

УДК 669.018.44

Ю.А. Бондаренко¹**ТЕНДЕНЦИИ РАЗВИТИЯ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ МАТЕРИАЛОВ И ТЕХНОЛОГИЙ ПРИ СОЗДАНИИ СОВРЕМЕННЫХ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**

DOI: 10.18577/2071-9140-2019-0-2-3-11

Проведен анализ тенденций развития современных высокопрочных металлических материалов и технологии получения нагруженных деталей авиационных газотурбинных двигателей (ГТД). Устойчивый рост параметров эффективности работы ГТД требует постоянного увеличения рабочей температуры и давления газа в каждой секции двигателя, начиная с вентилятора, компрессора, далее – камеры сгорания и турбины. Самые высокие комбинации напряжений и температур испытывают вращающиеся диски и рабочие лопатки турбины высокого давления ГТД. Поэтому в настоящее время их изготавливают по уникальным технологиям из дорогостоящих материалов. В перспективе возможно использование при производстве лопаток ГТД эвтектических естественно-композиционных сплавов на основе никеля и ниобия. Металлические материалы с их уникальным комплексом свойств останутся основой авиационных ГТД.

Ключевые слова: авиационный газотурбинный двигатель, температура газа, жаропрочность, направленная кристаллизация, монокристаллический жаропрочный сплав, упрочняющая фаза, естественная композиционная структура, аддитивная технология.

Yu.A. Bondarenko¹**TRENDS IN THE DEVELOPMENT OF HIGH-TEMPERATURE METAL MATERIALS AND TECHNOLOGIES IN THE PRODUCTION OF MODERN AIRCRAFT GAS TURBINE ENGINES**

In the present work, the trends in the development of modern high-strength metallic materials and technology for producing loaded parts of aircraft gas turbine engines (GTE) are analyzed. A steady increase of the efficiency operating parameters of the gas turbine engine requires constant increase in operating temperature and gas pressure in each section of the engine starting with the fan, then the compressor, then the combustion chamber and the turbine. The highest combinations of stresses and temperatures are experienced by the rotating disks and blades of GTE high-pressure turbine. Therefore, now they are made with unique technologies from expensive materials. In the future, it is possible to use eutectic natural composite alloys based on nickel and niobium in the production of GTE blades. Metal materials with their unique set of properties will remain the basis of aviation gas turbine engines.

Keywords: aviation gas turbine engine, gas temperature, heat resistance, directional crystallization, single crystal heat-resistant alloy, hardening phase, natural composite structure, additive technology.

¹Федеральное государственное унитарное предприятие «Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов» Государственный научный центр Российской Федерации [Federal State Unitary Enterprise «All-Russian Scientific Research Institute of Aviation Materials» State Research Center of the Russian Federation]; e-mail: admin@viam.ru

Введение

Прогресс авиационного моторостроения базируется на создании различных металлических материалов и сплавов на их основе, в разработке которых в последнее время активно используются экспериментальные исследования, вычислительные технологии и другие инновационные процессы.

Газотурбинный двигатель (ГТД), используемый в авиации, является одним из главных технических достижений XX в. и одновременно технологически сложной инженерной разработкой, в которой использованы самые современные материалы и технологии. В настоящее время

только несколько промышленно развитых стран сохранили возможность создавать и производить конкурентоспособные ГТД: США, Россия, Англия, Франция. Эти же страны, а также Германия и Швейцария в значительной степени участвуют в создании и производстве энергетических газотурбинных установок (ГТУ). Еще несколько стран активно работают над вступлением в клуб участников производства ГТД – Китай, Южная Корея, Япония.

Работа выполнена в рамках реализации комплексной научной проблемы 9.5. «Направленная кристаллизация (с переменным управляемым градиентом) высокотемпературных жаропрочных

сплавов» («Стратегические направления развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года») [1].

Материалы и методы

Материалы и эффективность работы ГТД

Создание новых летательных аппаратов военного назначения, а также для гражданской авиации, в том числе для сверхзвуковой перевозки пассажиров, невозможно без новых авиационных ГТД с повышенными техническими характеристиками, обеспечивающими безопасность, надежность, экономичность и приемлемую стоимость эксплуатации. Следует учесть, что разработка ГТД обычно занимает в 1,5–2,0 раза больше времени, чем создание планера летательного аппарата и авиационной инфраструктуры [2], поэтому создание и внедрение новых высокоэффективных материалов должно опережать процесс разработки инновационных ГТД.

Главной характеристикой, позволяющей оценить эффективность работы ГТД (включая термодинамический цикл), принято считать температуру газа перед турбиной (T_T) и степень повышения давления в компрессорах (π_K). Развитие двигателестроения в последние десятилетия сопровождается устойчивым ростом этих параметров [3]:

1960–1970 гг. (ГТД – 3-го поколения) – $T_T=1200–1300$ К, $\pi_K=5–10$;

1980–1990 гг. (ГТД – 4-го поколения) – $T_T=1600–1700$ К, $\pi_K=20–26$;

2000–2015 гг. (ГТД – 5-го поколения) – $T_T=1850–1900$ К, $\pi_K=25–30$;

2020–2030 гг. (ГТД – 6-го поколения) – $T_T=2100–2200$ К, $\pi_K=30–60$.

Развитие материалов основных узлов ГТД

Динамика роста эффективности ГТД обеспечивается соответствующим комплексом свойств материалов, из которых изготавливаются их главные узлы: вентилятор, компрессор, камера сгорания, турбина. Для вентилятора приоритетными являются материалы с малой плотностью, высокой вязкостью, что мотивирует их изготовление из алюминиевых сплавов в сочетании с титановыми сплавами, в том числе для деталей в наружных статических конструкциях. В последние годы в качестве материала лопастей вентилятора все чаще используются полимерные композиционные материалы, углепластики, гибридные металлосодержащие композиты. Подобные материалы планируют использовать и для корпуса мотогондолы. В компрессоре температура воздуха при сжатии может повышаться до $700–800^\circ\text{C}$ и данная секция состоит из лопаток и дисков, изготовленных из титановых сплавов, а для последних ступеней – из жаропрочных сплавов на основе никеля. В настоящее время для получения лопаток компрессора за рубежом и в России активно разрабатываются интерметаллидные сплавы с пониженной плотно-

стью на основе системы Ti-Al-Nb-X [4]. Элементы конструкции камеры сгорания подвергаются воздействию высоких температур и изготавливаются из деформируемых сплавов на никелевой основе, за рубежом также используют кобальтовые сплавы. В данном случае весьма перспективными могут быть интерметаллидные сплавы – например, на основе Ni_3Al [4, 5].

Детали турбины высокого давления (ТВД), сопловые и рабочие лопатки, установленные на дисках, испытывают воздействие самых сложных комбинаций напряжений и высоких температур ($1000–1100^\circ\text{C}$) в ГТД. Турбинные рабочие лопатки имеют уникальную геометрическую форму, включающую тонкое перо, замок, полки и внутреннюю полость системы охлаждения с тонкими стенками пера лопатки. Рабочие лопатки первых ступеней современных двигателей изготавливают из никелевых суперсплавов с монокристаллической структурой [6, 7]. От окисления при высоких рабочих температурах их защищают многослойным теплозащитным покрытием, наружный слой которого состоит из диоксида циркония, модифицированного оксидом иттрия [8].

Среди наиболее критичных и предъявляющих высокие требования к безопасности компонентов ГТД являются диски, которые изготавливают в том числе из порошковых материалов с максимальными прочностными характеристиками и высоким сопротивлением усталости при температурах до 800°C . Рабочие и сопловые лопатки последующих секций турбины изготавливают из никелевых жаропрочных сплавов с использованием технологии точного литья с направленной и равноосной структурой. Валы газотурбинного двигателя должны иметь очень высокую прочность и, как правило, изготавливаются из специальных высокопрочных сталей.

Рост характеристик и совершенствование производства жаропрочных сплавов

По мере создания авиационных ГТД разработчикам приходится опираться на широкий набор научных дисциплин, чтобы оптимизировать общую конструкцию перспективных изделий. Риск применения новых материалов оправдан, если они обеспечивают существенную выгоду или позволяют реализовать перспективную конструкцию ГТД. В процессе проектирования двигателей всегда стремятся к увеличению температуры газа на входе в турбину, что и обеспечивает рост эффективности ГТД. Поэтому изучение более высокотемпературных материалов и защитных покрытий для деталей турбины высокого давления часто бывает одним из основных направлений научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ. Ранее это позволило создать одно из хорошо известных технологических достижений современного материаловедения – технологии направленной кристаллизации и монокристаллического

Таблица 1

Свойства и стоимость зарубежных никелевых монокристаллических жаропрочных сплавов

Сплав	Содержание легирующих элементов, % (по массе)											Плотность, г/см ³	Стоимость, \$/фунт*	
	Ni	Co	Ta	W	Al	Re	Cr	Mo	Hf	Ru	C			Ti
CMSX-4	Основа	9,0	6,5	6,0	5,6	3,0	6,5	0,6	0,1	–	–	1,0	8,70	59
CMSX-10	Основа	3,0	–	5,0	5,7	6,0	2,0	0,4	0,15	–	–	0,2	9,05	–
Rene N6	Основа	12,5	7,2	6,0	5,8	5,4	4,2	1,4	0,1	–	0,05	–	8,97	–
TMS-138A	Основа	6,2	2,0	6,2	13,3	1,0	3,9	1,3	–	2,0	–	–	9,00	328
ERM-102	Основа	16,5	8,2	6,0	5,5	5,9	2,0	2,0	0,15	3,0	0,03	–	9,20	–
TMS-162	Основа	6,0	5,6	5,8	5,8	4,9	2,9	3,9	0,1	6,0	–	–	9,04	380
TMS-238	Основа	6,5	7,6	5,0	5,9	6,4	4,6	1,1	0,1	5,0	–	–	–	–

* \$/фунт (\$/lb) – долларов за фунт массы (1 фунт = 0,453 кг).

литья из никелевых жаропрочных сплавов [6, 7], а также стимулировало разработку новых поколений жаропрочных никелевых монокристаллических сплавов с более высокотемпературными характеристиками [9].

Последние десятилетия прирост уровня жаропрочных свойств монокристаллических сплавов реализовывался за счет роста содержания в них тугоплавких элементов (Mo, W, Ta, Re, Ru) и оптимального балансирования их химического состава. Это дало возможность разработать такие сплавы, как CMSX-4, CMSX-10, Rene N6 и ERM-102 (США) [10, 11]. Аналогичные разработки активно проводились в Японии – сплавы TMS-138A, TMS-162, TMS-169 и TMS-238 [12–14]. Значений максимальных свойств на этих сплавах удалось достичь благодаря сбалансированному легированию тугоплавкими (W, Ta, Re, Ru) и γ' -образующими элементами, однако при этом существенно выросли плотность (до $\geq 9,2$ г/см³) и стоимость [15], вклад в которую вносит цена Re и Ru. Похожие по составу высокожаропрочные сплавы созданы и в России – ВЖМ4 и ВЖМ6 [16–18] (табл. 1), по уровню жаропрочных свойств они не уступают зарубежным материалам (табл. 2).

В Японии с использованием традиционных методов анализа ведется научный поиск с целью создания следующего поколения жаропрочных сплавов на рабочие температуры $>1100^\circ\text{C}$. Так, для сплава TMS-238 с содержанием 6,4% (по массе) Re и 5,0% (по массе) Ru благодаря дополнительному легированию иридием (до 3,0% (по массе) Ir) удалось повысить рабочие температуры до 1120°C [19]. Добавка Ir оказалась также эффективной для подавления формирования ТПУ-фаз. Однако ресурсы Ir в природе ограничены и стоимость сплава TMS-238, содержащего Ir, будет высока – более 380 \$/фунт [19].

Для надежной реализации высокого уровня служебных характеристик, повышения однородности и качества структуры, уменьшения дендритной ликвации и пористости, в этих сплавах требуется проведение длительной высокотемпературной ($\geq 1300^\circ\text{C}$) термообработки с последующим газостатическим прессованием (ГИП). Эти технологически затратные операции требуют дорогостоящего оборудования и существенно увеличивают стоимость изделий.

Рабочие температуры применения современных никелевых монокристаллических сплавов

Таблица 2

Длительная прочность сплавов ВЖМ4 и ВЖМ6 в сравнении с лучшими зарубежными никелевыми монокристаллическими сплавами

Сплав	Температура испытания, °C	σ_{100} , МПа	σ_{1000} , МПа
ВЖМ6 (Россия)	900	595	435
	1000	315	220
	1100	180	130
ВЖМ4 (Россия)	900	575	410
	1000	305	200
	1100	170	120
ERM-102 (США)	900	503	385
	1000	325	200
	1100	148	97
TMS-162 (Япония)	900	565	425
	1000	320	220
	1100	180	130

уже в настоящее время находятся в диапазоне 1000–1100°C, что ограничено температурой плавления основы никелевого жаропрочного сплава, составляющей ≤1350°C. Поэтому создание жаропрочных материалов и технологии получения из них деталей горячего тракта ГТД на более высокие рабочие температуры (~1200°C) для перспективных авиационных конструкций является актуальной задачей современного авиационного материаловедения.

Для реализации высокого уровня свойств жаропрочных сплавов при получении лопаток ГТД применяют технологию направленной кристаллизации и монокристаллического литья, которая с момента ее появления на протяжении 50-ти лет постоянно совершенствуется. В последние десятилетия интенсивное развитие получила технология высокоградиентной направленной кристаллизации, разработанная в ВИАМ [20, 21]. За рубежом (в США и Германии) также ведутся исследовательские работы в этом направлении, создаются исследовательское оборудование и технологии [22, 23]. Однако именно во ФГУП «ВИАМ» проведены фундаментальные исследования по изучению влияния условий направленной кристаллизации: скорости кристаллизации и температурного градиента на фронте роста на размер структурных составляющих никелевых монокристаллических жаропрочных сплавов, а именно – на размер дендритных ячеек и частиц упрочняющей фазы (γ' -фазы на основе Ni₃Al), объемную долю и размер междендритных пор, величину междендритных выделений эвтектической γ/γ' -фазы; выявлены также особенности распределения легирующих элементов внутри дендритной ячейки [24].

Конструкторско-экспериментальные работы позволили создать специализированный образец литейного оборудования с жидкометаллическим охладителем (оловом) для получения литых деталей горячего тракта ГТД из суперсплавов с заданной кристаллографической ориентацией монокристаллической структуры в условиях промышленного производства [25].

Проведенные исследования позволили установить аналитические закономерности, связывающие параметры кристаллизации (скорость охлаждения) с размерными параметрами структурных составляющих жаропрочного сплава, которые представлены в виде уравнений степенной зависимости:

- междендритное расстояние – $\lambda=447(GR)^{-0,23}$.
- размер γ' -фазы в осях дендритов – $d_{\gamma' \text{ в осях}}=2,4(GR)^{0,53}$;
- размер γ' -фазы в межосном пространстве – $d_{\gamma' \text{ м.о.}}=4,0(GR)^{0,35}$;
- размер частиц эвтектики γ/γ' -фазы – $d_{\gamma/\gamma'}=50(GR)^{0,40}$.

Однонаправленная кристаллизация в условиях высокого перепада температур на фронте роста позволяет реализовать формирование более регулярной, тонкодендритной структуры ($\lambda \leq 200$ мкм) с меньшей пористостью (в 8–10 раз) и меньшим размером эвтектических фаз (в 2 раза), а также уменьшение дендритной неоднородности по составу (в 1,5 раза). Кроме того, в литом материале наблюдается повышение предела длительной прочности, растет время до разрушения при испытании на длительную прочность [24]. Это создает предпосылки для исключения длительной и затратной термообработки и процесса ГИП.

Особенности интерметаллидных жаропрочных сплавов

В России наряду со сплавами типа ЖС традиционного γ/γ' -дисперсного упрочнения во ФГУП «ВИАМ» разработаны сплавы типа ВКНА на основе интерметаллида Ni₃Al с повышенным (до 9%) содержанием Al (табл. 3) [6].

Подобные гетерофазные ($\gamma+\gamma'$)-сплавы с объемной долей γ' -фазы до ~90% имеют пониженную плотность (~7,9 г/см³), повышенную жаростойкость при окислении на воздухе, меньшую стоимость и предназначены для использования в качестве материала сопловых лопаток, элементов камеры сгорания, створок и других деталей горячего тракта ГТД. Кристаллизация в условиях высокого градиента с заданной кристаллографической ориентацией обеспечивает им уровень длительной прочности и термоусталости, аналогичный уровню для традиционных никелевых жаропрочных сплавов [4, 5], при этом за счет меньшей плотности они обладают более высокой удельной прочностью.

Необходимость в дальнейшем росте рабочих характеристик вновь создаваемых ГТД инициирует проведение поиска в области использования более тугоплавкого жаростойкого ($T_{\text{пл}}=1638^\circ\text{C}$) интерметаллида Ni–Al(β) и на основе системы Ni–Al(β)–Ni₃Al(γ). Проведенный комплекс исследований показывает, что в условиях высокого градиента температур на фронте роста можно получить перспективный

Таблица 3

Химический состав жаропрочных сплавов на основе интерметаллида Ni₃Al

Сплав	Содержание элементов, % (по массе)								
	Al	Co	Ti	W	Mo	Cr	C	B	Zr
ВКНА-4	9	7	–	2	3	5	0,15	0,003	1,0
ВКНА-4у	8	4	1	2	5	5	0,01	–	–
ВКНА-1В	8	4	1,5	3	4	6	0,02	–	–

экономнолегированный материал с меньшей плотностью ($\sim 7,2 \text{ г/см}^3$), высокими жаростойкостью, прочностью и пластичностью для работы на воздухе без защитных покрытий при температурах $\geq 1200^\circ\text{C}$ [26].

Естественно-композиционный материал с никелевой матрицей

Создание процесса высокоградиентной направленной кристаллизации дало возможность получать композиционные материалы выращиванием из расплава в условиях плоского фронта роста «естественного» эвтектического композита. Особенности совместного «парного» роста эвтектических фаз позволяют осуществлять надежную связь волокон армирующей фазы с матрицей, что обеспечивается благодаря полуккогерентной границе раздела фаз. Высокая прочность эвтектического жаропрочного сплава реализуется за счет суммирования нескольких механизмов упрочнения: *растворного*, связанного с многокомпонентным легированием; *дисперсионного* (с мелкодисперсными частицами упрочняющей фазы) и *композиционного*, который обеспечивается наличием волокон армирующей фазы, прочно связанной с матрицей.

Среди наиболее перспективных в качестве материала для лопаток ГТД можно выделить эвтектические сплавы, состоящие из никелевой жаропрочной матрицы, упрочненной γ' -фазой на основе Ni_3Al , а также нитевидными волокнами монокарбида ниобия или тантала. Это сплавы типа – CoTaC (Франция) [27–29], NiTaC (США) [30, 31], ВКЛС (Россия) [32]. Химические составы типичных сплавов представлены в табл. 4.

Основой для этих жаропрочных эвтектических композитов служат эвтектики систем Ni-NbC и Ni-TaC , в которых для получения высоких жаропрочных свойств применяют оптимальное легирование, при этом часть компонентов легирования обеспечивает упрочнение твердого раствора матрицы, другие идут на формирование дисперсных частиц упрочняющей γ' -фазы, а ниобий, тантал и углерод образуют армирующие волокна соответствующих карбидов с объемной долей $\sim 4\%$, объемная доля γ' -фазы $\sim 60\%$. Характерная есте-

ственно-композиционная структура жаропрочного эвтектического композита на основе никеля приведена на рис. 1.

Эвтектические композиционные сплавы на никелевой основе (типа ВКЛС) по уровню жаропрочных свойств, усталостным характеристикам значительно превосходят существующие жаропрочные материалы на никелевой основе ($\sigma_{500}^{1100} = 130 \text{ МПа}$, $\sigma_{100}^{1100} = 170 \text{ МПа}$) [32]. Они сохраняют высокую стабильность микроструктуры при температурах, близких к температуре плавления, что обеспечивает им превосходный уровень жаропрочных свойств при температурах до 1150°C [32]. Во ФГУП «ВИАМ» созданы промышленный процесс и оборудование, обеспечивающие получение лопаток ГТД с естественно-композиционной структурой, проведены их успешные горячие испытания в действующей турбине, что свидетельствует об их перспективности [33].

Композиты на основе тугоплавких матриц

Для реализации планов создания ГТД 6-го поколения с температурой газа перед турбиной $2100\text{--}2200 \text{ К}$ за рубежом и в России ведутся интенсивное исследование и разработка новых стойких к воздействию высоких температур сплавов на базе тугоплавких матриц. Так, значительный интерес представляют сплавы на ниобиевой основе с высокой температурой плавления (2468°C), относительно низкой плотностью ($8,56 \text{ г/см}^3$) и удовлетворительной пластичностью. Следует заметить, что ранее в России разработан ряд высокотемпературных деформируемых сплавов на основе Nb с добавками W , Mo , Zr и Ti , но эти сплавы обладали малой стойкостью к окислению на воздухе [34]. Позже за рубежом на основе системы Nb-Si-Ti предложен *in-situ* композит следующего состава, % (атомн.): $\text{Nb-19Ti-4Hf-13Cr-2Al-B-16Si}$, получаемый в процессе направленного роста [35, 36]. Следует отметить, что в России во ФГУП «ВИАМ» разработаны технология направленной кристаллизации с плоским фронтом роста и специализированное оборудование – высокотемпературная установка с жидкометаллическим охладителем, обеспечивающая

Таблица 4

Химические составы известных эвтектических сплавов на основе никелевой жаропрочной матрицы

Сплав	Содержание элементов, % (по массе)										Плотность, г/см^3
	Co	Cr	Al	Nb	Ta	Mo	W	Re	C	V	
CoTaC 744	10,0	4,0	6,0	3,8	–	2,0	10,0	–	0,45	–	8,51
CoTaC 748	10,0	4,0	6,5	4,0	–	4,0	4,0	4,0	0,45	–	–
NiTaC-13	3,3	4,4	5,4	–	8,1	–	3,1	6,2	0,54	5,6	8,69
NiTaC-3-116A	3,7	1,9	6,5	–	8,2	–	–	6,3	0,25	4,0	8,60
ВКЛС	10,0	7,0	5,6	3,8	–	1,0	11,0	–	0,45	1,0	8,53

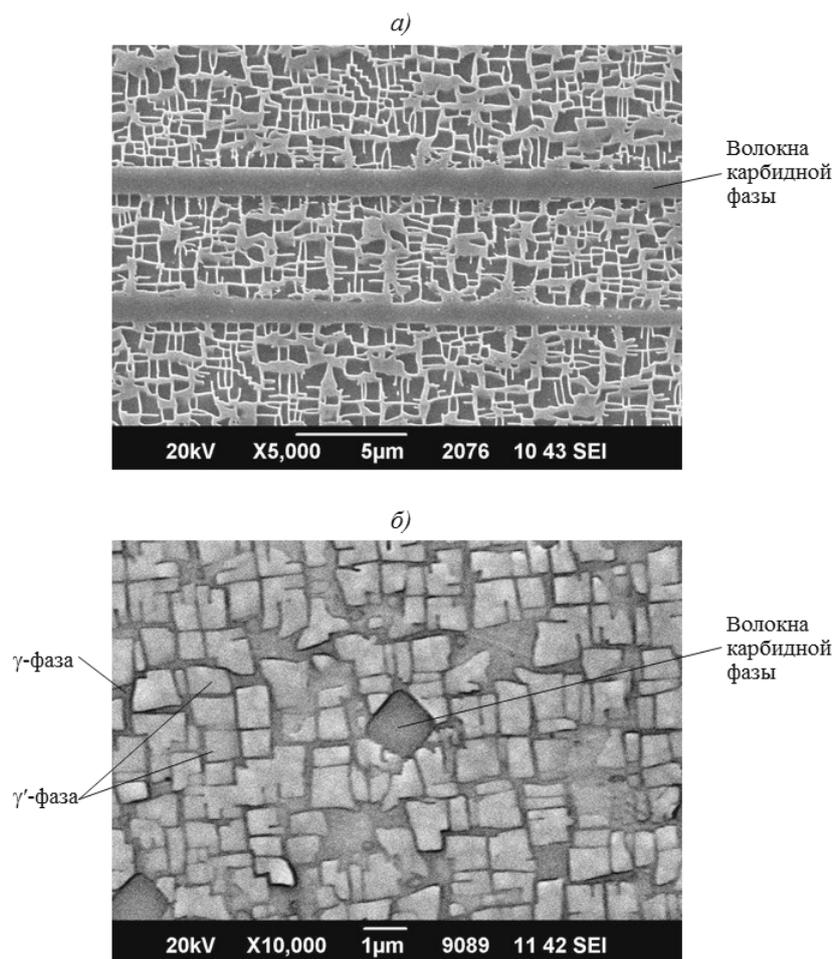


Рис. 1. Микроструктура жаропрочного эвтектического сплава вдоль (*a*) и поперек (*б*) армирующих волокон карбидов

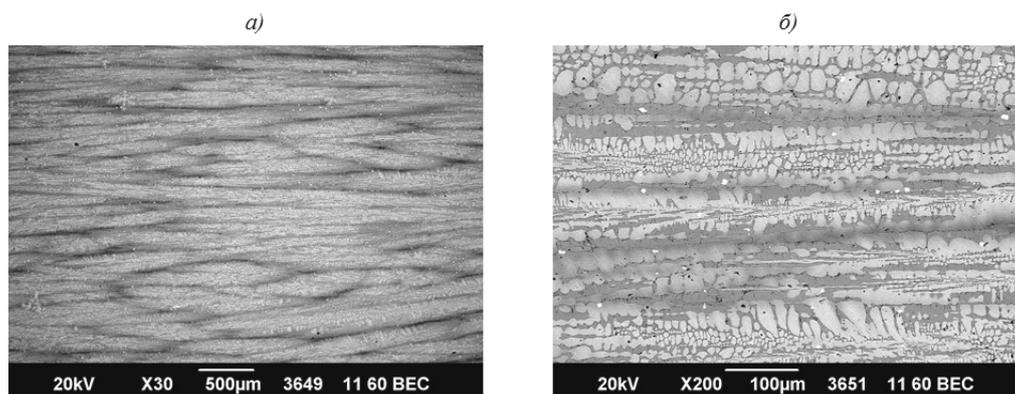


Рис. 2. Структура эвтектического композита Nb-Si в направлении кристаллизации

получение деталей в условиях плоского фронта роста естественного композита в заготовках образцов типа лопатки ГТД из эвтектического сплава на основе системы Nb-Si-Ti [37]. Структура эвтектического композита системы Nb-Si-Ti, легированного тугоплавкими элементами (Hf, W, Cr), представляет собой ориентированные

в направлении кристаллизации колонии эвтектических фаз сложного состава (рис. 2, *a*), состоящих внутри из параллельных ячеистых прослоек фазы на основе ниобия (с кристаллографической объемноцентрированной кубической решеткой) и стержней из силицида ниобия Nb₅Si₃ (с гексагональной решеткой) (рис. 2, *б*).

Оценка уровня свойств по стандартной методике, проведенная на полученных во ФГУП «ВИАМ» цилиндрических заготовках длиной 100 мм и диаметром 15 мм, позволила установить, что по кратковременной и длительной прочности естественно-композиционный сплав (Nb–Si–Ti) при 1200°C практически в 2 раза превосходит существующие жаропрочные сплавы на основе никеля с монокристаллической структурой, при этом он обладает существенно меньшей плотностью ($\leq 7,5 \text{ г/см}^3$) [37]. Итоги предварительных исследований позволяют приступить к работам по опробованию композита системы Nb–Si–Ti в деталях горячего тракта ГТД.

Результаты и обсуждение Новые перспективные технологии

В настоящее время в России и за рубежом активно ведутся исследования новых перспективных высокопрочных высокомодульных композиций и способов их получения, ориентированных на создание гибридных металлосодержащих композиционных структур с применением волокон из SiC, B, C – в частности, для реализации в лопатках ГТД, лопастях вентилятора и подобных ударопрочных деталях летательных аппаратов [38–40].

В последние годы значительные успехи достигнуты в развитии аддитивного производства на базе технологии селективного электронно-лучевого плавления (SEBM) и лазерного сплавления (SLM) порошковых слоев на специализиро-

ванных 3D-принтерах [41]. Уровень прочностных характеристик ряда малолегированных свариваемых деформируемых жаропрочных сплавов, синтезированных по аддитивной технологии, соответствует свойствам образцов, полученных традиционными методами. Положительным фактором является возможность получения тонкодендритной структуры с существенно меньшей дендритной ликвацией в несвариваемых литейных монокристаллических сплавах типа CMSX-4, что сокращает продолжительность термообработки [42]. Известны результаты по получению ряда деталей (неподвижных, малонагруженных, имеющих короткий ресурс эксплуатации), таких как топливные форсунки [43], детали ракетных двигателей, инжекторы и другие элементы камеры сгорания, топливные баки [44]. К работам в этом направлении проявляют повышенный интерес ведущие компании мира, однако сдерживающими факторами являются трудоемкая технология, высокая цена оборудования и материалов, длительная и сложная процедура сертификации изделий.

Заключения

Металлические материалы, обладающие уникальными комбинациями механических и теплофизических свойств, останутся основой при изготовлении компонентов авиационных двигателей и других передовых энергетических систем, двигательных установок, особенно для критически важных высоконагруженных вращающихся элементов турбин: дисков и лопаток.

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 (34). С. 3–33. DOI: 10.18577/2071-9140-2015-0-1-3-33.
2. Бабкин В.И., Ланшин А.И., Полев А.С. Создание конкурентоспособных авиационных двигателей 2025–2030 г. // *Межотраслевой альманах*. 2015. №49. С. 25–29.
3. Бабкин В.И. Роль науки в решении практических задач авиационного двигателестроения // *Двигатель*. 2013. №3 (87). С. 2–6.
4. Ночовная Н.А., Базылева О.А., Каблов Д.Е., Панин В.П. Интерметаллидные сплавы на основе титана и никеля / под общ. ред. Е.Н. Каблова. М.: ВИАМ, 2018. 308 с.
5. Бондаренко Ю.А., Базылева О.А., Ечин А.Б., Сурова В.А., Нарский А.Р. Высокоградиентная направленная кристаллизация деталей из сплава ВКНА-1В // *Литейное производство*. 2012. №6. С. 12–16.
6. Каблов Е.Н. Литые лопатки газотурбинных двигателей: сплавы, технологии, покрытия. 2-е изд. М.: Наука, 2006. 632 с.
7. Каблов Е.Н., Бондаренко Ю.А., Ечин А.Б. Развитие технологии направленной кристаллизации литейных высокожаропрочных сплавов с переменным управляемым температурным градиентом // *Авиационные материалы и технологии*. 2017. №S. С. 24–38. DOI: 10.18577/2071-9140-2017-0-S-24-38.
8. Светлов И.Л., Мубожджан С.А., Будиновский С.А., Петрушин Н.В. Влияние защитных покрытий на жаростойкость и длительную прочность монокристаллов никелевых жаропрочных сплавов IV поколения // *Журнал функциональных материалов*. 2007. Т. 1. №9. С. 339–346.
9. Каблов Е.Н., Петрушин Н.В., Светлов И.Л., Демонис И.М. Литейные жаропрочные никелевые сплавы для перспективных авиационных ГТД // *Технология легких сплавов*. 2007. №2. С. 6–16.
10. Walston S., Cetel A., MacKay R. et al. Joint development of a fourth generation single crystal superalloys // *Superalloys 2004*. Minerals, Metals & Materials Society, 2004. P. 15–24.
11. Morinaga M., Yukawa N., Adachi H., Ezaki H., Murata Y. New PHACOMP and its application to alloy design // *Superalloys 1984*. The Metallurgical Society of AIME, 1984. P. 523–532.

12. Koizumi Y., Kobayashi T., Yokokawa T. et al. Development of next-generation Ni-base single crystal superalloys // *Superalloys 2004*. Minerals, Metals & Materials Society, 2004. P. 35–43.
13. Sato A., Harada H., Yeh A. et al. A 5th generation SC superalloy with balanced high temperature properties and processability // *Superalloys 2008*. Minerals, Metals & Materials Society, 2008. P. 131–138.
14. Kawagishi K., Yeh A., Yokokawa T. et al. Development of an Oxidation-Resistant high-strength sixth-Generation Single-Crystal Superalloy TSM-238 // *Superalloys 2012*. TMS, 2012. P. 189–195.
15. Reed R.C., Mottura A., Crudden D.J. et al. Alloys-By-Design: Towards optimization of compositions of Nickel-based superalloys // *Superalloys 2016*. TMS, 2016. P. 15–23.
16. Каблов Е.Н., Петрушин Н.В., Светлов И.Л., Демонис И.М. Никелевые литейные жаропрочные сплавы нового поколения // *Авиационные материалы и технологии*. 2012. №S. С. 36–52.
17. Kablov E.N., Petrushin N.V., Sidorov V.V. Rhenium in nickel-base superalloys for single crystal gas turbine blades // 7th International Symposium on Technetium and Rhenium – Science and Utilization book of proceedings. 2011. С. 17.
18. Протасова Н.А., Светлов И.Л., Бронфин М.Б., Петрушин Н.В. Размерное несоответствие периодов кристаллических решеток γ - и γ' -фаз в монокристаллах жаропрочных никелевых сплавов // *Физика металлов и металловедение*. 2008. Т. 106. №5. С. 512–519.
19. Yokokawa T., Harada H., Mori Y. et al. Design of Next Generation Ni-Base Single Crystal Superalloys Containing Ir: Towards 1150°C Temperature Capability // *Superalloy 2016*. TMS, 2016. P. 123–130.
20. Бондаренко Ю.А., Каблов Е.Н., Морозова Г.И. Влияние высокоградиентной направленной кристаллизации на структуру и фазовый состав жаропрочного сплава типа Rene N5 // *Металловедение и термическая обработка металлов*. 1999. №2. С. 15–18.
21. Бондаренко Ю.А., Каблов Е.Н. Направленная кристаллизация жаропрочных сплавов с повышенным температурным градиентом // *Металловедение и термическая обработка металлов*. 2002. №7. С. 20–23.
22. Hugo F., Betz U., Ren J., Huang S.-C., Bondarenko J. Casting of Directionally Solidified and Single Crystal Components Using Liquid Metal Cooling (LMC): Results from Experimental Trials and Computer Simulations // *International Symposium on Liquid Metal Processing and Casting*. Santa Fe. VMD-AVS. 1999. P. 16–30.
23. Elliott A.J., Tin S., King W.T., Huang S.-C. et al. Directional Solidification of Large Superalloy Casting with Radiation and Liquid-Metal Cooling: A Comparative Assessment // *Metallurgical and Materials Transactions A*. 2004. Vol. 35A. No. 3. P. 3221–3231.
24. Бондаренко Ю.А., Ечин А.Б. Направленная кристаллизация жаропрочного сплава с переменным управляемым градиентом // *Вопросы материаловедения*. 2016. №3 (87). С. 50–58.
25. Ечин А.Б., Бондаренко Ю.А. Промышленная высокоградиентная установка направленной кристаллизации УВНС-6 // *Металлургия машиностроения*. 2013. №3. С. 32–34.
26. Бондаренко Ю.А., Кузьмина Н.А., Базылева О.А., Раевских А.Н. Исследование структуры и фазового состава интерметаллидного сплава системы NiAl–Ni₃Al, полученного методом высокоградиентной направленной кристаллизации // *Вопросы материаловедения*. 2018. №2 (94). С. 52–60.
27. Khan T. Further assessment and improvement of high strength γ/γ' -NbC composites for advanced turbine blades // *Proceeding of Conference on In-Situ Composites 111* // Lexington: Ginn Custom Publishing, 1978. P. 378–389.
28. Damerval C. Contributions a l'etude du comportement mecanique des composites COTAS γ/γ' -NbC a moyenn et haute temperature // *Note technique ONERA*. 1986. 156 p.
29. Stohr J.F. Stabilité thermique de composites de solidification metal-carbure // *Annales des Chimie*. 1980. Vol. 5. No. 2–3. P. 226–241.
30. Woodford D.A. Creep and rupture of an advanced fiber strengthened eutectic composite superalloy // *Metallurgical Transaction*. 1977. Vol. 8a. No. 4. P. 639–650.
31. Meetnam G.W. Superalloys in gas turbine engines // *The Metallurgist and Materials Technologist*. 1982. Vol. 14. No. 9. P. 387–392.
32. Качанов Е.Б., Петрушин Н.В., Светлов И.Л. Жаропрочные эвтектические сплавы с карбидно-интерметаллидным упрочнением // *Металловедение и термическая обработка металлов*. 1995. №4. С. 24–29.
33. Бондаренко Ю.А., Каблов Е.Н., Панкратов В.А. Особенности получения рабочих лопаток малогабаритных ГТД из сплава ВКЛС-20 // *Авиационная промышленность*. 1993. №2. С. 9–10.
34. Захаров М.В., Захаров А.М. Жаропрочные сплавы. М.: Metallurgy, 1972. 384 с.
35. Bewlay B.P., Jackson M.R., Sutcliffe J.A. et al. Solidification processing of high temperature intermetallic eutectic-based alloys // *Material Science and Engineering*. 1995. P. 2. No. 192/193. P. 534–543.
36. Bewlay B.P., Jackson M.R., Lipsitt H.A. The Balance of Mechanical and Environmental Properties of a Multielement Niobium-Niobium Silicide-Based In-Situ Composite // *Metallurgical and Materials Transactions A*. 1996. Vol. 27A. No. 12. P. 3801–3808.
37. Бондаренко Ю.А., Колодяжный М.Ю., Ечин А.Б., Нарский А.Р. Направленная кристаллизация, структура и свойства естественного композита на основе эвтектики Nb–Si на рабочие температуры до 1350°C для лопаток ГТД // *Труды ВИАМ: электрон. науч.-технич. журн*. 2018. №1 (61). Ст. 01. URL: <http://www.viam-works.ru> (дата обращения: 04.03.2019). DOI: 10.18577/2307-6046-2018-0-1-1-1.

38. Upadhyaya D., Wood M. et al. Casting and Fiber Effects on SiC – Reinforced Titanium // TMC. 1994. P. 62–67.
39. Valente T., Bartuli C. A plasma spray process for the manufacture of long-fiber reinforced Ti–6Al–4V composites // JCCM-12. 1999. P. 924.
40. Серпова В.М., Косолапов Д.В., Жабин А.Н., Шавнев А.А. Методы формирования полуфабрикатов для изготовления волокнистых металлических композиционных материалов (обзор) // Труды ВИАМ: электрон. науч.-технич. журн. 2017. №7 (55). Ст. 08. URL: <http://www.viam-works.ru> (дата обращения: 18.03.2019). DOI: 10.18577/2307-6046-2017-0-7-8-8.
41. Прагер С.М., Солодова Т.В., Титаренко О.Ю. Исследование механических свойств и структуры образцов, полученных методом селективного лазерного сплавления (СЛС) из сплава ВЖ159 // Труды ВИАМ: электрон. науч.-технич. журн. 2017. №11 (59). Ст. 01. URL: <http://www.viam-works.ru> (дата обращения: 04.03.2019). DOI: 10.18577/2307-6046-2017-0-11-1-1.
42. Ramsperger M., Singer R.F., Korner C. Microstructure of Nickel Base Superalloy CMSX-4 Fabricated by Selective Electron Beam Melting // Metallurgical and Materials Transactions A. 2016. Vol. 47A. P. 1469–1479.
43. Frazier W.E. Metal Additive Manufacturing: A Review // Journal Material Engineering and Performance. 2014. No. 23 (6). P. 1917–1928.
44. Моргунов Ю.А., Саушкин Б.П. Аддитивные технологии для авиакосмической техники // Аддитивные технологии. 2016. №1. С. 3–27.