

РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ НОВОГО ЖАРОПРОЧНОГО НИКЕЛЕВОГО СПЛАВА ДЛЯ ДИСКОВ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И УСТАНОВОК

Александр Вячеславович Логунов, Московский политехнический университет, д.т.н., профессор

Юрий Николаевич Шмотин, генеральный конструктор АО "ОДК", д.т.н.

Денис Викторович Данилов, ведущий инженер-технолог ПАО "ОДК-Сатурн", к.т.н.

Шамиль Хамзаевич Мухтаров, старший научный сотрудник ФГБУН ИПСН РАН, к.т.н.

Александр Михайлович Михайлов, генеральный директор ООО НТЦ "ТСМ", аспирант

С применением компьютерного метода оптимизации жаропрочных сплавов (КМО ЖС) разработан новый сплав для дисков газотурбинных двигателей и установок, предназначенный для эксплуатации при температурах до 850 °С. Сплав отличается высоким структурным совершенством и стабильностью. По уровню жаропрочности при 650 °С сплав соответствует лучшим отечественным материалам этого класса, при этом его прочностные характеристики в области 20 °С значительно превышают российские аналоги и отвечают соответствующим показателям перспективных зарубежных сплавов ($\sigma_{B\sigma}^{20} > 1700$ МПа).

With the help of computer-aided method of heat-resistant alloy optimization, a new alloy has been developed for disks of gas-turbine engines and units intended for operation at temperatures up to 850 °C. The alloy demonstrates structural perfection and stability. As for the high temperature strength at 650 °C, the alloy corresponds to the best domestic materials of this class, with its strength properties at 20 °C considerably exceeding those of the Russian analogues and corresponding to the values of advanced foreign alloys ($\sigma_{B\sigma}^{20} > 1700$ МПа).

Ключевые слова: дисковый жаропрочный сплав, деформация, диски ГТД, метод оптимизации.

Keywords: heat-resistant alloy for disks, deformation, gas-turbine engine disks, optimization method.

В настоящее время газотурбинное двигателестроение претерпевает этап интенсивного развития, что обусловлено рядом причин, в том числе:

- значительным усилением роли авиационного транспорта, обеспечивающего перевозки пассажиров и перемещение грузов на большие расстояния в течение нескольких часов;

- требованиями создания нового поколения авиационной и морской техники оборонного, военно-транспортного и специального назначения;

- резко возросшей ролью газотурбинных установок в энергетике, при развитии и освоении богатых полезными ископаемыми территорий;

- ролью газотурбинного двигателестроения в качестве основного локомотива при получении принципиально новых конструкторских, технологических и материаловедческих решений, обеспечивающих эффективное развитие ряда важнейших отраслей экономики, определяя тем самым современный уровень производства, технологическую и экономическую независимость государства.

Перспективные газотурбинные двигатели предполагают повышенные нагрузки на каждую ступень турбомашин и, соответственно, на диски газовых турбин.

Прогнозируемое увеличение удельной тяги ГТД с 7...8 кгс/кг (4-е поколение - АЛ-31Ф, РД-33) до 9...10 кгс/кг (5-е поколение) и 15...16 кгс/кг (6-е поколение) связано, в первую очередь, с повышением термодинамических параметров теплового процесса - увеличением температуры газа перед турбиной с 1700 К до 1900...2100 К, получением гораздо более легких и жестких конструкций, способных при этом работать в условиях воздействия более высоких температур и напряжений.

Одними из наиболее критичных элементов газотурбинных двигателей являются диски турбин и последних ступеней компрессоров, изготавливаемые из никелевых жаропрочных сплавов.

Высочайшие требования к этим сплавам определяются тем, что:

- они работают в условиях одновременного действия растягивающих, термоциклических и циклических нагрузок [1-3], при этом в разных элементах дисков (обод, полотно и ступица) температура, величина и соотношение различных видов нагрузок существенно отличаются;

- конструктивно диски выполнены таким образом, что в них возникают значительные концентраторы напряжений (вблизи отвер-

тий, галтелей, шлицевых пазов, пазов для замков лопаток и т.д.);

- значительным объемом их применения в двигателях. В частности, в турбовентиляторном двигателе Trent-800 доля дисков турбины составляет примерно 20 % массы деталей, а их стоимость равна 10 % стоимости двигателя после ввода его в эксплуатацию. Для двигателя EJ200, используемого на военных самолетах, эти показатели равны 5 % и 25 % соответственно [4];

- разрушение диска, как правило, приводит к разрушению двигателя и в ряде случаев - к гибели самолета.

Указанные проблемы и перспективы развития ГТД определяют новые требования к сплавам для дисков газовых турбин, которые можно сформулировать следующим образом:

- улучшение прочностных показателей длительной и кратковременной прочности, как при обычных, так и при существенно более высоких по сравнению с реализуемыми в настоящее время рабочими температурами;

- наличие у материала значительного уровня вязкости разрушения, низкой чувствительности к концентраторам напряжения и высокой пластичности, а также высокого сопротивления переменным нагрузкам в условиях малоциклового и многоциклового нагружения;

- повышение структурной стабильности материала - основы увеличения надежности, работоспособности и ресурса при высоких температурах;

- получение различного (оптимального) комплекса свойств в разных частях диска, каждая из которых подвергается особому воздействию возникающих в процессе эксплуатации напряжений.

Начиная с 80-х годов прошлого века, в России и за рубежом активно ведутся работы, направленные на повышение эксплуатационных характеристик дисковых сплавов. При этом значительное внимание уделяется проблеме улучшения прочностных свойств в диапазоне от комнатной до рабочей температуры. Известно, что увеличение прочностных показателей сплавов при комнатных и невысоких температурах обеспечивает надежную работу ступицы диска и двигателя при запусках и остановах, а более высокие значения прочности при рабочих температурах позволяют существенно улучшить надежность, долговечность и тактико-технические параметры новых изделий.

В частности, в сплавах Alloy 10, LSHR, FGH95, TMW-4, а также в новом сплаве фирмы Honeywell достигнутый уровень предела прочности $\sigma_{B\sigma}^{20}$ составляет 1650...1742 МПа. При этом следует особо отметить китайский сплав FGH95, обладающий рекордным

значением предела прочности при комнатной температуре, равным 1742 МПа, и максимальным пределом текучести $\sigma_{0,02}^{20}$, составляющим 1469 МПа. Отечественные сплавы, созданные в последние годы, характеризуются несколько более низким уровнем предела прочности при комнатных температурах, который составляет 1560...1650 МПа (сплавы ВВ750П, ВВ751П, ВВ752П, ЭК152, ВЖ175, ЭП962НП и др.). Примерно так же соотносятся характеристики зарубежных и отечественных новых сплавов по важному показателю - пределу текучести при комнатной температуре. У отечественных сплавов $\sigma_{0,02}^{20}$ составляет 1130...1215 МПа, у зарубежных значение этого показателя достигает 1125...1469 МПа.

При температурах порядка 650 °С показатели отечественных сплавов соответствуют достигнутому за рубежом уровню. Новые сплавы имеют 100-часовую длительную прочность при 650 °С в пределах от 1070 МПа (ВЖ175) до 1140 МПа (ВВ752, ВВ753), соответствующие показатели зарубежных сплавов имеют близкие значения: 1115 МПа (сплав LSHR) и 1156 МПа (сплав фирмы GE).

Таким образом, одной из главных целей совершенствования легирования никелевых жаропрочных сплавов для дисков газовых турбин является обеспечение высоких значений σ_B и $\sigma_{0,2}$ при средних температурах, т.к. именно при этих температурах работает ступица диска, испытывающая максимальные радиальные нагрузки.

Настоящая работа связана с получением дискового жаропрочного никелевого сплава СДЖС-15, легирование которого осуществлено на основе практической реализации созданного и представленного в ряде работ [5-9] компьютерного метода оптимизации составов жаропрочных сплавов (КМО ЖС), но уже применительно к материалам для дисков газовых турбин.

Сплав разрабатывался с целью обеспечения высокого уровня прочности ($\sigma_B^{20} > 1700$ МПа) при температурах работы ступицы диска в новых двигателях. Одновременно он должен обеспечивать надежную работу в области температур 650...850 °С, которые отвечают перспективным прогнозам для ободной части этих ответственных узлов ГТД. Одним из таких показателей является наличие жаропрочности при 650 °С ($\sigma_{100}^{650} > 100$ МПа).

Химический состав нового материала соответствует сплаву ВВ753, отличаясь от него содержанием Со и Re, а также концентрацией W.

Выплавленный методом ВИП слиток сплава рассчитанного состава, имевший размеры $\varnothing 95 \times 180$ мм, был подвергнут многократному вакуумно-дуговому переплаву, затем предварительной термической обработке, деформации и окончательной термической обработке.

Технология вакуумно-индукционной плавки слитка отработана и реализована А.М. Михайловым (Научно-технический центр "Технологии специальной металлургии" - НТЦ "ТСМ"), технология ВДП, термической обработки, деформации и окончательной термообработки - Ш.Х. Мухтаровым (ИПСМ РАН) совместно с авторами.

Исходная микроструктура сплава

На рис. 1 представлена микроструктура слитка сплава СДЖС-15 после многократного аргоно-дугового переплава на лабораторной установке (в виде слитка весом около 200 г), подвергнутого термической обработке, которая включала в себя:

1. Нагрев и отжиг $T = 1100$ °С (2 ч);
2. Нагрев до $T = 1200$ °С и отжиг 10 ч;
3. Нагрев до $T = 1240$ °С и отжиг 20 ч, охлаждение с печью до $T = 1210$ °С;
4. Отжиг при $T = 1210$ °С (4 ч), охлаждение на воздухе;
5. Старение при $T = 860$ °С (6 ч), охлаждение на воздухе;
6. Старение при $T = 750$ °С (32 ч), охлаждение в печи.

Видно, что термическая обработка приводит к повышению однородности микроструктуры. Получена крупнозернистая матричная структура с частицами γ' -фазы размером около 0,2 мкм, в которой почти полностью растворена неравновесная эвтектика и отмечается присутствие карбидов размером до 5...7 мкм.

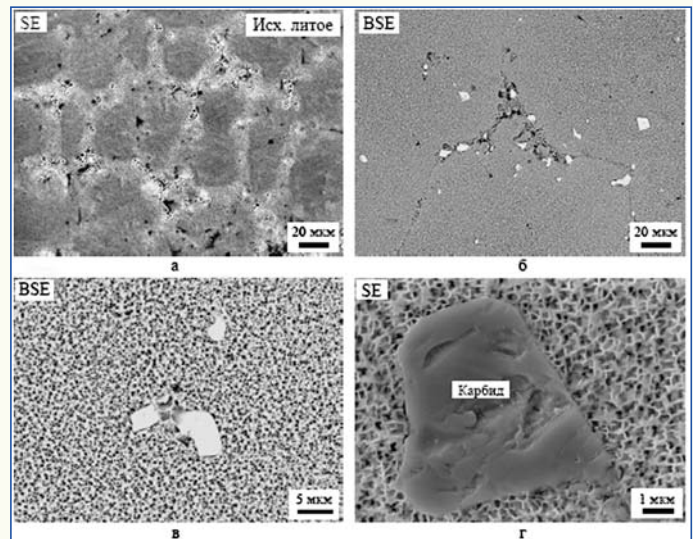


Рис. 1 Электронно-микроскопическое изображение многократно переплавленного литого сплава: а - исходное литое состояние, видна дендритная структура, б-г - микроструктура после термической обработки. Микроструктура однородная, неравновесная междендритная эвтектика почти полностью растворилась после термообработки. В структуре также отмечаются карбиды размером 5...7 мкм

Проведение горячей деформации и ее влияние на микроструктуру и механические свойства сплава

Перед горячей деформацией проводилась термическая обработка, которая включала в себя:

- нагрев и отжиг с постепенным повышением температуры от 1100 °С до 1240 °С. Общее время отжига составило 24 ч. Затем постепенное охлаждение до 1150 °С со скоростью ≈ 25 °С/ч и промежуточными выдержками. Охлаждение с температуры 1150 °С до комнатной осуществлялось с печью.

- последующая горячая деформация включала в себя предварительную и окончательную стадию при 1180 °С.

На рис. 2 и 3 представлены исходные литые заготовки и заготовки, полученные после горячей деформации. Видно, что исходные (до деформации) заготовки, полученные из переплавленного сплава, меньше по размеру. После горячей деформации заготовки из переплавленного сплава показали меньше боковых трещин, что указывает на лучшее качество переплавленного материала.

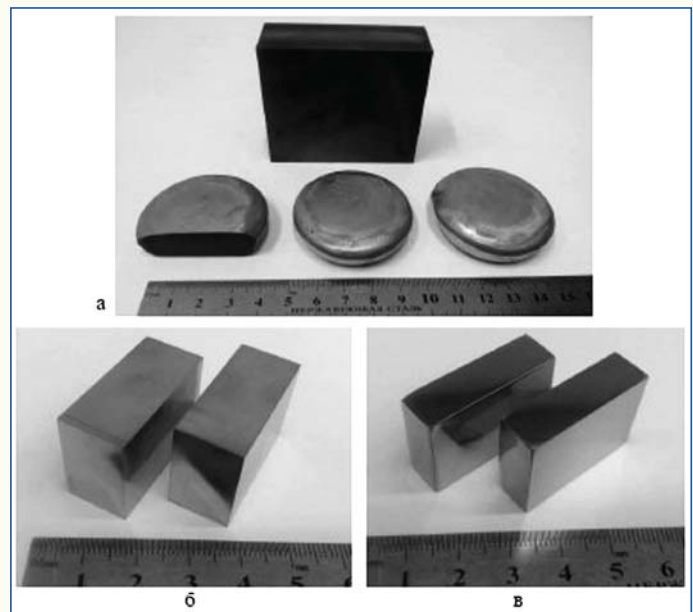


Рис. 2 Литые заготовки сплава: а - заготовка, вырезанная из исходного слитка и переплавленные слитки до проведения термической обработки; б, в - заготовки после термической обработки, приготовленные для проведения горячей деформации из исходного литого материала (б), переплавленного материала (в)

Деформированные заготовки сплава подвергали упрочняющей термической обработке, которая включала в себя:

- отжиг при $T = 1200\text{ }^{\circ}\text{C}$ (4 ч), охлаждение на воздухе;
- старение при $T = 860\text{ }^{\circ}\text{C}$ (6 ч), охлаждение на воздухе;
- старение при $T = 750\text{ }^{\circ}\text{C}$ (32 ч), охлаждение в печи.

Из деформированных заготовок были изготовлены плоские образцы на растяжение с размерами рабочей части $8 \times 3,5 \times 1,5$ мм, которые перед испытанием шлифовались для снятия напряженного слоя. Кратковременные испытания на растяжение проводили при температуре $20\text{ }^{\circ}\text{C}$.

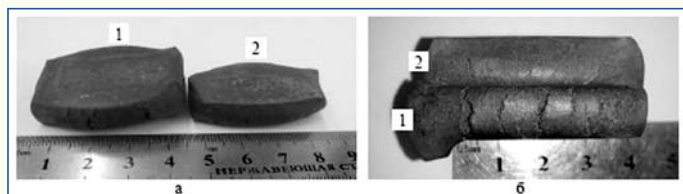


Рис. 3 Деформированные заготовки сплава, полученные из: 1 - исходного материала, 2 - переплавленного материала. Видно, что переплавленный материал деформировался лучше - с меньшим количеством боковых трещин

В табл. 1 представлены механические свойства образцов нового сплава в деформированном состоянии, полученного из металла ВИ и металла (ВИ+ВДП, многократный переплав).

На рис. 4 приведена диаграмма растяжения образца из металла (ВИ+ВДП) при $20\text{ }^{\circ}\text{C}$. Видно, что предел прочности материала σ_B^{20} превышает 1700 МПа при высоком уровне пластичности.

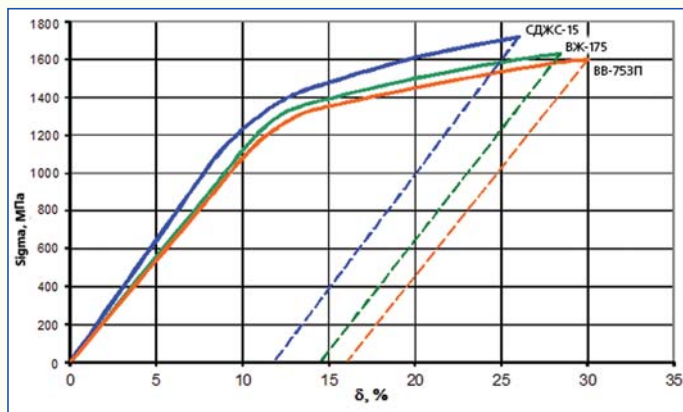


Рис. 4 Зависимость напряжения-деформация при растяжении образца сплава, плавка ИПСМ + ТО + деформация $1180\text{ }^{\circ}\text{C}$ + старение двухступенчатое

Таким образом, созданный новый сплав СДЖС-15, полученный двойным вакуумным переплавом (ВИ+ВДП) имеет после деформации и двухступенчатого старения пределы прочности и текучести при $20\text{ }^{\circ}\text{C}$, равные 1708 и 1250 МПа соответственно, а пластичность $\approx 11\%$.

При высокотемпературных испытаниях ($T = 650\text{ }^{\circ}\text{C}$, нагрузка 1000 МПа) исследуемый образец нового сплава простоял более 150 ч без разрушения (испытания продолжаются).

Такие показатели не имеет ни один отечественный дисковый сплав, а среди зарубежных он соответствует самым высоким параметрам (см. табл. 2).

Сейчас крайне важным становится доведение этой работы до опытно-промышленного и промышленного освоения, поскольку новый материал позволяет заметно уменьшить размеры и вес ступицы диска, что в свою очередь приведет к улучшению параметров газотурбинных двигателей и установок.

Литература

1. Скибин В.А., Солонин В.И., Палкин В.А. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний по созданию перспективных авиационных двигателей. М: Изд. ЦИАМ. 2004. 421 с.
2. Иноземцев А.А., Сандрацкий В.Л. Газотурбинные двигатели. Часть I. Пермь: Изд. ОАО "Авиадвигатель", 2006. С. 456-457.
3. Томилина Т.В., Шмотин Ю.Н. Течение в турбине высокого давления с учетом нестационарного статор/ротор взаимодействия // Конверсия в машиностроении. 2008. № 1 (86) С. 7-10.
4. Reed R.C. The superalloys. Fundamentals and Applications. Cambridge: University Press, 2006, 372 p.
5. А.В. Логунов, Ю.Н. Шмотин, Д.В. Данилов Методологические основы автоматизированного проектирования жаропрочных сплавов на никелевой основе, ч. 1 // Технология металлов, 2014, № 5, с. 3-9.
6. А.В. Логунов, Ю.Н. Шмотин, Д.В. Данилов Методологические основы автоматизированного проектирования жаропрочных сплавов на никелевой основе, ч. 2 // Технология металлов, 2014, № 6, с. 3-10.
7. А.В. Логунов, Ю.Н. Шмотин, Д.В. Данилов Методологические основы автоматизированного проектирования жаропрочных сплавов на никелевой основе, ч. 3 // Технология металлов, 2014, № 7, с. 3-11.
8. А.В. Логунов, Ю.Н. Шмотин, И.А. Лещенко, Р.Ю. Старков. Моделирование и разработка новых жаропрочных сплавов, ч. I // Двигатель, 2013, № 5 (89), с. 24-27.
9. А.В. Логунов, Ю.Н. Шмотин, И.А. Лещенко, Р.Ю. Старков. Моделирование и разработка новых жаропрочных сплавов, ч. II // Двигатель, 2013, № 6 (90), с. 23-25.

Связь с автором: danilov_d.v@rambler.ru

Таблица 1

Сравнительные механические свойства при растяжении сплава после горячей деформации и упрочняющей термической обработки				
T, °C	Исходный материал (нижняя часть слитка, ВИ)		Переплавленное состояние (200-граммовый слиток после многократного переплава, ВИ+ВДП)	
	σ_B / σ_T , МПа	σ , %	σ_B / σ_T , МПа	σ , %
Литье + ТО + деформация $1180\text{ }^{\circ}\text{C}$ без ТО				
20	1537/≈1200	10,8	1598/≈1300	7,86
Литье + ТО + деформация $1180\text{ }^{\circ}\text{C}$ без ТО + старение двухступенчатое				
20	1643,8/≈1260	8,4	1708/≈1250	10,7
20	1637,2/≈1240	7,4	-	-

Таблица 2

Показатели пределов прочности отечественных и зарубежных сплавов							
Сплав	СДЖС-15	ВВ753П	ВЖ175	N18	ME3 (Rene 104)	Alloy 10	LSHR
$\sigma_{0,2}^{20\text{ }^{\circ}\text{C}}$	1250	1150	1215	1125	1140	1110	1210
$\sigma_B^{20\text{ }^{\circ}\text{C}}$	1708	1600	1630	1580	1650	1650	1700
$\sigma_{100}^{650\text{ }^{\circ}\text{C}}$	>1000	1140	1070	960	1056	1125	1115