитывая, что в условиях длительной эксплуатации лопаток их разрушения, как правило, начинаются с поверхности либо в тонком поверхностном слое, который формируется на окончательных этапах обработки, представляют особый интерес методы, обеспечивающие повышение эксплуатационных свойств деталей. К таким методам, в частности, можно отнести ионное модифицирование (имплантация).

Таким образом, поиск новых технологических вариантов упрочнения для повышения сопротивления усталости и циклической долговечности рабочих лопаток компрессора из титановых сплавов в их производстве и ремонте является актуальной задачей современного авиационного двигателестроения.

Основная часть

В работе изучалось влияние на сопротивление усталости лопаток компрессора высокого давления ГТД из титанового сплава ВТ6 комплексной вакуумной ионно-плазменной обработки (КВИПО), включающей также нанесение многослойного защитного покрытия по сравнению с исходной (базовой) обработкой, финишной операцией которой являлось виброшлифование. Исследуемый в работе материал — титановый сплав средней прочности ВТ6 (Ti-6Al-4V) с двухфазной ($\alpha+\beta$)-структурой со следующими механическими характеристиками: $\sigma_s = 1050$ МПа, $\sigma_{0,2} = 950$ МПа, $\delta = 17\%$, $\psi = 40\%$. Сплав ВТ6 может применяться как в отожжённом, так и в закалённом состоянии. Его предел выносливости может быть повышен на 25–30% по сравнению с отожжённым состоянием посредством упрочняющей термической обработки. В связи с невысокой прокаливаемостью сплава для деталей, предназначенных для упрочняющей термической обработки, рекомендуются размеры сечения, не превышающие 30–40 мм [6].

Наряду с исходным состоянием в работе рассматривались следующие варианты технологических процессов упрочнения поверхностным пластическим деформированием (ППД) пера лопаток из титанового сплава ВТ6:

- 1) комбинированное упрочнение пневмогидродробеструйное (ПГДУ) стеклянными шариками $\varnothing 0,5 \pm 0,1$ мм и объёмное виброшлифование на 3-координатной виброустановке в рабочей среде из стальных шариков и абразива.
- 2) комбинированное упрочнение виброгалтовкой стальными шариками и виброшлифование в рабочей среде из стальных шариков и абразива на 3-координатной виброустановке.
- 3) комбинированное упрочнение ПГДУ стальными микрошариками $\varnothing 0,1-0,2$ мм и объёмное виброшлифование в рабочей среде из стальных шариков и абразива.

Кроме этого, исследовался вариант 4 — комплексная вакуумная ионно-плазменная обработка (КВИПО).

КВИПО образцов лопаток производили на установке УВН-1БС с источником газовой плазмы с накальным катодом ПИНК и аксиально-симметричными электродуговыми испарителями, при этом наносили многослойное защитное покрытие толщиной $h = 12-16$ мкм системы $(Ti-Ti_2N-TiN) \cdot n$, где n — число слоёв. Режим обработки включал в себя ионную очистку Ar; ионное модифицирование азотом; ионную очистку титаном; последовательное нанесение покрытия системы $(Ti, Ti_2N, TiN) \cdot n$ раз.

Испытания на усталость лопаток компрессора проводились в условиях симметричного изгиба по первой (основной) форме колебаний при комнатной температуре на электродинамическом вибростенде на определение предела выносливости стандартным ускоренным методом. За базу испытаний принимали $20 \cdot 10^6$ циклов нагружения.

Построенные графически левые ветви кривых усталости исследуемых вариантов приведены на рисунке 1.

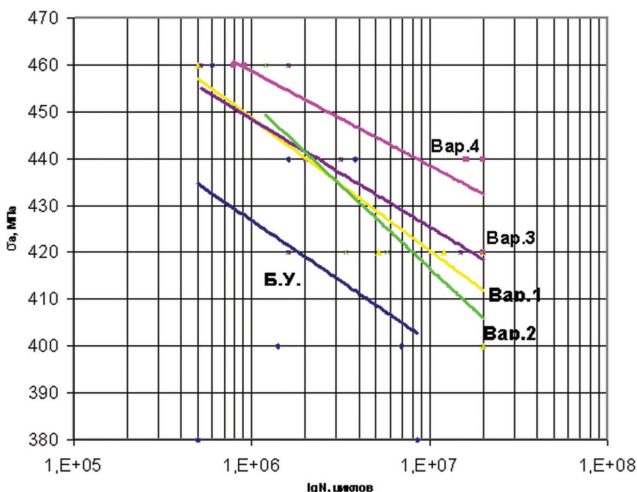


Рис. 1. Кривые усталости исследуемых вариантов

Предел выносливости на базе испытаний $20 \cdot 10^6$ циклов нагружения составил:

- исходное состояние $\sigma_{-1} = 360$ МПа, для комбинированных вариантов ППД № 1, 2, 3 $\sigma_{-1} = 400$ МПа, т. е. повысился на 11%
- после КВИПО $\sigma_{-1} = 420$ МПа, т. е. повысился на 12%.

Это объясняется тем, что в результате КВИПО лопаток компрессора формируется стабильное во времени напряжённое состояние приповерхностного слоя, обеспечивающее большую релаксационную стойкость с меньшим рассеянием значений остаточных напряжений в поверхностном слое.

Характер усталостного разрушения исследуемых лопаток (на примере варианта без упрочнения) представлен на рисунке 2.



Рис. 2. Излом лопатки по вскрытой трещине

Излом по вскрытой трещине на лопатке без упрочнения усталостного характера

Очаг находится в зоне радиуса перехода от полки к перу со стороны корыта лопатки. Определение остаточных напряжений в поверхностном слое проводилось на плоских образцах-свидетелях по методике [3] на усовершенствованной установке. Пластинки вырезались электроэрозионным способом. Результаты приведены на рисунке 3.

Как следует из рисунка 3 в варианте без упрочнения (БУ) наблюдаются остаточные поверхностные напряжения сжатия величиной -110 МПа, которые по мере удаления от поверхности уменьшаются и на глубине $60-90$ мкм переходят в напряжения растяжения $\sigma_{\text{раст.}} = 13-17$ МПа.

В образцах с упрочнением по варианту I наблюдаются остаточные поверхностные напряжения сжатия -460 МПа, которые по мере удаления от поверхности постепенно уменьшаются до -100 МПа.

В образцах с упрочнением по варианту II наблюдаются остаточные поверхностные напряжения сжатия -500 МПа, которые по мере удаления от поверхности постепенно увеличиваются до -560 МПа, а затем постепенно уменьшаются до -150 МПа.

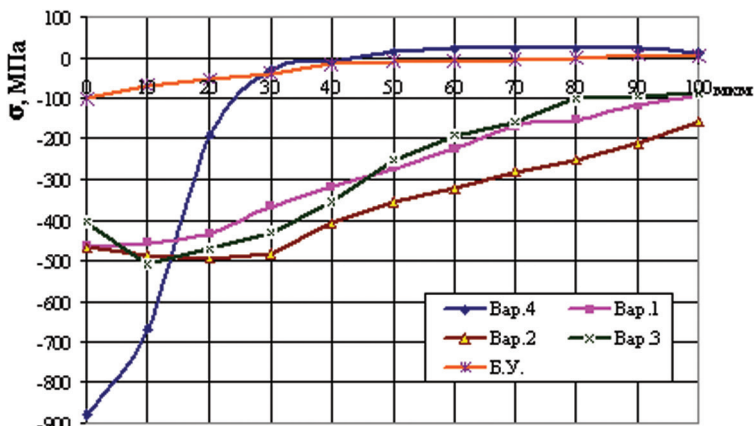


Рис. 3. Эпюры остаточных напряжений в поверхностном слое лопаток

В образцах с упрочнением по варианту III наблюдаются остаточные поверхностные напряжения сжатия -450 МПа, которые по мере удаления от поверхности постепенно увеличиваются до -520 МПа, а затем постепенно уменьшаются до -90 МПа.

В образцах с упрочнением по варианту КВИПО наблюдаются остаточные поверхностные напряжения сжатия уровня -875 МПа, которые по мере удаления от поверхности постепенно уменьшаются и на глубине 45 мкм переходят в напряжения растяжения до 22 МПа.

Таким образом, в варианте КВИПО формируются остаточные поверхностные напряжения сжатия наибольшей величины по сравнению с иными вариантами упрочнения. Причём природа возникновения остаточных напряжений при КВИПО отличается от имеющих место при обработках ППД.

Проведёнными ранее исследованиями [4] лопаток компрессора после эксплуатационной наработки более 8 тыс. часов выявлено, что в результате использования КВИПО лопаток компрессора в поверхностном слое формируется стабильное остаточное напряжённо-деформированное состояние, обеспечивающее большую релаксационную стойкость с меньшим рассеянием остаточных напряжений как во всём объёме, так и в поверхностном слое по сравнению с лопатками, изготовленными по базовой технологии (виброшлифованными).

Кроме того, сравнительная оценка лопаток с КВИПО в условиях реальной эксплуатации двигателей показала преимущество перед базовой обработкой в вопросе защиты поверхностных слоёв ответственных деталей от капельной эрозии, абразивного износа и образования солевых отложений.

Таким образом, в результате исследования показана возможность повышения предела выносливости лопаток на $11-12\%$, используя КВИПО, а также обработкой методами ППД. Вместе с тем с учётом параметра релаксационной стойкости и циклической долговечности в реальных условиях эксплуатации предпочтительным является вариант обработки КВИПО.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Петухов А. Н.* Сопротивление усталости деталей ГТД. М.: Машиностроение, 1993. 240 с.
2. *Сулима А. М.* Поверхностный слой и эксплуатационные свойства деталей машин / А. М. Сулима, В. А. Шулов, Ю. Д. Ягодкин. М.: Машиностроение, 1988. 240 с.
3. Определение остаточных напряжений в поверхностном слое пера лопаток двигателя. Методические материалы. М.: НИАТ, 1965. 20 с.
4. *Смыслов А. М.* К вопросу о релаксационной стойкости лопаток компрессора из титановых сплавов / А. М. Смыслов, М. К. Смыслова, А. И. Дубин // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. акад. С. П. Королёва. 2011. № 3 (27), ч. 2. С. 227–232.

УДК 621.791.051

С. А. Должикова¹, Н. Ф. Измайлова¹, М. Ю. Мурашкин²

¹ ПАО «УМПО», Уфа, ogmet@umpo.ru

² УГАТУ, Уфа; m.murashkin.70@gmail.com

НЕКОТОРЫЕ ОСОБЕННОСТИ МИКРОСТРУКТУРЫ И СВОЙСТВ АЛЮМИНИЕВОГО СПЛАВА СИСТЕМЫ AL-CU-MG В ЗОНЕ СОЕДИНЕНИЯ ЛОПАТКА—ДИСК, ПОЛУЧЕННОГО МЕТОДОМ ЛИНЕЙНОЙ СВАРКИ ТРЕНИЕМ

Основные работы, проводящиеся в отношении алюминиевого сплава Д16, направлены на повышение жаропрочности материала для увеличения температуры эксплуатации изделий, а также на получение неразъемных соединений современными методами. Полученные отработанные режимы могут быть использованы для техпроцесса обработки жаропрочных сплавов.

Все большее развитие получают монолитные конструкции соединения лопатка—диск, благодаря чему возрастает интерес к процессу линейной сварки трением, позволяющему решить проблему ремонта моноколеса, а также обеспечивающему возможность получения различных структур и свойств на лопатке и на колесе.

В рамках освоения технологий высокоточного формообразования и поверхностного упрочнения ответственных деталей из алюминиевых сплавов с повышенной конструкционной энергоэффективностью проводятся работы по изготовлению алюминиевого моноколеса (блиска) методом линейной сварки трением. В данной работе исследован фрагмент соединения лопатка—диск из алюминиевого сплава Д16, полученного линейной сваркой трением. Проведены анализ макро- и микроструктуры, механических свойств и микротвердости образца.

Установлено, что по мере удаления от сварного шва происходит уменьшение объемной доли и интенсивности выделений интерметаллидных соединений с повышенным содержанием Mg, Si, присутствующих в данном сплаве [1]. Также отмечено повышение микротвердости при продвижении от сварного шва вглубь материала.

Введение

Современные авиационные газотурбинные двигатели (ГТД) широко используются не только в авиационной, но и в наземных установках (теплоэлектростанциях, силовых установках газоперекачивающих станций и др.). Повышение ресурса и надежности конструкций ГТД является важной проблемой авиадвигателестроения и сказывается на безопасности полетов. Ресурс ГТД во многом определяется ресурсом лопаток компрессора, которые традиционно изготавливают из сложнолегированных сталей, титановых и никелевых сплавов.

Традиционно для изготовления лопаток применяют жаропрочные сплавы на титановой, железной, кобальтовой и никелевой основах. Наиболее широкое применение получили лопатки из титановых и никелевых жаропрочных сплавов. В настоящее время возрастает интерес к снижению массы авиационного двигателя, что позволит повысить его показатели. Тем самым встает вопрос о применении новых материалов, позволяющих выдерживать высокие температуры и обладающих хорошими показателями усталостной прочности, износостойкости, коррозионно- и эрозионностойкости и при этом обладающих малой плотностью. Приоритетным направлением в авиационной промышленности было и остается применение алюминиевых сплавов. Однако перспектива их применения в двигателестроении требует создания технологий, которые могли бы повысить такие характеристики, как коррозионная и эрозионная стойкость, способность сопротивляться воздействию высоких (до 200°C) температур. Решить эту проблему можно путем использования наноструктурных покрытий и модифицирования алюминиевых сплавов.

К преимуществам алюминиевых сплавов относятся высокая удельная прочность и способность сопротивляться инерционным и динамическим нагрузкам. Большинство легирующих элементов образуют с алюминием твердые растворы ограниченной растворимости и промежуточные фазы с алюминием и между собой (CuAl_2 , Mg_2Si и другие) [2].

Сплавы системы Al-Cu-Mg — дуралюмины — представляют собой наиболее старую и наиболее важную по своему значению группу сплавов, нашедших широкое применение в различных отраслях машиностроения и особенно в авиации. Сплавы Д16 (промышленные упрочняемые термообработкой) обладают хорошим сочетанием характеристик вязкости разрушения, выносливости, скорости роста усталостной трещины, применяются для деталей, от которых требуется повышенная выносливость в условиях знакопеременных напряжений. Преимущество сплавов данной системы перед высокопрочными алюминиевыми сплавами проявляется при температурах выше 100°C и особенно при длительных выдержках. Для использования сплава при 120–250°C изделия из него подвергают искусственному старению. Оно обеспечивает лучшую коррозионную стойкость и больший предел текучести по сравнению с естественно состаренным состоянием, хотя ему соответствует меньшая прочность и пластичность [3].

Тем самым основные работы, проводящиеся в отношении алюминиевого сплава Д16, направлены на повышение жаропрочности материала для увеличения температуры эксплуатации изделий. Полученные отработанные режимы могут быть использованы для техпроцесса обработки жаропрочных сплавов.

В рамках освоения технологий высокоточного формообразования и поверхностного упрочнения ответственных деталей из алюминиевых сплавов с повышенной конструкционной энергоэффективностью были проведены работы по изготовлению алюминиевого моноколеса (блиска) методом линейной сварки трением. Впервые в стране получено соединение диск—лопатка методом линейной сварки трением для деталей из алюминиевого сплава. Линейная сварка трением заключается в том, что в процессе возвратно-поступательного движения с определенной частотой и амплитудой части, подлежащие свариванию, сжимаются для образования плотного контакта. Генерируемая в плотности сварки теплота способствует пластической деформации приповерхностных объемов свариваемых материалов. В процессе сварки вязко-пластичные слои металла перемещаются к границам свариваемой поверхности. При этом происходит удаление окислов и загрязнений, которые могут присутствовать в зоне сварки.

Результаты работы

Внешний вид разрезанной лопатки, полученной методом линейной сварки трением, показан на рисунках 1, 2. Высота сваренного образца составила 85,1 мм. Образовался грат, характерный для соединений, полученных методом ЛСТ. Толщина грата составила 2 мм.

Для дальнейшего анализа макро- и микроструктуры вырезались три образца шириной 2–3 мм по схеме, показанной на рисунке 2.

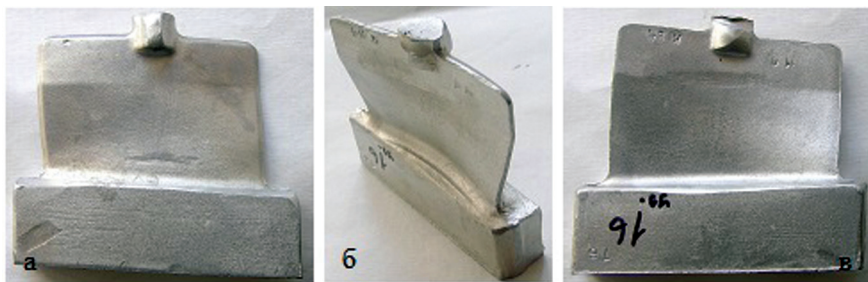


Рис. 1. Внешний вид лопатки из сплава Д16:
а — со стороны спинки; *б* — аксонометрия; *в* — со стороны корыта

На рисунке 3 представлена макроструктура образца. При анализе макроструктуры установлено: общий фон макроструктуры однородный матовый, дефектов металлургического характера не выявлено. После травления в зоне термомеханического влияния (ЗТМВ) выявляются линии интерметаллидных выделений, располагающиеся по форме грата. После травления 10%-ной плавиковой кислотой и осветления азотной кислотой [4] на имитаторе диска выявляются линии интенсивного течения металла, что свидетельствует о деформации.

Сварной шов можно наблюдать на рисунке 4, *б*. В структуре имитатора диска более отчетливо просматриваются интерметаллидные выделения.

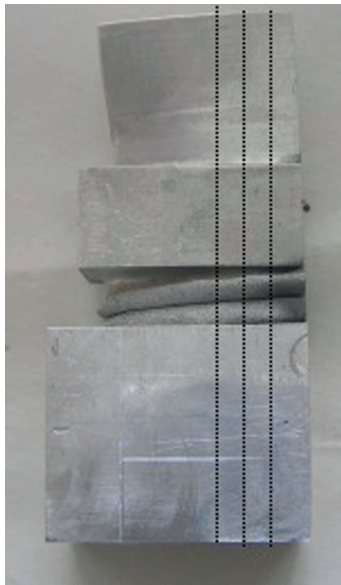


Рис. 2. Внешний вид образца после ЛСТ

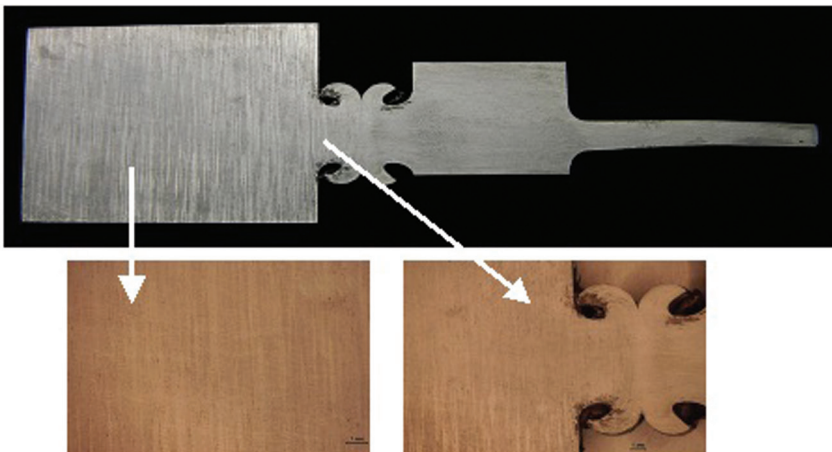


Рис. 3. Макроструктура образца, полученного методом линейной сварки трением (после травления)

Микроструктура сплава Д16 после конечной термообработки представляет собой типичную деформированную структуру, состоящую из пересыщенного α -твердого раствора и нерастворимых фаз [2].

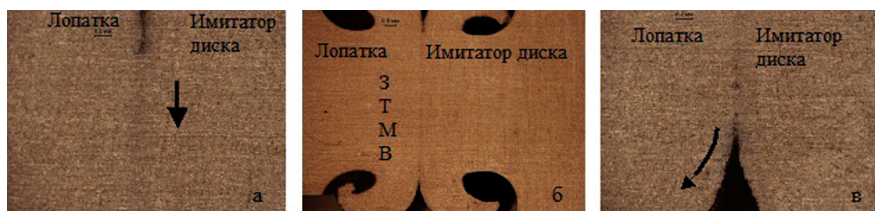


Рис. 4. Макроструктура образца лопатки со стороны грата:
а, в — выход со сварного шва на поверхность; *б* — зона сварного шва

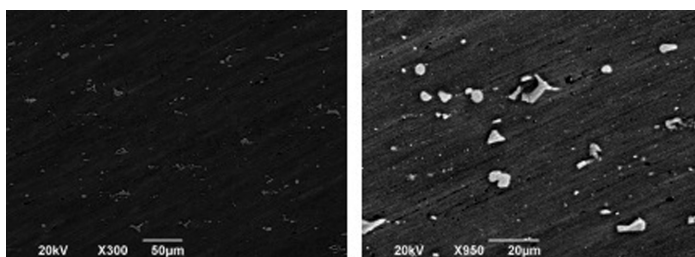


Рис. 5. Микроструктура сплава Д16 после конечной термообработки, снимки с растрового электронного микроскопа

В результате нагрева происходит переход от зонного (естественного) к фазовому старению. Распад твердого раствора в таком случае идет по границам зерен с образованием метастабильных фаз с увеличенным содержанием Си. Данная фаза является основным упрочнителем, образующемся при старении сплава Д16. Увеличение содержания в сплаве таких элементов как Fe, Si приводит к росту количества нерастворенных избыточных фаз, сохраняющихся на всех стадиях изготовления полуфабрикатов [5].

На рисунке 6 представлена микроструктура различных областей лопатки. Можно отметить, что по мере удаления от сварного шва происходит уменьшение объемной доли и интенсивности выделений интерметаллидных соединений.

Механические свойства испытывались на образцах, вырезанных из лопатки. Результаты испытаний механических свойств приведены в таблице 1.

Таблица 1

Механические свойства лопатки из сплава Д16

	σ_B , МПа	$\sigma_{0,2}$, МПа	δ , %	HV, кгс/мм ²
Отжиг [2]	220	110	18	50
Закалка + естественное старение [2]	470	320	17	105
Образцы, вырезанные из лопатки, после штамповки и термообработки	469	372	11,2	115
Данные ОСТ 1.901-74	≥ 460	≥ 320	≥ 10	≥ 110

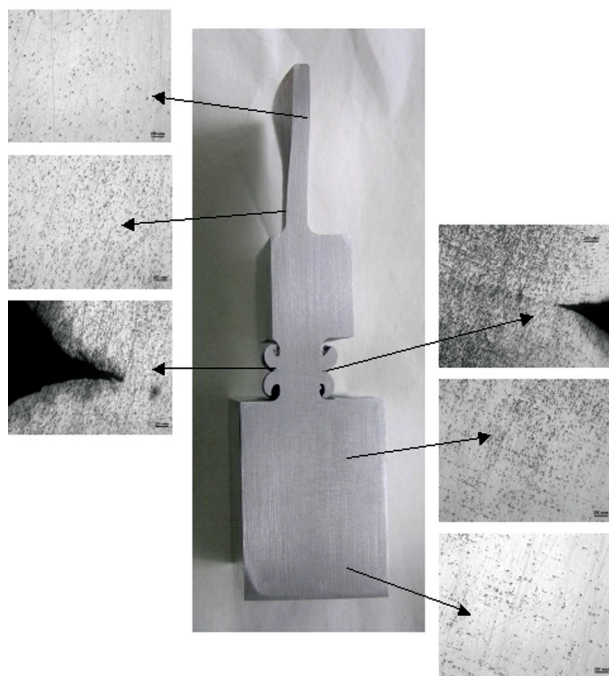


Рис. 6. Микроструктура лопатки

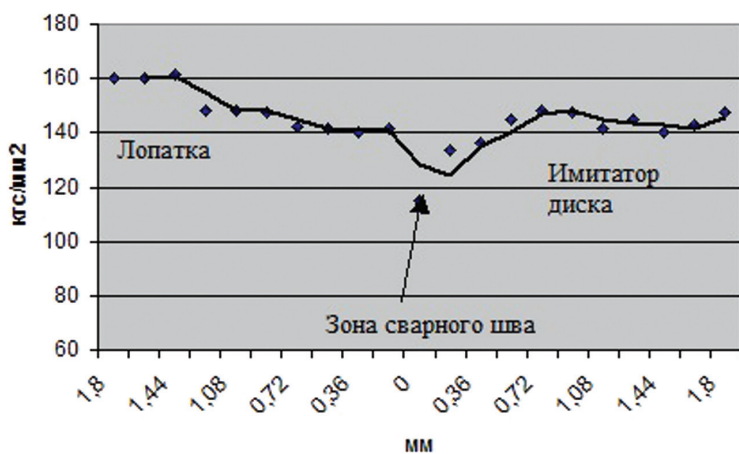


Рис. 7. Микротвердость зоны сварного шва соединения лопатка—диск

Микротвердость зоны сварного шва составила 143,26–145,7 кгс/мм² (рис. 7).

Анализируя значения микротвердости, можно отметить, что микротвердость повышается при продвижении от сварного шва вглубь материала. Среднее значение микротвердости материала лопатки составило 149,15 кгс/мм², имитатора диска — 142,79 кгс/мм².

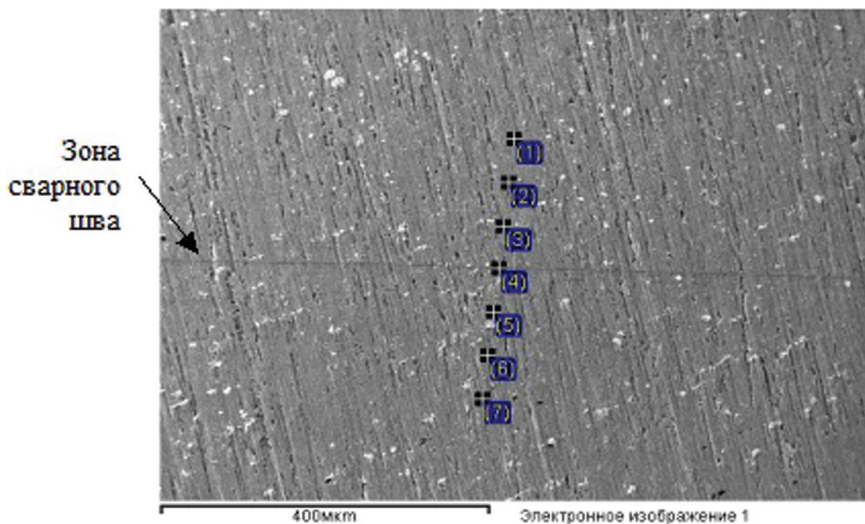


Рис. 8. Микроструктура образца со стороны сварного шва (растровый электронный микроскоп, расстояние между соседними точками 57 мкм)

Таблица 2

Анализ содержания химических элементов в различных зонах

Спектр	Mg	Al	Si	Mn	Cu
(1)	1.31	86.82		0.49	3.81
(2)	1.30	89.92		0.60	4.27
(3)	1.36	89.15		0.54	4.20
(4)	1.31	89.17		0.50	3.82
(5)	1.29	93.07		0.37	3.95
(6)	1.28	89.90		0.80	4.05
(7)	23.44	46.94	16.68	0.31	1.63

На растровом микроскопе выполнен анализ химического состава зоны сварного шва с применением анализатора INCA. Как показал анализ химического состава (табл. 2), в зоне сварного шва, а также на глубине около 150 мкм как со стороны лопатки, так и со стороны имитатора диска не наблюдается значительных различий. Это связано с тем, что материал лопатки и материал имитатора диска идентичны.

Наличие углерода и кислорода свидетельствует о наличии окисной пленки на поверхности лопатки.

Существенное отличие содержания Mg, Si в точке 7 является показателем того, что данный спектр снят с интерметаллидного соединения.

Выводы

В данной работе показаны общие черты и отличия микроструктуры сплава Д16 в исходном состоянии и после термообработки, также проведен анализ микроструктуры сварного соединения сектора моноколеса, полученного методом линейной сварки трением. Установлено, что в сплаве присутствует метастабильная S-фаза Al_2CuMg , являющаяся основным упрочнителем при старении сплавов данной системы. Микротвердость непосредственно данной фазы составляет 260 кгс/мм^2 . Микротвердость основного материала составила 121 кгс/мм^2 .

Показаны отличия в механических свойствах сплава при различных режимах термообработки. После искусственного старения предел прочности опытных образцов составил 469 МПа, также наблюдается значительное увеличение предела текучести до 372 МПа. Относительное удлинение снижается (с 17% до 11,21%), но остается на удовлетворительном уровне. Степень упрочнения при продвижении от сердцевины к поверхности материала составила около 11%, что свидетельствует о наличии на поверхности оксидной пленки.

В области сварного шва выделяются три зоны: зона сварного шва, зона термомеханического влияния и зона основного материала, отличающиеся интенсивностью интерметаллидных выделений, а также значениями микротвердости. При продвижении от зоны сварного шва к телу образца (как лопатки, так и имитатора) микротвердость отличается в среднем на 35 кгс/мм^2 .

Учитывая положительные результаты, полученные на сплаве Д16 в данной работе, примененные режимы обработки материала могут быть использованы для технологического процесса обработки жаропрочных алюминиевых сплавов.

Также в качестве рекомендации может быть предложена стандартная термообработка сварного соединения с целью снятия остаточных напряжений и выравнивания структуры.

ЛИТЕРАТУРА

1. Алюминиевые сплавы. Структура и свойства полуфабрикатов из алюминиевых сплавов. Справочник. М.: Металлургия, 1974. 432 с.
2. Основы материаловедения: учеб. для вузов / под ред. И. И. Сидорина. М.: Машиностроение, 1976. 436 с.
3. Алюминиевые сплавы. Промышленные алюминиевые сплавы. Справочник, 2-е изд. М.: Металлургия, 1984. 526 с.
4. Стандартные методы использования авиационных металлических материалов и полуфабрикатов. 95 с.
5. *Кудряшов В. Г., Телешов В. В.* Улучшение комплекса свойств высокопрочных алюминиевых сплавов с позиций механики разрушения.

ПРИМЕНЕНИЕ ЭЛЕКТРОФИЗИЧЕСКИХ МЕТОДОВ ОБРАБОТКИ ПРОФИЛЯ ПЕРА ЛОПАТОК ПЕРСПЕКТИВНЫХ ИЗДЕЛИЙ ГТД

Рассмотрены вопросы, связанные с обработкой профиля пера лопаток компрессора перспективных газотурбинных двигателей (ГТД) методом электрохимической обработки (ЭХО) и электролитно-плазменного полирования (ЭПП). Указаны преимущества внедрения ЭХО и ЭПП. Приведено сравнение технологии ЭХО профиля пера лопаток ГТД с фрезерованием и вальцеванием. Описано применяемое оборудование для ЭХО и ЭПП лопаток ГТД. Представлен экономический эффект от внедрения технологии импульсной ЭХО. Определены направления развития ЭХО и ЭПП.

В настоящее время в России реализуются приоритетные правительственные программы по созданию и освоению серийного производства перспективных ГТД. Создание современных авиационных двигателей невозможно без применения новых технологий обработки лопаток. Для лопаток двигателей 4+ и 5-го поколений, имеющих сложную пространственную конфигурацию и низкую жесткость конструкции при высоких требованиях, предъявляемых к геометрической точности (0,04 мм) и качеству поверхности (Ra 0,2–0,4 мкм), во многих случаях наиболее целесообразными и экономически выгодными являются электрохимические методы обработки (ЭХО), так как существующие технологии (многокоординатная мехобработка с последующим шлифованием профиля пера лопаток) сопряжены с большой трудоемкостью и большим расходом материалов либо не обеспечивают требуемой точности и качества изготовления.

Технология ЭХО обладает существенными преимуществами [1]:

- 1) полное отсутствие износа электрода-инструмента (теоретически; фактически имеют малый износ вследствие наличия не удаленного шлама из межэлектронного промежутка);
- 2) отсутствие измененного слоя на обработанной поверхности;
- 3) незначительные механические (из-за отсутствия прямого контакта между заготовкой и инструментом) и термические воздействия на заготовку;
- 4) ЭХО не приводит к образованию остаточных технологических напряжений;
- 5) возможность обработки практически любых токопроводящих материалов независимо от их механических свойств (обрабатываемости резанием);
- 6) очень высокая производительность (так как съем металла происходит сразу по всей поверхности).

Внедрение ЭХО профиля пера лопаток позволит решить следующие задачи:

1. Обеспечение требований разработчиков.
2. Повышение качества поверхности, снижение шероховатости.

3. Сокращение времени обработки деталей, изготовленных из труднообрабатываемых материалов.
4. Сокращение продолжительности и количества доводочных операций.
5. Сокращение количества используемого при лезвийной обработке поверхности дорогостоящего инструмента.

Для реализации этих процессов требуются станки нового поколения, отличающиеся повышенной конструктивной точностью, специальные импульсные источники питания, новые технологические схемы обработки и др. Опыт внедрения ЭХО на предприятиях авиадвигателестроения показал, что применение заложенных в них принципов формообразования вносит коренные изменения в структуру производства, во все этапы его технической подготовки. В настоящее время внедрение ЭХО на ПАО «УМПО» происходит по 2 основным направлениям:

- высокоточное ЭХО профиля пера рабочих лопаток компрессора (с площадью до 45 см²);
- высокопроизводительное ЭХО крупногабаритных статорных лопаток (с площадью до 200 см²).

В настоящее время на ПАО «УМПО» ведутся работы по созданию участка ЭХО лопаток. В состав участка включены станки для импульсной двухсторонней электрохимической обработки лопаток ГТД (рис. 1–3), обладающие повышенными требованиями к точности (табл. 1), работающие на малых межэлектродных зазорах с вибрирующими электродами-инструментами. Разработчиками станков являются организации, сотрудничающие с ПАО «УМПО»: ООО «ЕСМ» (станки бЕТ8080-2D, бЕТ8096МФ-2D) и ОАО «ИНТЦ «Искра» (станки «Искра ЛМ», «Искра ЛТ», «Искра 38.5.1») (рис. 4–6).

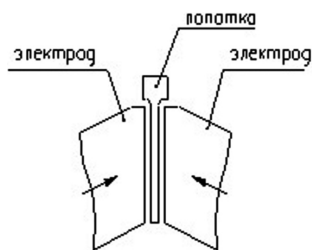


Рис. 1. Схема двухсторонней ЭХО лопаток



Рис. 2. Заготовка лопатки до ЭХО



Рис. 3. Лопатка после ЭХО



Рис. 4. Станок ЭХО «Искра ЛТ»



Рис. 5. Станок ЭХО БЕТ8080-2D

Для обработки крупногабаритных статорных лопаток компрессора предназначены двухсторонние лопаточные станки ЭХО производства ОАО «ИНТЦ «Искра» («Искра 38.5», «Искра 38.5.1» с площадью обработки до 200 см², рис. 7, 8), а также модернизированные силами ОАО «ИНТЦ «Искра» станки моделей ЭХС-10А, ЭХС-10Б. Основная цель внедрения ЭХО на модернизированных станках: обеспечение производительности обработки на новых станках (Искра 38.5, Искра 38.5.1); обеспечение точности и производительности обработки.

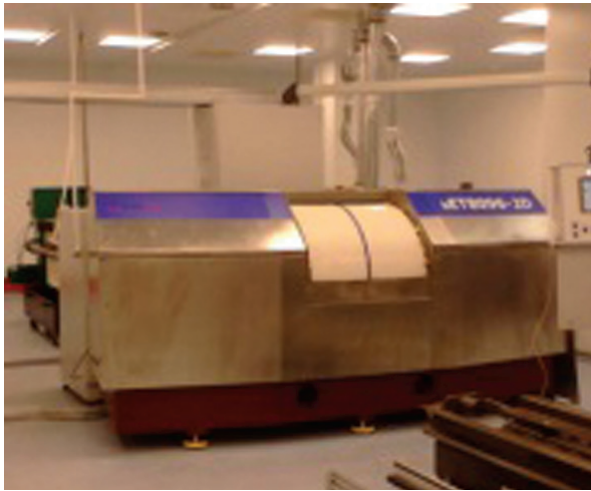


Рис. 6. Станок ЭХО БЕТ8096Мφ-2D

Таблица 1

Параметры рабочих лопаток компрессора высокого давления, обеспеченные методом ЭХО

№	Наименование лопаток	Размеры пера, мм	Материал	Точность обработки, мкм	Шероховатость Ra, мкм
1	Рабочая лопатка КВД 3-я ступень	40×35	ВТ-8М	±20	0,32
2	Рабочая лопатка КВД 4-я ступень	35×30	ВТ-8М	±20	0,32
3	Рабочая лопатка КВД 5-я ступень	25×23	ХН35ТЮ-ВД	±20	0,32



Рис. 7. Станок «Искра 38.5.1» с площадью обработки до 200 см²



Рис. 8. Рабочая камера станка «Искра 38.5.1»



Рис. 9. Вид мастер-лопаток и статорных лопаток после ЭХО

Наиболее существенными факторами, влияющими на обеспечение точности обработки лопаток и качества поверхности при ЭХО на имеющихся станках, являются:

- 1) качественное изготовление электродов-инструментов и другой оснастки (базовые приспособления, кассеты);
- 2) стабильность параметров электролита (уровень зашламленности, температура);
- 3) площадь токоподвода к лопаткам.

Основные требования к рабочей части электрода-инструмента: высокая электропроводность, коррозионная стойкость, хорошая адгезия к электроэрозионным покрытиям, механическая прочность, высокая обрабатываемость [2]. На ПАО «УМПО» применяются 2 метода изготовления электродов-инструментов: механической обработкой на многокоординатном фрезерном станке и с применением мастер-лопаток на станках ЭХО методом обратной полярности. Применение мастер-лопаток (рис. 9) позволяет производить многократное восстановление поверхности электродов-инструментов, а также компенсировать отклонения при изготовлении оснащения для ЭХО лопаток. Опыт ПАО «УМПО» показывает, что данный метод является более предпочтительным по сравнению с изготовлением профиля электродов-инструментов на многокоординатных фрезерных станках.

Для поддержания стабильности температуры электролита станки ЭХО обеспечены термостабилизаторами (чиллерами). Для обеспечения степени чистоты электролита к станкам ЭХО подключены пресс-фильтры и системы микрофльтрации. При этом применяются как индивидуальные (рис. 10), так и групповые системы очистки.

Для токоподвода к лопатке применяются токоподводящие технологические бобышки, обрезаемые после ЭХО. Габариты бобышек определяются площадью обрабатываемой поверхности и должны составлять не менее 20–25% от нее.

Изменение технологии производства лопаток компрессора при внедрении импульсной ЭХО профиля пера и прикомлевого участка приведено в таблице 2. Как видно из таблицы 2, внедрение ЭХО способствует сокращению производственного цикла, исключению целого ряда операций, в том числе наиболее трудоемких (фрезерование), снижению процента брака за счет уменьшения доли ручного труда (полирование).

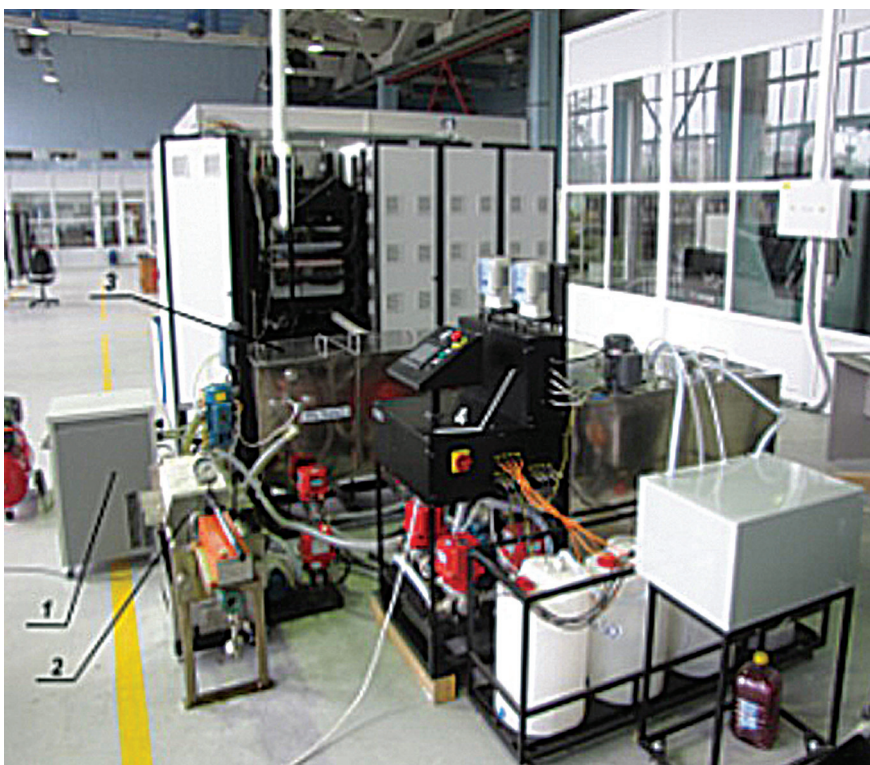


Рис. 10. Вид системы очистки электролита станка производства ООО «ЕСМ»: 1 — термостабилизирующее устройство, 2 — пресс-фильтр, 3 — основной бак, 4 — экологический модуль

Предварительные расчеты показывают, что годовая экономия от внедрения одного высокоточного импульсного станка ЭХО профиля пера лопаток в сравнении с фрезерованием с ЧПУ составит 11,6 млн руб. в год при условии полной загрузки станков, а срок окупаемости составит 3,49 лет.

Основные направления развития ЭХО лопаток на ПАО «УМПО» в настоящее время выглядят следующим образом:

1. Повышение стойкости оснащения (кассет, приспособлений), подверженного анодному растворению.
2. Проведение работ по отработке круговой электрохимической обработки (с кромками) лопаток с исключением ручных полировальных работ.
3. Повышение точности обработки крупногабаритных лопаток (свыше 200 см²).
4. Разработка оборудования и технологии ЭХО моноколёс.
5. Отработка технологии упрочнения профиля пера после ЭХО.
6. Повышение экологической чистоты процесса ЭХО.

Стадии обработки лопаток компрессора при различных методах обработки профиля пера

Вальцевание профиля пера					
Заготовка-штамповка	Обработка замка и хвостовика	Вальцевание пера	Фрезерование прикомлевого участка	Удаление облоя по перу	Обработка кромок и отделка пера
Фрезерование профиля пера					
Заготовка-штамповка	Обработка замка и хвостовика	Фрезерование пера и прикомлевого участка	Шлифование пера и прикомлевого участка	Полирование пера и прикомлевого участка	Обработка кромок и отделка пера
ЭХО профиля пера					
Заготовка-штамповка	Обработка замка и хвостовика, бобышки	ЭХО пера и прикомлевого участка			Обработка кромок и отделка пера

Для удовлетворения требований КД необходимо также после операции ЭХО профиля пера сформировать радиусы скругления кромок и обеспечить шероховатость поверхности.

Одним из перспективных методов, обеспечивающих данные требования, может являться электролитно-плазменное полирование (ЭПП). Так, для ПАО «УМПО» в ФГБОУ ВПО «УГАТУ» была создана установка ЭПП модели ЕРР-50ЕМ (рис. 11), подобран электролит, отработаны режимы обработки на образцах и лопатках из титановых сплавов (рис. 14). Сущность процесса заключается в следующем. Обрабатываемая деталь (анод) погружается в ванну с электролитом, являющуюся катодом. Вокруг обрабатываемой детали под воздействием токов высоких напряжений формируется парогазовая оболочка, через которую происходит протекание импульсных и диффузионных электрических разрядов. При этом наибольшая вероятность разрядов существует на микровыступах поверхности, и удаление материала в основном происходит на них. Таким образом происходит сглаживание поверхности (рис. 12, 13).

Основные преимущества применения ЭПП:

1. Снижение шероховатости поверхности за 5–8 мин. на 2 класса (до Ra0,1 мкм), что ведет к повышению тяги двигателя на 1,5%.
2. Удаление концентраторов напряжений, острых кромок, центров коррозии, что ведет к повышению усталостной прочности на 5–10%.
3. Высокая производительность (в 6 раз выше в сравнении с механическим полированием для лопаток, в десятки раз — для моноколес), что обеспечивает общее снижение трудоемкости (до 20%) и себестоимости изготовления лопаток.
4. Возможность обработки площадей до 500см² (на экспериментальной установке ЕРР-50ЕМ), что позволяет применить многоместную оснастку.

5. Возможность закругления кромок до нужного радиуса в зависимости от времени обработки и снимаемого припуска.
6. Снижение потребности в дефицитных высококвалифицированных кадрах, снижение воздействия вредных факторов производства в виде вибрации, наличия в воздухе металлической пыли и др.
7. Возможность автоматизации процесса полирования.
8. Исключение прижогов и влияния человеческого фактора в процессе полирования.

В настоящее время проведены опытные работы, обеспечивающие снижение шероховатости поверхности с $Ra0,32$ (после ЭХО) до $Ra0,1$ и менее (после ЭПП). Также проведены опытные работы по формированию радиусов скругления кромок после ЭХО методом ЭПП (рис. 15–16). Проведенные усталостные испытания показывают, что применение ЭПП не снижает усталостную прочность лопаток.



Рис. 11. Установка EPP-50EM



Рис. 12. Лопатка после ЭХО



Рис. 13. Лопатка после ЭПП



Рис. 14. Кромка образца из ВТ6 до и после операции ЭПП



Рис. 15. Кромка лопатки после ЭХО

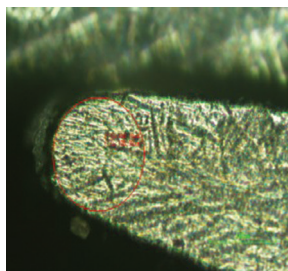


Рис. 16. Кромка лопатки после ЭХО и ЭПП

Основные направления развития ЭПП лопаток на ПАО «УМПО» в настоящее время выглядят следующим образом:

1. Разработка и создание промышленной установки ЭПП для обработки площадей до 6000см^2 , для обработки ПШХВЛ, моноколёс.
2. Разработка и применение многоместной оснастки для ЭПП лопаток.
3. Расширение номенклатуры обрабатываемых материалов с различным состоянием поверхности (после шлифования, полирования, ЭХО, эрозии и др.). Продолжение опытных работ по ЭПП интерметаллидов титана.
4. Продолжение работ по формированию радиусов скругления кромок лопаток.
5. Разработка и применение совместно с ЭПП различных методов повышения ресурса работы лопаток (ионная имплантация, покрытия и др.).

ЛИТЕРАТУРА

1. Физико-химические методы обработки в производстве газотурбинных двигателей: учеб. пособие / Ю. С. Елисеев, В. В. Крымов, А. А. Митрофанов и др.; под ред. Б. П. Саушкина. М.: Дрофа, 2002. 656 с.
2. Электрофизические и электрохимические методы обработки материалов: учеб. пособие (в 2 т.). Т. I. Обработка материалов с применением инструмента / под ред. В. П. Смоленцева. М.: Высш. шк., 1983. 247 с.

ОБЗОР СОВРЕМЕННЫХ ЛАЗЕРНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ АВИАДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ

Огромный разрыв между передовыми разработками и производством, произошедший в последние десятилетия, лишь недавно начал обратно сокращаться. Среди технологий, активно разрабатывавшихся в нашей стране и только начинающих применяться, есть ряд лазерных технологий в отрасли авиадвигателестроения. Ковка упругих сталей и сплавов, прецизионная гибка, фильерное бескратерное сверление, контролируемое микропрофилирование, дезактивация и мягкое удаление ржавчины, а также поджиг топливной смеси — всё это с применением лазеров обрело реальность или существенно повысило эффективность. Данный обзор призван кратко осветить передовые технологические направления отрасли с применением лазеров.

Лазерная ковка титановых лопаток (laser peening)

Гонка за соотношением прочности и веса давно привела крупнейших производителей лопаток к монструозным фабрикам, прессующим титан. Однако в России была разработана технология, позволяющая эффективно прессовать тугоковкие сплавы (в том числе титан) с помощью наводимых высокоэнергетических ударных волн (рис. 1). Современное сравнение с иными способами генерации ударных волн указывает на преимущество лазерного метода [1]. Сама технология заключается в покрытии целевой поверхности слоем тонкой испаряемой плёнки, поверх которой в общем случае наливается слой воды.

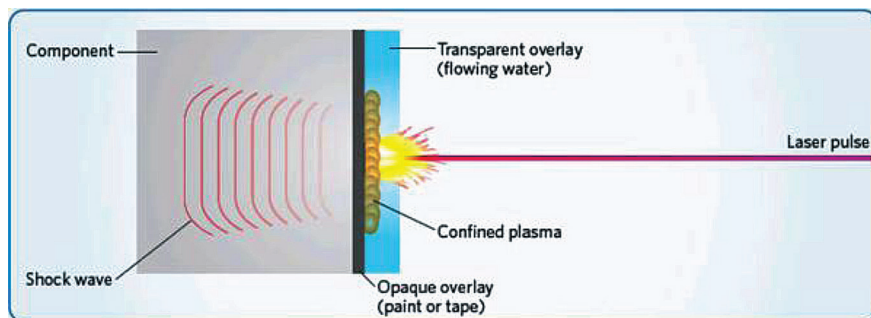


Рис. 1. Принципиальная схема протекания процессов при лазерной ковке [2]

Плёнку подвергают сфокусированному облучению высокомошным коротким лазерным импульсом (порядка 10 ГВт). Пленка мгновенно образует плазменные микровзрывы, которые посредством инертности покрывающей среды отдают всю свою энергетику в генерацию ударной волны. Полученная механи-

ческая волна обрушивается на поверхность металла кратковременным воздействием, игнорирующим упругие характеристики среды. Благодаря длительности (десятки нс) и частоте следования импульсов (условно произвольная), данная технология позволяет строго контролируемо получать механическое упрочнение даже таких упругих металлов, как титан.

Упрочнённые лопатки имеют уменьшенный износ и повышенную прочность. При этом локальность и кратковременность воздействия не создает напряжений в толще детали, что не привносит пагубного роста хрупкости.

Непосредственно в России данные разработки курирует НИИЛФ ГОИ [4].

Лазерная гибка тонкостенных деталей (laser forming)

Проблема точного формирования тонкостенных деталей и работа с упругими сплавами породили технологию под названием «LASER forming», что по-русски означает лазерная топоморфия (нет устоявшегося термина). Суть технологии заключается в бесконтактном управлении геометрией тонкостенных поверхностей путём создания рёбер и областей напряжённости.

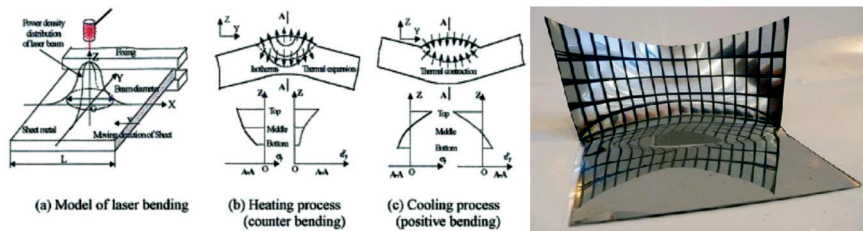


Рис. 2. Схема формирования изгиба в контролируемом посредством режима сторону

Одна из основных особенностей лазера — локальность воздействия. Опираясь именно на это свойство, возможен строго контролируемый рост дислокаций и напряжений в металле как по величине, так и по расположению. На рисунке 2 показаны основные процессы этой технологии. Варьируя время экспозиции материала в зависимости от физических свойств жидкой фазы, получают напряжение растяжения или сжатия. Благодаря этому можно без приложения физического воздействия задать объекту целевую форму, в которой он будет испытывать минимальные напряжения (что, в свою очередь, повышает прочность). Таким образом получают сложные точные формы деталей, обладающие целостностью структуры.

Лазерное фильерное сверление (precision laser drilling)

Равномерное сечение по глубине при практически любых диаметрах отверстия — цель технологических процессов изготовления сопел, фильер и жиклёров.

Современные лазерные установки позволяют получать отверстия без расплавленных фаз вплоть до субмикронных [3] размеров. Это достигается благода-



Рис. 3. Слева — лазерно-вырезанный тонкостенный фильтр (стенки 1 мм, d10), справа — упорядоченные отверстия 50 мкм в нитриде кремния без кратеров. (50 μm square holes in SiN, image courtesy of oxford lasers) [3]

ря возможности фокусировать свет и управлять распределением интенсивности по сечению пучка (рис. 3). Свет высокой интенсивности, поглощаясь в среде, испаряет материал послойно вплоть до сквозного отверстия.

Более того, с помощью лазеров возможно сверление отверстий даже в таких материалах, как алмаз. Но механизм данной технологии основан не на непосредственном удалении вещества, а на контролируемом выжигании отверстия с помощью плазмы, образующейся от присадочного агента, (например, плёнки на поверхности).

Данная технология успешно нашла себя в компактных фильтрах, регламентированных фильерах и прочих деталях с отверстиями, имеющими высокие требования к отклонениям формы.

Лазерное микропрофилирование и микроструктурирование (laser structuring)

Обледенение кабины пилотов, двигателей и элементов управления самолётом нередко приводили к трагедиям. Это происходит из-за смачивания поверхности частичками воды, которые мгновенно замерзают на больших скоростях. Однако если поверхность строго упорядоченно профилировать шероховатостью, немного меньшей размера молекулы воды, то жидкость попросту не может смочить такую поверхность. Жидкость с таких поверхностей мгновенно скатывается несмачивающим шариком.

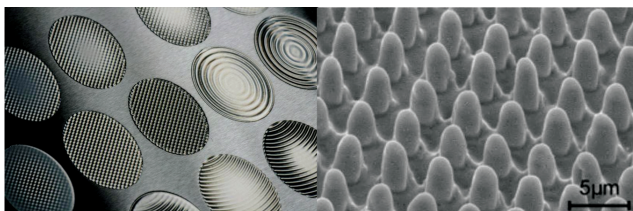


Рис. 4. Типичное профилирование металлической поверхности (слева — Foto Fraunhofer-Institut für Lasertechnik ILT, Aachen; справа — <https://www.knmf.kit.edu/LMP.php>)

Суть технологии в следующем: в лазерном луче возможен контроль распределения интенсивности по области экспозиции, а это обеспечивает предсказуемость воздействия на поверхность. Из-за этого образуется определённая расположенная топология заданного размера. Ориентируясь на конкретные параметры молекул воды, некоторые авиагиганты (например, Boeing) приступили к созданию опытных партий лобовых частей самолетов с антиобледеняющимися поверхностями.

Лазерная дезактивация поверхностей и чистка (laser cleaning)

Применяемые в технике и отечественной авиации сплавы преимущественно являются проводниками. А электроны, переносящие заряды, скапливаются на поверхности металлов (это пространство называется скин-слоем), что, в свою очередь, делает основной объем проводников хорошо экранированным от внешнего излучения. Исследование радиоактивно загрязнённых металлических объектов подтвердило, что быстрые заряженные частицы, порождающие вредный радиоактивный фон, застревают в микронных поверхностных слоях.

На базе непрерывных CO₂ лазеров удалось создать технологии дезактивации металлических поверхностей с помощью контролируемых микровзрывов, при которых отрываются краевые частицы облучаемой поверхности, оставляя нетронутым основной объем (рис. 5). Точно таким же образом удаляются коррозия и ржавчина, которые тоже распространяются тонкослойно [7].

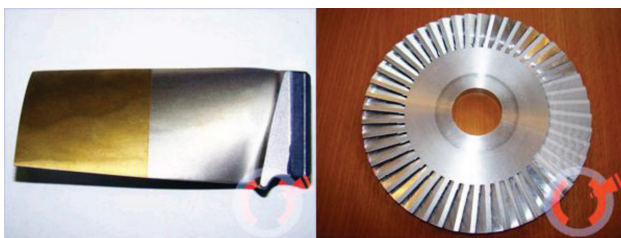


Рис. 5. Лазерно-очищенные лопадки (laser.com.ru)

Лазерный поджиг топлива двигателей (laser-induced breakdown)

Перегорание свечей зажигания и вероятностный характер поджига топливной смеси обратили взор исследователей на лазерные технологии, которые позволяют осуществлять поджиг в любой точке рабочего объема с большой вероятностью и ресурсом работы.

Технологически оптический пробой представляет собой сфокусированный в точке пространства лазерный луч, который вызывает микровзрыв в связи с превышением пороговой плотности мощности среды. Энергия сфокусированного света может быть настолько велика, что по аналогичной технологии осуществляется даже термоядерное слияние атомов.

В данный момент в России лазерным поджигом ракетных двигателей активно занимается НПО «Энергомаш» [6].

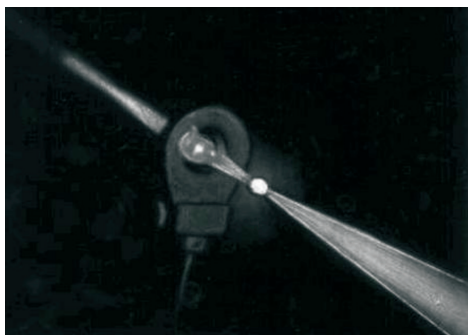


Рис. 6. Воздушный оптический пробой

Пока, данные способы и технологии ввиду инертности предприятий внедряются только для передовых военных разработок. Однако их стремительное развитие с каждым годом расширяет спектр возможных применений и увеличивает интерес со стороны технологов и разработчиков.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Abdullahi K. Gujba, Mamoun Medraj // Laser Peening Process and Its Impact on Materials Properties in Comparison with Shot Peening and Ultrasonic Impact Peening: Materials. 2014. Vol. 7. P. 7925–7974; doi:10.3390/ma7127925.*
2. URL: http://www.nature.com/nphoton/journal/v3/n5/box/nphoton.2009.61_BX1.html
3. URL: <http://www.warsash.com.au/products/laser-systems/MICROMACHINING.php>
4. URL: <http://www.npkgoi.ru/?module=articles&c=profil&b=14>
5. *Cerami L. et al // Femtosecond laser micromachining in Ultrafast Optics / eds. R. Trebino and J. Squier. Victoria, Canada: Trafford Publishing, 2007. P. 1–74.*
6. URL: <http://ria.ru/science/20160628/1453783262.html>
7. *Вейко В. П., Шахно Е. А. и др. Лазерная дезактивация металлических поверхностей // Оптический журнал. 2007. Т. 74, № 8. С. 33.*

УДК 621.794

Н. В. Абраимов, М. Г. Яковлев, А. С. Ромашов
Филиал НИИД АО «НПЦ газотурбостроения “Салют”
om-niid@salut.ru

ЗАЩИТА ТИТАНОВЫХ СПЛАВОВ ОТ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОГО ОКИСЛЕНИЯ МЕТОДОМ МИКРОДУГОВОГО ОКСИДИРОВАНИЯ

В статье рассмотрены возможности микродугового оксидирования как возможный метод защиты титановых сплавов от высокотемпературного окисления. Установлено, что сформированное покрытие имеет хорошую адгезию со сплавом. При температурах испытания 550, 600 и 700 °С в течение 200 ч на поверхности покры-

тия отсутствует оксид титана. По показателю жаростойкости полученное покрытие из оксида алюминия Al_2O_3 существенно превосходит возможности серийно применяемых покрытий, сформированных путем обжига шликеров, газового алитирования, а также платино-алюминидных покрытий.

Актуальность

Примерно на треть от массы конструкций современных газотурбинных двигателей составляют титановые сплавы. На сегодняшний день, максимальная предельная температура псевдо- α -сплавов составляет около $540^\circ C$. Эта максимальная допустимая температура применения титановых сплавов является средней температурой для дисков и лопаток последних ступеней компрессора. Поэтому диски и лопатки последних ступеней компрессора изготавливаются из никелевых сплавов, которые почти в два раза тяжелее титановых. Создание компрессора сделанного полностью из титановых сплавов стало стимулом для обширных исследований и разработок в области повышения температуры использования титановых сплавов. Компания Роллс-Ройс (Rolls-Royce) планирует применять в перспективных двигателях лопатки, изготовленные из Ti-Al [1]. Отечественные разработки направлены на создание нового класса интерметаллидных титановых сплавов на основе упорядоченной орто-Ti₂NbAl-фазы [2, 3]. После внедрения нового класса титановых интерметаллидных сплавов для повышения надежности и ресурса возникнет необходимость в разработке мероприятий по повышению жаростойкости. Основным способом противодействия окислению является применение жаростойких защитных покрытий.

Существует широкое разнообразие методов нанесения жаростойких защитных покрытий [4–10]. Одним из них является микродуговое оксидирование (МДО), которое позволяет получать керамоподобные покрытия различного назначения: износостойкие, коррозионностойкие, жаростойкие, электроизоляционные и теплостойкие. Обычно формирование покрытий методом микродугового оксидирования сопровождается ростом твердости, повышением износостойкости, теплостойкости и жаростойкости. Однако керамические оксидные покрытия, такие как интерметаллиды, обладают низкой вязкостью, пластичностью. Поэтому такие пленки покрытия на деталях из титановых сплавов можно рассматривать как твердый износостойкий материал, обеспечивающий хорошую коррозионную стойкость и жаростойкость.

Материалы и методы исследования

Микродуговое оксидирование проводили в типичном составе электролита: КОН = 3 г/л, Na₂SiO₃ = 10 г/л, H₂O — дистиллированная вода остальное, при температуре $25 \pm 5^\circ C$. Температуру поддерживали в диапазоне $20 \div 30^\circ C$ в процессе оксидирования. Следует отметить, что с ростом температуры растет пористость покрытия, например при $20^\circ C$ объемная пористость не превышает 3–4%, тогда как при $40^\circ C$ пористость может достигать 14–15%. Плотность тока в начале процесса составляла 30–35 А/дм², а после выхода на режим — 20 А/дм². Время оксидирования выбирали в зависимости от толщины слоя. Скорость роста толщины покрытия составляла 0,5–0,7 мкм/мин. Процесс вели на переменном токе при напряжении 600–800 В.

Исследование защиты титановых сплавов от высокотемпературного окисления проводили на образцах из сплава ВТЗ-1. На поверхность образцов плазменным и газопламенным методами наносили алюминий и оксид алюминия, с последующим микродуговым оксидированием поверхности. Толщина покрытия варьировалась от 20 мкм до 100 мкм. После формирования покрытия образцы подвергались изотермическому окислению на воздухе в печи в течение 200 ч при следующих температурах: 550, 600, 700°C.

Результаты исследований

При температуре 550°C покрытие толщиной 15–20 мкм не содержит отслоений, трещин и других дефектов и в его структуре отсутствуют ионы титана и легирующих элементов, которые входят в состав сплава ВТЗ-1 (рис. 1, таблица 1).

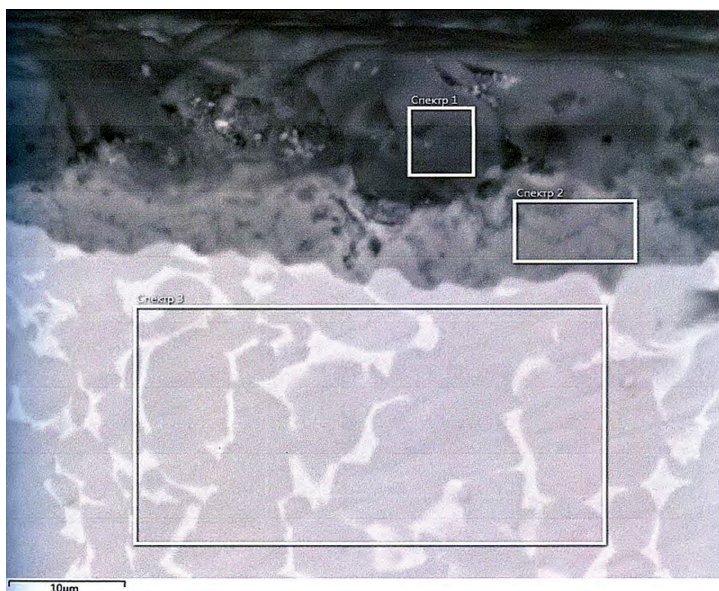


Рис. 1. Плазменное напыление электрокорунда толщиной 20 мкм после МДО. Окисление на воздухе при 550°C в течение 200 ч ($\times 2500$)

Таблица 1
Распределение элементов в покрытии толщиной 20 мкм после окисления при 550°C в течение 200 ч

	O	Al	Si	Ti	Cr	Fe	Mo
покрытие	46,14	53,86	—	—	—	—	—
переходная зона	44,18	7,08	0,10	47,77	0,47	0,23	0,16
основа	—	6,08	0,37	89,83	1,41	0,36	1,95

В переходном слое, сформированном при нанесении покрытия толщиной 3–5 мкм, присутствуют ионы титана, кислорода и легирующих элементов сплава.

При температуре 550°С в оксидном слое покрытия толщиной 0,1 мм, граничащем с газовой средой, через 200 ч окисления наблюдается незначительное содержание титана, хрома и железа, которые вошли в состав покрытия в процессе МДО (рис. 2, табл. 2).

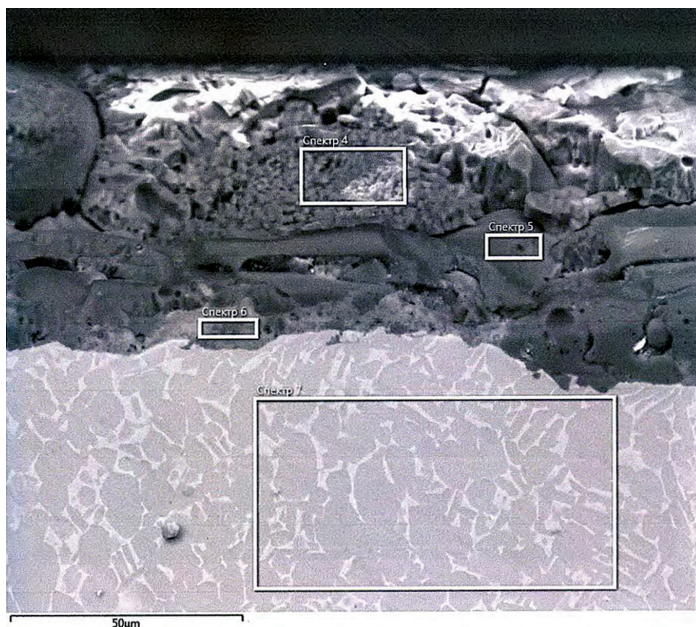


Рис. 2. Плазменное напыление электрокорунда толщиной 100 мкм после МДО. Окисление на воздухе при 550°С в течение 200 ч ($\times 1000$)

Таблица 2

Распределение элементов в покрытии толщиной 100 мкм после окисления при 550°С в течение 200 ч

	O	Al	Si	Ti	Cr	Fe	Mo
покрытие	49,46	48,58	—	0,17	1,50	0,29	—
переходная зона	47,27	20,95	0,14	30,72	0,36	0,38	0,19
основа	—	6,26	0,34	89,21	1,44	0,44	2,32

При температуре 600°С ионы титана, хрома и железа также наблюдаются на всей глубине покрытия как полученного напылением алюминия толщиной 60 мкм с последующим МДО, так и при напылении оксида алюминия с последующим МДО (рис. 3, 4).

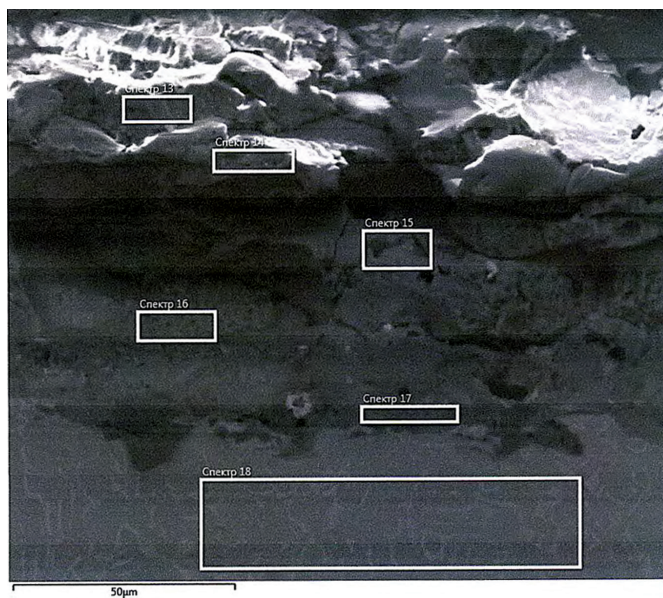


Рис. 3. Плазменное напыление электрокорунда толщиной 100 мкм после МДО. Окисление на воздухе при 600°С в течение 200 ч (×1000)

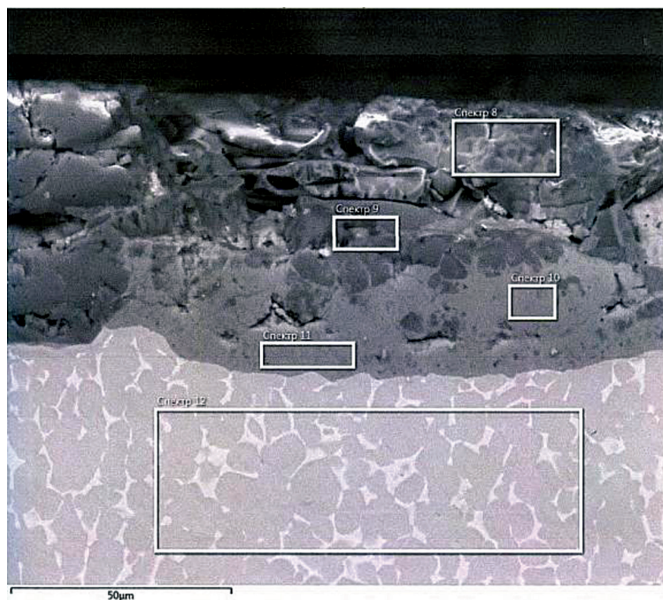


Рис. 4. Газопламенное напыление алюминия толщиной 60 мкм после МДО. Окисление на воздухе при 600°С в течение 200 ч (×1000)

При температуре 700°C через 200 ч ионы титана также обнаружены в поверхностном слое покрытия «алюминий + МДО» и «оксид алюминия + МДО», хотя окисления ионов титана в поверхностном слое не наблюдается (рис. 5, табл. 3, рис. 6, табл. 4).

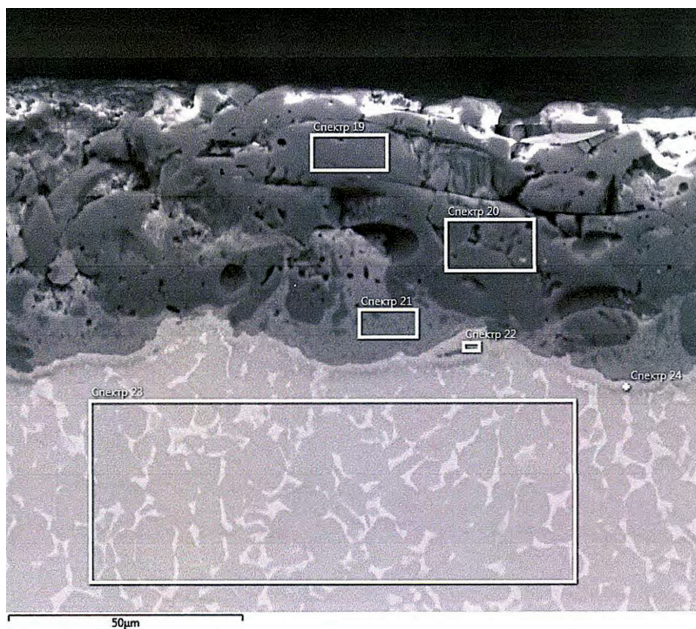


Рис. 5. Газопламенное напыление алюминия толщиной 60 мкм после МДО. Окисление на воздухе при 700°C в течение 200 ч (×1000)

Таблица 3

Распределение элементов в покрытии толщиной 60 мкм после окисления при 700°C в течение 200 ч

	O	Al	Si	Ti	Cr	Fe	Mo
покрытие	53,53	46,20	—	0,20	—	0,07	—
переходная зона	45,46	14,17	0,14	39,18	0,36	0,41	0,30
материал основы	—	6,82	0,41	88,48	1,48	0,53	2,27

Обсуждение результатов

Наличие незначительного содержания титана в верхней части покрытия свидетельствует о диффузионном перемещении ионов титана к границе раздела покрытия с газовой средой в процессе окисления. Диффузия элементов сплава в пленку покрытия из оксида алюминия наблюдается прежде всего в зоне прилегающей к сплаву. В ряде случаев здесь образуются смешанные оксиды алюминия

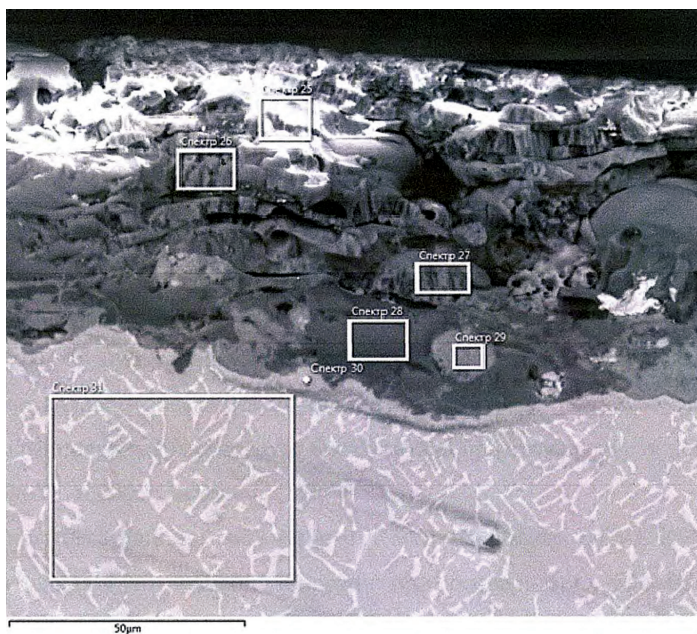


Рис. 6. Плазменное напыление электрокорунда толщиной 100 мкм после МДО. Окисление на воздухе при 700°С в течение 200 ч ($\times 1000$)

Таблица 4

Распределение элементов в покрытии толщиной 100 мкм после окисления при 700°С в течение 200 ч

	O	Al	Si	Ti	Cr	Fe	Mo
покрытие	57,55	41,46	—	0,21	0,33	0,45	—
переходная зона	50,56	14,03	0,08	34,58	0,23	0,29	0,23
материал основы	—	6,74	0,37	88,58	1,49	0,43	2,38

и титана, содержащие 34–39% Ti, 14 % Al, 45-50% O₂. Под этой зоной образуется тонкая прослойка сплава с α -структурой, содержащая 94–96% Ti и 3–4% Al. Наличие такой прослойки связано с переходом части β -стабилизаторов в соединения с оксидом алюминия. Формирование такой своеобразной металл-керамической структуры на границе со сплавом обеспечивает хорошую адгезию покрытия со сплавом. На поверхности покрытия отсутствует оксид титана при температурах испытания 550, 600 и 700°С в течение 200 ч.

Керамическое покрытие из оксида алюминия обладает достаточно высокими барьерными свойствами. Покрытие можно рассматривать как толстую твердую пленку из оксида алюминия. В этом случае ионы титана и кислорода под действием градиента активности диффундируют через пленку покрытия

в противоположных направлениях. С ростом концентрации дефектов структуры пленки покрытия будет расти и скорость окисления. В данном случае скорость окисления контролируется скоростью диффузии ионов титана через пленку покрытия к поверхности. Судя по распределению титана по глубине покрытия, при температуре 700°C через 200 ч изотермического окисления на воздухе тонкие плотные пленки оксида алюминия сохраняются на поверхности образцов и позволяют служить надежным барьером для защиты титановых сплавов от окисления (рис. 7).

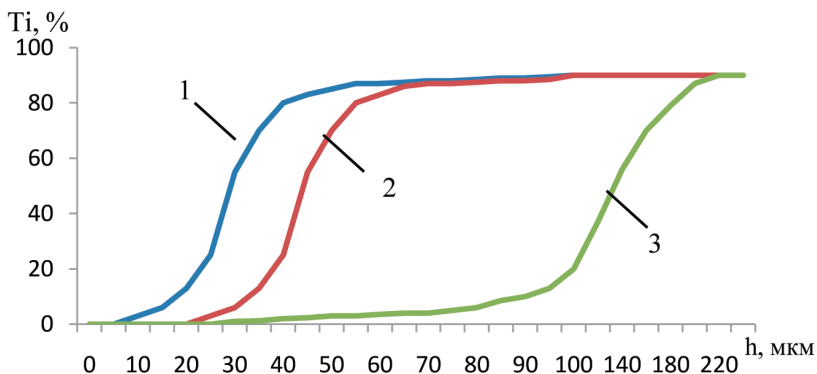


Рис. 7. Распределение титана по глубине слоя на сплаве ВТЗ-1 в зависимости от толщины покрытия (δ) из оксида алюминия после окисления при температуре 700°C в течение 200 ч: 1 — 20 мкм, 2 — 60 мкм, 3 — 100 мкм

Выводы

1. Покрытие толщиной 60 мкм и 100 мкм на сплаве ВТЗ-1 обеспечивает надежную защиту от газовой коррозии при температурах 550–700°C больше 200 ч и может быть рекомендовано для защиты деталей газотурбинных двигателей из титановых сплавов от газовой коррозии (лопатки компрессора, детали реактивного сопла и др.).
2. Покрытие толщиной 15–20 мкм может быть рекомендовано для использования при температурах не выше 550–600°C.
3. По показателю жаростойкости керамическое покрытие из оксида алюминия Al_2O_3 , полученное методом МДО, существенно превосходит алитированное и алюмосилицированное покрытия, сформированные путем обжига соответствующих шликеров, газового алитирования, а также возможности платино-алюминидных покрытий.

ЛИТЕРАТУРА

1. Guy Norris Derby. Future Fan // Aviation week & space technology. 2014. Vol. 7. P. 20–21.
2. Шарова Н. А. и др. Использование новых Ti сплавов при формировании конструктивного облика компрессора перспективного авиационного двигателя // Современные титановые сплавы и проблемы их развития. 2010. С. 62–68.

3. Горбовец М. А., Беляев М. С., Ходинев И. А. Влияние эксплуатационной температуры на скорость роста трещины усталости в интерметаллидном титановом сплаве // Авиационные материалы и технологии. 2013. № 3. С. 13–15.
4. Колеватов В. В. Повышение несущей способности покрытий на титановых сплавах с помощью предварительного упрочнения // Упрочняющие технологии и покрытия. 2006. № 2. С. 27–29.
5. Гнеденков С. В., Гордиенко П. С., Руднев В. С. и др. Многофункциональные покрытия, полученные методом микродугового оксидирования (МДО) на титановых и алюминиевых сплавах // Океан и бизнес. 2000. № 2. С. 18–19.
6. Смелянский В. Н., Колеватов В. В. Состав и структура керамических покрытий, получаемых методом микродугового оксидирования на титановых сплавах // Вестник машиностроения. 2002. № 2. С. 48–51.
7. Гордиенко П. С., Гнеденков С. В., Хрисанфова О. А. и др. Формирование покрытий из титаната бария на титане методом микродугового оксидирования // Материалы докл. Всесоюз. конф. «Реальная структура и свойства ацентричных кристаллов». 1990. Ч. 2. С. 273–279.
8. Гордиенко П. С., Гнеденков С. В., Хрисанфова О. А. и др. Поведение в морской воде покрытий на титане, сформированных методом микродугового оксидирования в электролитах различного состава // Физика и химия обработки материалов. 1995. № 3. С. 77–89.
9. Гордиенко П. С., Гнеденков С. В. Микродуговое оксидирование титана и его сплавов // Владивосток: Дальнаука, 1997. 198 с.
10. Гаеве А. Л., Богданович Б. Ю., Нестерович А. В. и др. Упрочнение поверхности титанового сплава в периодическом высоковольтном разряде в потоке жидкости // Металловедение и термическая обработка металлов. 2005. № 2. С. 21–24.

Е. В. Родин, Ю. Г. Быков, К. А. Кярамян

*Филиал «НИИД» АО «НПЦ газотурбостроения “Салют”», Москва
kb-niid@salut.ru*

ПРИМЕНЕНИЕ НОВЫХ МАТЕРИАЛОВ В КОНСТРУКЦИИ КВД ПЕРСПЕКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Рассмотрены механические, прочностные, технологические свойства новых конструкционных материалов — титанового жаропрочного сплава ВТ41, свариваемого жаропрочного сплава на никелевой основе ВЖ172-ИШ, титановых интерметаллидных сплавов ВТИ-4 и ВИТ1 — применительно к использованию этих материалов в конструкции роторных и статорных деталей КВД перспективного двигателя.

Создание двигателя нового поколения невозможно без решения принципиально новых конструкторских, технологических и материаловедческих задач. Причем взаимосвязь этих направлений настолько глубока, что в настоящее время уже почти невозможно установить четкую границу приоритетов и важности того или иного конструкторского решения, возможности конкретной инновационной технологии и свойств новых конструкционных материалов. При этом

все указанные направления создания нового двигателя решают главную задачу — минимизация массы отдельных деталей ГТД и его узлов.

Конструкция компрессора высокого давления (КВД) перспективного двигателя (ПД) будет работать при более высоких температурах на входе, масса узла должна быть ниже массы КВД двигателя предыдущего поколения, а ресурс увеличен в несколько раз.

Решение поставленных задач невозможно без применения новых конструкционных сплавов, какими являются титановый деформируемый жаропрочный сплав ВТ41, свариваемый жаропрочный сплав на никелевой основе ВЖ172-ИШ, титановые интерметаллидные сплавы ВТИ-4 и ВИТ1. Все перечисленные материалы разработаны во ФГУП «ВИАМ».

Сплав ВТ41 является псевдо-б-сплавом и относится к системе Ti-Al-Sn-Zr-Mo-W-Si-Fe. Данный сплав по плотности соответствует плотности основных конструкционных титановых сплавов, а по характеристикам длительной прочности и МЦУ сплав ВТ41 значительно превосходит дисковый сплав ВТ18У [1,2]. При этом технологические свойства этого сплава, такие как свариваемость, технологичность при обработке давлением, технологичность при обработке резанием и другие остаются на уровне традиционных титановых сплавов, используемых в авиационном моторостроении.

Основным преимуществом сплава ВТ41 следует считать его жаропрочность, этот сплав имеет самую высокую рабочую температуру среди титановых сплавов, которая достигает 600°C. В таблице 1 приведены сравнительные данные по механическим свойствам и длительной прочности сплавов ВТ41, ВТ18У, ВТ8-1 и ВТ25У, которые используются для изготовления дисков первых ступеней КВД.

Зарубежными аналогами сплава ВТ41 являются сплав IM1834 (Великобритания) и Ti1100 (США). Эти сплавы также имеют рабочую температуру до 600°C. Сплав IM1834 использован в первых ступенях КВД двигателя Trent 800 (Rolls' Royce), а сплав Ti1100 применен в конструкции КВД двигателя GE90 (General Electric).

Таблица 1

Свойства отечественных титановых сплавов [1, 2]

Сплав	σ_B^{20} , МПа	$\sigma_{0,2}^{20}$, МПа	d^{20} , %	σ_B^{600} , МПа	Длительная прочность σ_{100}^{600} (при $T_{раб}$), МПа
ВТ41 Б + в-деформация, отожженное состояние	1055–1125	935–1060	8,0	655	$\sigma_{100}^{600} = 295$
ВТ18У в-деформация	930	835	6,0	560	$\sigma^- = \sim$
ВТ8-1	1020	980	12,5	$\sigma_B^- = \sim$	$\sigma_{50}^{450} = 685$
ВТ25У Б + в-деформация	1100	950	10,0	$\sigma_B^{500} = 700$	$\sigma_{100}^{500} = 685$

Квоты превосходства сплава ВТ41 по сравнению со сплавом ІМІ834 [1, 3]

Наименование свойства	Уровень свойств		Квоты превосходства (%) по сравнению с аналогом ІМІ834
	ВТ41	ІМІ 834	
	поковка весом до 100 кг б + в-деформация	штамповка, пруток б + в-деформация	
$\sigma_{0,2}^{20}$, МПа	1015	910	11,5
σ_B^{20} , МПа	1070	1030	3,5
δ , %	8,0	6,0	33
ψ , %	16,0	15,0	6,5
КСУ, кДж/см ²	225	180	25
σ_B^{550} , МПа	700	—	—
σ_B^{600} , МПа	645	585	10
σ_B^{650} , МПа	520	—	—
σ_{100}^{550} , МПа	470	—	—
σ_{500}^{550} , МПа	370	—	—
σ_{100}^{600} , МПа	300	300	—
σ_{500}^{600} , МПа	240	—	—
МЦУ _{ГЛ} ²⁰ , МПа (N = 10 ⁴ ц)	1040	915	13,5

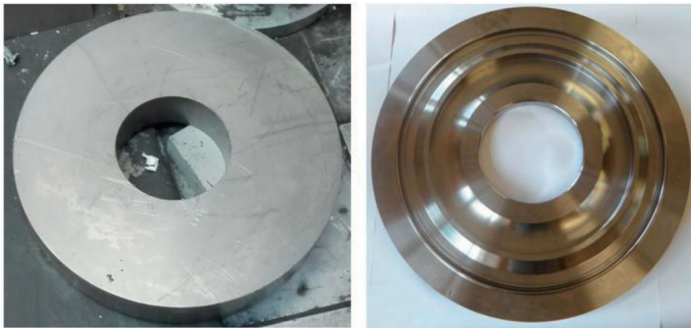
*а**б*

Рис. 1. Внешний вид полученной заготовки рабочего колеса из сплава ВТ41 (*а*) и её вид после проведения черновой механической обработки (*б*)

В таблице 2 приведены квоты превосходства сплава ВТ41 по сравнению со сплавом ІМІ834.

Как видно из этой таблицы, квоты превосходства сплава ВТ41 к сплаву ІМІ834 составляют от 3,5% до 33%, особенно значимо преимущество сплава ВТ41 по длительной прочности и малоциклового усталости.

В АО «НПЦ газотурбостроения “Салют”» ведутся работы по изготовлению рабочих колес первых ступеней и цапфы КВД из сплава ВТ41, а также сварных узлов из этих деталей.

Совместно с ФГУП «ВИАМ» и ПАО «Корпорация ВСМПО — АВИСМА» освоен технологический процесс изготовления крупногабаритных заготовок из сплава ВТ41. На рисунке 1 показан внешний вид полученной заготовки рабочего колеса (а) и ее вид после проведения черновой механической обработки (б).

На кольцевых образцах сплава ВТ41 была отработана технология электронно-лучевой сварки. Определены параметры режима ЭЛС, обеспечивающие получение бездефектного сварного соединения. Разработанный режим послесварочной термической обработки обеспечивает механические свойства сварного шва близкие к свойствам основного металла. Уровень остаточных напряжений в околошовной зоне после термообработки находится на приемлемо низком уровне.

Согласно критерию Симса—Хагела [4], сплав ВЖ172-ИШ относится к группе удовлетворительно свариваемых никелевых сплавов, поскольку суммарное содержание алюминия и титана, образующих упрочняющую γ -, γ' -фазу, в сплаве не превышает 5%, а содержание самой γ -, γ' -фазы находится на уровне 22–23%.

В настоящее время сплав ВЖ172-ИШ является самым жаропрочным свариваемым сплавом на никелевой основе. Данный сплав значительно уступает по длительной прочности никелевым дисковым сплавам типа ЭП741НП, но имеет по сравнению с этими сплавами одно важное технологическое преимущество — удовлетворительную свариваемость. Поэтому при создании конструкции сварного ротора сплав ВЖ172-ИШ был выбран для изготовления дисков последних ступеней КВД ПД.

Аналогами сплава ВЖ172 можно рассматривать отечественные свариваемые сплавы на никелевой основе ЭП708, ЭП718 и Inconel718 (США).

Таблица 3

Квоты превосходства сплава ВЖ172 по сравнению со свариваемыми сплавами ЭП708 и Inconel718

Наименование свойства	Уровень свойств			Квоты превосходства (%) по сравнению с аналогами	
	ВЖ 172–ИШ*	ЭП708*	Inconel718**	ЭП708	Inconel718
σ_B^{20} , МПа	1320–1360	1180	1350	15,3	0,7
σ_{100}^{600} , МПа	960	—	870	—	10,3
σ_{100}^{650} , МПа	800	—	635	—	26
σ_{100}^{700} , МПа	630	490	500	28,6	26
σ_{100}^{750} , МПа	460	—	345	—	33,3

* — паспортные данные; ** — по данным [5]

Как видно из таблицы 3 [5], сплав ВЖ172-ИШ имеет значительные квоты превосходства по сравнению с этими материалами, которые достигают 33,3%.

В АО «НПЦ газотурбостроения «Салют» ведутся работы по изготовлению дисков последних ступеней и вала КВД из сплава ВЖ172-ИШ и сварного узла из этих деталей.

Совместно с ФГУП «ВИАМ» и АО «МЗ «Электросталь» освоено технологический процесс изготовления крупногабаритных заготовок из сплава ВЖ172ИШ. На рисунке 2 показан внешний вид полученной заготовки диска (а) и ее вид после проведения черновой механической обработки (б).

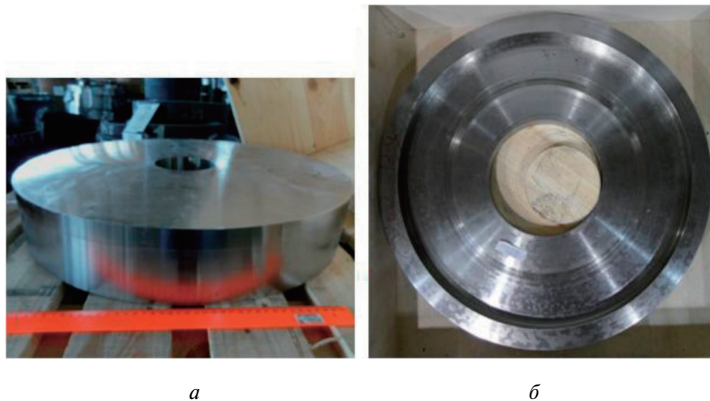


Рис. 2. Внешний вид полученной заготовки из сплава ВЖ172-ИШ (а) и её внешний вид после черновой механической обработки (б)

В работе [6] для определения возможности применения сплава ВЖ172-ИШ в сварных конструкциях ротора КВД, имеющих сечение под сварку свыше 10 мм, были решены следующие задачи:

- определена способность сплава к образованию качественного сварного соединения методом электронно-лучевой сварки;
- выбран оптимальный режим термической обработки сварного узла;
- определены механические свойства сварного соединения и исследована микроструктура сварного шва.

Электронно-лучевая сварка кольцевых заготовок с горизонтальным расположением шва была проведена на установке ЭЛУ20. Принимая во внимание данные работы [7], где отработывалась технология электронно-лучевой сварки листов сплава ВЖ172-ИШ различной толщины, а также данные исследований [6] был определен оптимальный режим сварки кольцевых образцов.

В вышеуказанной работе [6] были исследованы следующие схемы термической обработки:

- схема № 1: закалка → ЭЛС → закалка → старение
- схема № 2: закалка → ЭЛС → старение.

Режимы закалки и старения соответствовали паспорту на сплав.

Были проведены сравнительные испытания на кратковременную прочность при 20°C и испытания на длительную прочность при температуре 700°C с уровнем нагрузки, соответствующим среднему значению предела длительной прочности сплава ВЖ172-ИШ по паспорту. Результаты испытаний представлены в таблице 4.

Таблица 4

Результаты сравнительных испытаний образцов, термообработанных по выбранным схемам [6]

Схема термообработки	Место вырезки образца	σ_B^{20}	$\sigma_{0,2}^{20}$	d^{20}	sh^{20}	Длительная прочность τ_{630}^{700}
		МПа		%		час
№ 1	Основной металл	1230	970	12,3	10,0	164
	Сварной шов	1240	950	12,0	10,8	170
№ 2	Основной металл	1245	970	12,1	10,6	100
	Сварной шов	1240	963	12,4	9,8	62

Сопоставление результатов испытаний образцов на кратковременную прочность свидетельствует о практически одинаковых значениях прочности и пластичности, независимо от схемы термообработки сварного соединения.

Однако сравнительные испытания на длительную прочность сварных образцов при температуре 700°C и нагрузке 630 МПа показывают существенное преимущество (около 70%) по времени до разрушения образцов, термообработанных по схеме №1 (с закалкой после сварки и последующим старением).

Уровень объёмных остаточных сварочных напряжений в околошовной зоне определялся на плоских образцах толщиной 12 мм тензометрическим методом. Было установлено, что после сварки в околошовной зоне наблюдаются растягивающие напряжения до 420 МПа. Однако последующая термообработка снижает их практически до нулевого уровня (от -40 до +10 МПа).

Таким образом, в технологическом процессе изготовления сварного барабана последних ступеней ротора КВД была заложена схема термической обработки сварного узла: закалка → ЭЛС → закалка + старение.

Для оценки эффективности применения нового класса материалов, титановых интерметаллидных сплавов, в конструкции демонстратора КВД ПД заложена одна роторная деталь — рабочая лопатка 5-й ступени из сплава ВИТ1 и одна статорная деталь — внутренний корпус из сплава ВТИ-4.

В настоящее время наиболее готовыми к внедрению следует считать титановые интерметаллидные сплавы на основе орторомбического интерметаллида Ti_2AlNb (орто-сплавы), к которым относятся сплавы ВТИ-4 и ВИТ1 [8–11]. Титановые орто-сплавы благодаря удачному сочетанию технологических, механических и эксплуатационных свойств имеют перспективы для длительной работы в деталях ГТД в температурном интервале 650–700°C. Сплав ВТИ-4 удовлетворительно сваривается электроннолучевой сваркой [8].

Сплав ВТИ-4 (рабочая температура до 650°C, плотность 5100 кг/мм³) в конструкции КВД ПД должен заменить никелевый свариваемый сплав ЭП708 (плотность 8550 кг/м³).

Сплав ВИТ1 (рабочая температура до 700°C, плотность 5280 кг/м³) предназначен для замены лопаточного сплава ЭП718 плотностью 8290 кг/м³. Обладая высокими значениями удельной прочности, сплавы ВТИ-4 и ВИТ1 вследствие недостаточной технологической пластичности требуют тщательной обработки технологических параметров обработки давлением, термической обработки и последующей механической обработки.

Совместно с ФГУП «ВИАМ» и ПАО «Корпорация ВСМПО-АВИСМА» были разработаны технологические процессы изготовления кольцевых заготовок из сплава ВТИ-4 и прутков диаметром 45 мм из сплава ВИТ1, согласно которым на промышленном оборудовании ВСМПО были получены первые партии полуфабрикатов (рис. 3).

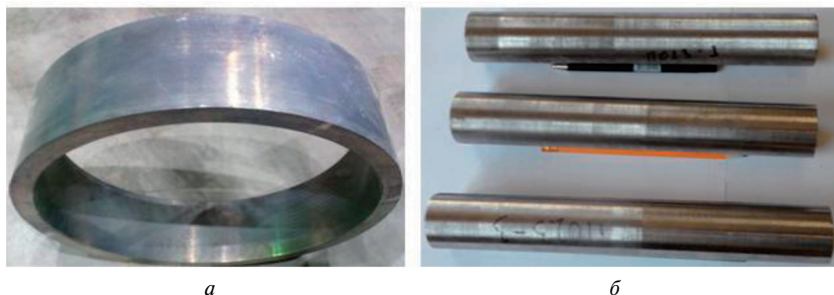


Рис. 3. Внешний вид кольцевых заготовок из сплава ВТИ-4 (а) и прутков диаметром 45 мм из сплава ВИТ1 (б)

Авторы выражают благодарность за помощь в работе сотрудникам ФГУП «ВИАМ», АО «Чепецкий механический завод», ПАО «Корпорация ВСМПО-АВИСМА» Б. С. Ломбергу, О. С. Кашапову, Е. Б. Алексеєву, Н. А. Ночовой, Д. А. Тимербаеву, А. В. Новак, И. С. Мазалову, Н. К. Мельникову, М. О. Ледеру, А. С. Шибанову.

Выводы

1. Впервые изготовлены крупногабаритные заготовки блисков из сплава ВТ41, крупногабаритные заготовки дисков и вала КВД ПД из сплава ВЖ172-ИШ, а также кольцевые заготовки из сплава ВТИ-4 и прутковые заготовки из сплава ВИТ1.
2. На кольцевых образцах отработаны режимы электронно-лучевой сварки сплавов ВТ41 и ВЖ172ИШ, а также режимы термической обработки сварных соединений из этих сплавов, позволяющие получать механические свойства сварных соединений, равные свойствам основного металла. При этом уровень остаточных напряжений в околошовной зоне, после проведения термической обработки, находится на допустимо низком уровне.

3. В настоящее время «АО «НПП газотурбостроения “Салют”»» ведет работы по изготовлению деталей КВД ПД из заготовок из новых сплавов ВТ41, ВЖ172ИШ, ВТИ4 и ВИТ1.

ЛИТЕРАТУРА

1. Шарова Н. А., Живушкин А. А., Васильев А. В., Кашапов О. С., Павлова Т. В., Иванов В. И. Использование новых титановых сплавов при формировании конструктивного об-лика компрессора перспективного авиационного двигателя // Современные титано-вые сплавы и проблемы их развития. ВИАМ, 2010. С. 62–68.
2. Кашапов О. С., Павлова Т. В., Истракова А. Р., Калашиников В. С. Влияние содержа-ния железа на механические свойства поковок из жаропрочного титанового сплава ВТ41 // Труды ВИАМ. 2015. № 10. С. 1. URL: <http://viam-works.ru/plugins/content/journal/uploads/articles/pdf/869.pdf>
3. Gey N., Bocker P., Uta E., Humbert M., Gilgert J. How texture and microtexture influence dwell fatigue lifetime in forged IMI 834 titanium alloys // Ti 2011: Proceedings of the 12th World Conference in Titanium. 2011. Vol. I. P. 879–883.
4. Сорокин Л. И. Свариваемость жаропрочных сплавов, применяемых в авиационных газотурбинных двигателях // Сварочное производство. 1997. № 4. С. 4–11.
5. Суперсплавы II. Жаропрочные материалы для аэрокосмических и промышленных установок. Кн. 2 / под ред. Ч. Т. Симса, Н. С. Сголоффа, У. К. Хагеля; пер. с англ. под ред. Р. Е. Шалина. М.: Металлургия, 1995. С. 281–282.
6. Ломберг Б. С., Мазалов И. С., Быков Ю. Г., Докашев В. В. Особенности технологии изгото-вления сварных кольцевых конструкций из высокопрочного сплава ВЖ172 // Сва-рочное производство. 2014. № 2. С. 9–12.
7. Поклад В. А. Исследование возможности использования жаропрочного никелево-го сплава ВЖ172 в цельносварных конструкциях барабана компрессора высокого давления перспективного двигателя // Наука — производству. Вып. 7. Сб. науч. тр. / ОАО НИИТ. Уфа, 2012. С. 110–116.
8. Ночовная Н. А. Основные достижения и перспективы развития материаловедения ти-тана в ВИАМ // Современные титановые сплавы и проблемы их развития. ВИАМ, 2010. С. 9–14.
9. Алексеев Е. Б., Ночовная Н. А., Панин П. В. Исследование структуры и фазового соста-ва опытного жаропрочного сплава на основе интерметаллида Ti₂AlNb в деформиро-ванном состоянии // Титан. 2014. № 4. С. 12–17.
10. Каблов Е. Н. Стратегические направления развития материалов и технологий их пере-работки на период до 2030 года // Авиационные материалы и технологии. 2012. № 5. С. 7–17.
11. Алексеев Е. Б., Ночовная Н. А., Иванов В. И., Панин П. В., Новак А. В. Исследование влияния алюминия на фазовый состав и термомеханический режим изотермической штамповки интерметаллидного сплава ВТИ-4 // Технология легких сплавов. 2015. № 1. С. 57–61.

УДК 621.793.74, 621.763

*В. И. Кузьмин¹, И. П. Гуляев^{1,2}, Е. Е. Корниенко³,
Д. В. Сергачёв¹, А. В. Долматов², М. К. Гютюнькова³*

¹ *Институт теоретической и прикладной механики СО РАН, Новосибирск*

² *Югорский государственный университет, Ханты-Мансийск*

³ *Новосибирский государственный технический университет, Новосибирск
vikuzmin57@mail.ru, gulyaev@itam.nsc.ru*

СВЕРХЗВУКОВЫЕ ПЛАЗМЕННЫЕ ПОТОКИ В ПРОЦЕССАХ НАНЕСЕНИЯ ПОКРЫТИЙ И ПОЛУЧЕНИЯ ДИСПЕРСНЫХ МАТЕРИАЛОВ

Представлены предварительные результаты разработки сверхзвукового плазмотрона для повышения скорости частиц материала в процессе нанесения покрытий. Приводятся данные визуализации воздушной струи, истекающей в сверхзвуковом режиме (температура 3800 К, скорость 1900 м/с, $M = 1.6$), демонстрирующие волновую структуру потока — диски Маха. Проводится сравнение характеристик напыления износостойких покрытий системы Ni-Cr-Si-B-C в дозвуковом и сверхзвуковом режимах. Анализируются структура и пористость образцов покрытий. Установлено, что применение сверхзвукового потока позволяет поднять среднюю скорость напыляемых частиц до 500 м/с, а твердость покрытия до 683 HV. Показаны возможности получения мелкодисперсных (20–60 мкм) металлических порошков путем распыления проволок диаметром 1 мм сверхзвуковым плазменным потоком.

Введение

В настоящее время семейство технологий газотермического напыления широко используются для получения функциональных покрытий различного назначения, особое место среди которых занимают износостойкие покрытия. Развитие высокоскоростных технологий в течение последних 20 лет — сначала детонационного напыления, а позже высокопроизводительного сверхзвукового газопламенного — убедительно продемонстрировало преимущества плотных покрытий на основе металлических материалов, получаемых при высоких скоростях частиц дисперсной фазы на уровне 700 м/с и выше. Применение традиционного плазменного напыления, заслужившего за полвека репутацию доступного и надежного метода, было смещено в область высокотемпературных материалов (керамика) либо покрытий, не требующих наиболее высоких эксплуатационных показателей. Причиной этому являются сравнительно низкие скорости (150–300 м/с), достигаемые частицами напыляемого материала в плазменном потоке. Однако универсальность метода плазменного напыления, его высокая производительность, конкурентная стоимость оборудования и эксплуатации, отсутствие жёстких требований безопасности по работе с взрывоопасными газами подталкивает производителей газотермического оборудования к разработке плазмотронов, генерирующих высокоскоростные плазменные потоки. Так, за последние годы были представлены сверхзвуковые версии плазмотронов известных производителей: TriplexPro-210 (Oerlikon Metco, Швейцария),

Axial III (Northwest Mettech, Канада), 100HE (Progressive Surface, США), PL-S (Plazer, Украина).

В настоящем докладе представлены предварительные результаты исследований по разработке сверхзвукового плазмотрона, проводимых в Институте теоретической и прикладной механики СО РАН в 2016 году. Разработка плазмотрона направлена на повышение скорости напыляемых частиц в процессе нанесения покрытий, также рассматривается возможность снижения размеров порошков, получаемых диспергированием металлических расплавов плазменной струей.

Разработка сверхзвукового плазмотрона

Работы производились на основе напылительного плазмотрона ПНК-50 (ИТПМ СО РАН), использующего в качестве плазмообразующего газа воздух (рис. 1, а). Небольшое количество пропан-бутана добавляется в воздух, который идёт на завесу анода плазмотрона, и при необходимости в воздух, который используется в качестве транспортирующего и фокусирующего газов. Воздух представляет собой наиболее доступный и дешёвый рабочий газ, добавка пропан-бутана предотвращает окисление анода плазмотрона и напыляемых металлических материалов. Существенной особенностью плазмотрона является узел кольцевого ввода порошка с газодинамической фокусировкой, обеспечивающий высокую эффективность инъекции материала в плазменную струю [1]. Для получения сверхзвукового потока была рассчитана геометрия узла кольцевого ввода порошка в виде сопла Лавалья (рис. 1, б). Критическое сечение сопла составляет 6 мм, расчетные параметры плазменного потока на выходе из сопла при работе в штатном режиме: температура 3800 К, скорость 1900 м/с ($Ma = 1.6$).

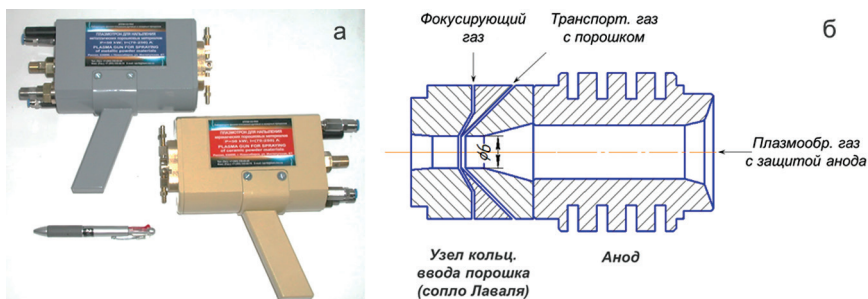


Рис. 1. Внешний вид плазмотронов ПНК-50 в модификациях для напыления металлов и керамики (а); схема участка канала плазмотрона с узлом ввода порошка в виде сопла Лавалья (б)

Исследования пространственной структуры плазменной струи, а также измерения скорости и температуры дисперсной фазы в процессе напыления проводились с помощью оригинальной оптической системы экспресс-контроля, построенной на базе цифровой камеры и спектрометра видимого диапазона длин волн [2–4]. На рисунке 2, а показан внешний вид струи в процессе напыле-

ния износостойкого материала Ni-Cr-Si-B-C размерностью 20–63 мкм. Можно видеть, что поток частиц имеет плотную структуру с углом расхождения не более 5°. На рисунке 2, б приведено изображение начального участка струи (без порошка), на котором отчетливо видна волновая структура недорасширенного сверхзвукового потока в осевой части. Синий цвет на периферии струи отвечает пропан-бутановой защитной оболочке. На рисунке 2, в и г представлена визуализация структуры сверхзвуковой струи с применением оператора Собеля к монохромному изображению струи.

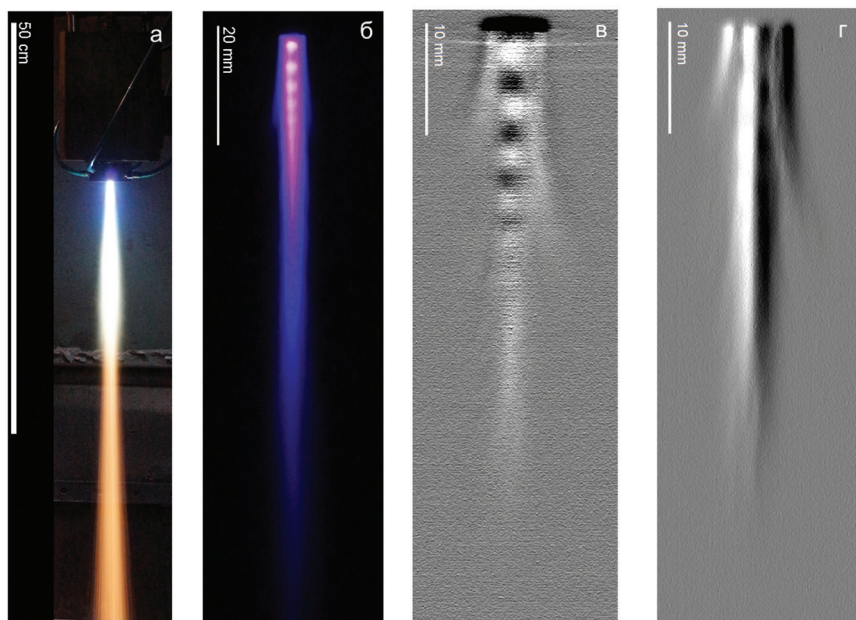


Рис. 2. Изображение сверхзвуковой плазменной струи:

а — процесс напыления порошка Ni-Cr-Si-B-C, *б* — недорасширенная сверхзвуковая струя плазмы с дисками Маха, *в* — визуализация аксиальной структуры сверхзвуковой струи — диски Маха, *г* — визуализация радиальной структуры сверхзвуковой струи — основная центральная струя и защитный периферийный поток

Напыление покрытий из порошковых материалов

Для исследования возможностей нанесения покрытий в сверхзвуковом режиме проведены эксперименты по напылению самофлюсующегося износостойкого сплава системы Ni-Cr-Si-B-C фракции 20–63 мкм. Для сравнения также был исследован дозвуковой режим напыления с использованием стандартного сопла диаметром 8 мм [5]. В таблице 1 представлено сравнение основных характеристик использованных режимов напыления и свойств полученных покрытий. Для измерения скорости и температуры частиц с помощью оптической системы наблюдался участок напылительной струи на дистанциях 160–230 мм от среза

сопла плазмотрона. Фокальная плоскость оптической системы располагалась на оси напылительной струи, а глубина резко изображаемого пространства (ГРИП) составляла 5 мм. Образцы покрытий были нанесены на основу (труба из низкоуглеродистой стали с наружным диаметром 60 мм и толщиной стенки 3 мм), подвергнутую предварительной пескоструйной обработке. Толщина напылённых покрытий составляла 300–700 мкм. Для проведения металлографических исследований использовали оптический микроскоп Carl Zeiss Axio Observer A1m. Пористость покрытий определяли при помощи программного обеспечения Axio Vision Multiphase (Carl Zeiss). Микротвердость структурных составляющих покрытий оценивали на микротвердомере Wolpert Group 402MVD при нагрузке 10 г.

Таблица 1

Сравнение характеристик напыления порошка Ni-Cr-Si-B-C фракции 20–63 мкм

	Дозвуковое	Сверхзвуковое
Режим напыления		
Электрическая мощность плазмотрона, кВт	48	52
Скорость плазмы ¹ , м/с	1200	1900
Температура плазмы ¹ , К	3800	3800
Дистанция напыления, мм	170	200
Характеристики напылительной струи на дистанции напыления		
Скорость частиц ² , м/с	307±62	504±68
Температура частиц ² , К	2845±145	2938±110
Диаметр струи ³ , мм	14.7	9.6
Характеристики покрытий		
Общая пористость, %	3	5
Средний размер пор, мкм	13	10
Твердость, HV	358±61	683±108

¹ Оценка среднемассовых параметров плазменного потока по мощностным характеристикам плазмотрона.

² Среднее значение ± среднеквадратическое отклонение.

³ Диаметр струи на дистанции напыления 170 мм, на который приходится 90% частиц.

На рисунке 3 представлены результаты измерения скорости и температуры частиц напыляемого материала. На рисунке 3, а видно, что на дистанциях 170–220 мм от среза сопла плазмотрона средняя скорость частиц в сверхзвуковом режиме напыления находится на уровне 500 м/с, в то время как в дозвуковом режиме — на уровне 300 м/с. Такое повышение скорости является существенным, так как приводит к увеличению кинетической энергии частиц более чем в 2,5 раза. Важно заметить, что температура частиц в сверхзвуковом режиме несколько выше, чем в дозвуковом режиме, влияние этого параметра на качество покрытия будет рассмотрено ниже. На рисунке 3, в приведено сравнение распределений скорости частиц в сечении струи на дистанции 170 мм, на котором видно, что

сверхзвуковая струя характеризуется не только более высоким средним значением скорости, но и значительно меньшим «хвостом» из низкоскоростных частиц. Максимальные температуры частиц в обоих режимах примерно равны, но дозвуковая струя характеризуется более широким распределением в сторону низкой температуры (рис. 3, з). С практической точки зрения важно, что поток частиц в сверхзвуковой струе является более концентрированным: ширина струи составляет 9.6 мм против 14.7 мм в дозвуковой струе. Из практики известно, что концентрированная напылительная струя обеспечивает более однородные значения скорости и температуры частиц в пятне напыления.

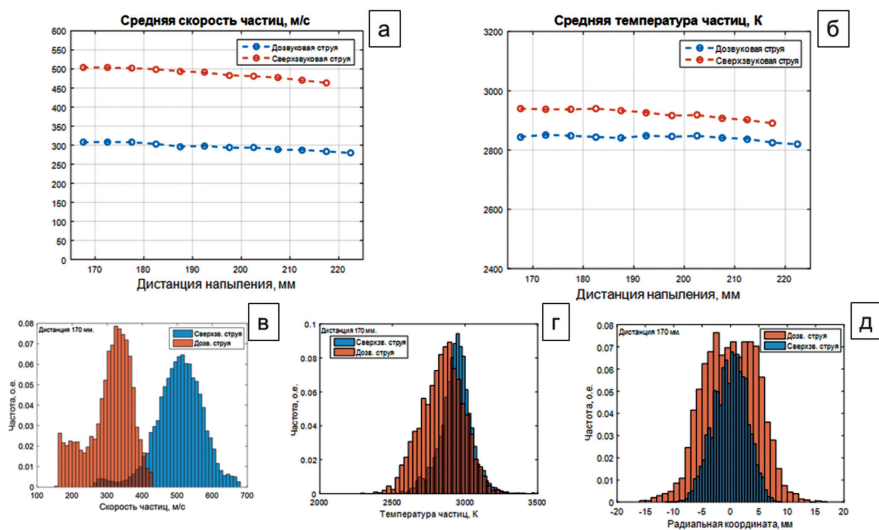


Рис. 3. Сравнение характеристик частиц дисперсной фазы в дозвуковом и сверхзвуковом напылительных потоках:

- a* — изменение средней скорости частиц вдоль длины струи, *б* — изменение средней температуры частиц вдоль длины струи, *в* — распределения скоростей частиц на дистанции 170 мм, *з* — распределения температур частиц на дистанции 170 мм, *д* — распределение радиальных координат частиц на дистанции 170 мм

Изображение микроструктуры покрытий, полученных в дозвуковом и сверхзвуковом режимах напыления, представлено на рисунке 4. В обоих случаях покрытия имеют слоистую структуру, состоящую преимущественно из полностью растекшихся и затвердевших частиц. Благодаря высокой скорости частиц в сверхзвуковом потоке такое покрытие имеет более тонкую структуру: средняя толщина деформированных частиц (сплэтов) составляет 4–6 мкм, а средний размер пор — 10 мкм. Для сравнения, в покрытии, полученном в дозвуковом режиме, средняя толщина сплэтов составляет 8–10 мкм, а средний размер пор — 13 мкм. Важно, что покрытия, полученные в сверхзвуковом режиме, характеризуются в 2 раза более высокими значениями микротвердости по сравнению с покрытиями, полученными в дозвуковом режиме (см. табл. 1).

Нельзя не отметить, что общая величина пористости покрытия, полученного в сверхзвуковом режиме, выше и составляет около 5%. Это связано с фрагментацией (разбрызгиванием) жидких капель при соударении на высоких скоростях с твердой поверхностью. При прочих равных условиях (температура частиц, шероховатость основы и т. д.) данный эффект более выражен при высоких скоростях частиц. Кроме того, следует отметить, что при напылении покрытий в сверхзвуковом режиме происходил более интенсивный нагрев подложки. Вопрос оптимизации режима сверхзвукового напыления, направленного на подавление разбрызгивания напыляемых частиц и снижения пористости покрытия, является задачей текущей работы.

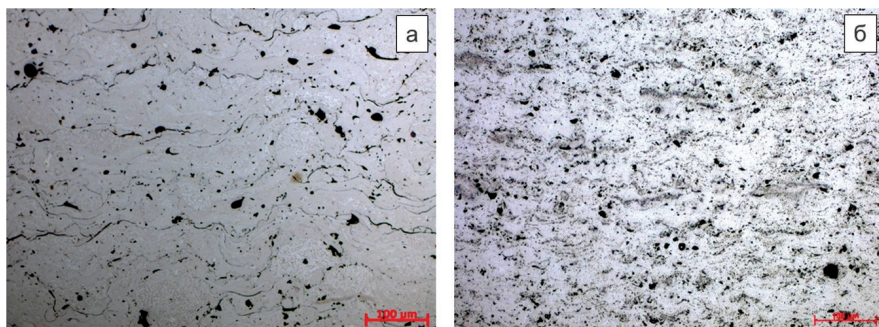


Рис. 4. Поперечный шлиф покрытий, полученных в дозвуковом (а) и сверхзвуковом режимах (б)

Диспергирование металлических проволок сверхзвуковым плазменным потоком

Технологии получения сферических порошков металлов и сплавов методами газоструйного распыления расплавов хорошо известны и давно применяются в промышленности. Ключевыми вопросами в этой области являются химическая чистота получаемых материалов и размер получаемых частиц. Типичный размер таких порошков составляет 60–100 мкм. Развитие технологий прямого выращивания металлических деталей с использованием лазеров обусловило потребность в металлических порошках размером 20–50 мкм с гладкой сферической поверхностью. Для этих целей было опробовано применение разработанного сверхзвукового плазмотрона.

Процесс дробления жидких капель набегающим потоком газа характеризуется значением числа Вебера $We = \rho_f D_p U_f^2 / \sigma$, в котором ρ_f и U_f — плотность и скорость (относительно капли) потока газа, D — диаметр капли, σ — поверхностное натяжение расплава. Процесс дробления капель в потоке продолжается до тех пор, пока число Вебера не станет ниже критического значения $We_{кр} \approx 10$. Таким образом, характерный размер капель, получаемых газовым распылением расплавов, зависит от скорости потока как $D_p \sim 1 / U_f^2$.

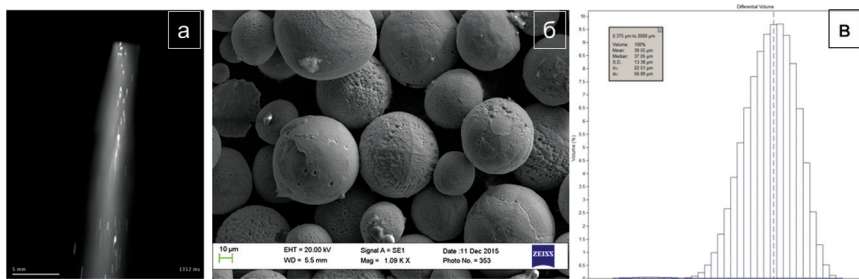


Рис. 5. Процесс распыления проволоки из нержавеющей стали в плазменном потоке (а), внешний вид полученного сферического порошка (б), распределение по размерам частиц полученного порошка (в)

В экспериментах проводилось распыление проволоки из нержавеющей стали диаметром 1 мм, которую подавали в плазменную струю через отверстие в выходном сопле плазматрона со скоростью 10 м/мин (15 кг/ч). На рисунке 5, изображающем процесс распыления проволоки плазменном потоке, можно видеть, что начальный размер капель при выходе из сопла составляет около 1 мм. Далее исходные капли в один или несколько этапов дробятся до размеров в несколько десятков микрон и ускоряются газовым потоком. На рисунке 5, б представлен внешний вид полученного порошка, а на рисунке 5, в — распределение частиц по размерам. Как видно, частицы имеют сферическую форму, средний размер составляет 39 мкм ($d_{10} = 23$ мкм, $d_{90} = 57$ мкм).

Выводы

Разработана конструкция электродугового плазматрона для напыления порошковых материалов в режиме сверхзвукового истечения плазменной струи. Работа выполнена на основе напылительного плазматрона ПНК-50, оснащенного узлом кольцевого ввода порошка, в качестве плазмообразующего газа используется воздух. Небольшое количество пропан-бутана добавляется в воздух, который идёт на завесу анода плазматрона, и при необходимости в воздух, который используется в качестве транспортирующего и фокусирующего газов.

Проведено сравнение скорости и температуры частиц материала Ni-Cr-Si-V-S фракции 20–63 мкм при напылении в дозвуковом и сверхзвуковом режимах. Установлено, что в сверхзвуковом потоке средняя скорость частиц достигает 500 м/с (в дозвуковом — 300 м/с), средняя температура частиц изменяется незначительно. Поток частиц в сверхзвуковой струе является более концентрированным, диаметр пятна напыления составляет 9.6 мм. Изучение полученных покрытий показало, что образцы, напыленные в сверхзвуковом режиме, имеют более мелкую структуру, сформированную сплэтами меньшей толщины и высокую твердость на уровне 685 HV. Однако пористость таких покрытий составила 5%, что превышает значения пористости образцов, полученных в дозвуковом режиме. Режим напыления покрытий с помощью сверхзвуковой струи требует дальнейшей оптимизации.

На примере материала нержавеющей стали показаны возможности получения мелкодисперсных (20–60 мкм) металлических порошков путем распыления проволок сверхзвуковым плазменным потоком.

Работа выполнена при частичной поддержке РФФИ (грант №15-48-00100).

ЛИТЕРАТУРА

1. Kuzmin V. I., Mikhal'chenko A. A., Kovalev O. B., Kartaev E. V., Rudenskaya N. A. The technique of formation of the axisymmetric heterogeneous flow for thermal spraying of powder materials // J. of Thermal Spray Technology. 2012. Vol. 21, N 1. P. 159–168.
2. Dolmatov A. V., Gulyaev I. P., Gulyaev P. Yu., Jordan V. I. Control of dispersed-phase temperature in plasma flows by the spectral-brightness pyrometry method // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 110 (2016) 012058.
3. Ермаков К. А., Долматов А. В., Гуляев И. П. Система оптического контроля скорости и температуры частиц в технологиях газотермического напыления // Вестник Югорского гос. ун-та. 2014. № 2 (33). С. 56–68.
4. Долматов А. В., Гуляев И. П., Лысков Е. А., Москаленко В. О. Автоматизация теплофизических исследований процесса газотермического напыления покрытий // Многоядерные процессоры, параллельное программирование, ПЛИС, системы обработки сигналов. 2016. № 6. С. 192–201.
5. Kornienko E. E., Lapushkina E. J., Kuzmin V. I., Vaschenko S. P., Gulyaev I. P., Kartaev E. V., Sergachev D. S., Kashapov N., Sharifullin S., Fayrushin I. Air plasma sprayed coatings of self-fluxing powder materials // Journal of Physics: Conference Series. 2014. Vol. 567. P. 012010.

УДК 669.295, 621.762

*Е. В. Борисов, А. А. Попович, В. Ш. Суфияров,
И. А. Полозов, Д. В. Масайло, А. В. Орлов*

*Институт металлургии, машиностроения и транспорта,
ФГАОУ ВО «СПбПУ», Санкт-Петербург
evgenii.borisov@icloud.com*

ПРИМЕНЕНИЕ ЖАРОПРОЧНОГО НИКЕЛЕВОГО СПЛАВА В АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЯХ

Аддитивные технологии в настоящее время являются одними из наиболее динамично развивающихся процессов получения сложнопрофильных изделий. В частности, технология селективного лазерного плавления позволяет получать такие изделия из металлических порошков без использования дополнительной оснастки. В работе было проведено исследование микроструктуры и свойств образцов изготовленных из жаропрочного никелевого сплава Inconel 718 посредством селективного лазерного плавления. Исследование микроструктуры полученных образцов позволило оценить конфигурацию застывших ванн расплава, их взаимное расположение. Высота этих ванн больше толщины слоя, что говорит о значительном переплавлении нижележащего слоя. Микроструктура образцов представляет собой направленные столбчатые дендритные ячейки. Проведенное исследование показало различия фазового состава исходного порошкового материала и компактных образцов. Эти различия обуславливаются разницей скоростей охлаждения металла при кристаллизации при газовой атомизации порошка и лазерной обработке сплава в процессе селективного лазер-

ного плавления. В результате исследования установлено влияние толщины слоя при построении образцов на прочностные и пластические свойства образцов. При использовании более тонкого слоя прочностные свойства выше, а пластические ниже, чем при использовании более толстого слоя. Выявлено также влияние положения образцов при их изготовлении на прочностные и пластические свойства. Горизонтально выращенные образцы показывают более высокие прочностные свойства и низкую пластичность, чем вертикальные образцы.

Введение

Традиционно изделия из жаропрочных сплавов, используемые для изготовления деталей ГТД, получают такими методами, как литьё, обработка металлов давлением, а также с использованием методов порошковой металлургии [1, 2].

Традиционные методы изготовления предполагают изготовление дорогостоящей инструментальной оснастки, производство которой может занять долгое время. При традиционном производстве деталей из жаропрочных сплавов масса исходной заготовки может во много раз превышать массу готового изделия. В процессе механической обработки образуется большое количество стружки, требующей дополнительной переработки.

Развитие аддитивных технологий, в частности технологии селективного лазерного плавления, позволяет изготавливать изделия из металла посредством расплавления металлических порошков и получения сплошной твердофазной структуры [3]. Метод селективного лазерного плавления делает возможным изготовление деталей сложной геометрической формы, получение которых традиционными методами зачастую является сложнореализуемым либо вовсе невозможным. Помимо этого, аддитивные технологии позволяют сократить время получения готового продукта. Производство может быть начато сразу же после того, как изделие прошло стадию проектирования. Таким образом, время с момента проектирования изделия до получения готовой детали может быть сокращено с нескольких недель до нескольких дней. Использование технологии селективного лазерного плавления позволяет повысить коэффициент использования материала и тем самым снизить стоимость производства.

Селективное лазерное плавление является многофакторной технологией. Для управления технологическим процессом необходимо понимание влияния того или иного параметра на конечный результат. К основным параметрам данной технологии можно отнести следующие: мощность лазерного излучения, скорость сканирования поверхности лазером, стратегия (маршрут) сканирования, расстояние между единичными векторами сканирования, толщина слоя построения, рабочая атмосфера, температура подогрева платформы и слоя порошка. Все из них оказывают влияние на формирование единичных треков, слоев и, следовательно, изделия в целом.

В ряде работ [4–6] представлены исследования селективного лазерного плавления порошка никелевого сплава Inconel 718, однако в указанных работах не описываются свойства исходных порошковых материалов, а также не проведены исследования механических свойств при различных толщинах слоя построения.

Целью данной работы являлось проведение исследования порошка никелевого сплава Inconel 718 как исходного материала для технологии селективного

лазерного плавления, изучение микроструктуры и механических свойств образцов, а также исследований влияния толщины слоя построения селективного лазерного плавления на плотность, структурно-фазовый состав и механические свойства изготавливаемых изделий.

Методика исследований и оборудование

Изготовление образцов производили на установке селективного лазерного плавления SLM 280HL производства компании SLM Solutions GmbH. Установка оборудована двумя иттербиевыми волоконными лазерами мощностью 400 и 1000 Вт с операционными фокусами луча 81 и 700 мкм соответственно, характеристическая длина излучения 1070 нм, максимальная скорость сканирования до 15 м/с. Максимальные габаритные размеры изделий ограничены рабочей зоной установки, которая составляет 280×280×350 мм. Работа установки осуществляется в атмосфере инертного газа (азот или аргон), выбор которого определяется используемым порошковым материалом.

В качестве исходного материала использовали порошок жаропрочного сплава Inconel 718, полученный газовой атомизацией расплава и поставленный компанией-производителем установки СЛП. Химический состав сплава Inconel 718 приведен в таблице 1.

Рентгенограммы образцов были получены на дифрактометре Bruker D8 Advance на излучении $\text{CuK}\alpha$. Предварительный фазовый анализ осуществляли с использованием программы DIFFRACplus Eva и базы данных JCPDS PDF-2.

Таблица 1

Химический состав сплава Inconel 718 [7]

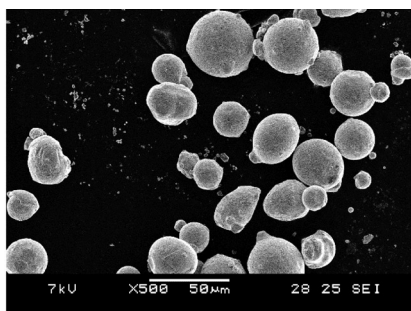
Элемент	Ni+Co	Cr	Fe	Nb+Ta	Mo	Ti	Al
Содержание, % масс.	50,0–55,0	17,0–21,0	ост.	4,7–5,5	2,8–3,3	0,6–1,2	0,2–0,8

Испытания для определения механических свойств проводились согласно ГОСТ 1497 84 на испытательной машине Zwick/Roell Z100 (Германия) с максимальным усилием 99 640 Н, позволяющим проводить испытания на растяжение, сжатие, изгиб при комнатной температуре.

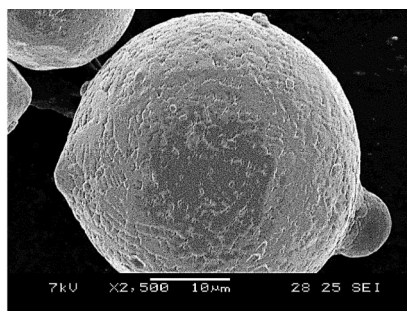
Исследование микроструктуры проводили на световом оптическом микроскопе Leica DMI 5000 в диапазоне увеличений от 50 до 1000 крат.

Результаты исследований и их обсуждение

На рисунке 1 представлены изображения порошка исследуемого сплава, полученные с помощью сканирующего электронного микроскопа. Частицы имеют форму, близкую к сферической, однако на некоторых частицах присутствуют наросты-сателлиты (рис. 1, б), характерные для порошков, полученных газовой атомизацией расплава. Ввиду бестигельного способа получения порошка поверхность частиц отображает литую структуру материала на СЭМ-изображениях без специального травления.



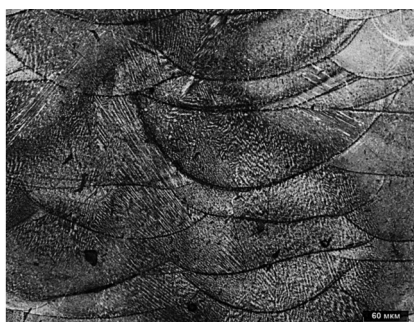
a



б

Рис. 1. СЭМ-изображение частиц сплава Inconel 718, полученных газовой атомизацией расплава:

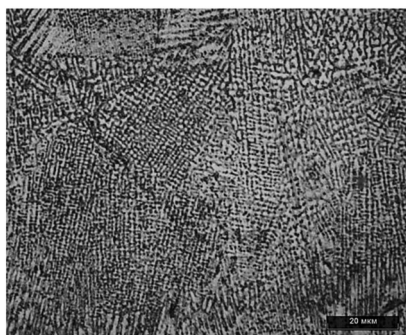
a — общий вид; *б* — морфология поверхности частицы



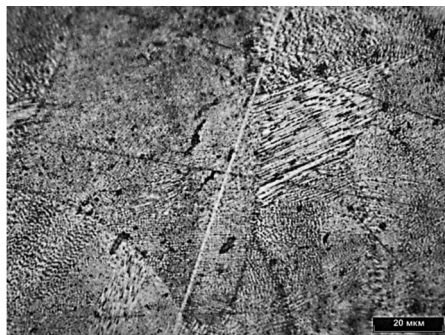
a



б



б



г

Рис. 2. Микроструктура образцов, полученных по технологии СЛП при толщине слоя построения 50 мкм (*a, б*) и 30 мкм (*в, г*)

На фотографиях шлифов компактных образцов, полученных методом селективного лазерного плавления (рис. 2, *a, в*), видны дугообразные линии, ото-

бражающие поперечное сечение застывших микрованн расплава. Высота этих областей в среднем составляет около 50 мкм при толщине слоя построения 30 мкм и 80 мкм при толщине слоя построения 50 мкм. Это говорит о значительном повторном переплаве предыдущего слоя при лазерной обработке вне зависимости от применяемой толщины слоя построения. Помимо этого, для избежание образования пор между соседними проходами лазерного излучения расстояние между проходами подбирается таким образом, чтобы происходил частичный переплав соседних участков, оплавление происходит внахлест (см. рис. 2, а, в).

Микроструктура образцов представляет собой направленные столбчатые дендритные ячейки, направление роста которых, как правило, соответствует направлению движения источника тепла (лазера). Поперечный размер ячеек составляет ~0,9–1,1 мкм при толщине слоя построения 50 мкм (рис. 2, б), и ~0,701500,9 мкм при толщине слоя построения 30 мкм (рис. 2, г). Это свидетельствует о более высокой скорости охлаждения при кристаллизации в случае более тонкого слоя.

Для изучения фазового состава компактных образцов изготовленных селективным лазерным плавлением была произведена съемка рентгеновской дифрактограммы и последующая расшифровка по методу Ритвельда для оценки весовых долей кристаллических фаз, результаты которой представлены в таблице 2.

Таблица 2

Результаты рентгеноструктурного исследования образцов из сплава Inconel 718

Образец	Содержание фаз, %			
	γ -Ni	γ' -Ni3Al	γ'' -Ni3Nb	δ'' -Ni3Nb
Исходный порошок	90	3,7	4,4	1,9
Компактный образец, толщина слоя 30 мкм	89,6	2,0	5,9	2,5
Компактный образец, толщина слоя 50 мкм	86,8	1,9	8	3,3

Затвердевание порошкового материала при его получении по технологии газовой атомизации происходит в неравновесных условиях за счёт высокоскоростного охлаждения в потоке инертного газа, что оказывает влияние на полноту протекания фазовых превращений, поэтому исходный порошок сплава Inconel 718 в основном состоит из γ -Ni-фазы. Также присутствуют фазы γ' -Ni3Al, γ'' -Ni3Nb и δ'' -Ni3Nb.

В процессе селективного лазерного плавления скорости охлаждения металла ниже ($\sim 10^4$ – 10^5 K/с, тогда как при распылении $\sim 10^6$ K/с), это, в совокупности с воздействием зон термического влияния на соседние микрообъемы материала, обуславливает отличие фазового состава компактного материала от порошка: содержание фаз γ' -Ni3Al, γ'' -Ni3Nb и δ'' -Ni3Nb в компактных образцах несколько больше, чем в порошке. Обычно в жаропрочных сплавах на никелевой основе содержание γ' -фазы составляет 40–60% с равномерно распределенными и приблизительно одинаковыми по размеру выделениями [1, 2]. Такого содержания упрочняющих выделений добиваются посредством многостадийной термической обработки.

Содержание γ -Ni-фазы в компактном образце изготовленном при толщине слоя построения 30 мкм выше, чем у образца, полученного при толщине слоя 50 мкм, что может быть связано с большими скоростями охлаждения при использовании слоя меньшей толщины.

Далее были произведены заготовки, из которых посредством механической обработки были получены образцы для исследования механических свойств. Заготовки изготавливались как в вертикальном, так и в горизонтальном направлении. По результатам испытания на растяжение определяли предел текучести, предел прочности и относительное удлинение образцов, которые представлены в таблице 3.

Таблица 3

Результаты испытаний образцов на растяжение из сплава Inconel 718, изготовленных по технологии СЛП

Толщина слоя построения	Образец	Предел текучести $\sigma_{0,2}$, МПа	Предел прочности σ_b , МПа	Относительное удлинение δ , %
50 мкм	Горизонтальный	646 \pm 10	1049 \pm 10	27,2 \pm 3
	Вертикальный	609 \pm 10	949 \pm 10	31,7 \pm 3
30 мкм	Горизонтальный	807 \pm 10	1051 \pm 10	21,9 \pm 3
	Вертикальный	675 \pm 10	957 \pm 10	27,7 \pm 3

Как видно из таблицы 3, у образцов, изготовленных при толщине слоя построения 30 мкм, прочностные свойства выше, а пластичность ниже в сравнении с образцами, изготовленными при толщине слоя 50 мкм. Также установлено, что горизонтально выращенные образцы показывают более высокие прочностные свойства и низкую пластичность, чем вертикальные образцы. Аналогичная зависимость механических свойств от положения образцов подтверждается стандартом ASTM F3055 [8].

Выводы

Технология селективного лазерного плавления является перспективным инструментом для изготовления сложнопрофильных изделий из металлов и сплавов, в то же время это сложная многофакторная система, параметры которой могут оказывать значительное влияние на конечный результат.

Исходный порошок имеет форму частиц, близкую к сферической с небольшим количеством наростов-сателлитов.

Микроструктурные исследования показали, что на протравленных шлифах образцов отчетливо видны продолговатые следы от проходов лазерного луча. На микрошлифах, сделанных параллельно направлению выращивания, видны дугообразные линии, отображающие морфологию застывших микрованн расплава. Высота этих областей в среднем составляет около 50 мкм. Это говорит о значительном повторном переплаве предыдущего слоя при лазерной обработке. Ширина застывших микрованн составляет ~140–160 мкм.

В результатах испытаний на разрыв при комнатной температуре обнаружено различие в прочностных характеристиках образцов, изготовленных

в горизонтальном и вертикальном направлениях. Горизонтальные образцы демонстрируют более высокий предел текучести и прочности, разброс значений прочности и пластичности у горизонтальных образцов меньше, чем у образцов, изготовленных в вертикальном направлении. Таким образом, измеренные механические характеристики демонстрируют наличие анизотропии свойств в горизонтальном и вертикальном направлении.

ЛИТЕРАТУРА

1. Симс Ч. Т., Столофф Н. С., Хагел У. К. Суперсплавы II: Жаропрочные материалы для аэрокосмических и энергетических установок. М.: Metallurgy, 1995. 385 с.
2. Reed R. C. The Superalloys: Fundamentals and Applications. Cambridge, UK: Cambridge University Press, 2006. 372 p.
3. Зленко М., Попович А. А., Мутылина И. Н. Аддитивные технологии в машиностроении. СПб: Изд-во Политехн. ун-та, 2013. 222 с.
4. Yadroitsev I., Smurov I. Selective laser melting technology: from the single laser melted track stability to 3D parts of complex shape // Phys. Procedia. Elsevier. 2010. Vol. 5. P. 551–560.
5. Ma M. et al. Layer thickness dependence of performance in high-power selective laser melting of 1Cr18Ni9Ti stainless steel // Journal of Materials Processing Technology. 2015. Vol. 215. P. 142–150.
6. Yadroitsev I. et al. Factor analysis of selective laser melting process parameters and geometrical characteristics of synthesized single tracks // Rapid Prototyping Journal. 2012. Vol. 18, N 3. P. 201–208.
7. UNS N07718.
8. ASTM F3055 Additive Manufacturing Nickel Alloy (UNS N07718) with Powder Bed Fusion.

УДК 669.295, 621.762

*Д. В. Масайло, А. А. Попович, В. Ш. Суфияров,
Е. В. Борисов, И. А. Полозов, А. В. Орлов*

*Институт металлургии, машиностроения и транспорта,
ФГАОУ ВО «СПбПУ», Санкт-Петербург
dmasaylo@gmail.com*

ПРИМЕНЕНИЕ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ В АВИАДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИИ

В работе рассмотрено применение аддитивных технологий в авиадвигателестроении. Представлен мировой опыт по производству деталей и узлов ГТД.

Рассмотрены две принципиальные схемы аддитивного производства. Технология Powder Bed Fusion позволяет производить детали с высокой точностью и высоким качеством поверхности, в то время как технология Directed Energy Deposition позволяет изготавливать крупногабаритные изделия в десятки раз быстрее. Также в работе представлен опыт изготовления деталей и узлов ГТД в Санкт-Петербургском политехническом университете Петра Великого.

Введение

В настоящее время наиболее актуальными задачами в авиа- и двигателестроении являются снижение массы изделий, экономия материала, а также повышение эксплуатационных характеристик изделий, что приводит к увеличению сложности деталей. В частности, одним из способов снижения массы узлов является уменьшение количества отдельных деталей и элементов их соединения, однако такие конструкции зачастую обладают более сложной конфигурацией, что приводит к особым требованиям в технологии производства подобных изделий [1].

Традиционно для изготовления изделий сложной конфигурации использовались литейные технологии. В частности, одним из методов изготовления сложнопрофильных изделий является способ точного литья в разовые формы либо литьё под давлением [2]. При других технологиях, например при использованииковки или штамповки, такие изделия сложно извлечь из пресса либо совсем невозможно изготовить.

Развитие промышленности требует существенной модернизации существующих технологий, а также создание новых. Особую роль в этом играют аддитивные технологии (АТ).

АТ, или технологии послойного синтеза, в настоящее время являются одними из наиболее динамично развивающихся перспективных производственных процессов [3]. Они предоставляют инженерам инновационный подход к проектированию и изготовлению деталей по сравнению с традиционными методами литья и обработки на металлорежущих станках. Применение АТ во многих случаях обеспечивает большую свободу в выборе конфигурации изделия, что позволяет оптимизировать массовые и функциональные параметры детали за счёт использования сотовых, ячеистых и иных сложных структур, уменьшения толщины стенок, а также объединения в единую конструкцию нескольких деталей и узлов, изготавливая их как единое целое [1].

В настоящее время за рубежом крупные компании, занимающиеся производством авиационной техники, активно осваивают и внедряют в свои технологические процессы аддитивные технологии [4–10]. В частности, компания Boeing создала крупный центр исследования и разработки по аддитивным технологиям в Сент-Луисе. Он занимается как производством прототипов изделий из полимерных материалов, так и производством конечных деталей газотурбинных двигателей. Так, например, при производстве впускных каналов для двигателей высотных самолётов компания применила аддитивные технологии. Это позволило произвести детали и отправить их заказчику через два месяца для после получения заказа.

Также компания Airbus использовала технологию селективного лазерного плавления для уменьшения массы шарнирного крепления, применив в его конструкции легковесные и прочные решётчатые конструкции (рис. 1) [11].

В данный момент GE Aviation полностью перевели процесс изготовления форсунок газотурбинных двигателей на аддитивные технологии. В компании GE работает более 300 машин, а к 2020 г. планируется изготовить более 100 тыс. деталей посредством аддитивных технологий [5].



Рис. 1. Шарнирное крепление до и после оптимизации конструкции под аддитивное производство [11]

Калифорнийская компания SpaceX активно использовала аддитивные технологии в строительстве Super Draco — двигателя, который будет работать в космическом корабле следующего поколения Dragon V2. В частности, камера сгорания была изготовлена при помощи трехмерной печати [6]. Американское космическое агентство (NASA) — один из лидеров по применению аддитивных технологий при изготовлении деталей к космическому грузовику Space Launch System (рис. 2) [12].

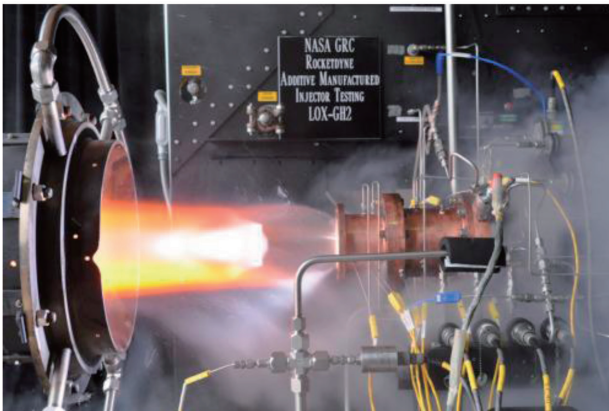


Рис. 2. Испытание системы впрыска топлива двигателя NASA

Aerojet Rocketdyne объявила, что она успешно завершила серию испытаний системы впрыска топлива демонстрационного двигателя Bantam, работающего на жидком кислороде/керосине [7]. Для её производства использовалась технология селективного лазерного плавления. Эти успехи позволили компании начать разработку двигателя, который полностью будет построен посредством аддитивных технологий [7].

Он будет иметь несколько преимуществ по сравнению с двигателями, построенными по традиционным технологиям. В частности, его производствен-

ный цикл был сокращен с года до двух месяцев. Количество движущихся частей двигателя было снижено с десятка до трёх. Этот усовершенствованный подход помог снизить производственные затраты на 65% по сравнению с традиционными производственными процессами.

В международном сообществе, так же, как и в России, устоявшейся классификации аддитивных технологий пока не принято. Различные авторы подразделяют их следующим образом:

- по применяемым строительным или модельным материалам (жидкие, сыпучие, полимерные, металлопорошковые и т.д.);
- по наличию или отсутствию лазера;
- по методам подвода энергии для фиксации слоя построения (с помощью теплового воздействия, облучения ультрафиолетовым или видимым светом, посредством связующего состава и т.д.);
- по методам формирования слоя.

Последнее, пожалуй, единственное, что принципиально отличает два вида аддитивных технологий применительно к прямому изготовлению металлических изделий [13].

Таким образом, все АТ прямого изготовления изделий из металлов и сплавов можно разделить на две большие группы: Powder Bed Fusion (PBF) и Directed Energy Deposition (DED)

Технология Powder Bed Fusion (PBF)

В PBF-технологиях сначала формируется слой строительного материала, а затем происходит обработка этого слоя (лазером, электронным лучом, и иными способами). К этой группе технологий относятся селективное лазерное плавление (Selective Laser Melting), электронно-лучевое плавление (Electron Beam Melting) и др. На рисунке 3 схематично изображен процесс построения детали по PBF-технологии.

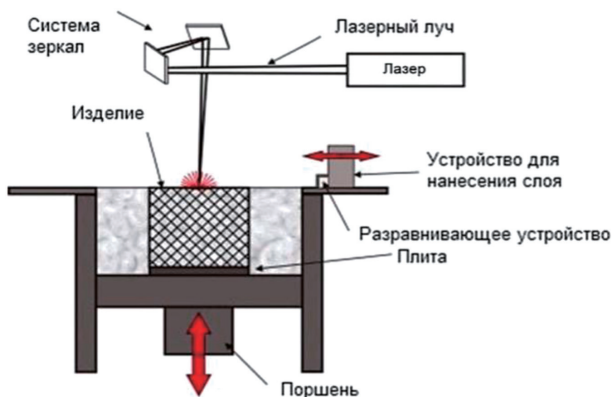


Рис. 3. Схематичное изображение установки, работающей по принципу PBF-технологии

Пошагово технология построения выглядит следующим образом: сначала трехмерная компьютерная модель при помощи специального программного обеспечения разбивается на слои определенной толщины. Далее на основную плиту наносится слой порошка при помощи специального подвижного блока. Затем лазерный луч сканирует поверхность по траектории в соответствии с созданным ранее слоем модели. Этот процесс повторяется от слоя к слою до тех пор, пока модель не будет построена.

Технология Directed Energy Deposition (DED)

В DED-технологиях формирование слоя производится путем подачи строительного материала непосредственно в зону расплавления. По сути, данный тип технологий является развитием газопорошковой наплавки с применением компьютерного управления и позволяет в совокупности реализовать возможности аддитивного производства. К этой группе технологий относятся Direct Metal Deposition (DMD), Laser Engineered Net-Shaping (LENS), Laser Metal Deposition (LMD) и др. На рисунке 4 схематично изображена DED-технология [14].

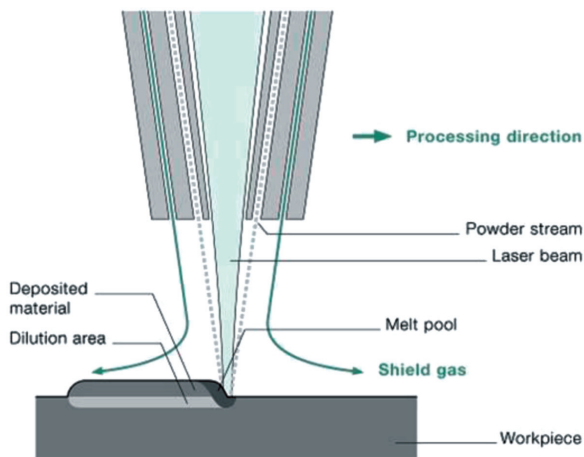


Рис. 4. Принципиальная схема формирования слоя по DED-технологии [14]

В отличие от PDF-технологий, здесь не формируется слой строительного материала, а материал подается в конкретное место, куда в данный момент времени подводится энергия и где идет процесс формирования детали [13].

Технологии и некоторые производители установок, в которых в качестве строительного материала используется металлический порошок, приведены в таблице 1 [15].

Стоит отметить, что все компании, которые используют лазер, по-своему называют свою технологию, хотя по технической сути они родственны.

В таблице 2 приведены сравнительные характеристики двух технологий, использующих лазер [16].

Производители оборудования для аддитивного производства

Категории АТ	Название технологии	Производитель
Powder Bed Fusion (PBF)	Laser Melting (LM)	Renishaw Inc.
	Selective Laser Melting (SLM)	SLM Solutions GmbH
	Laser CUSING	Concept Laser GmbH
	Electron Beam Melting (EBM)	Arcam AB
	Direct Metal Printing (DMP)	3D Systems Corp. (бывшая Phenix Systems)
	Direct Metal Laser Sintering (DMLS)	EOS GmbH
Directed Energy Deposition (DED)	Direct Metal Deposition (DMD)	DM3D Technology LLC (ранее POM Group)
	Laser Engineered Net Shaping (LENS)	Optomec Inc.
	Direct Manufacturing (DM)	Sciaky Inc.

Сравнительные характеристики технологий

Характеристика/процесс	PBF	DED
Зона построения	Ограничена	Большая и изменяемая
Размер луча	0.05–0.1 мм	2–4 мм
Толщина слоя	100–100 мкм	500–1000 мкм
Скорость построения	Невысокая, 1–5 см ³ /ч	Высокая, 16–320 см ³ /ч
Поверхность построения	хорошая, шероховатость Ra = 5–12 мкм, Rz = 20–40 мкм	Грубая, шероховатость Ra = 20–50 мкм, Rz = 150–300 мкм, в зависимости от размера луча
Остаточные напряжения	Высокие	Высокие
Термическая обработка	Термическая обработка для снятия напряжений, горячее изостатическое прессование	Термическая обработка для снятия напряжений, горячее изостатическое прессование
Химический состав	Незначительное выгорание элементов	Незначительное выгорание элементов
Возможности построения	Возможность построения со сложной геометрией с очень высоким разрешением. Возможность построения полых каналов	Относительно простая геометрия с небольшим разрешением. Ограничения при построении полых каналов

Характеристика/процесс	PBF	DED
Ремонт/восстановление	Возможно только в ограниченных случаях (необходима горизонтальная поверхность)	Возможно; способен добавлять металл на любые поверхности
Добавление металла на имеющиеся детали (наплавка)	Ограничено	Возможно. В зависимости от размеров возможна внутренняя наплавка
Построение функционально-градиентных материалов	Ограничено	Возможно
Мелкодисперсная структура, высокие механические свойства	Да	Да
<i>In-situ</i> синтез сплавов	Да	Да

Таким образом, в зависимости от поставленной задачи (прецизионное построение, ремонт или восстановление детали и т. д.) необходимо выбирать аддитивную технологию.

Характерной чертой современного рынка аддитивных технологий является усиливающийся из года в год акцент на их промышленное применение, Установки аддитивного производства все чаще используются в основной технологической цепи производства, а не только на стадии НИОКР. В ряде случаев оказывается экономически более рациональным изготовить партию деталей (от 20 до 2000 шт.) непосредственно на оборудовании аддитивного производства по сравнению с традиционным изготовлением с использованием традиционной дорогостоящей литейной оснастки. По заявлению Christine Furstoss, руководителя группы производства и технологии материалов компании General Electric, через 10 лет примерно половина деталей энергетических турбин и авиационных двигателей будет изготавливаться с помощью аддитивных технологий.

Гибридные технологии

Фундаментальные работы по созданию методов и алгоритмов использования возможностей аддитивных технологий в развитых странах привели к появлению нового класса систем — гибридных, в которых реализованы возможности использования преимуществ аддитивных и субтрактивных технологий (токарная обработка, сверление, фрезеровка и т. д.), не требующих трудоемкой постобработки (рис. 5).

С помощью данного метода производства изделий можно совместить все преимущества аддитивных технологий (сложнопрофильные и ячеистые конструкции) и механической обработки (высокой точностью и качеством поверхности).

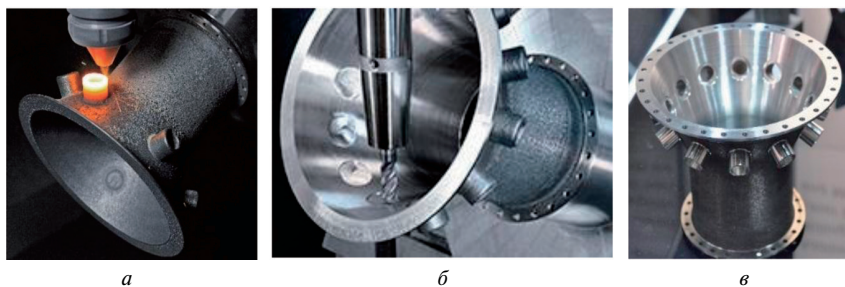


Рис. 5. Схема процесса изготовления изделий на гибридной установке:
а — аддитивное производство, *б* — субтрактивная обработка, *в* — готовое изделие

Опыт Политехнического университета в авиадвигателестроении с использованием аддитивных технологий

Санкт-Петербургский Политехнический университет Петра Великого имеет опыт в изготовлении деталей и узлов ГТД из жаропрочных никелевых и титановых сплавов.

Все образцы были изготовлены на установке селективного лазерного плавления SLM 280HL производства компании SLM Solutions GmbH. Максимальные габаритные размеры изделий ограничены рабочей зоной установки, которая составляет 280×280×350 мм. Работа установки осуществляется в атмосфере инертного газа (азот или аргон), выбор которого определяется используемым порошковым материалом.

На рисунке 6 представлены изготовленные образцы.

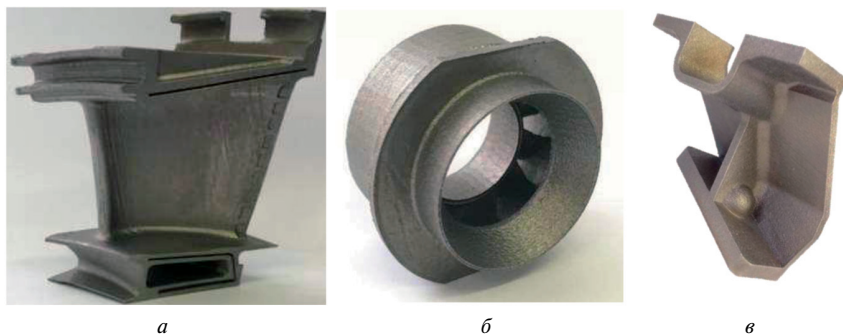


Рис. 6. Изделия, изготовленные в СПБПУ:
а — лопатка направляющего аппарата из никелевого сплава Inconel 718,
б — завихритель камеры сгорания из никелевого сплава Inconel 718, *в* — кронштейн крепления двигателя из титанового сплава VT6

Выводы

Развитие аддитивных технологий уже на сегодняшний день позволяет получать изделия сложной формы, обладающие высокими механическими свойствами. Возможно изготовление изделий со сложной геометрической формой, получение которых стандартными методами является невозможным. Применение аддитивных технологий позволяет снизить коэффициент использования материала, ускорить время выхода готового продукта на рынок, а в некоторых случаях снизить стоимость производства сложнопрофильных изделий.

Таким образом, АТ имеют огромный потенциал для авиадвигателестроительной промышленности — как на стадии проектирования и отработки конструкций отдельных деталей и узлов, так и на стадии конечного изготовления.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Hashmi S.* Comprehensive Materials Processing. Newnes, 2014.
2. *Голод В. М., Денисов В. А.* Теория, компьютерный анализ и технология стального литья. СПб.: ИПЦ СПбГУТД, 2007. 610 с.
3. ВИАМ [Электронный ресурс]. URL: <http://viam.ru/news/1826> (дата обращения: 15.06.2016).
4. Rolls Royce [Электронный ресурс]. URL: <http://www.rolls-royce.com> (дата обращения: 30.07.2015).
5. GE [Электронный ресурс]. URL: <http://www.ge.com/stories/advanced-manufacturing> (дата обращения: 15.06.2016).
6. SpaceX [Электронный ресурс]. URL: <http://www.spacex.com/press/2014/05/27/spacex-completes-qualification-testing-superdraco-thruster> (дата обращения: 15.06.2016).
7. Aerojet Rocketdyne [Электронный ресурс]. URL: <http://www.rocket.com/article/aerojet-rocketdyne-successfully-tests-engine-made-entirely-additive-manufacturing> (дата обращения: 15.06.2016).
8. *Jeff Allen.* The Potential for Aero Engine Component Manufacture using Additive Layer Manufacturing // AERODAYS Conference. 2011, Madrid.
9. Maltesh Somasekharappa. Additive Manufacturing in Aerospace.
10. National Institute of Standards and Technology, Measurement Science Roadmap for Metal-Based Additive Manufacturing, prepared by Energetics Incorporated. Columbia, Maryland, for NIST, U. S. Department of Commerce. May 2013. P. 19.
11. TCT Magazine [Электронный ресурс] URL: <http://www.tctmagazine.com/additive-manufacturing/eos-and-airbus-group-innovations-join-forces-on-study-for-3d/> (дата обращения: 15.06.2016).
12. NASA [Электронный ресурс] URL: http://www.nasa.gov/exploration/systems/sls/selective_melting.html (дата обращения: 15.06.2016).
13. *Довбыш В. М., Забеднов П. В., Зленко М. А.* Аддитивные технологии и изделия из металла URL: www.nami.ru/upload/AT_metall.pdf (дата обращения: 15.06.2016).
14. LPW Technology [Электронный ресурс] URL: <http://www.lpwtechnology.com/technical-information/laser-metal-deposition/> (дата обращения: 15.06.2016).
15. *Dutta B., Froes F. H.* Additive manufacturing of Titanium Alloys // Advanced materials and Processes. Vol. 172, issue 2. P. 18–23.
16. *Santos E. C.* et al. Rapid manufacturing of metal components by laser forming // Int. J. Mach. Tools Manuf. 2006. Vol. 46, N 12–13. P. 1459–1468.

УДК 669.295, 621.762

*И. А. Полозов, А. А. Попович, В. Ш. Суфияров,
Е. В. Борисов, Д. В. Масайло*

*Институт металлургии, машиностроения и транспорта,
ФГАОУ ВО «СПбПУ», Санкт-Петербург
polozov_ia@spbstu.ru*

ПРИМЕНЕНИЕ ТЕХНОЛОГИИ СЕЛЕКТИВНОГО ЛАЗЕРНОГО ПЛАВЛЕНИЯ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ СЛОЖНОПРОФИЛЬНЫХ ИЗДЕЛИЙ ИЗ ТИТАНОВОГО СПЛАВА

Аддитивные технологии, в частности метод селективного лазерного плавления, являются перспективным направлением для получения металлических изделий со сложной геометрической формой и особенно привлекательны для авиационной промышленности, в которой широко распространено применение титановых сплавов. В данной работе представлены результаты исследования процесса селективного лазерного плавления (СЛП) порошка сплава Ti-6Al-4V, из которого были изготовлены компактные образцы и заготовки деталей газотурбинного двигателя. Проведено исследование влияния термической обработки на микроструктуру и механические свойства компактных образцов. Микроструктура компактных образцов после СЛП представляет собой мартенситную α' -фазу в виде мелкодисперсных игольчатых выделений. Предел прочности образцов до термической обработки составляет 1160 МПа, однако пластичность материала низкая — 3,8%. В результате термической обработки происходит частичный распад мартенситной фазы, что приводит к увеличению пластичности материала (до 9,9%) с сохранением предела прочности на высоком уровне (1090 МПа). Фрактографические исследования образцов показали, что излом можно охарактеризовать как вязкий с локальными элементами хрупкого разрушения, так как на его поверхности имеются ямки, характерные для вязкого разрушения, однако присутствуют микропоры с нерасплавленными частицами порошка.

Введение

Титановые сплавы в настоящее время широко используются для изготовления авиационных деталей, а также элементов и узлов, к которым предъявляются особые требования по массе. Благодаря высокой удельной прочности и коррозионной стойкости титановых сплавов, они получили широкое распространение в промышленности, в частности массовая доля титановых деталей в авиационных двигателях возросла до 40% [1].

На данный момент одним из активно развивающихся направлений изготовления изделий, имеющих сложную геометрию, является применение аддитивных технологий и, в частности, селективное лазерное плавление (СЛП) металлических порошков различных сплавов [2–8]. Суть технологии СЛП заключается в послойном изготовлении изделий из порошкового материала с использованием лазерного излучения для сплавления слоев. Применение данной технологии для производства заготовок деталей из титановых сплавов позволяет значительно снизить объем механической обработки изделий и уменьшить время, необходимое для их производства.

В ряде работ [6–8] представлены исследования селективного лазерного плавления порошка титанового сплава Ti6Al4V, однако в указанных работах не описываются свойства исходных порошковых материалов, а также не проведены исследования механических свойств при повышенной температуре и фрактографии изломов полученных образцов.

Целью данной работы являлось проведение исследования порошка титанового сплава системы Ti6Al4V как исходного материала для технологии селективного лазерного плавления, изучение микроструктуры и механических свойств образцов при комнатной и повышенной температурах, полученных с помощью данной технологии до и после термообработки, а также изучение фрактографии изломов испытанных образцов.

Методика исследований и оборудование

В данной работе в качестве исходного материала использовался порошок титанового сплава Ti6Al4V, поставленный компанией-производителем установки СЛП (SLM Solutions GmbH). Используемый порошок имеет следующее распределение размеров частиц: $d_{10} = 27,4$ мкм, $d_{50} = 46,8$ мкм, $d_{90} = 75,8$ мкм.

Исследование процесса селективного лазерного плавления проводилось на установке SLM 280HL, оборудованной двумя иттербиевыми волоконными лазерами мощностью 400 и 1000 Ватт, скоростью сканирования поверхности лазером до 15 м/с. Изготовление компактных образцов и заготовок в работе проводилось на основной платформе размером 280×280 мм в среде аргона высшего сорта (ГОСТ 10157-79), толщина слоя построения — 50 мкм, мощность лазера — 275 Вт, скорость лазера — 805 мм/с, расстояние между единичными проходами лазера — 120 мкм.

Исследование формы частиц и морфологии их поверхности, а также фрактографии изломов компактных образцов проводилось на сканирующих электронных микроскопах (СЭМ) JEOL 6060 и TESCAN Mira 3 LMU, работающих при увеличениях от 4 до 10^6 крат с ускоряющим напряжением от 200 В до 30 кВ. Для описания формы частиц использовалось справочное приложение к ГОСТ 25849 «Порошки металлические. Метод определения формы частиц».

Рентгенограммы образцов были получены на дифрактометре Bruker D8 Advance на излучении CuK_α . Предварительный фазовый анализ осуществлялся с использованием программы DIFFRAC^{plus} Eva и базы данных JCPDS PDF-2.

Термическую обработку проводили в промышленной вакуумной печи MonoTherm, производства компании ALD Vacuum Technologies. Отжиг проводился при температуре 800°C в вакууме 10^{-3} – 10^{-4} мбар, продолжительность отжига составляла 4 ч.

Испытания образцов на разрыв при комнатной температуре проводили в соответствии с ГОСТ 1497 на испытательной машине Zwick/Roell-Z100. Испытания образцов на разрыв при повышенных температурах проводили согласно ГОСТ 9651 на испытательной машине Zwick/Roell-Z050. Определение ударной вязкости проводили согласно ГОСТ 9454 на маятниковом копре Zwick/Roell RKP-450.

Результаты исследований и их обсуждение

На рисунке 1 представлены изображения порошков исследуемых сплавов, полученные с помощью сканирующей электронной микроскопии. Частицы сплава Ti6Al4V имеют сферическую форму, однако на некоторых частицах присутствуют наросты-сателлиты (рис. 1, а и б), образованные столкновением затвердевших частиц с каплями жидкого металла, что характерно для порошков полученных распылением расплава.

Проведенное исследование фазового состава порошка сплава Ti6Al4V показало, что порошки состоят из мартенситной α' -фазы. Получение исходного порошкового материала является результатом высокоскоростного затвердевания капель расплава в потоке инертного газа, т. е. кристаллизация происходит в неравновесных условиях (скорость охлаждения $\sim 10^6$ К/с), что оказывает влияние на полноту протекания фазовых превращений.

По технологии СЛП были изготовлены тестовые образцы с размерами $5 \times 20 \times 15$ мм, на которых производилось исследование микроструктуры и фазового состава материала до и после проведения термической обработки (вакуум, 800°C , 4 ч).

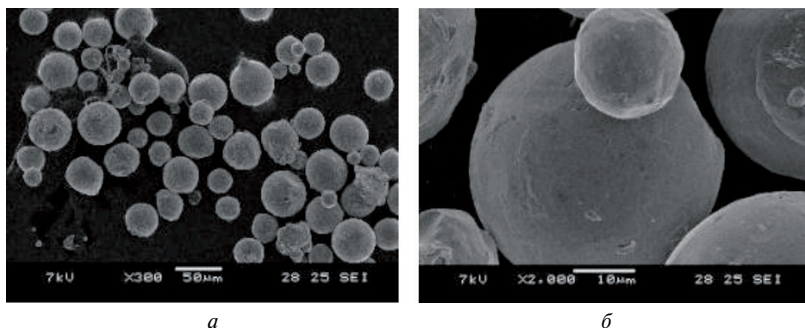


Рис. 1. СЭМ-изображение частиц сплава Ti6Al4V:
а — общий вид; б — изображение при большем увеличении

Микроструктура компактных образцов до термической обработки представляет собой мелкодисперсные иглообразные выделения мартенситной α' -фазы (рис. 2, а и б). После вакуумного отжига наблюдается (рис. 2, в и г) появление α - и β -фаз в виде свободных от иглообразного мартенсита образований сформировавшихся, по-видимому, на границах зерен. Наблюдаемые размеры игл мартенсита укрупнились в размерах, границы округлились по сравнению с образцом без термической обработки.

Для изучения фазового состава компактных образцов, изготовленных селективным лазерным плавлением, произвели съемку рентгеновских дифрактограмм, результаты расшифровки которых представлены в таблице 1.

Качественный фазовый состав компактного образца отличается от порошкового материала наличием β -фазы (её содержание составляет 5,3%), что, по-видимому, является следствием более низких скоростей охлаждения в про-

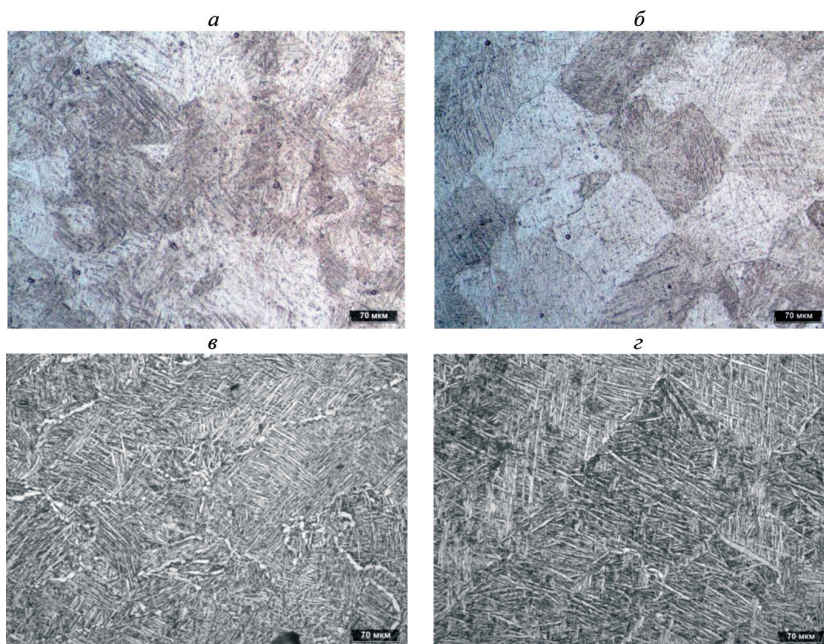


Рис. 2. Микроструктура тестового образца из сплава Ti6Al4V до (а и б) и после (в и г) термической обработки:

а, в — продольное сечение; *б, г* — поперечное сечение.

Поперечное направление — параллельно основной платформе, продольное направление — перпендикулярно основной платформе

Таблица 1

Результаты рентгенофазового анализа компактных образцов из сплава Ti6Al4V до и после термической обработки

Образец	Качественный состав	Количественный состав, %
До термической обработки	α' -фаза	94,7
	β -фаза	5,3
После термической обработки	α -фаза	11,3
	α' -фаза	73,8
	β -фаза	14,9

цессе селективного лазерного плавления ($\sim 10^4$ К/с, тогда как при распылении $\sim 10^6$ К/с), а также воздействием зон термического влияния на соседние микрообъемы материала. Рентгенофазовый анализ образцов после термической обработки показывает, что в структуре присутствуют α -, β и α' -фазы, наибольшее содержание мартенситной α' -фазы. Высокое содержание α' -фазы после отжига говорит о том, что использованный режим термической обработки, возможно,

является не самым оптимальным в данном случае, поскольку не учитывает исходную нетрадиционную (неравновесную, мелкодисперсную, разноразмерную) микроструктуру материала, полученного по технологии СЛП.

В работе было проведено определение механических характеристик образцов, изготовленных по технологии СЛП, результаты испытаний при комнатной и повышенной температуре до и после термической обработки, а также сравнение свойств с данными, представленными в американском стандарте по аддитивным технологиям ASTM F2924 для сплава Ti6Al4V, и с характеристиками образцов, полученных по технологии литья, представлены в таблице 2.

Из результатов, представленных в таблице 2, видно, что до термической обработки механические свойства при комнатной температуре не удовлетворяют стандарту ASTM F2924: образцы имеют высокие прочностные свойства, но малую пластичность. После проведения вакуумного отжига пластичность образцов увеличилась, при этом произошло снижение прочностных свойств материала — как при комнатной, так и при повышенной температурах (см. табл. 2). Увеличение пластичности связано с изменением фазового состава в процессе термической обработки, а именно с распадом мартенситной фазы и образованием α - и β -фаз. Несмотря на некоторое снижение, прочность материала после термической обработки остаётся на высоком уровне как при комнатной, так и при повышенной температуре.

Таблица 2

Результаты испытаний механических свойств образцов из сплава Ti6Al4V до и после термической обработки

Температура испытаний	Вид образца	$\sigma_{0,2}$, МПа	σ_r , МПа	δ , %	KCV, Дж/см ²
20°C	СЛП без Т/О	1080	1160	3,8	11,7
	СЛП после Т/О	1000	1090	9,9	11,9
	Литой [7]	865	980	13,5	—
350°C	СЛП без Т/О	892	979	6,3	—
	СЛП после Т/О	615	745	13,1	—
—	ASTM F2924 [9]	≥825	≥895	6–10	—

На рисунке 3 показаны фотографии изломов образцов после испытаний на ударный изгиб.

Как видно на рисунке 3, *a*, в образце имеются микропоры, в которых находятся нерасплавленные частицы порошка. Размер микропор приблизительно составляет 10–100 мкм при пористости 0,2–0,4%. Характерной чертой представленных микропор является наличие концентрических окружностей на их поверхностях, что, по всей видимости, является следствием особенностей кристаллизации сплава Ti6Al4V в процессе СЛП. Микропоры нарушают структурную однородность материала и играют роль концентраторов напряжений, что приводит к развитию трещин и снижению прочностных характеристик. На большей части поверхности излома наблюдаются ямки, характерные для вязкого разрушения,

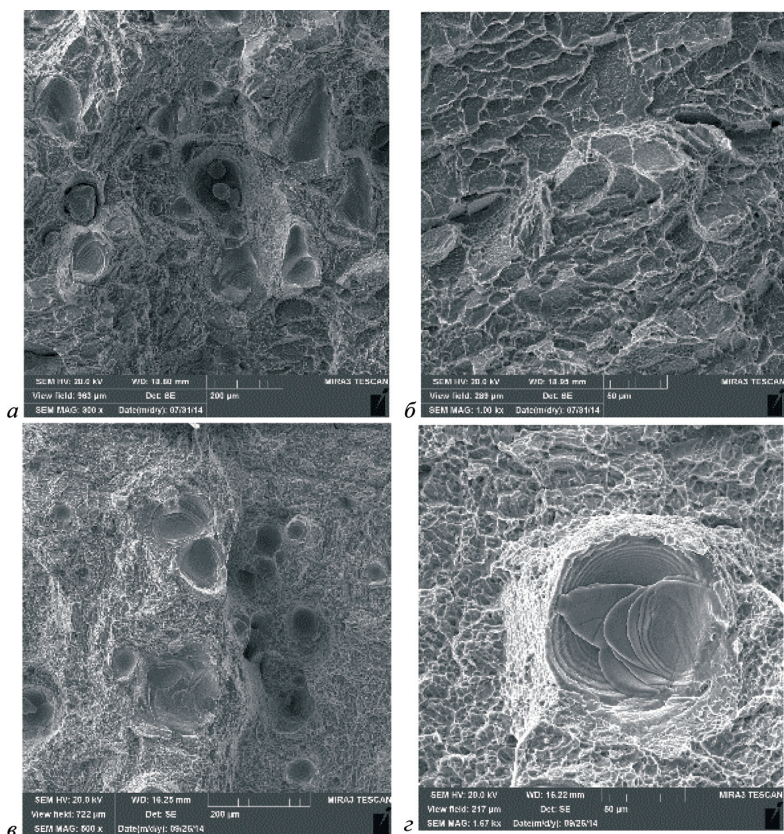


Рис. 3. Фрактография образцов до (*а, б*) и после (*в, г*) проведения отжига

однако наличие пор и плоскостей (рис. 4, в) дает основание охарактеризовать данный вид излома как вязкий с локальными элементами хрупкого разрушения.

Следующим этапом работы было изготовление заготовок деталей газотурбинного двигателя. Для этого по согласованию со специалистами ОАО «Климов» была выбрана заготовка детали «Кронштейн планки передней». В программе Materialise Magics компьютерная модель заготовки была проверена на наличие ошибок, а также определены ориентация заготовки относительно основной платформы установки СЛП и установлены поддерживающие конструкции (рис.4, а). На рисунке 4, б–в показаны фотографии заготовки на основной платформе после завершения ее построения.

Некоторые поддерживающие конструкции были сделаны более массивными. В частности, в основании заготовки сделано утолщение поддерживающей конструкции для повышения устойчивости заготовки в первоначальный период её изготовления, когда изготавливаемая заготовка держится только на данном элементе.

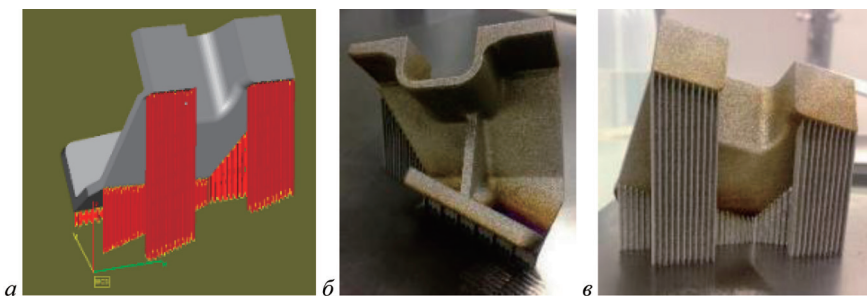


Рис. 4. Расположение и конфигурация поддерживающих конструкций для изготавливаемой заготовки детали (а) и фотографии заготовки детали газотурбинного двигателя из сплава Ti6Al4V (б, в).

Выводы

Технология СЛП является перспективным методом для изготовления металлических изделий со сложной геометрической формой, что делает данный метод особенно привлекательным для авиационной промышленности, в которой широко применяются титановые сплавы.

Представленные исследования исходного порошкового материала показали, что частицы порошка сплава Ti6Al4V характеризуются сферической формой с небольшим количеством частиц с наростами-сателлитами. Фазовый состав исследуемого порошка представляет собой преимущественно α' -фазу.

Фазовый состав компактных образцов, изготовленных из порошка сплава Ti6Al4V преимущественно состоит из α' -фазы, однако отличается от порошкового материала присутствием до 5% β -фазы.

Микроструктура компактных образцов после СЛП представляет собой иглообразные выделения мартенситной α' -фазы. Механические свойства образцов до термической обработки характеризуются высокой прочностью, но малой пластичностью. В результате термической обработки происходит частичный распад мартенситной фазы с образованием α - и β -фаз, что приводит к повышению пластичности материала с сохранением удовлетворительных прочностных характеристик как при комнатной, так и при повышенной температурах. Механические свойства образцов после термической обработки полностью соответствуют американскому стандарту по аддитивным технологиям ASTM F2924 для титанового сплава Ti6Al4V.

Высокое остаточное количество мартенситной фазы после вакуумного отжига говорит о том, что использованный режим термической обработки, вероятно, является не самым оптимальным для изделий, полученных методом СЛП, поскольку не учитывает исходную нетрадиционную микроструктуру материала, поэтому возможно дальнейшее улучшение механических свойств.

Фрактография образцов показала, что на поверхности излома имеются ямки, характерные для вязкого разрушения, присутствуют микропоры с некоторым количеством нерасплавленных частиц порошка. Таким образом, излом можно охарактеризовать как вязкий с локальными элементами хрупкого разру-

шения. Наличие микропор говорит о том, что для улучшения свойств изделий необходимо проведение дополнительной обработки заготовок (например, горячее изостатическое прессование), а также дальнейших работ по оптимизации параметров процесса СЛП и термической обработки.

ЛИТЕРАТУРА

1. Симс Ч. Т., Столофф Н. С., Хагель У. К. Суперсплавы II: Жаропрочные материалы для аэрокосмических и энергетических установок. М.: Металлургия, 1995. 385 с.
2. Зленко М., Попович А. А., Мутылина И. Н. Аддитивные технологии в машиностроении. СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2013. 222 с.
3. Суфияров В. Ш., Попович А. А., Борисов Е. В., Полозов И. А. Селективное лазерное плавление жаропрочного никелевого сплава // Цветные металлы. 2015. № 1. С. 79–83.
4. Chlebus E., Kuźnicka B., Kurzynowski T., Dybała B. Microstructure and mechanical behaviour of Ti–6Al–7Nb alloy produced by selective laser melting // Materials Characterization. 2011. Vol. 62, N 5. P. 488–495.
5. Attar H., Calin M., Zhang L. C., Scudino S., Eckert J. Manufacture by selective laser melting and mechanical behavior of commercially pure titanium // Materials Science and Engineering: A. 2014. Vol. 593. P. 170–177.
6. Vrancken B., Thijs L., Kruth J. P., Van Humbeeck J. Heat treatment of Ti6Al4V produced by Selective Laser Melting: Microstructure and mechanical properties // Journal of Alloys and Compounds. 2012. Vol. 541. P. 177–185.
7. Vilaro T., Colin C., Bartout J. D. As-fabricated and heat-treated microstructures of the Ti-6Al-4V alloy processed by selective laser melting // Metallurgical and Materials Transactions A. 2011. Vol. 42, N 10. P. 3190–3199.
8. Facchini L., Magalini E., Robotti P., Molinari A. Höges S., Wissenbach K. Ductility of a Ti-6Al-4V alloy produced by selective laser melting of prealloyed powders // Rapid Prototyping Journal. 2010. Vol. 16, N 6. P. 450–459.
9. ASTM F2924-14 Standard Specification for Additive Manufacturing Titanium-6 Aluminum-4 Vanadium with Powder Bed Fusion.

УДК 669.018, 669.224

Е. А. Тихомирова, канд. техн. наук

АО «Климов», Санкт-Петербург

tixomirova00@mail.ru

К ВОПРОСУ О ТЕРМОЦИКЛИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЯХ В ИССЛЕДОВАНИЯХ ТЕРМИЧЕСКОЙ УСТАЛОСТИ МОНОКРИСТАЛЛОВ

Настоящая статья подводит некоторые итоги методов термоциклических испытаний для определения сопротивления материалов термической усталости, которые требуют корректировки для прогнозирования ресурса реальных деталей, работающих в условиях теплосмен.

В основе этих методов лежит построение зависимости долговечности N от пластической деформации в цикле ϵ_p . Проведенный анализ посредством карт термоциклических испытаний (ТЦ-карт) показал, что зависимость N от ϵ_p не дает исчерпывающей информации о сопротивлении материалов термической усталости, поскольку при ее построении не принимаются во внимание особенности развития деформации в термическом цикле испытаний, связанные с их физико-механическими свойствами. Это проявляется, например, в исследованиях монокристалльных образцов из материалов для лопаток турбин, где обнаруживается много противоречивых данных, что продемонстрировано на результатах испытаний сплавов ВКНА-1В и ЖС6Ф. В связи с этим в статье раскрываются новые вопросы, требующие дополнительного учета при испытаниях монокристаллов.

Ключевые слова: термическая усталость, стеснение, напряжения, свободная термическая деформация.

Работе реальных деталей изделий ГТД, например лопаток турбин, в условиях эксплуатации присущи два этапа развития разрушения в ходе теплосмен, протекающие разновременно: один из них включает явления, которые происходят при верхней температуре цикла, назовем его «выдержка», а другой при запусках и отключениях двигателя — «цикл». Для нашего внимания в настоящей статье наибольший интерес представляет этап, связанный с циклическими нагревами и охлаждениями, который вызывает разрушение от термической усталости или подготавливает материал для последующего разрушения на этапе «выдержки». Однако причиной прогрессирующего разрушения в обоих случаях является пластическая деформация ϵ_p , которая инициирует необратимые изменения субструктуры материала, ведущие к зарождению и росту трещин.

Для оценки сопротивления термической усталости материалов применяют ТЦ-испытания на образцах, которые должны прогнозировать поведение материала в изделии (конструкции) при циклических нагревах и охлаждениях.

Разрушение как в ТЦ-испытаниях, так и изделиях на этапе «цикл» развивается при наличии стеснения свободной термической деформации материала ϵ_0 , которую полностью или частично компенсирует его упругопластическая деформация $\Delta\epsilon = \epsilon_c + \epsilon_p$ (ϵ_c — упругая деформация ϵ_p — пластическая деформация).

На сегодняшний день основными исследованиями термической усталости являются ТЦ-испытания на цилиндрических «коффиновских» образцах при помощи варьирования жесткости нагружения, которые позволяют менять упругопластическую деформацию $\Delta\epsilon$ при сохранении температурного интервала циклирования. Метод был предложен Серенсоном и применяется в ЦИАМ. Также широкое практическое использование получили испытания на плоских образцах корсетной формы по методике ЦКТИ, где в результате жесткого стеснения $\Delta\epsilon$ варьируется только при помощи температурного интервала циклирования.

В ТЦ-испытаниях, варьируя от опыта к опыту величину $\Delta\epsilon$, получают данные, на основании которых строят зависимость N от $\Delta\epsilon$ вида $\Delta\epsilon N^k = \text{const}$ — кривую термической усталости (кривую ТУ). Несмотря на то что принцип Коффина предполагает зависимость N от ϵ_p [3], возможность замены ее построением зависимости $N = f(\Delta\epsilon)$ доказана работой Серенсена [4] и обусловлена тем, что при варьировании $\Delta\epsilon = \epsilon_c + \epsilon_p$ изменяется величина ϵ_p , а ϵ_c меняется мало [5]. Полученные кривые ТУ материалов (экспериментальные или расчетные $N = f(\Delta\epsilon)$)

используют «для определения долговечности N изделий по значениям $\Delta\epsilon$, рассчитанным в их опасных зонах, где вследствие тяжелых режимов нагружения и нагрева возникают термоусталостые повреждения» [1]. В процедуре расчета задаваемой величины $\Delta\epsilon$ (а также при построении расчетных кривых ТУ) параметры, определяющие развитие деформации в термическом цикле, связанные с физико-механическими свойствами испытываемых материалов, не участвуют. Поэтому прогнозирование долговечности по кривой ТУ ($N = f(\Delta\epsilon)$) не является однозначным. К тому же кривые ТУ не содержат каких-либо признаков самоконтроля, не предупреждают о возможных ошибках, и мы получаем «слепую» информацию без получения данных о динамике развития деформации в материале, которая в конечном итоге ответственна за разрушение. Для подтверждения вышесказанного воспользуемся анализом результатов при помощи ТЦ-карт [6], которые учитывают динамику развития деформации в цикле.

Результаты испытаний жаропрочного сплава ЖС6Ф [8], которые выполняли на цилиндрических образцах на установках ЦИАМ П-651 по методике варьирования $\Delta\epsilon$, представлены на рисунке 1.

Испытывали монокристалльные образцы с ориентировкой оси нагружения вблизи кристаллографических направлений [001], [011], [111] и [112] по режиму $100 \leftrightarrow 950^\circ\text{C}$, задавая $\Delta\epsilon = 0.6, 1.0$ и 1.3% (последнее — при абсолютно жестком стеснении $\Delta\epsilon = \epsilon_o = \alpha_{cp}\Delta T$) [8]. У каждого образца при заданной величине $\Delta\epsilon$ определяли число циклов до разрушения N и измеряли максимальные напряжения $\sigma_{сж}$ и σ_p в полуциклах нагрева и охлаждения. Результаты испытаний служили для построения зависимостей долговечности N от $\Delta\epsilon$, а также от $\sigma_{сж}$ и $\Delta\sigma = \sigma_{сж} + \sigma_p$. Как видим, при логарифмировании результаты эксперимента (см. рис. 1) уложились на прямую, и формально мы могли бы воспользоваться данными для прогноза долговечности конструкции (изделия). Однако это невозможно сделать в связи с выявленными ошибками.

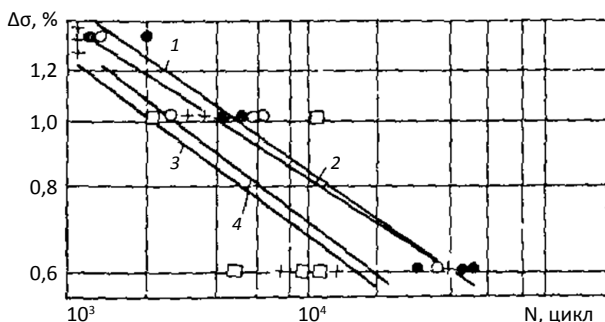


Рис. 1. Результаты ТЦ-испытаний из [8]
Зависимость долговечности от уругоупластической деформации в цикле для различной ориентации 1-[001]; 2-[111]; 3-[112]; 4-[011]

Построенные ТЦ-карты для исследованных в работе [8] монокристаллов (в качестве примера на рисунке 2 приведены ТЦ-карты монокристаллов ори-

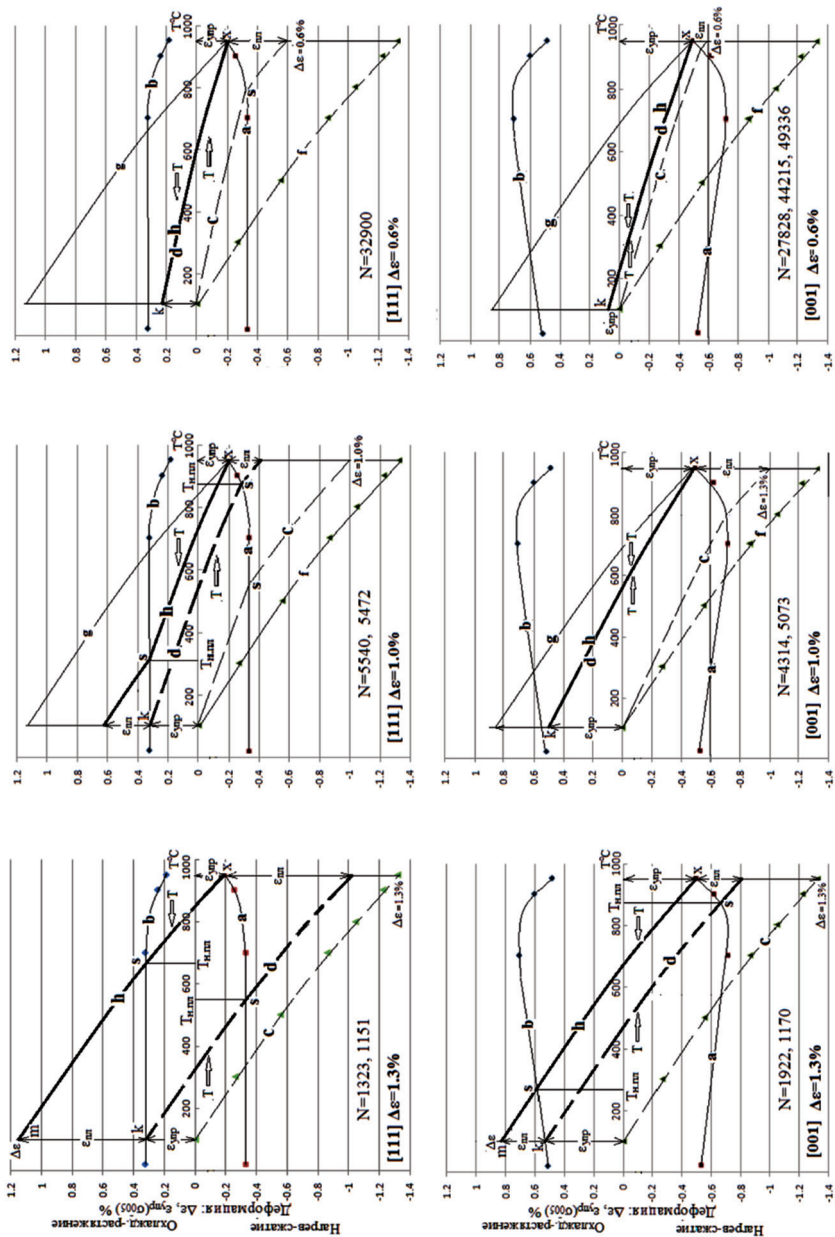


Рис.2. ТЦ-карты монокристаллов сплава ЖС6Ф ориентировки [001], [111]

ентировки [111] и [001]) позволили установить, что в испытаниях образцов всех 4 ориентировок при величине $\Delta\epsilon = 0.6\%$, а у образцов [001] еще и при $\Delta\epsilon = 1.0\%$ полностью отсутствует пластическая деформация в полуцикле охлаждения и очень невелика при нагреве (см рис. 2).

Поэтому необоснованно использовать эти данные как точки при построении кривых ТУ вида $N = f(\Delta\epsilon)$, так как они нарушают принцип Коффина о зависимости N от ϵ_p . Результаты испытаний можно использовать только для построения кривых ТУ образцов ориентировки [011], [111] и [112] и только по двум точкам, где $\Delta\epsilon = 1.3$ и 1.0% . Кривые ТУ, приведенные в статье [8], нельзя считать вполне достоверными, так как в них ошибочно использованы точки с $\Delta\epsilon = 0.6\%$, которые должны существенно влиять на их наклон.

Еще одним примером служат испытания сплава ВКНА-1В [7] который испытывали, исследуя термическую усталость монокристаллов ориентировки [001], [011] и [111] «в диапазоне температур рабочих лопаток ТВД», с целью установить существование и вид зависимости долговечности N от максимальных напряжений σ_{\max} сжатия и растяжения ($\sigma_{\text{сж}}$, σ_p), регистрируемых в полуциклах нагрева и охлаждения и от размаха напряжений $\Delta\sigma = \sigma_{\text{сж}} + \sigma_p$. Постановка задачи представляется оправданной, поскольку в условиях циклических нагревов реальных изделий пластической деформации ϵ_p может и не быть, а о разрушении вследствие циклического изменения ϵ_c известно — это изотермическая усталость. Разделяя интерес авторов к зависимости N от σ в условиях теплосмен, приходится не согласиться с методическим подходом к решению вопроса, и ТЦ-карты это подтверждают.

Испытания в работе [7] производили методом Коффина на установках ЦИАМ типа П-651. Стеснение свободной термической деформации ($\epsilon_0 = \alpha_{\text{сп}}\Delta T$) варьировали с помощью мембран различной жесткости [4], выполняя испытания по режимам $T_{\min} \leftrightarrow T_{\max}$, где $T_{\min} = 100^\circ\text{C}$, $T_{\max} = 850, 1050$ или 1100°C , с нагружением образцов при температурах $T_f = 0.5(T_{\min} + T_{\max})$. Данные о варьируемой величине $\Delta\epsilon$ в испытаниях с полным и неполным стеснением ($\Delta\epsilon \leq \epsilon_0$) в работе [7] не сообщаются. Тем не менее в испытаниях с полным стеснением ($\Delta\epsilon = \epsilon_0$) при указанных T_{\max} по расчетам $\Delta\epsilon = 1.12, 1.52$ и 1.60% . Значения N [7], соответствующие $\Delta\epsilon$, приведены в таблице 1 и могут служить для построения кривых ТУ $N = f(\Delta\epsilon)$ с варьированием $\Delta\epsilon$ через ΔT .

Таблица 1

Долговечность монокристаллов сплава ВКНА-1В [7]

$100 \leftrightarrow T_{\max}$ $^\circ\text{C}$	$\Delta\epsilon\%$	Долговечность N [7]		
		[001]	[111]	[011]
100↔850	1.12	1276±248	1997±102	421±28
100↔1050	1.52	61±5	107±28	204±46
100↔1100	1.6	242±76	225±53	171±30

Однако, как видно из таблицы 1, у монокристаллов ориентировки [001] и [111] долговечность N обнаруживает не монотонное изменение от $\Delta\epsilon$, что не свойственно закону Коффина. Объяснить на данный момент указанную анома-

лию не представляется возможным, но значения N являются средними по трем испытанным образцам [7] и сомнений не вызывают. Тем не менее рассмотренная ситуация — это показательный пример неоднозначности построения кривых ТУ, если исходить только из зависимости N от $\Delta\epsilon$.

В таблице 2, приведенной в работе [7] под названием «Режимы испытаний...», представлены значения σ_{\max} в полуциклах $\sigma_{\text{сж}}$ и $\sigma_{\text{р}}$ и сообщается, что «заданный режим изменения нагрузки (напряжений) достигался через 9–10 циклов».

По данным таблицы 2 и рисунка 3 значениям N , полученным в испытаниях, в работе [7] построены зависимости N от σ_{\max} для указанных температурных режимов $T_{\min} \leftrightarrow T_{\max}$ и различных ориентировок монокристаллов. Однако если испытания изотермической усталости проводят исключительно в области упругой деформации материала, то особенности деформации в термическом цикле в работе [7] не рассматриваются, что совсем не безразлично для трактовки представленной информации о связи долговечности с напряжениями, и ниоткуда не следует, что зарегистрированные в полуциклах напряжения σ_{\max} имеют отношение к разрушению при циклических нагрузках.

Таблица 2

Режимы испытаний монокристаллических образцов сплава ВКНА-1В на термоусталость при границах цикла $100 \leftrightarrow 1050^\circ\text{C}$ (значения T_{\max} , размах напряжений в термоцикле $\Delta\sigma_{\text{терм}}$, максимальные растягивающие и сжимающие напряжения в термоцикле соответственно) [7]

$T_{\max}, ^\circ\text{C}$	КГО <hkl>	$\Delta\sigma_{\text{терм}}, \text{МПа}$	$\sigma_{\text{раст}}, \text{МПа}$	$\sigma_{\text{сжат}}, \text{МПа}$
1050	<001>	892,7	441,5	451,3
	<001>	588,6	353,2	235,4
	<001>	490,5	363,0	127,5
	<011>	833,9	412,0	421,8
	<011>	735,8	412,0	323,7
	<011>	686,7	343,4	343,4
	<111>	1373,4	882,9	490,5
	<111>	981,0	706,3	274,7
	<111>	833,9	490,5	343,4

Помимо того, как показывают ТЦ-карты сплава на рисунке 4, построенные для режима полного стеснения ($\Delta\epsilon = \epsilon_0$), в испытаниях [7] монокристалльных образцов каждой из 3 ориентировок при всех режимах $T_{\min} \leftrightarrow T_{\max}$ в обоих полуциклах происходила пластическая деформация (ϵ_p). Величина ϵ_p зависит от режима $T_{\min} \leftrightarrow T_{\max}$ и весьма внушительна (~1%) как в полуциклах нагрева, так и охлаждения. Ее ролью в разрушении, следуя принципу Коффина, пренебрегать ошибочно. Поскольку влияние ϵ_p на N хорошо известно [1, 3, 4], а ее присутствие, как показывают ТЦ-карты, не вызывает сомнений, выводы статьи о том, что N зависит от σ , нельзя признать обоснованными. Авторам следовало исключить

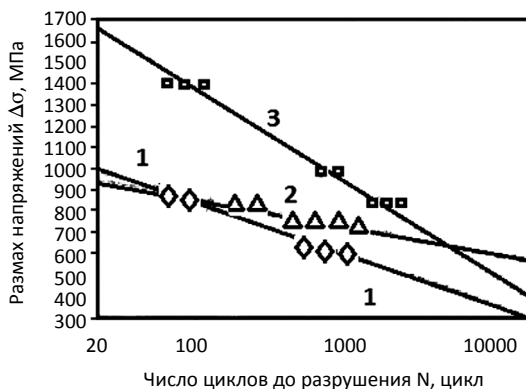


Рис. 3. Результаты испытаний монокристаллов сплава ВКНА-1В [7]

возможность появления ϵ_p в проводимых испытаниях либо найти способ учесть ее влияние на результаты.

Термоциклические испытания на корсетных образцах

Особый случай составляют применяемые в настоящее время ТЦ испытания на плоских корсетных образцах. Этот метод был разработан для выполнения металлографических наблюдений за возникновением и развитием следов скольжения и трещин в ходе циклических нагревов, но стал методом испытаний, которые проводят для определения сопротивления термической усталости материалов [11]. Утверждается [11, 12], что результаты испытаний на образцах Коффина и на плоских корсетных образцах отличаются не более, чем разброс данных, и имеют их хорошее соответствие [11, 12]. «Величину размаха осевых механических деформаций», «которые характеризуют условия нагружения» и используются для построения кривых усталости $N = f(\Delta\epsilon)$, вычисляют, как $\Delta\epsilon = (\alpha_1 T_{\max} - \alpha_2 T_{\min})\varphi$ на рабочей длине $l_0 = 4$ мм, где создается при пропускании тока достаточно постоянная температура T_{\max} . Этот расчет предполагает, что участок l_0 подвергается абсолютно жесткому стеснению и его ϵ_0 преобразуется в упругопластическую деформацию материала $\Delta\epsilon$. В этом случае для жаропрочных сплавов $\Delta\epsilon$ составляет $\sim 1\%$ при $\Delta T = T_{\max} - T_{\min} \approx 1000^\circ\text{C}$ и примерно такая же, как $\Delta\epsilon = \epsilon_0$, у цилиндрических образцов Коффина в условиях термической усталости. Однако не эта расчетная величина $\Delta\epsilon$ ответственна за развитие разрушения в корсетном образце, а гораздо большая. С. В. Серенсенем и П. И. Котовым показано [4], что, исследуя термическую усталость в рабочей части образца l_0 , его надо выполнять так, чтобы можно было пренебречь воздействием на этот участок l_0 со стороны заплечиков, которые жестко стеснены головками. В цилиндрическом образце это достигается при надлежащей длине l_0 , но не реализуется в корсетном образце. Произведенный расчет [13] по схеме, приведенной в [4], и с учетом указанного в [12] распределения T по длине корсетного образца показал, что на стесненную свободную термическую деформацию $\Delta\epsilon = \epsilon_0$ его центрального участка l_0 в ходе циклического изменения

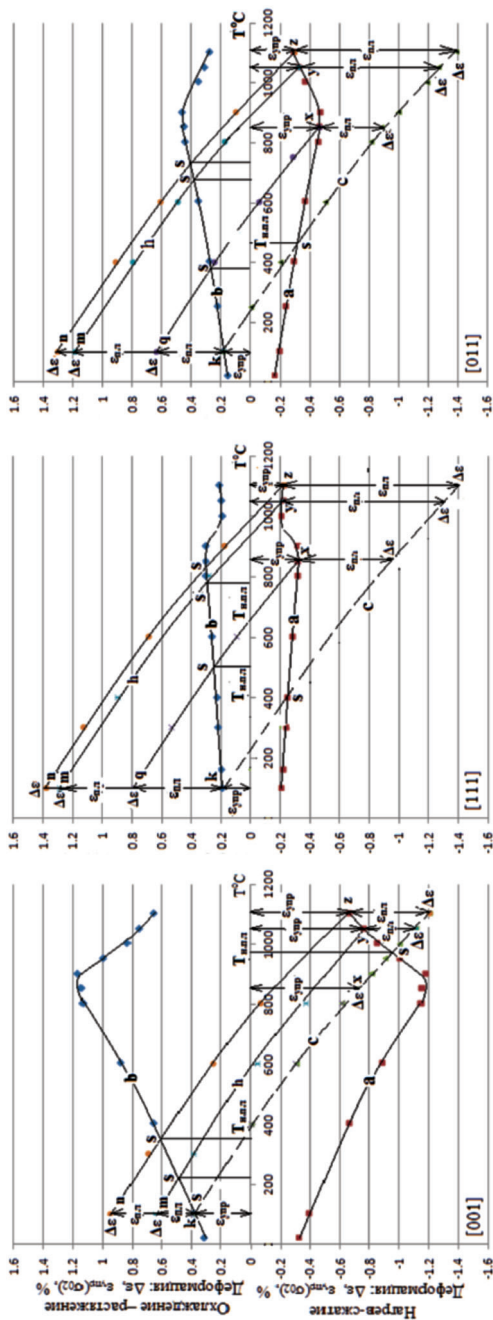


Рис. 4. Т-ε карты монокристаллов сплава ВКНА-1В: [001], [111], [011].

температуры накладывается деформация, которую создают более жесткие (из-за большего сечения) и односторонне стесненные заплечики. В итоге деформация корсетного образца на участке l_0 достигает 5–8% при типовых режимах $T_{\min} \leftrightarrow T_{\max}$ испытаний, что подтверждено экспериментально [14]. Изложенное указывает, что разрушение при выполнении испытаний на корсетных образцах должно рассматриваться как процесс термомеханической усталости в отличие от испытаний термической усталости образцов Коффина. В связи с этим представляемые по результатам испытаний на корсетных образцах кривые термической усталости $N = f(\Delta\epsilon)$, где $\Delta\epsilon \sim 1\%$, нельзя признать достоверными. К изложенному можно добавить, что в тех случаях, когда в целях локализации пластической деформации для лучшего наблюдения на поверхности образцов, в том числе цилиндрических, выполняют канавку или отверстия и углубления, не учитывая того, переходят от исследования развития разрушения по механизму термической усталости к дополнительному механическому нагружению и к термомеханической усталости в зоне локализации.

Заключение

1. Проведенный анализ применяемых методов термоциклических испытаний, которые используют для определения сопротивления материалов термической усталости монокристаллов, позволяет предположить, что кривые термической усталости вида $N = f(\Delta\epsilon)$ не дают исчерпывающей информации о ресурсе материала, будучи построены без учета динамики развития деформации в цикле и характеризующих ее параметров, связанных с физико-механическими свойствами испытываемого материала.
2. Построенные зависимости при термоциклических испытаниях N от σ нельзя признать обоснованными при наличии процесса пластической деформации ϵ_p в цикле, поскольку при термоциклических испытаниях материал сам регулирует те максимальные напряжения, которые будут достигнуты в полциклах нагрева или охлаждения. В связи с этим долговечность при изотермической усталости не будет соответствовать долговечности при не-изотермической усталости.
3. Наличие концентраторов в виде канавок, отверстий на образцах изменяет процесс разрушения при термоциклических испытаниях на разрушение от термомеханической усталости. Таков механизм разрушения чаще присущ реальным конструкциям.
4. Современная постановка экспериментальной работы на монокристаллах требует дополнительных корректировок в части учета физико-механических свойств материалов, геометрии испытываемых образцов и иного представления о построении зависимости долговечности от напряжений, которую можно рассматривать как правдоподобную только при отсутствии пластической деформации в термическом цикле.

ЛИТЕРАТУРА

1. Дульнев Р.А., Котов П.И. Термическая усталость металлов. М.: Машиностроение, 1980. 200 с.

2. *Третьяченко Г. Н., Карпинос Б. С., Барило В. Г.* Разрушение материалов при циклических нагревах. Киев. Наукова думка, 1993. 288 с.
3. *Coffin L. F., Schenectady N. Y.* A Study of the Effects of Cyclic Thermal Stresses on Ductile Metal // Trans. ASME. 1954. Vol. 76, N 6. P. 931–950.
4. *Серенсен С. В., Котов П. И.* Об оценке сопротивления термической усталости по методу варьiruемой жесткости нагружения // Заводская Лаборатория. 1962. № 10. С. 1233–1238.
5. *Тихомирова Е. А., Азизов Т. Н., Сидохин Ф. А., Сидохин Е. Ф.* О термоциклических испытаниях по методу варьiruемой жесткости нагружения // Материаловедение. 2014. № 7. С. 13–16.
6. *Тихомирова Е. А.* Эвристический подход для оценки термоусталостной долговечности материалов — метод ТЦ-карт // Климовские чтения—2015 г.
7. *Голубовский Е. Р., Бычков Н. Г., Хамидуллин А. Ш., Базылева О. А.* Экспериментальная оценка кристаллографической анизотропии термической усталости монокристаллов сплава на основе Ni₃Al для высокотемпературных деталей АГТД // Вестник двигателестроения. 2011. № 2. С. 244–248.
8. *Дульнев Р. А., Светлов И. Л., Бычков Н. Г., Рыбина Т. В., Суханов Н. Н., Гордеева Т. А., Доброхвалова Е. Н., Епишин А. И., Кривко А. И., Назарова М. П.* Ориентационная зависимость термической усталости монокристаллов никелевого сплава // Проблемы прочности. 1988. № 11. С. 3–9.
9. *Светлов И. Л., Суханов Н. Н., Кривко А. И., Рощина И. Н., Хащинская И. М., Самойлов А. И.* Температурно-ориентационная зависимость характеристик кратковременной прочности, модуля Юнга и коэффициента линейного расширения монокристаллов сплава ЖС6Ф // Проблемы прочности. 1987. № 1. С. 51–56.
10. *Синявский Д. П.* Методика исследования термической усталости по параметрам петли гистерезиса в координатах температура-усилие // Проблемы прочности. 1975. № 12. С. 47–49.
11. *Гецов Л. Б., Рыбников А. И., Семенов А. С.* Сопротивление термической усталости жаропрочных сплавов и защитных покрытий // Сб. Надежность и долговечность машин и сооружений. Киев. 2015. Т. 40. С. 83–92.
12. *Гугелев Б. М., Гецов Л. Б., Журавлев Ю. А., Новикова Е. Г.* Метод микроструктурного исследования повреждений в металлах при термической усталости // Заводская лаборатория. 1976. № 1. С. 94–97.
13. *Тихомирова Е. А., Сидохин Е. Ф.* Особенности термической усталости монокристалльных образцов корсетной формы при циклических нагревах // Материаловедение. 2015. № 4. С. 33–39.
14. *Тихомирова Е. А., Сидохин Е. Ф.* О пластической деформации корсетных образцов при термоциклических испытаниях // Материаловедение. 2015. № 9. С. 3–6.

КРИСТАЛЛОГЕОМЕТРИЯ ИЗЛОМОВ МОНОКРИСТАЛЬНЫХ КОРСЕТНЫХ ОБРАЗЦОВ В ТЕРМОЦИКЛИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЯХ

Изучены разновидности изломов монокристаллов жаропрочного никелевого сплава в виде плоских корсетных образцов, подвергнутых термоциклическим испытаниям. Исследования выполняли на монокристаллах сплава ЖС32 с различным отклонением оси нагружения от кристаллографического направления [001], регламентированного в лопатках турбин. Максимальная температура термического цикла соответствовала общепринятой и составляла 900, 1000, 1050 и 1100°С. Минимальную температуру цикла варьировали в зависимости от необходимой величины задаваемой упругопластической деформации. Произведен расчет параметров ориентировки элементов кристаллографического скольжения образцов, результаты которого сопоставлены с экспериментально наблюдаемыми. Показано, что вид излома зависит от кристаллографической ориентировки оси образца. В изученной совокупности изломов в зависимости от вида можно выделить три группы. В первой группе изломы образованы одним или несколькими плоскими участками кристаллографических плоскостей типа (111). Во второй группе изломы включают пересекающий одну из плоскостей образца плоский участок типа (111), который сопрягается с мозаичным по виду участком. В третьей группе изломы мозаичны на всем протяжении. Наблюдаемые варианты объясняются тем, в какой степени в зависимости от ориентировки образца проявляется кристаллографическое скольжение в ходе пластической деформации, протекающей в полуциклах испытаний.

Ключевые слова: излом, термоциклические испытания, система скольжения.

Введение

Лопатки авиационных газотурбинных двигателей при эксплуатации работают в экстремальных условиях температурно-силового воздействия. Для повышения температурных механических свойств, включая жаропрочность, в настоящее время лопатки изготавливают монокристалльными из высокожаропрочных никелевых сплавов (ЖНС). Однако при этом в полной мере проявляют себя особенности деформации и разрушения, присущие монокристаллам. Встречаясь с ними, как правило, ссылаются на анизотропию, вводят понятия подобные «коэффициенту анизотропии», но этим и ограничиваются, а сами возможности управления свойствами, используя выбор ориентировки, не используют.

Для изучения термической усталости монокристалльных ЖНС на первом этапе приняли имеющуюся методологию для равнооснолитых и деформированных поликристаллических материалов, работающих в условиях циклических нагревов. Последняя базируется на методе Коффина [1, 2], апробирована на ряде упомянутых материалов и дает достоверные прогнозы при ресурсных расчетах.

В испытаниях монокристалльных образцов ориентировку оси нагружения обычно ограничивают, как и КГО лопаток. Однако ограничение носит произвольный характер и вопрос о влиянии ориентировки в пределах допуска никогда

не поднимается. Понимание картины развития разрушения в условиях термоциклических испытаний монокристаллов ЖНС осложняется периодической сменной деформации сжатия в полцикле нагрева на растяжение в полцикле охлаждения. При этом пластическая деформация сжатия протекает преимущественно при высоких температурах, а растяжение при достаточно низких.

Данная работа предпринята с целью, установить связь вида изломов с особенностями развития деформации в монокристаллах ЖНС при термоциклических испытаниях.

Материал и методы исследования

Исследование выполняли на монокристалльных образцах жаропрочного никелевого сплава ЖС32. Его химический состав приведен в таблице 1, а некоторые механические свойства и средний коэффициент линейного расширения $\alpha_{ср}$ для диапазона $20^{\circ}\text{C} \rightarrow T$ в таблице 2.

Таблица 1

Химический состав сплава ЖС32

Элемент	C	Cr	Co	Mo	W	Ta	Re	Nb	Al	Ni
Содерж., %	0,12–0,18	4,3–5,6	8–10,0	0,8–1,4	7,7–9,5	3,5–4,5	3,5–4,5	1,4–1,8	5,6–6,3	Основа

Таблица 2

Механические свойства монокристаллов сплава ЖС32 (ориентировка [001])

T°C	20	700	800	900	1050	1100
E, МПа 10^{-3}	143.5	117.3	114.0	107.3	91.8	85.8
σ_{02} , МПа	820	810	870	960	615	420
σ_b , МПа	1060	980	1050	1020	720	480
δ , %	20,0	16,0	11,0	19,5	18,0	18,0
ψ , %	26,0	18,0	13,0	26,5	26,0	29,0
$\alpha_{ср}$, град $^{-1} 10^6$	—	14.1	14.5	15.0	16.1	16.6

Термоциклические испытания производили на установке ИМАШ-ТУ-ЦКТИ [3], блок нагружения которой показан на рисунке 1. В установке предусмотрено использование плоских корсетных образцов (рис. 2). Одну сторону образца подвергали полировке для выполнения металлографических исследований в ходе термических циклов с целью наблюдения за возникновением и развитием следов скольжения, микротрещин и магистральных трещин по мере изменения температуры. Термический цикл испытаний $T_{\min} \leftrightarrow T_{\max}$ имел пилообразную форму, как показано на рисунке 2, б, где нагрев достигался пропусканием электрического тока; охлаждение происходило самопроизвольно. Областью исследования служила зона в центре образца l_0 , в пределах которой создаваемые максимальная T_{\max} и минимальная T_{\min} температуры имели постоянную величину.

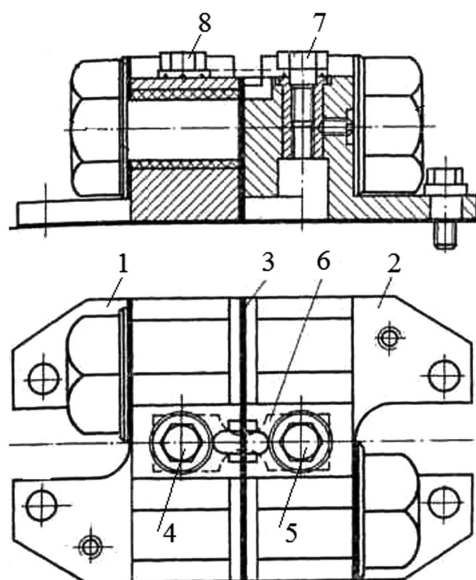


Рис. 1. Блок нагружения установки для ТЦ испытания корсетных образцов: 1, 2 — жесткие опоры для закрепления и нагрева образца 6; 3 — прокладка электроизолирующая (слоуда); 4, 5 — левая и правая головки образца 6; 7, 8 — болты, фиксирующие головки образца в опорах 1, 2

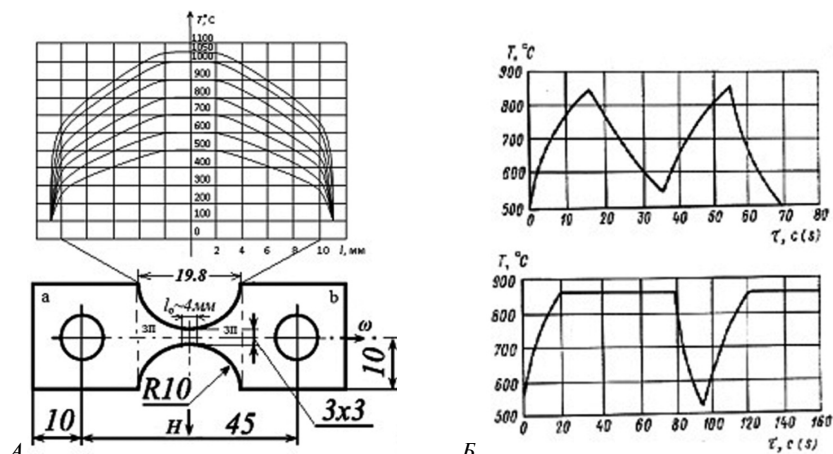


Рис. 2. А — плоский корсетный образец, и распределение температуры в его рабочей зоне при $T = T_{\max}$ в центре (а, б — головки образца, зп — заплечики, l_0 — расчетная длина); Б — изменение температуры в термическом цикле испытаний (без выдержки и с выдержкой при T_{\max})

Термическая усталость в испытаниях развивается вследствие стеснения свободной термической деформации материала $\varepsilon_0 = \alpha_{cp}(T_{max}-T_{min})$, которую полностью ($\varepsilon_0 = \Delta\varepsilon$) или частично ($\varepsilon_0 > \Delta\varepsilon$) компенсирует его упругопластическая деформация $\Delta\varepsilon = \varepsilon_y + \varepsilon_{пл}$ (ε_y — упругая, $\varepsilon_{пл}$ — пластическая деформация), а на завершающем этапе компенсацию обеспечивает образование и развитие трещин. Специфика деформации применявшегося в работе корсетного образца такова, что, как показано в [4, 5], пластическую деформацию $\varepsilon_{пл}$ на участке l_0 создает стеснение его собственной ε_0 (~1% [7]) и дополняет пластическая деформация, создаваемая внешним воздействием, а именно заплечиками образца, деформация которых при нагреве жестко стеснена лишь с одной стороны — от закрепленных головок образца. Жесткость стеснения деформации заплечиков со стороны участка l_0 значительно меньше, что вызывает их расширение-сжатие в направлении участка l_0 и его деформацию. В таблицах 3 и 4 приведена величина пластической деформации $\varepsilon_{пл}$ монокристаллов сплава ЖС32 ориентировки [001], достигаемая в нулевом полуцикле ($20-T_{max}$) ТЦ испытаний на корсетных образцах $\varepsilon_{сж}^0$ и в последующих $\varepsilon_p^1, \varepsilon_{сж}^1$ полуциклах при различных режимах изменения температуры ($T_{min} \leftrightarrow T_{max}$).

Таблица 3

Свободное термическое удлинение (сжатие) корсетного образца Δl_0 (мкм) и его пластическая деформация $\varepsilon_{сж}^0$ (%) в нулевом полуцикле нагрева ($20-T_{max}$)

$T_{max}, ^\circ\text{C}$	200	300	400	500	600	700	800	850	900	1000	1050	1100
Δl_0 , мкм	29	60	84	112	142	170	204	225	246	281	304	327
$\varepsilon_{сж}^0$, (%)	—	—	—	0.1	0.8	1.4	2.0	2.8	3.4	5.0	5.9	6.8

Кристаллографическую ориентировку образцов в работе определяли методом Лауэ по эпиграммам, снятым на рентгеновской установке РДУ «КРОС-3» [6], снабженной программным комплексом для обработки эпиграмм и нахождения параметров, необходимых для расчета факторов Шмида возможных систем скольжения и ориентировки иных элементов в системе координат испытываемого образца (ω, N, H).

Таблица 4

Предел текучести сплава ЖС32 при $T = T_{min}$ и T_{max} цикла ($\sigma_{02}^p(T_{min}), \sigma_{02}^{сж}(T_{max})$) и пластическая деформация в полуциклах охлаждения и нагрева $\varepsilon_p^1, \varepsilon_{сж}^1$

$T_{max}-T_{min}, ^\circ\text{C}$	800— 150	900— 150	1050— 200	1050— 500	1050— 600	1100— 200	1100— 500	1100— 600
$\sigma_{02}^p(T_{min})$, МПа	1000	1000	1000	980	980	1000	980	980
$\sigma_{02}^{сж}(T_{max})$, МПа	1040	860	510	510	510	400	400	400
$\varepsilon_p^1, \varepsilon_{сж}^1$, %	—	0.4	2.6	0.4	—	3.6	1.3	0.8

Термоциклические испытания были проведены на 43 образцах с различным отклонением оси (КГО) от кристаллографического направления [001], изготовленных из монокристаллов одной выплавки и подвергнутых высокотемпературному отжигу, а некоторые дополнительно длительному старению.

В таблице 5 приведены данные об ориентировке образцов отобранных для анализа (положение их оси ω в стереографическом треугольнике: $\alpha[001]$ и $\alpha[011]$), о режимах испытаний ($T_{\min} \leftrightarrow T_{\max}$) и показанной ими долговечности N_p — число циклов до разрушения, $N_{\text{пск}}$, $N_{\text{мг}}$, $N_{\text{магт}}$ — номера циклов появления полос скольжения, микротрещин и магистральной трещины. Образцы расположены в порядке убывания КГО.

Таблица 5

Сведения о некоторых испытанных образцах, режимах испытаний ($T_{\min} \leftrightarrow T_{\max}$) и показанной ими долговечности N_p

№ образца	$T_{\min} \leftrightarrow T_{\max}$, °С	$\alpha[001]$, (КГО)	$\alpha[011]$	N_p , цикл	$N_{\text{пск}}$, цикл	$N_{\text{мг}}$, цикл	$N_{\text{магт}}$, цикл	Примечание
5-1	500–1100	32	16	33	2	2	2	1-я группа
15-2	500–1100	29	20	123	2	2	52	
16-2	600–1050	23	25	376	2	4	4	
5-2	200–1100	16	29	6	2	4	4	
3-2	600–1100	14	33	195	2	4	95	
4-2	200–1100	14	32	30	4	10	10	
7-2	150–900	14	32	734	8	130	130	
6-1	200–1100	12	34	40	2	6	12	
8-2	200–1100	10	36	14	2	9	9	2-я группа
15-1	500–1100	8	40	141	2	2	2	
4-1	600–1050	7	39	462	2	2	2	
11-1	500–1000	5	41	1535	2	2	810	
23-2	700–1100	4	42	104	—	—	—	
16-1	500–1050	3	42	383	5	5	5	3-я группа
10-1	150–900	2	44	387	1	1	2	
12-2	700–1100	35	18	11	—	—	—	
8-1	700–1050	25	30	1772	2	2	11	
14-1	150–900	19	32	2688	8	63	1690	
3-1	200–1050	10	36	13	2	2	200	
14-2	150–900	7	39	1414	2	16	350	
10-2	500–1100	6	41	50	2	4	7	
9-2	200–1050	5	41	33	1	1	2	
7-1	700–1050	2	43	612	2	2	2	

Результаты и их обсуждение

По виду излома все образцы можно разделить на три группы, как показано в таблице 5.

У образцов 1-й группы излом имеет вид плоскости, не перпендикулярной оси образца, либо образован пересечением двух-трех плоскостей. Плоскости

излома обычно имеют не очень гладкую форму. Примеры изломов 1-й группы приведены на рис. 3.

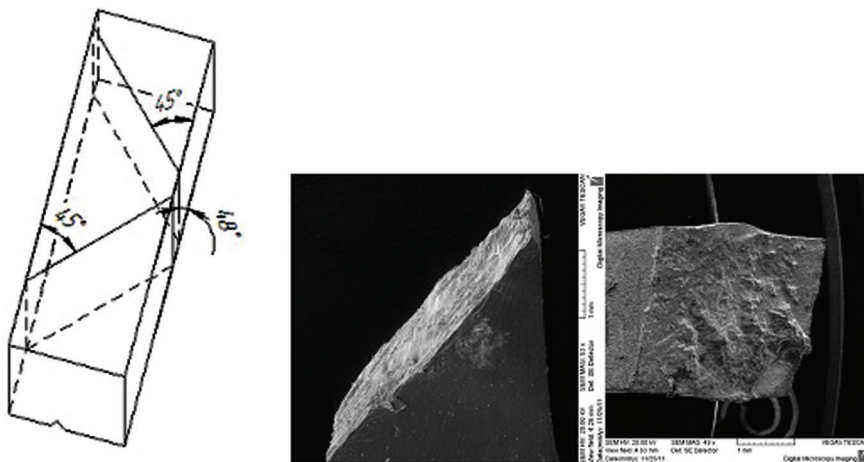


Рис. 3. Кристаллографическая схема разрушения образцов группы № 1 и внешний вид излома

Для 2-й группы характерен излом, включающий плоский участок, как у 1-й группы, который обычно начинается от верхней или нижней плоскости образца, и пересекающий его более-менее плоский участок (мозаичный по виду), располагающийся перпендикулярно верхней и нижней плоскости образца, но обычно не перпендикулярный его оси. Примеры изломов 2-й группы показаны на рис. 4.

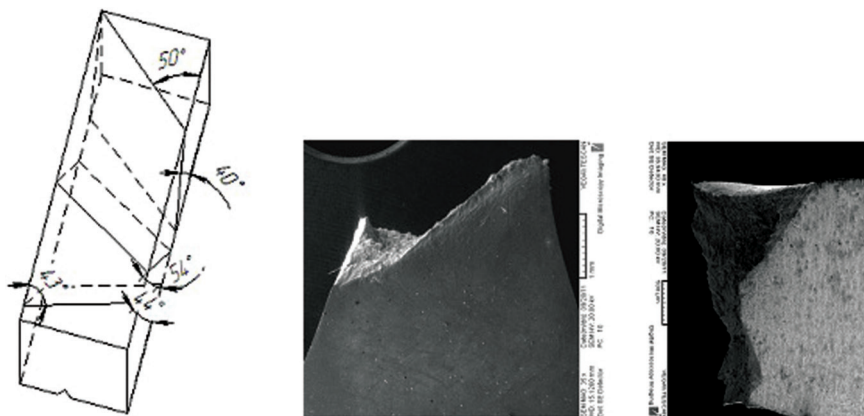


Рис. 4. Кристаллографическая схема разрушения образцов группы № 2 и внешний вид излома

Изломы образцов 3-й группы (их примеры даны на рис. 5 и 7, в) выглядят, как описанная выше вторая часть изломов группы 2, но пересекают образец по толщине полностью и обычно на краю участка l_0 . Поверхность излома выглядит внешне подобно хрупкому излому поликристаллического материала.

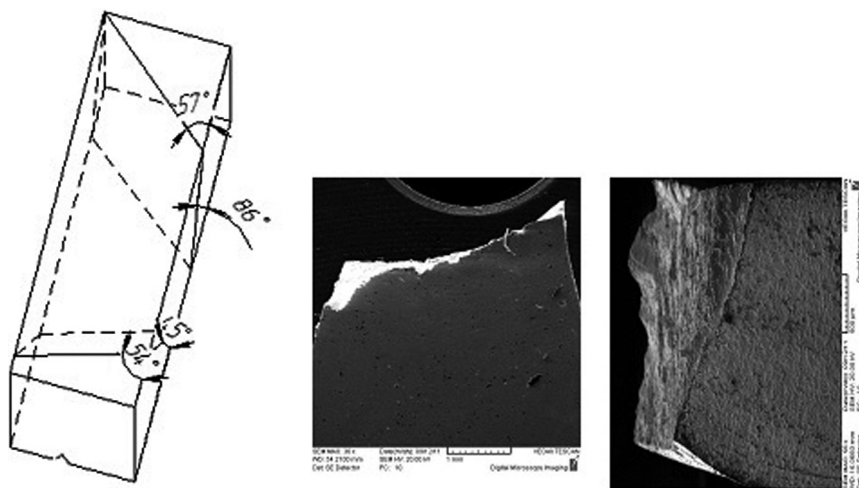


Рис. 5. Кристаллографическая схема разрушения образцов группы № 3

У образцов 1-й и 2-й группы плоская часть излома пересекает верхнюю и нижнюю плоскости образца по линии, которая всегда располагается под углом к его оси и совпадает, как будет показано, со следом плоскости действующей системы скольжения. У изломов же 3-й группы линия его пересечения с плоскостями образца иногда пересекает след плоскости скольжения. Характерно также, что изломы у образцов 2-й и 3-й группы располагаются почти всегда на границе участка l_0 , т. е. там, где начинает увеличиваться сечение образца и понижаться температура. У группы 1 границам участка l_0 соответствуют начало и конец одного и того же излома на плоских сторонах образца. Отметим, что у границ l_0 в ряде случаев хорошо просматривается уменьшение толщины образца, что свидетельствует о наличии пластической деформации растяжения.

Результаты расчета параметров систем скольжения в испытанных образцах приведены в таблице 6, положение осей — в стереографическом треугольнике на рисунке 6. Представлены данные для систем скольжения $(hkl)[NKL]$ с двумя-тремя наибольшими факторами Шмида ($\cos\Phi \times \cos\Lambda$), где: Φ — угол между нормалью плоскости скольжения (типа 111) и осью образца ω ; Λ — угол между направлением скольжения (типа [011]) и осью ω ; Δ — угол между следом плоскости скольжения на широкой N (δ_N) и боковой H (δ_H) грани и осью образца ω ; μ — угол вектора сдвига $[NKL]$ с нормальными плоскостями N (μ_N) и H (μ_H).

По расчетным данным (δ_N , δ_H , μ_N , μ_H) для всех образцов были построены модели расположения наиболее вероятных следов скольжения (см. рис. 3, 4, 5), которые были сопоставлены со следами изломов и обнаружили хорошее соот-

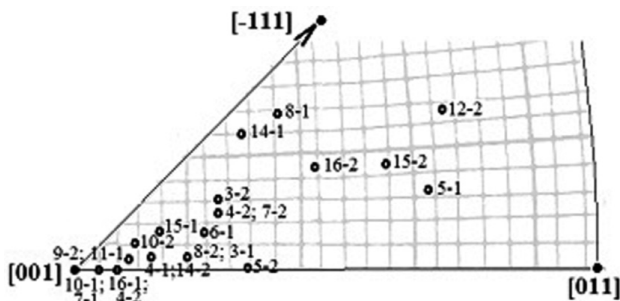


Рис. 6. Положение осей нагружения испытанных образцов в стереографическом треугольнике

ветствие между собой. Результаты расчета μ_N указывают на то, что именуемые «бочкой» образования, которые наблюдаются на верхней и нижней плоскости образцов, обусловлены тем, что у μ_N имеется составляющая сдвига вдоль N ($\mu_N < 90^\circ$) при пластической деформации сжатия в полуциклах нагрева.

Анализируя развитие термической усталости в условиях термического нагружения корсетных образцов в примененной методике, следует иметь в виду, что испытание каждого образца независимо от конкретного термического режима ($T_{\min} \leftrightarrow T_{\max}$) начинается с нулевого полуцикла ($20 - T_{\max}$) и включает нагрев до T_{\max} и деформацию сжатия. К тому же температура начала пластической деформации во всех образцах начинается при одной и той же температуре ($T_{\text{пл}} \approx 500^\circ\text{C}$), а достигаемая величина $\varepsilon_{\text{сж}}^0$ определяется T_{\max} . В данной работе $T = T_{\max}$ составляла от 900 до 1100°C и пластическая деформация сжатия $\varepsilon_{\text{сж}}^0$ достигала от 3 до 7% (табл. 3), что предопределяет картину развития и локализации разрушения в корсетном образце при последующем термоциклировании. Столь большая деформация $\varepsilon_{\text{сж}}^0$ и специфика области ее локализации в плоском корсетном образце, где оба размера сечения по 3 мм и участок l_0 почти одинаковы, благоприятствуют образованию бочки (рис. 7) и тем самым увеличению поперечного сечения на длине l_0 , вследствие чего деформация растяжения в последующих полуциклах локализуется вблизи границ участка l_0 . След плоскости скольжения на краю бочки практически совпадает со следом излома вследствие того, что из-за размеров области локализации деформации ($3 \times 3 \times l_0$) этот след семейства плоскостей, идущих под углом $\sim 45^\circ$, пересекает образец насквозь. Здесь сосредоточена наибольшая сдвиговая деформация и, полагаем, именно поэтому отсюда в полуциклах охлаждения и растяжения осуществляется раскрытие и продвижение границ зародившихся трещин. При этом отметим, что раскрытие трещин в ходе охлаждения частично уменьшает величину стесненной свободной термической деформации ε_0 , которую обычно компенсирует упругопластическая деформация $\Delta\varepsilon$. Поэтому можем предполагать, что на этапе развития трещин пластическая деформация растяжения $\varepsilon_{\text{пл}}^p$ меньше, чем в случае отсутствия трещин.

Таблица 6

Сведения о сочетании систем скольжения испытанных образцов

№ образца	$\alpha[001]$, (КГО)	Система скольжения	Фактор Шмида	δ_N	δ_H	μ_N	μ_H	Примеч.
5-1	32	(1-11)[110]	0.491	44	86	76	47	1-я гр.
		(111)[1-10]	0.420	66	71	60	45	
15-2	29	(-111)[101]	0.491	62	48	46	54	
		(1-11)[-101]	0.476	76	56		36	
16-2	23	(111)[-101]	0.492	54	45	60	65	
		(-111)[101]	0.444	57	84	80	34	
5-2	16	(-1-11)[011]	0.491	80	46	51	72	
		(-111)[0-11]	0.470	48	80	68	50	
3-2	14	(-1-11)[101]	0.470	80	41	48	83	
		(111)[-101]	0.452	51	68	—	—	
4-2	14	(1-11)[110]	0.470	48	53	76	50	
		(111)[1-10]	0.450	53	60	84	40	
7-2	14	(1-11)[110]	0.474	60	48	66	53	
		(111)[1-10]	0.465	45	90	85	43	
6-1	12	(1-11)[110]	0.462	50	52	80	48	
		(111)[1-10]	0.456	53	59	86	42	
8-2	10	(-111)[0-11]	0.460	40	90	77	51	
		(-1-11)[011]	0.454	72	46	62	54	
15-1	8	(-1-11)[-110]	0.428	43	44	84	50	
		(1-11)[-101]	0.428	50	40	41	90	
		(-111)[101]	0.396	—	—	—	—	
		(111)[110]	0.348	—	—	—	—	
4-1	7	(-1-11)[101]	0.450	43	51	49	76	
		(111)[-101]	0.447	60	44	44	84	
		(1-11)[110]	0.400	—	—	—	—	
		(-111)[110]	0.365	—	—	—	—	
11-1	5	(111)[0-11]	0.433	70	37	50	74	
		(1-11)[011]	0.408	—	—	—	—	
		(-1-11)[101]	0.405	—	—	—	—	
		(-111)[101]	0.382	—	—	—	—	
23-2	4	(1-11)[110]	0.416	50	55	82	46	
		(111)[-101]	0.410	40	42	49	82	
		(-1-11)[101]	0.398	—	—	—	—	
		(-111)[101]	0.398	—	—	—	—	

№ образца	$\alpha[001]$, (КГО)	Система скольжения	Фактор Шмида	δ_N	δ_H	μ_N	μ_H	Примеч.
16-1	3	(-111)[110]	0.426	65	70	70	52	2-я гр.
		(-1-11)[-110]	0.418	38	65	75	48	
		(111)[-101]	0.398	—	—	—	—	
		(1-11)[-101]	0.398	—	—	—	—	
10-1	2	(1-11)[-101]	0.442	39	64	50	71	
		(111)[-101]	0.412	—	—	—	—	
		(-111)[101]	0.402	—	—	—	—	
		(-1-11)[101]	0.381	—	—	—	—	
12-2	35	(111)[-101]	0.480	86	40	49	79	3-я гр.
8-1	25	(111)[1-10]	0.449	35	54	76	61	
		(-111)[101]	0.433	48	34	63	76	
		(1-11)[-101]	0.352	69	70	78	27	
		(-1-11)[HKL]	~0	—	—	—	—	
14-1	19	(111)[0-11]	0.458	81	35	53	90	
		(1-11)[011]	0.435	55	73	48	59	
		(-1-11)[101]	0.424	48	35	70	67	
		(-111)[HKL]	~0	—	—	—	—	
3-1	10	(1-11)[-101]	0.472	47	55	51	73	
		(-111)[101]	0.448	65	44	43	85	
		(-1-11)[1-10]	0.380	—	—	—	—	
		(111)[1-10]	0.367	—	—	—	—	
14-2	7	(-1-11)[-110]	0.437	47	45	82	49	
		(-111)[110]	0.421	48	56	88	41	
		(1-11)[-100]	0.411	—	—	—	—	
		(111)[-011]	0.377	—	—	—	—	
10-2	6	(-111)[101]	0.437	67	37	51	78	
		(1-11)[-101]	0.421	43	65	41	69	
		(111)[1-10]	0.417	—	—	—	—	
		(-1-11)[-110]	0.371	—	—	—	—	
9-2	5	(-1-11)[101]	0.448	59	90	48	73	
		(1-11)[-101]	0.437	39	65	56	68	
		(-111)[0-11]	0.389	—	—	—	—	
		(111)[0-11]	0.366	—	—	—	—	
7-1	2	все системы	~0.400	—	—	—	—	

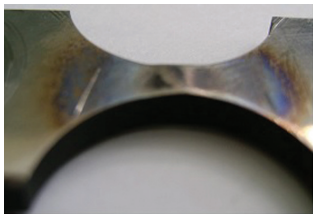


Рис. 7а. Образование бочки в нулевом полуцикле испытаний по режиму 20→1100°С монокристалльного образца из сплава ЖС32

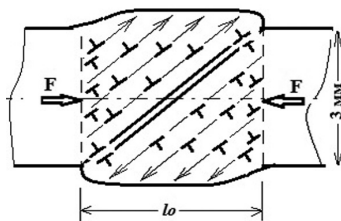


Рис. 7б. Схема формирования «бочки» в ходе деформации в нулевом полуцикле

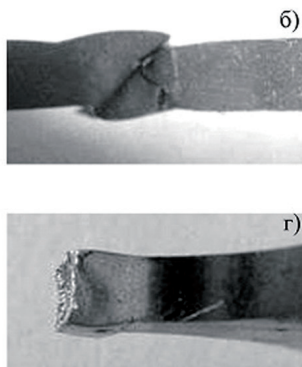
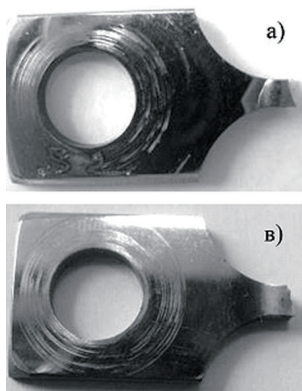


Рис. 7в. Внешний вид образцов после испытаний. Формирование трещин на границах бочки в образцах.

Образец 8-2: а) вид сверху, б) вид сбоку; образец 8-1: в) вид сверху, г) вид сбоку

В заключение считаем обоснованным сделать вывод, что вид излома определяется исключительно кристаллографической ориентацией оси приложения нагрузки. На основании вида излома в ряде случаев можно судить о КГО лопатки.

Пример излома лопатки, свидетельствующий об отклонении КГО от регламента, приведен на рисунке 8, где представлены результаты определения ориентировки и схема расположения следов скольжения систем с наибольшим фактором Шмида в данной лопатке.

Согласно металлофизическим представлениям [8], трещины в материале возникают вследствие ограничений развитию пластической деформации со стороны существующих и развивающихся препятствий. В монокристалльных изделиях, каковыми являются лопатки, пластическая деформация осуществляется действием системы скольжения с наибольшим ориентационным фактором (фактором Шмида). У лопаток с ориентировкой [001] или близкой к ней большинство из 8 систем скольжения имеют близкий по величине фактор Шмида. Поэтому когда действующая система скольжения встречает противодействие

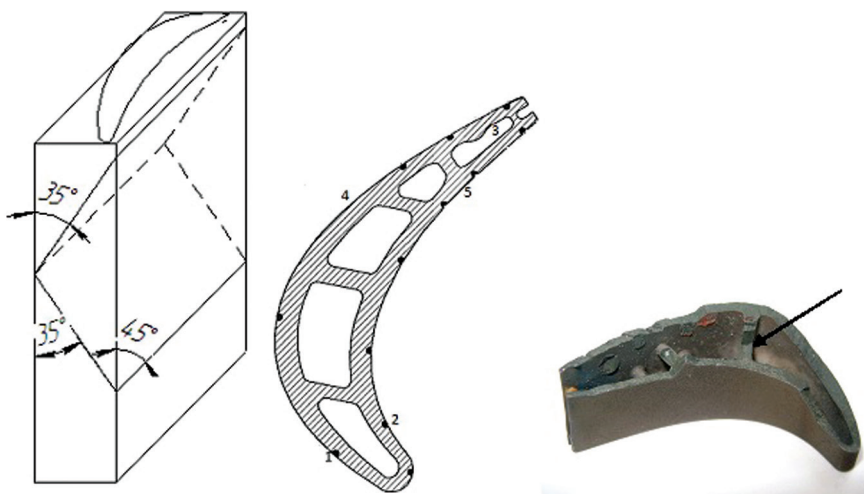


Рис. 8. Пример излома на турбинной лопатке и его кристаллографическая схема. Место съемки эпиграмм на лопатке указано цифрами

препятствий, то вступает другая или другие системы скольжения, и они обеспечивают продолжение пластической деформации. Когда же ориентировка лопатки такова, что только одна или пара систем скольжения имеют очень большой фактор Шмида по сравнению с остальными системами, отмеченное переключение не достижимо или затруднительно. В результате этого в ходе пластической деформации в области взаимодействия с препятствиями зарождаются трещины, которые расширяются под действием напряжений. Вышеназванная лопатка имеет КГО $\approx 25^\circ$, и ее ось находится вблизи направления [113].

Если считать, что нагрузка приложена вдоль оси лопатки, то наибольший фактор Шмида у двух систем скольжения: (1-11) [011] — ф. Ш = 0.458; (-111) [101] — ф. Ш = 0.437. Еще у одной он несколько меньше: (111) [0-11] — ф. Ш = 0.383. У всех же остальных значительно меньше, и вряд ли можно предполагать их участие в пластической деформации.

Таким образом, можно полагать, что преждевременное разрушение данной лопатки является следствием ее неудачной ориентировки из-за большой величины КГО. При этом считаем, что усилие, вызвавшее пластическую деформацию и рост трещин, обусловлено колебанием плоскости лопатки — след возможных плоскостей скольжения на поверхности корыта и спинки лопатки примерно соответствует линии излома и перпендикулярен оси лопатки. Однако, возможно, разрушение является следствием термической усталости из-за того, что толщина металла на входной и выходной кромке много меньше, чем на спинке и в корыте, и соответственно получается больше стеснение свободной термической деформации, которую и компенсирует пластическая деформация. Отметим, что в условиях колебаний и при циклическом изменении температуры, где деформация растяжения периодически сменяется сжатием, ориентировка монокристал-

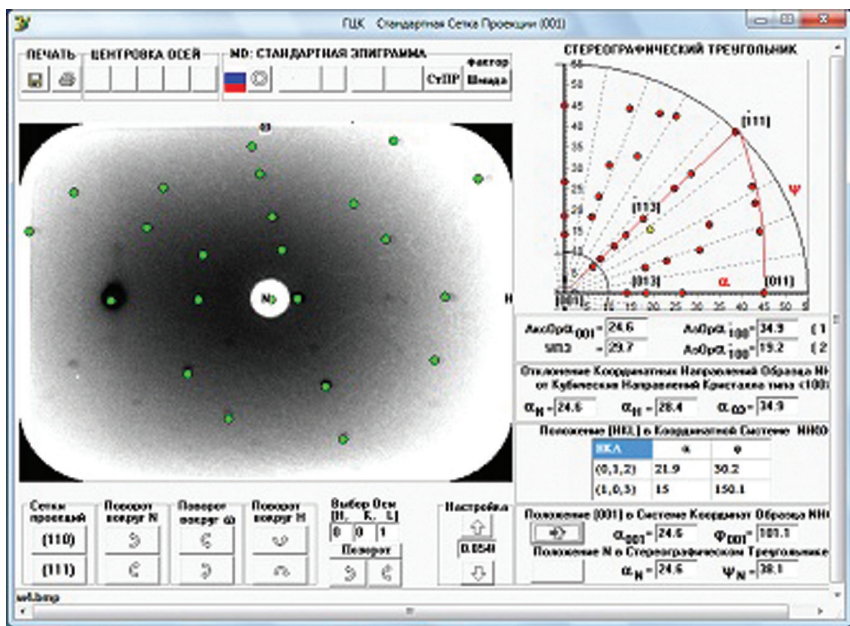


Рис. 9. Кристаллографическая ориентация оси лопатки: первичная система скольжения: (1-11) [011], фактор Шмида — 0,458; сопряженная система скольжения: (-111)[101], фактор Шмида — 0,437, КГО — 25°, ось лопатки вблизи направления [113]

ла лопатки сохраняется длительное время и сохраняется механизм деформации и роста трещин.

Заключение

1. Проведенное исследование дает все основания сделать однозначный вывод, что вид изломов, наблюдаемых на монокристалльных корсетных образцах, зависит от кристаллографической ориентировки их оси. Он является прямым следствием проявления геометрии скольжения при пластической деформации монокристаллов и большой величины пластической деформации сжатия, достигаемой в нулевом полцикле термического нагружения в испытаниях корсетных образцов.
2. Влияние ориентировки оси нагружения на сопротивление термической усталости реальных монокристалльных изделий должно стать предметом самостоятельного исследования.
3. В реальных лопатках при выполнении регламента по КГО (<10°) изломы должны иметь внешний вид группы 2 или 3.

Авторы выражают признательность своему учителю Е. Ф. Сидохину за помощь и консультации, оказанные при выполнении настоящей работы.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Coffin L. F., Schenectady N. Y.* A Study of the Effects of Cyclic Thermal Stresses on Ductile Metal // Trans. ASME. 1954. Vol. 76, N 6. P. 931–950.
2. *Серенсен С. В., Котов П. И.* Об оценке сопротивления термической усталости по методу варьируемой жесткости нагружения // Заводская Лаборатория. 1962. № 10. С. 1233–1238.
3. *Гугелев Б. М., Гецов Л. Б., Журавлев Ю. А., Новикова Е. Г.* Метод микроструктурного исследования повреждений в металлах при термической усталости // Заводская лаборатория. 1976. № 1. С. 94–97.
4. *Тихомирова Е. А., Сидохин Е. Ф.* Особенности термической усталости монокристалльных образцов корсетной формы при циклических нагревах // Материаловедение. 2015. № 4. С. 33–39.
5. *Тихомирова Е. А., Сидохин Е. Ф.* О пластической деформации корсетных образцов при термоциклических испытаниях // Материаловедение. 2015. № 9. С. 3–6.
6. *Сидохин Е. Ф., Тихомирова Е. А.* Патент на полезную модель 115487 РФ, Устройство для определения ориентировки монокристаллов // БИ. 2012. № 12. (опубл. 27.04.2012).
7. *Дульнев Р. А., Светлов И. Л., Бычков Н. Г., Рыбина Т. В., Суханов Н. Н., Гордеева Т. А., Доброхвалова Е. Н., Епишин А. И., Кривко А. И., Назарова М. П.* Ориентационная зависимость термической усталости монокристаллов никелевого сплава // Проблемы прочности. 1988. № 11. С. 3–9.
8. *Панфилов П. Е.* Пластическая деформация и разрушение тугоплавкого металла с графенцентрированной кубической решеткой: автореф. дис. ... д-ра техн. наук. 2005. 225 с.

АКТУАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ ЭКОНОМИКИ И УПРАВЛЕНИЯ В АВИАДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИИ

УДК 629.7 (075)

А. Я. Дмитриев, Т. А. Митрошкина

*ФГАОУ ВО «Самарский национальный исследовательский
университет им. акад. С. П. Королева»
dmitriev57@rambler.ru*

ПЕРСПЕКТИВНАЯ MTQFD МЕТОДОЛОГИЯ ПЛАНИРОВАНИЯ КАЧЕСТВА НОВЫХ ПРОЕКТОВ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

В работе представлены результаты разработки перспективной методологии планирования качества новых проектов газотурбинных двигателей. Методология MTQFD (Matrix Technique QFD) основана на концепции развертывания функции качества QFD и подходов к параметрической идентификации для получения целевых значений ключевых характеристик новых проектов. Параметрическая идентификация в рамках MTQFD осуществляется на основе теории регуляризации, позволяющей обоснованно учитывать различную дополнительную информации.

Высокая эффективность разработки авиационной продукции и управления качеством на основе выполнения требований стандартов и методов менеджмента качества является важнейшим направлением повышения конкурентоспособности продукции и отечественных предприятий авиационной промышленности. При этом ключевой задачей планирования качества является разработка необходимой продукции на основе ожиданий потребителей и параметрической идентификации качества продукции (определения целевых значений характеристик продукции и параметров процессов). От решения этой задачи зависят дальнейшие этапы жизненного цикла авиационной продукции и в конечном итоге конкурентоспособность отрасли.

Применение метода структурирования функции качества QFD (Quality Function Deployment) при идентификации качества и разработке продукции и процессов позволяет преобразовать требования и ожидания заказчика в значения приоритетов технических характеристик продукции и параметров технологических процессов [1–3]. Один из разработчиков QFD Yoji Akaо (Ё. Акао) подчеркивает, что применение метода ведет к повышению эффективности за счет сокращения времени разработки продукции на 30–50% [1].

Существующие подходы к планированию качества авиационной продукции, включая разрабатываемый авиационный стандарт AS9145 Advanced Product Quality Planning (APQP) / Production Part Approval Process (PPAP), в основном базируются на организационном подходе и имеют ряд ограничений, которые

не позволяют адекватно смоделировать взаимосвязь характеристик продукции с удовлетворенностью потребителей.

Метод QFD реализуется с использованием ряда новых инструментов качества, в том числе матричной диаграммы, названной в соответствии со своей формой «Дом качества» (House of Quality, HoQ). Значительную роль в развитии метода структурирования функции качества играют математические подходы, которые используются как в вычислительной части (матричное исчисление, решение обратной задачи), так и в части интеграции с другими методами, такими как таблица голоса потребителя (VOCT), теория решения изобретательских задач (ТРИЗ), анализ видов и последствий потенциальных несоответствий (FMEA), проекты улучшения «Шесть сигма» и другими [2, 3].

Основные недостатки и ограничения существующих подходов к идентификации качества на основе QFD приведены ниже.

1. При использовании метода QFD фактически определяется только приоритетность направлений для совершенствования. Целевые значения характеристик модифицированной продукции определяется субъективно и зависит от уже имеющейся продукции на рынке. Трудно учитывать отрицательные взаимосвязи требований и характеристик.

2. Не учитывается некорректность задачи. Трудности при идентификации качества новой и сложной продукции возникают в связи с тем, что задача идентификации качества в математической постановке является обратной. Необходимо определить качество проектируемой продукции или услуги (причину) по высказанной или проявленной удовлетворенности (следствие). В то же время задача идентификации качества продукции и услуг, как и большинство обратных задач, является некорректной, поэтому необходимо применение специальных подходов.

3. Сложно использовать имеющуюся у разработчиков дополнительную информацию: взаимосвязь требований и ожиданий потребителей, взаимосвязь характеристик продукции, наличие рисков, сложность/стоимость изменения технических характеристик, изменчивость рынка, погрешность экспертных оценок и т. д.

В результате анализа существующих подходов к управлению качеством, моделированию и параметрической идентификации разработана модель решения задачи параметрической идентификации качества как обратной задачи с учетом базы знаний, дополнительной информации экспертов и погрешности исходных данных. Задача параметрической идентификации состоит в оценке неизвестного вектора параметров по данным о входном и выходном сигнале.

В связи с особенностями поставленной задачи (обратная, некорректная) и современными возможностями компьютерной обработки результатов предлагается для решения использовать метод устойчивого приближенного решения матричного уравнения на основе QFD (1), позволяющий обоснованно учитывать широкий круг различной дополнительной информации [5]:

$$\overline{H} \cdot \delta\Theta = \delta\overline{P}, \quad (1)$$

где $\delta\Theta$ — n — мерный вектор относительных изменений параметров состояния (оценок целевых значений характеристик продукции); $\delta\overline{P}$ — k — мерный вектор

относительных изменений признаков состояния (важности требований и ожиданий потребителей); H — матрица размером ($k \times n$) коэффициентов взаимосвязи требований и характеристик (далее — линейная математическая модель, ЛММ).

Подход к параметрической идентификации характеристик продукции и параметров процессов, основанный на матричном подходе QFD позволяет существенно упростить решение практической задачи планирования качества и повысить достоверность и устойчивость результатов к погрешностям исходных данных. Разработанная общая схема методологии MTQFD включает в себя как принятый в QFD расчет векторов приоритетов, так и параметрическую идентификацию характеристик продукции и параметров технологических процессов и вспомогательных операций.

Повышение устойчивости и достоверности результатов параметрической идентификации качества при использовании матричного подхода возможно за счет использования дополнительной информации о погрешностях признаков состояния (важности требований и ожиданий потребителей) и возможных значениях параметров состояния (целевых значений характеристик) [7, 8].

Параметрическую идентификацию предлагается проводить на основе теории регуляризации, позволяющей обоснованно учитывать широкий круг различной дополнительной информации [4, 6]. Решение задачи на основе итерационной процедуры нахождения устойчивой оценки Хьюбера в такой постановке позволяет получить оценки параметров состояния (оценки целевых значений характеристик), согласованные как с результатами маркетинговых и бенчмаркинг-исследований, так и с дополнительной информацией о погрешностях данных и возможностях разработчика. При получении регуляризованных оценок, наилучшим образом учитывающих экспериментальную и дополнительную информацию, выбор параметра регуляризации α осуществляется с учетом погрешности измерений и погрешности коэффициентов ЛММ (матрицы H) таким образом, чтобы регуляризованное решение стремилось (в общем случае) к нормальному решению при стремлении погрешности измерений и погрешности ЛММ к нулю. Решение задачи нахождения оценок параметров состояния проводится на основе вариационно-взвешенных квадратических приближений [4–6].

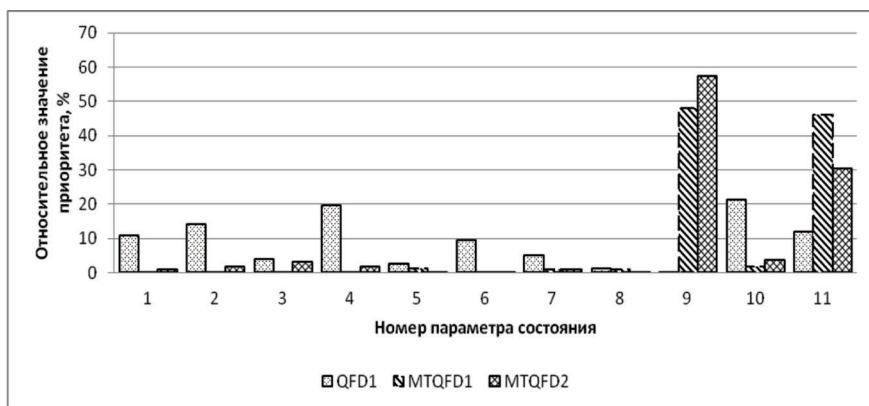
Методология исследована на примере существующей модели технической системы «турбовальный авиационный двигатель со свободной турбиной ТВД ТВ7-117С». Математическое моделирование и результаты испытаний газотурбинных двигателей (ГТД) используются для решения задач: доводка ГТД по основным данным и термогазодинамическим параметрам, диагностика состояния ГТД, идентификация динамических характеристик, контроль и отладка режимов работы двигателя и т. д. [4].

Проведено исследование на основе линейной модели (ЛММ) ТВД ТВ7-117С, содержащей коэффициенты влияния (в том числе отрицательные) на максимально продолжительном режиме. Относительные изменения признаков состояния (приведенный расход воздуха на входе в двигатель, приведенная заторможенная температура газов перед свободной турбиной, приведенный часовой расход топлива, степень сжатия воздуха в компрессоре, приведенная мощность на валу) смоделированы с учетом информации о возможных изменениях двух

параметров состояния (№ 9 — коэффициент отбора воздуха из-за осевой части компрессора для охлаждения турбины, № 11 — пропускная способность сопловых аппаратов турбин), среднеквадратических отклонений (СКО) параметров состояния и СКО признаков состояния. По выбранной модели произведен расчет стандартным методом QFD и разработанным методом MTQFD. Результаты, полученные стандартным методом QFD, не отражают смоделированных изменений. Определены приоритеты и наиболее важные параметры только с учетом самой линейной модели, в то время как смоделированные изменения признаков в стандартном расчете QFD не проявили себя и не повлияли на приоритетность параметров, так как для использования отрицательных значений в ЛММ необходимы дополнительные расчеты.

Расчет методом MTQFD проведен с использованием разработанного программного модуля в соответствии с разработанным алгоритмом. В результате расчетов наибольшие приоритеты получены для параметров № 9, № 11 (сумма относительных приоритетов данных параметров составляет более 90%), для которых проведено моделирование признаков состояния. Полученные изменения этих параметров отражают смоделированные значения с учетом влияния линейной модели и других параметров. Для анализа адекватности метода при использовании экспертной модели со шкалой, принятой в QFD, было проведено дополнительное исследование. Изначальная линейная модель технических взаимосвязей преобразована к виду, принятому в QFD, с 7-точечной шкалой связи, учитывающей отрицательные значения взаимосвязей (−9, −3, −1, 0, 1, 3, 9).

Полученные результаты (рис. 1) демонстрируют возможность принятия экспертной модели со шкалой QFD (MTQFD 1 — результаты, получены с использованием ЛММ на основе коэффициентов влияния, MTQFD 2 — с использованием экспертной модели на основе 7-точечной шкалы). Разница в получае-



*индекс 1 соответствует результатам, полученным с использованием ЛММ на основе коэффициентов влияния, индекс 2 — результатам, полученным с использованием экспертной ЛММ на основе 7-точечной шкалы, принятой в QFD.

Рис. 1. Оценка приоритета параметров состояния для ЛММ ТВД ТВ7-117С

мых приоритетах для параметров № 9 (коэффициент отбора воздуха из-за осевой части компрессора для охлаждения турбины) и № 11 (пропускная способность сопловых аппаратов турбин) небольшая.

Результаты, полученные разработанным методом, однозначно указывают на увеличение параметра № 9 (коэффициент отбора воздуха из-за осевой части компрессора для охлаждения турбины) на 8–18% и на уменьшение параметра № 11 (пропускная способность сопловых аппаратов турбин) на 8–10 % для достижения необходимых изменений признаков состояния. Использование абсолютных значений приоритетов, полученных стандартным расчетом QFD, в качестве оценки величин изменений целевых значений параметров может не только привести к излишним расходам (в данном случае несколько характеристик имеют большие приоритеты), но и может негативно повлиять на удовлетворенность потребителей.

Исследование возможности использования MTQFD для оценки целевого значения параметра состояния продемонстрировало адекватность применения для технической системы как с использованием ЛММ на основе коэффициентов влияния, так и с использованием ЛММ на основе экспертной шкалы (таблица 1).

Исследование устойчивости метода проведено на основе проведения 100 экспериментов с добавлением к значениям изменения признаков состояния (правой части системы) случайной погрешности, имеющей нормальный закон распределения. Для сравнения проведен параллельный расчет параметрической идентификации встроенной в системе Mathcad функцией решения обратных задач Isolve (рис. 2).

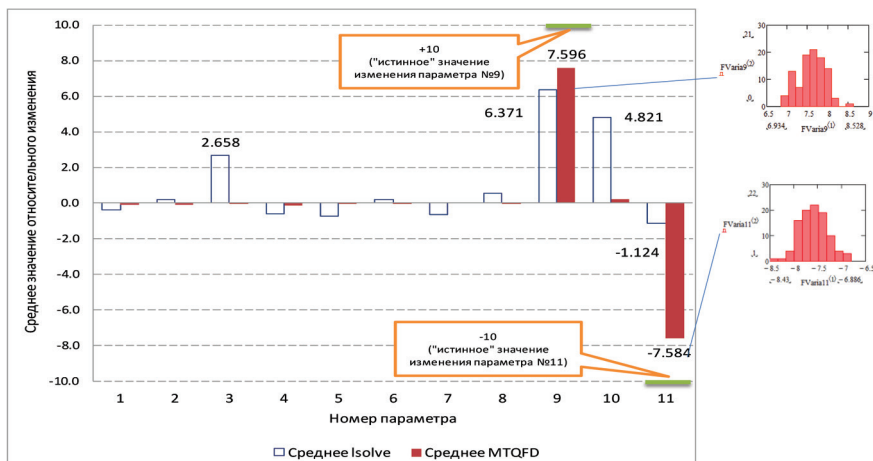


Рис. 2. Результаты исследования устойчивости оценок MTQFD

Применение MTQFD требует формирования базы знаний различной дополнительной информации о самих характеристиках: возможные целевые зна-

Таблица 1
Оценка приоритетов, направления и величины изменения целевых значений параметров состояния для ЛММ ГТД ТВ7-117С

Смоделированные и полученные результаты	Номер параметра состояния ЛММ ГТД ТВ 7-117С										
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
Смоделированное изменение целевого значения параметра состояния	0	0	0	0	0	0	0	0	+10%	0	-10%
Приоритет	-19,278	-24,881	-6,839	-4,802	-4,713	16,768	8,903	1,905	-0,144	37,566	-21,35
QFD	10,88	14,05	3,86	19,65	2,66	9,47	5,03	1,08	0,08	21,21	12,05
Ранг	5	3	8	2	9	6	7	10	11	1	4
Оценка изменения целевого значения 1	-0,002	0,05	0,094	0,008	-0,168	-0,065	0,152	0,137	7,57	0,288	-7,263
Ранг 1	11	9	7	10	4	8	5	6	1	3	2
Оценка изменения целевого значения 2	-0,258	-0,515	-1,021	-0,526	-0,016	-0,089	0,245	-0,129	18,26	1,126	-9,668
Ранг 2	7	6	4	5	11	10	8	9	1	3	2

*индекс 1 соответствует результатам, полученным с использованием ЛММ на основе коэффициентов влияния, индекс 2 — результатам, полученным с использованием экспертной ЛММ на основе 7-точечной шкалы, принятой в QFD

чения (аналоги), диапазон и шаг изменчивости характеристик, взаимодействие характеристик. От полноты используемой базы знаний зависит точность определения не только приоритетов, но и целевых значений характеристик продукции, степень повышения конкурентоспособности и достижение целей в области качества [7, 8].

Таким образом, предложена новая методология планирования качества новых проектов газотурбинных двигателей, имеющая актуальное значение и практическую значимость. Адекватность методологии подтверждена математическим моделированием и обработкой экспериментальных данных в том числе для ТВД ТВ7-117С.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Akao Y., Mazur G. H.* The leading edge in QFD: past, present and future // International Journal of Quality & Reliability Management. 2003. Vol. 20, N 1. P. 20–35.
2. *Mazur G.* QFD 2000: Integrating QFD and Other Quality Methods to Improve the New Product Development Process // 12th Symposium on QFD/6th International Symposium on QFD2000. 2002. P. 305–317.
3. *Дмитриев А. Я., Ваиуков Ю. А., Митрошкина Т. А.* Робастное проектирование и технологическая подготовка производства изделий авиационной техники: учеб. пособие. Самара: Изд-во СГАУ, 2016. 76 с.
4. *Бочкарев С. К., Дмитриев А. Я., Кулагин В. В.* Опыт и проблемы компьютеризированного термогазодинамического анализа результатов испытаний газотурбинных двигателей сложных схем // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 1993. № 2. С. 68–70.
5. *Дмитриев А. Я., Митрошкина Т. А.* Метод идентификации качества продукции на основе матричного подхода // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2010. Т. 12. № 4-4. С. 879–891.
6. *Ljung L.* System identification. Theory for the User: 2 ed. N. J.: PTR Prentice Hall, 1999.
7. *Dmitriev A., Mitroshkina T.* The ontological model and the hybrid expert system for products and processes quality identification involving the approach based on system analysis and quality function deployment // ITM Web of Conferences. 2016. Vol. 6. P. 02005.
8. *Дмитриев А. Я., Митрошкина Т. А.* Проектирование качества продукции на основе параметрической идентификации моделей, требований потребителей, знаний: онтологическая парадигма // Онтология проектирования. 2015. Т. 5, № 3(17). С. 313–327.

ОРГАНИЗАЦИЯ ТРУДА ПЕРСОНАЛА В СИСТЕМЕ БЕРЕЖЛИВОГО ПРОИЗВОДСТВА НА ПРЕДПРИЯТИЯХ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ

В последнее время «lean-технологии» являются неотъемлемой частью современного бизнеса и напрямую связаны с экономикой компании. Именно с понимания этой истины предприятия авиационной промышленности начали свой путь по внедрению принципов бережливого производства, освоение которых происходит под активной поддержкой руководства. Преобразования на основе концепции бережливого производства — это переход предприятия на новый, более качественный уровень функционирования, что предполагает вовлечение в процесс всех сотрудников компании. В условиях современной действительности этот процесс становится одним из ключевых способов повышения конкурентоспособности предприятий авиационного двигателестроения. Поэтому вопрос организации труда персонала в системе бережливого производства становится все более актуальным.

По мере развития производства в России и подобных ей странах и выхода этих стран на международный рынок встает вопрос о том, какова оптимальная модель управления производственной компанией. Программа бережливого производства ведет к созданию обучающейся организации со стабильными, непрерывно совершенствующимися процессами. Это последовательный и постепенный подход, где лидеры формируют культуру непрерывного совершенствования с учетом долгосрочной перспективы. Он не ограничивается пределами цеха, он распространяется на проектные отделы и офисные подразделения, позволяя предприятиям добиться операционного совершенства. Поэтому внедрение принципов бережливого производства становится все более популярным на предприятиях авиационной отрасли [1].

Концепция бережливого производства содержит отличные от традиционных подходов принципы, методы и инструменты организации производства и труда на промышленных предприятиях. Бережливое производство позволяет производить большие объемы продукции и услуг при меньших усилиях, на меньших производственных площадях и меньших затратах. По сути, инструменты бережливого производства — это комплекс методов или методика практического применения предлагаемой системы. К таким инструментам, в частности, относятся система организации рабочего места 5S, система «точно вовремя» (Just in Time), канбан, кайдзен-блиц, быстрая переналадка (SMED), предотвращение ошибок (пока-ёкэ), составление карты потока создания ценности (Value Stream Mapping), всеобщий уход за оборудованием (система TPM — Total Productive Maintenance), визуализация, переналадка в одно касание (One-touch

setup), U-образные ячейки и т. д. Одна из основных ценностей бережливого производства — субъективное ощущение потребителя, что нужная ему продукция будет доставлена в нужное время и место.

Бережливое производство позволяет радикально улучшить производственные процессы и направлено на избавление от всех видов потерь. Рассмотрим такой инструмент поиска причин потерь на предприятии авиационного двигателя, как диаграмму Исикавы (рис. 1)



Рис. 1. Диаграмма Исикавы как инструмент поиска причин потерь

Как видно из диаграммы, человеческий фактор играет немаловажную роль в процессе производства. При внедрении принципов бережливого производства одновременно с улучшением производственных процессов преобразуется мышление людей, меняется организационная культура предприятия. Ключевыми факторами обеспечения эффективности бережливого производства являются:

- полная поддержка высшего менеджмента предприятия;
- развитая система обучения персонала всех уровней;
- вовлеченность всех работающих в процесс непрерывного совершенствования;
- понимание и энтузиазм работающих.

Переход от массового производства к бережливому вносит существенные коррективы в кадровую политику компании. Эти изменения вызваны следующими требованиями бережливого производства:

- изменение организационной структуры, создание производственных ячеек;
- снижение численности персонала до оптимальных размеров, создание новых рабочих мест через расширение производства;

- обучение персонала принципам бережливого производства;
- обогащение труда и изменение методов мотивации.

Ключевым фактором успеха при организации производственного процесса является эффективное использование человеческих ресурсов, включающее полную загрузку всего персонала компании; эффективную расстановку персонала с учетом квалификации, индивидуальных особенностей и возможностей каждого работника; повышение квалификации персонала, опережающее обучение, освоение рабочими и специалистами смежных специальностей; обеспечение возможности самореализации, карьерного и профессионального роста каждого работника [3].

Риск «человеческого фактора» при внедрении принципов бережливого производства связан в первую очередь с недостаточной для проведения проекта квалификацией управленческих кадров. Зачастую руководители предприятия при принятии решения о внедрении принципов бережливого производства переоценивают время, необходимое для обучения персонала и подготовки персонала.

Можно выделить несколько причин сопротивления сотрудников на старте:

- отсутствие у работников понимания, чего от них ожидают;
- отсутствие понимания у работников, зачем именно это им нужно;
- неосведомленность работников о механизме направления предложений;
- отсутствие веры в то, что предложения могут быть приняты;
- неопределенное время для соответствующих мероприятий.

Снизить данные сопротивления можно следующими способами:

- формирование единого понятийного поля с целью конструктивного общения: все должны говорить на одном языке и под одними и теми же словами понимать одно и то же;
- интегрирование «lean» в систему мотивации, привязка улучшений к показателям деятельности;
- делегирование полномочия, доверие, интерес руководителя к инициативам снизу и др.

При обучении необходимо убедить работников отказаться от традиционных взглядов на организацию производства, научить распознавать ценность, видеть поток создания ценности, снимать барьеры на пути движения этого потока, вытягивать продукт, непрерывно совершенствовать производство. Обучение позволяет сотрудникам ознакомиться с мировым опытом оптимизации производственных процессов, освоить техники решения проблем и предотвращения ошибок, грамотно организовать рабочее пространство, изучить принципы внедрения бережливого производства на предприятии [5].

Наиболее полно «lean-технологии» изучают принципы философии «Кайдзен», делающие упор на человеческие усилия, мораль, коммуникацию, обучение, командную работу, вовлечение и самодисциплину — здоровый и недорогой подход к совершенствованию. «Кайдзен» изучает механизмы менеджмента, стимулирующие работников (всех уровней) компании предлагать и реализовывать улучшения производственного процесса. Производитель, постоянно занятый совершенствованием деятельности своего предприятия, будет стремиться к по-

иску оптимальных стратегий дальнейшего развития и постепенно (в долгосрочной перспективе) достигнет высокой конкурентоспособности своего предприятия (рис. 2).



Рис. 2. Путь достижения конкурентных преимуществ в бережливом производстве

Другим ключевым принципом бережливого производства является система 5S — система мотивации сотрудников компании по эргономичной организации рабочего места, которая в конечном счете ведёт к улучшению корпоративной культуры, повышению производительности труда и сокращению потерь (рис. 3).

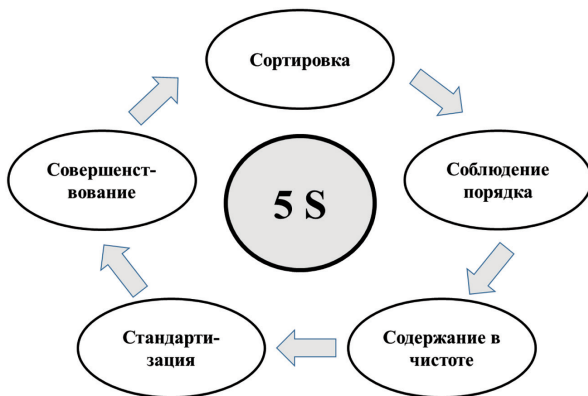


Рис. 3. Система 5S — организация рабочего места

Эффективная производственная система предприятия включает систему мотивации сотрудников, направленную на преобразование деятельности предприятия, дальнейшую самореализацию и признание заслуг работников. Она стимулирует те действия работников, которые нацелены на непрерывное движение ценности по потоку, на выявление и исключение при этом всех возможных потерь.

Бережливое производство предъявляет особые требования к персоналу. Отказ от партий и очередей, которые в известной мере сглаживали неравномерность спроса, ведет к тому, что при увеличении спроса резко увеличивается нагрузка на членов продуктовых команд. В связи с этим, чтобы не остановить

поток создания ценности, каждый работник бережливого производства должен быть профессионалом в смежных областях и очень надежным исполнителем. Производственный климат должен быть благоприятным для успешной и сплоченной работы продуктовых команд и рабочих групп.

Итак, для того чтобы повысить эффективность российского предприятия, необходимо пройти следующие этапы (рис. 4).

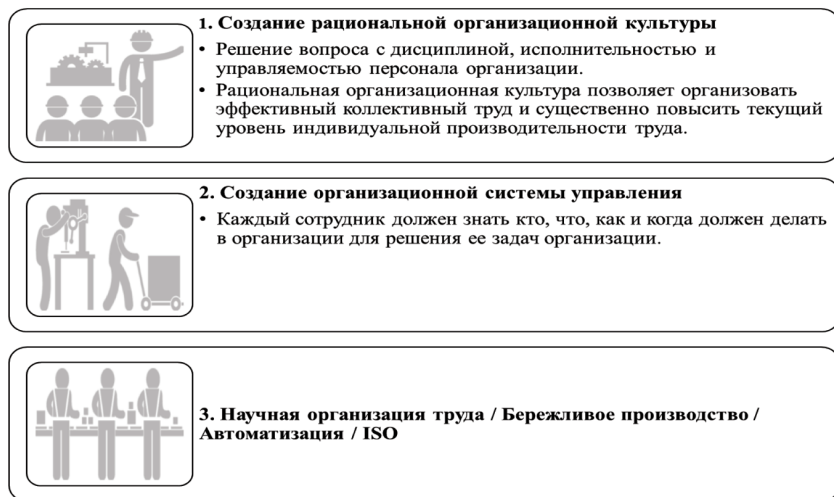


Рис. 4. Этапы эффективной организации труда персонала на предприятии

Понимая, насколько важную роль играет человеческий фактор и коллективная работа при освоении принципов бережливого производства и внедрении lean-технологий на предприятиях авиационного двигателестроения, руководство активно использует вознаграждение работников, осуществляемое посредством морального и материального поощрения. Это дает высокий прирост предложений по улучшениям, большинство которых направлены на снижение потерь времени, на повышение качества продукции, на повышение безопасности труда.

По данным различных источников, внедрение инструментов бережливого производства позволяет обеспечить сокращение времени разработки новой продукции на 30–50%; рост качества продукции на 30–50%; увеличение возврата инвестиций на 15–20%; рост производительности труда на 10–40%. На предприятиях авиационной промышленности: сокращение срока выполнения заказа с 16 месяцев до 16 недель; сокращение времени производственного цикла на 25–90%; сокращение брака на 58–99%; рост качества продукции на 30–50%; увеличение времени работы оборудования в исправном состоянии до 98%; высвобождение производственных площадей на 25–50%.

В целом использование бережливого производства дает значительный эффект. Преимущества lean в том, что система на 80% состоит из организационных мер и только 20% составляют инвестиции в технологию [8].

Реализация подходов бережливого производства в высокотехнологичных отраслях также может дать хороший импульс для многих областей народного хозяйства. Бережливое производство невозможно разработать и внедрить силами сторонних специалистов. Это могут сделать только те, кто работает на предприятии, знает его, каждый день сталкивается с его проблемами.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Лайкер Дж.* Практика ДАО TOYOTA. Руководство по внедрению принципов менеджмента «Toyota». The McGraw-Hill Companies Inc., 2006.
2. Lean Consult Group. URL: <http://www.lean-consult.ru/terms/poteri>
3. *Просвирина Н. В., Зеленцова Л. С., Тихонов А. И.* Управление предприятием авиационной промышленности с использованием концепции бережливого производства // Сб. Московского экономического журнала. 2016. № 2. URL: <http://qje.su/uvravlennie-predpriyatiem/moskovskij-ekonomicheskij-zhurnal-2-2016-7/> (дата обращения 20.05.2016)
4. *Зеленцова Л. С., Тихонов А. И., Шестакова Е. В.* Организационно-экономические инструменты обеспечения конкурентоустойчивости предприятия авиационного двигателестроения: монография. М.: Изд-во МАИ, 2015.
5. *Рифель Е. Н.* Бережливое производство. Виртуальная выставка. URL: <http://chelreglib.ru/media/files/exhib/berezhливое-proizvodstvo.pdf>
6. Бережливое производство и персонал // Jobgrade.Ru. URL: <http://www.jobgrade.ru/modules/Articles/article.php?storyid=544>
7. Компания АМИ-СИСТЕМ, Lean Production. URL: <http://lp.management-ami.ru/ber-zhливое-proizvodstvo/>
8. *Тихонов А. И., Кононов А. М.* Анализ опыта внедрения бережливого производства на предприятиях авиационного двигателестроения // Экономика и управление в машиностроении. 2016. № 2. С. 58–67.

СОДЕРЖАНИЕ

ТЕРМОДИНАМИКА И ГАЗОДИНАМИКА АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ.....	7
<i>Буржишова Е. В., Еремин А. А.</i> Модификация осевого компрессора ГТД-110.....	7
<i>Шмотин Ю. Н., Кикоть Н. В., Кретилин Г. В., Лещенко И. А., Федечкин К. С.</i> Исследование характеристик трехконтурного двигателя в составе силовой установки многоцелевого самолета.....	19
<i>Федечкин К. С., Фаррахов Ф. А., Кретилин Г. В.</i> Расчетное исследование влияния величины радиального зазора на характеристики высоконапорных диагональных и центробежных ступеней.....	29
<i>Лепешинский И. А., Зуев Ю. В., Истомин Е. А., Заранкевич И. А., Антоновский И. В., Гузенко А. А.</i> Система газодинамической технологии СГТ1-60-120 на базе ГТД для получения дальнобойных газокapelных струй.....	35
<i>Минин О. П., Лещенко И. А., Олишевский Д. А.</i> Исследование эффективности регулирования сопла силовой установки дозвукового транспортного самолета интегральной аэродинамической компоновки.....	41
<i>Агульник А. Б., Лещенко И. А., Минин О. П., Юрлова Н. Ю.</i> Методика оптимизации канала входного устройства сложной пространственной конфигурации, предназначенного для летательного аппарата интегральной компоновки.....	49
<i>Старцев А. Н., Темис Ю. М., Стешakov Е. Г., Якушев Д. А., Барилко И. А., Лебедев А. О.</i> Проектирование осецентробежного компрессора на высокую степень повышения полного давления.....	56
<i>Ворошин Д. В., Лакомова И. М., Маракуева О. В., Муравейко А. С.</i> Исследование работы центробежных компрессоров с учетом различных технологических и конструкционных особенностей.....	64
<i>Ворошин Д. В., Клочков И. Н., Лакомова И. М.</i> Исследование резервов повышения эффективности отсека осевой турбины с использованием методов математической оптимизации.....	73
<i>Ворошин Д. В., Маракуева О. В., Муравейко А. С.</i> Создание CFD-модели многоступенчатого осевого компрессора.....	79
<i>Ворошин Д. В., Клочков И. Н., Лакомова И. М., Маракуева О. В., Муравейко А. С.</i> Современные тенденции в проектировании турбомашин. Использование методов оптимизации в цикле проектирования турбомашин.....	88
<i>Архипов Д. В.</i> Повышение запасов ГДУ многоступенчатых осевых компрессоров с нерегулируемыми направляющими аппаратами.....	97
ГОРЕНИЕ ТЕПЛОПРОВОДНОСТЬ, ТЕПЛОПЕРЕДАЧА И ТЕПЛООБМЕННЫЕ ПРОЦЕССЫ В АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ.....	105
<i>Горелов Ю. Г., Тюлков К. В.</i> Верификация 3D расчетов пленочного охлаждения сопловых лопаток в ANSYS CFX.....	105
<i>Ивчик Л. Ф.</i> CFD-моделирование процессов горения и теплообмена в камерах сгорания.....	113
КОНСТРУКЦИЯ, ПРОЧНОСТЬ, НАДЕЖНОСТЬ И РЕСУРС АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ.....	122
<i>Мурзин А. Н., Белоусов А. И., Кузнецов А. А., Воронин С. В.</i> Анализ частотных характеристик гибких коммуникаций.....	122
<i>Кикоть Н. В., Бузов М. Н., Лебедев М. В.</i> Возможность применения активных магнитных подшипников в опорах роторов двухконтурного ГТД.....	127
<i>Лебедев М. В., Кикоть Н. В.</i> Расчет долговечности подшипников качения с новыми материалами.....	134
<i>Шуваев Н. В.</i> Численная оценка интенсивности возбуждения колебаний лопаток газотурбинного двигателя на резонансных режимах.....	138
<i>Попович А. А., Орлов А. В., Суфияров В. Ш., Полозов И. А., Борисов Е. В., Масайло Д. В.</i> Проектирование и оптимизация деталей для аддитивного производства.....	150
СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ.....	158
<i>Кокунин Ю. В.</i> Оценка эффективности метода взаимного контроля двухканальных датчиков для БАРК-42.....	158
<i>Зеленин А. Н., Кузнецов А. А.</i> Исследование влияния загрязнений топлива на надежность топливных агрегатов системы автоматического управления.....	169
<i>Кузнецов А. А.</i> Доводка агрегата НР-2500.....	175
<i>Блохин В. С., Пушкарев А. Д., Чичерова Е. В.</i> Алгоритм коррекции нелинейности типа зоны нечувствительности в контуре управления расходом топлива ГТД.....	183

<i>Блохин В. С., Пушкарев А. Д., Чичерова Е. В.</i> Алгоритм синхрофазирования многодвигательного турбовинтового самолета	192
<i>Ларионов А. В., Орлов П. М., Ковалев А. П.</i> Проработка применения волоконно-оптических технологий в системах управления и контроля двигателей семейства РД-33	200
<i>Гуревич О. С., Гулиенко А. И.</i> Системы газотурбинного двигателя для «электрического» самолёта	214
<i>Кавалеров Б. В., Бахирев И. В.</i> Идентификация электроэнергетической газотурбинной установки в реальном времени	223
<i>Кишин Г. А., Кавалеров Б. В.</i> Разработка математической модели газотурбинной электростанции на основе технологии нейронных сетей	229
ТЕХНОЛОГИЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ И РЕМОНТА	234
<i>Онищенко А. К., Забельян Д. М., Кобизский В. А., Матвеев Д. А.</i> О штампуемости титановых сплавов	234
<i>Бурлаков И. А., Забельян Д. М., Морозов С. В., Утяшев Ф. З.</i> Деформируемость заготовок из сплава ЭП741НП	239
ИСПЫТАНИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ И ЭКСПЛУАТАЦИЯ	246
<i>Петухов А. В.</i> Диагностика авиационных двигателей АЛ-31ФП в условиях сервисно-технических центров	246
ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ТЕХНОЛОГИИ И МАТЕРИАЛЫ, ПРИМЕНЯЕМЫЕ В АВИАДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИИ	255
<i>Овсепян С. В., Ахмедзянов М. В., Ломберг Б. С., Мазалов И. С.</i> «Высокожаропрочные, свариваемые, упрочняемые внутренним азотированием сплавы для деталей и узлов перспективных ГТД»	255
<i>Буякина А. А., Баκραдзе М. М., Летников М. Н., Филонова Е. В.</i> Влияние высокотемпературной обработки на характеристики длительной и кратковременной прочности нового высокожаропрочного деформируемого сплава на основе никеля для дисков турбин	260
<i>Дубин А. И.</i> Применение технологий упрочнения поверхности для повышения сопротивления усталости лопаток компрессора ГТД	267
<i>Должикова С. А., Измайлова Н. Ф., Мурашкин М. Ю.</i> Некоторые особенности микроструктуры и свойств алюминиевого сплава системы Al-Cu-Mg в зоне соединения лопатка—диск, полученного методом линейной сварки трением	272
<i>Бухта С. Н.</i> Применение электрофизических методов обработки профиля пера лопаток перспективных изделий ГТД	280
<i>Алексеев С. Г.</i> Обзор современных лазерных технологий авиадвигателестроения	289
<i>Абраимов Н. В., Яковлев М. Г., Ромашов А. С.</i> Защита титановых сплавов от высокотемпературного окисления методом микродугового оксидирования	293
<i>Родин Е. В., Быков Ю. Г., Кярамян К. А.</i> Применение новых материалов в конструкции КВД перспективного двигателя	301
<i>Кузьмин В. И., Гуляев И. П., Корниенко Е. Е., Сергачёв Д. В., Долматов А. В., Тютюнькова М. К.</i> Сверхзвуковые плазменные потоки в процессах нанесения покрытий и получения дисперсных материалов	309
<i>Борисов Е. В., Попович А. А., Суфьяров В. Ш., Полозов И. А., Масайло Д. В., Орлов А. В.</i> Применение жаропрочного никелевого сплава в аддитивных технологиях	316
<i>Масайло Д. В., Попович А. А., Суфьяров В. Ш., Борисов Е. В., Полозов И. А., Орлов А. В.</i> Применение аддитивных технологий в авиадвигателестроении	322
<i>Полозов И. А., Попович А. А., Суфьяров В. Ш., Борисов Е. В., Масайло Д. В.</i> Применение технологии селективного лазерного плавления для изготовления сложнопрофильных изделий из титанового сплава	331
<i>Тихомирова Е. А.</i> К вопросу о термодинамических испытаниях в исследованиях термической усталости монокристаллов	338
<i>Тихомирова Е. А., Живушкин А. А.</i> Кристаллогеометрия изломов монокристалльных корсетных образцов в термодинамических испытаниях	348
АКТУАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ ЭКОНОМИКИ И УПРАВЛЕНИЯ АВИАДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИИ	362
<i>Дмитриев А. Я., Митрошкина Т. А.</i> Перспективная MTQFD методология планирования качества новых проектов газотурбинных двигателей	362
<i>Просвирина Н. В., Тихонов А. И.</i> Организация труда персонала в системе бережливого производства на предприятиях авиационного двигателестроения	369