

УДК 621.452.3

## К ВОПРОСУ О ВЫБОРЕ НОВЫХ ЖАРОПРОЧНЫХ НИКЕЛЕВЫХ СПЛАВОВ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ АВИАЦИОННЫХ ГТД

© 2009 Н. А. Шарова, Е. А. Тихомирова, А. Л. Барабаш, А. А. Живушкин, В. Э. Брауэр  
ОАО «Климов», г. Санкт-Петербург

Рассмотрены новые никелевые лопаточные материалы для деталей перспективных газотурбинных двигателей. Показано, что дисковые материалы с повышенными прочностными характеристиками и лопаточными экономно легированными сплавами с небольшим удельным весом отвечают требованиям по ресурсу и надёжности перспективных ГТД.

*Высокотемпературные никелевые сплавы, монокристаллические сплавы, транспирационная система охлаждения, экономнолегированные жаропрочные сплавы*

Современные тенденции развития авиационного газотурбинного двигателестроения и связанные с ними решения проблем повышения тяги (мощности) и снижения массы двигателей неразрывно связаны с вопросами повышения параметров рабочего процесса: температуры газа на входе в турбину и давления по тракту в связи с увеличением степени повышения давления компрессора, а также увеличения окружных скоростей. Особенно актуальны вопросы повышения температуры газа для малоразмерных двигателей. В связи с этим возникают проблемы обеспечения работоспособности конструкционных материалов в условиях высоких температур, напряжений и агрессивной среды.

Применение новых материалов взаимосвязано с обозначенными вопросами. Использование новых жаропрочных и жаростойких материалов при изготовлении деталей и узлов турбины крайне важно при решении этих проблем.

Модернизация существующих двигателей, связанная с изменением газодинамических параметров, а также разработка новых двигателей формируют требования к новым жаропрочным и жаростойким материалам.

Основными требованиями к новым турбинным материалам для ГТД остаются:

- предсказуемость поведения при высоких температурах и уровнях нагрузки;
- высокие жаропрочность и жаростойкость;
- низкая плотность;
- низкая стоимость.

Целью работы является поиск дополнительных требований и анализ соответствия

перспективных материалов термодинамическим и прочностным «запросам» двигателей с высокими параметрами различной размерности.

В авиационной промышленности предпочтение всегда будет отдаваться материалам с наименьшим удельным весом (плотностью). Из ряда разработанных и применяемых сплавов на никелевой основе к таким материалам относятся интерметаллидные жаростойкие и «классические» жаропрочные никелевые сплавы с удельным весом  $\gamma \sim 8,1 \text{ г/см}^3$ .

Следующим этапом развития будет, безусловно, применение никелевых жаропрочных эвтектических и интерметаллидных сплавов. На данном этапе их применение сдерживается решением конструктивных вопросов охлаждения узла в целом. Применение эвтектических и интерметаллидных сплавов возможно лишь для неохлаждаемых лопаток ТВД из-за сравнительно худших показателей термоусталостной стойкости этих материалов по сравнению с «классическими» жаропрочными никелевыми сплавами.

На сегодняшний день для изготовления монокристаллических лопаток турбины высокого давления (ТВД) применяются, несмотря на их высокий удельный вес и цену, обусловленные высоким содержанием таких элементов как тантал (Ta), вольфрам (W), рений (Re) и рутений (Ru), в основном высокотемпературные никелевые суперсплавы.

Существенным недостатком этих суперсплавов является то обстоятельство, что они являются предельнолегированными и склонными к охрупчиванию в процессе дли-

тельного старения ввиду образования сложносоставных ГПУ фаз.

Применение таких «тяжелых» и «температурных» суперсплавов для лопаток ТВД приводит к значительному увеличению веса лопаток, что влечет за собой усиление несущего диска, сопровождаемое увеличением веса всей конструкции.

Использование новых дисковых материалов для применения новых «тяжелых» лопаточных суперсплавов в конструкции узла «диск-лопатки» также не даст существенных выигрышей по коэффициентам запаса прочности.

Таким образом, для перспективных авиационных двигателей на сегодняшний день остается единственный вариант, который удовлетворяет требованиям ресурса и надежности для узла «диск-лопатки» - использование в качестве материала лопаток новых дисковых материалов с повышенными характеристиками наряду с использованием классических жаропрочных Ni – сплавов с малым ( $\leq 8,1 \text{ г/см}^3$ ) удельным весом. Вопросы жаростойкости и теплостойкости при этом ложатся, главным образом, на защитные покрытия.

Интересно обстоятельство, что созданная и опробованная система транспирационного охлаждения лопаток может быть широко востребована при использовании новых «легких» жаропрочных суперсплавов с высоким сопротивлением малоцикловой (термической) усталости и гарантирующих высокий выход годных деталей даже при обычном равноосном литье.

Попробуем оценить актуальность применения новых жаропрочных и жаростойких никелевых сплавов с учетом вышесказанного и с использованием конкретных примеров.

С учетом последних достижений в области материаловедения следует сказать, что для изготовления рабочих лопаток ТВД используются суперсплавы EPM16 (дальнейшее развитие этого сплава- EPM102 [4]) и CMSX-10. Так, например фирма Pratt&Whitney для изготовления РЛ турбин двигателей GP7000, устанавливаемых на самолетах A380, планирует применять суперсплав EPM102, а для двигателей F119- P&W100 - суперсплав CMSX-10.

Альтернативой зарубежным сплавам EPM102 и CMSX-10 в России явилось создание сплавов ФГУП ГНЦ «ВИАМ» – ВЖМ1 и ВЖМ4, которые имеют температурный уровень работоспособности на 50...60°C выше, чем у традиционно легированных монокристаллических ЖНС первого и второго поколений ЖС40, ЖС36 и ЖС32 и не уступают зарубежным по свойствам (см. табл. 1 [5]).

Таблица 1 - Длительная прочность монокристаллов с ориентацией <001> из жаропрочных никелевых рений – рутений - содержащих сплавов по данным [5]

Сплав	Т, °С	$\sigma_{100}$	$\sigma_{500}$	$\sigma_{1000}$
		МПа		
ВЖМ1 (9% Re)	900	585	490	450
	1000	330	250	215
	1100	165	115	95
ВЖМ4 (6% Re, 4% Ru)	900	575	450	410
	1000	305	225	200
	1100	170	130	120
CMSX-10 (6% Re)	900	530	430	400
	1000	290	215	185
	1100	150	-	-
EPM-102 (6% Re, 3% Ru)	900	-	420	385
	1000	325	235	200
	1100	145	-	-

Если говорить о современных тенденциях развития дисковых материалов из Ni-сплавов, то за рубежом они направлены на обеспечение высоких характеристик надежности [1]. Так, например, сплав Rene' 88DT является более разупрочненной, но более надежной модификацией сплава Rene' 95.

Другим эволюционным шагом в развитии дисковых сплавов стало создание нового никелевого сплава Rene' 104 [2], который при достигнутом уровне прочностных свойств обладает улучшенной жаростойкостью и коррозионной стойкостью по сравнению с Rene' 88DT. Высокие механические свойства сплава Rene' 104,  $\sigma_{0,2}^{650} = 1140 \text{ МПа}$ , благоприятная микроструктура и текстура в готовых деталях [3] дают основание для принятия решений фирмой GE-Aviation на широкое использование этого сплава.

Среди последних разработок ОАО «ВИЛС» из отечественных материалов, ана-

логичных Rene' 104, и не уступающих ему по свойствам, является сплав ВВ750П [1].

Интересно, что отличными путями разные авторы пришли к одному и тому же техническому решению.

В отличие от зарубежных авторов, которые шли по пути обеспечения надежности в ущерб прочностным свойствам, в России стояла задача: не увеличивая доступного уровня легирования (64%  $\gamma'$ - фазы), повысить проч-

ностные характеристики, сохранив высокую жаропрочность и надежность.

Отправной точкой для совершенствования является при этом сплав ЭП975П ( $\sigma_{100}^{750} = 740\text{МПа}$ ); при разработке сплава за основу была взята композиция серийного универсального гранулируемого сплава ЭП741НП. Сравнительные механические свойства сплавов ВВ750П и ЭП741НП показаны на рис.1 (по данным [1]).

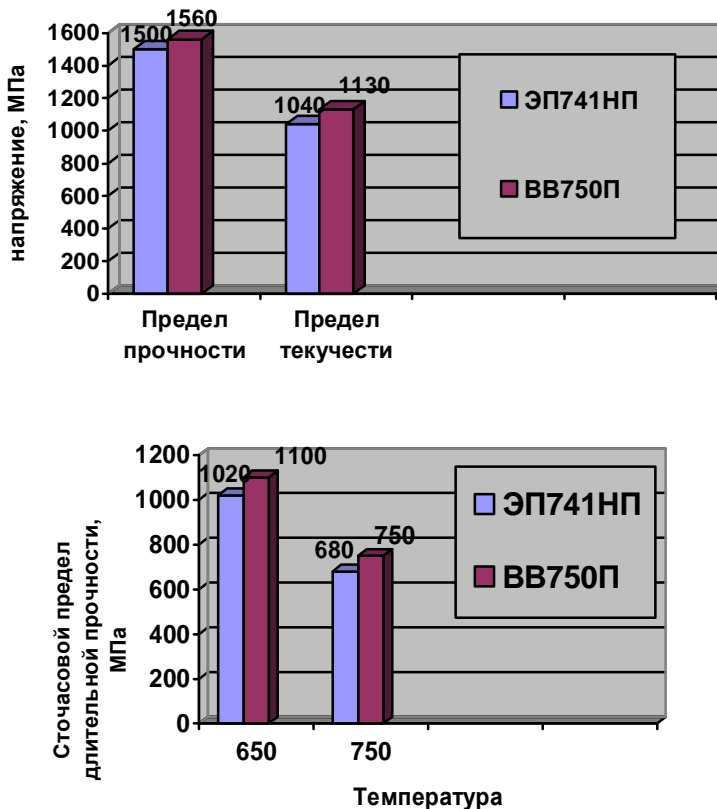


Рис. 1. Сравнительные механические свойства сплавов ВВ750П и ЭП741НП

Монокристаллические лопатки из сплавов ВЖМ-1 и ВЖМ-4 могут успешно использоваться в узле «лопатки - диск» ТВД наряду с диском из Ni- сплава ВВ750П применительно, например, к модификациям таких двигателей как РД33 и АЛ31Ф; значения коэффициентов запаса прочности для конструкции при этом сохраняются, а температурный уровень работоспособности, особенно в сочетании с покрытиями, увеличивается более, чем на 50°C.

При кардинальном изменении системы и схемы охлаждения узла «лопатка-диск» возможно за счет новых материалов существенно изменить конструкцию узла в целом; используя прочностные преимущества дискового материала (например, ВВ750П) мож-

но конструктивно облегчить диск, а для обеспечения надежности укомплектовать этот диск «легкими» охлаждаемыми лопатками из жаропрочного сплава с малым удельным весом.

Причем это касается как узла «диск-лопатка» ТВД, так и схожего узла турбины низкого давления (ТНД).

Идея привлекательна тем, что можно унифицировать применение жаропрочных материалов; лопатки ТВД и ТНД выполняются из одинакового материала.

В качестве такого «легкого» лопаточного материала может быть выбран, например, сплав CMSX-6 [6], или его последующая модификация с использованием рения – сплав LEK94 [7, 8 и 9].

Следует заметить, что аналогичных отечественных классических «легких» жаропрочных никелевых суперсплавов для получения монокристаллических лопаток в настоящее время нет.

Сплавы имеют характеристики длительной прочности, сопоставимые со сплавом ЖС32 -  $\sigma_{620}^{870} = 35 \text{ кгс/мм}^2$ , при меньшем удельном весе по сравнению с ЖС32 и другими часто используемыми жаропрочными сплавами (см. табл. 2). Сплав LEK94 содержит также минимальное, с точки зрения обеспечения высокого уровня свойств, количество легирующих элементов, таких как W, Ta, Re, что крайне привлекательно с инновационных позиций использования данного материала.

Анализируя данные табл. 2, можно предположить, что выигрыш в весе лопаток до 5% может существенно сказаться на увеличении К.П.Д. и тяги АД на такую же величину.

Таблица 2 - Плотность некоторых жаропрочных Ni-суперсплавов

Сплав	Плотность, г/см <sup>3</sup>
ЖС6У	8,4
ЖС26	8,567
ЖС32	8,76
CMSX-6	7,98
LEK94	8,2

В настоящее время основное внимание конструкторов современных ТВД уделено проектированию монокристаллических рабочих лопаток из высокожаропрочных никелевых сплавов с высокоэффективным «проникающим» охлаждением. Монокристаллические лопатки обладают существенной анизотропией характеристик основных механических свойств, обусловленной кристаллографической анизотропией материала лопатки [10,11]. На рис. 2 и рис. 3 на примере сплава ЖС32МОНО показаны особенности изменения свойств по данным [10].

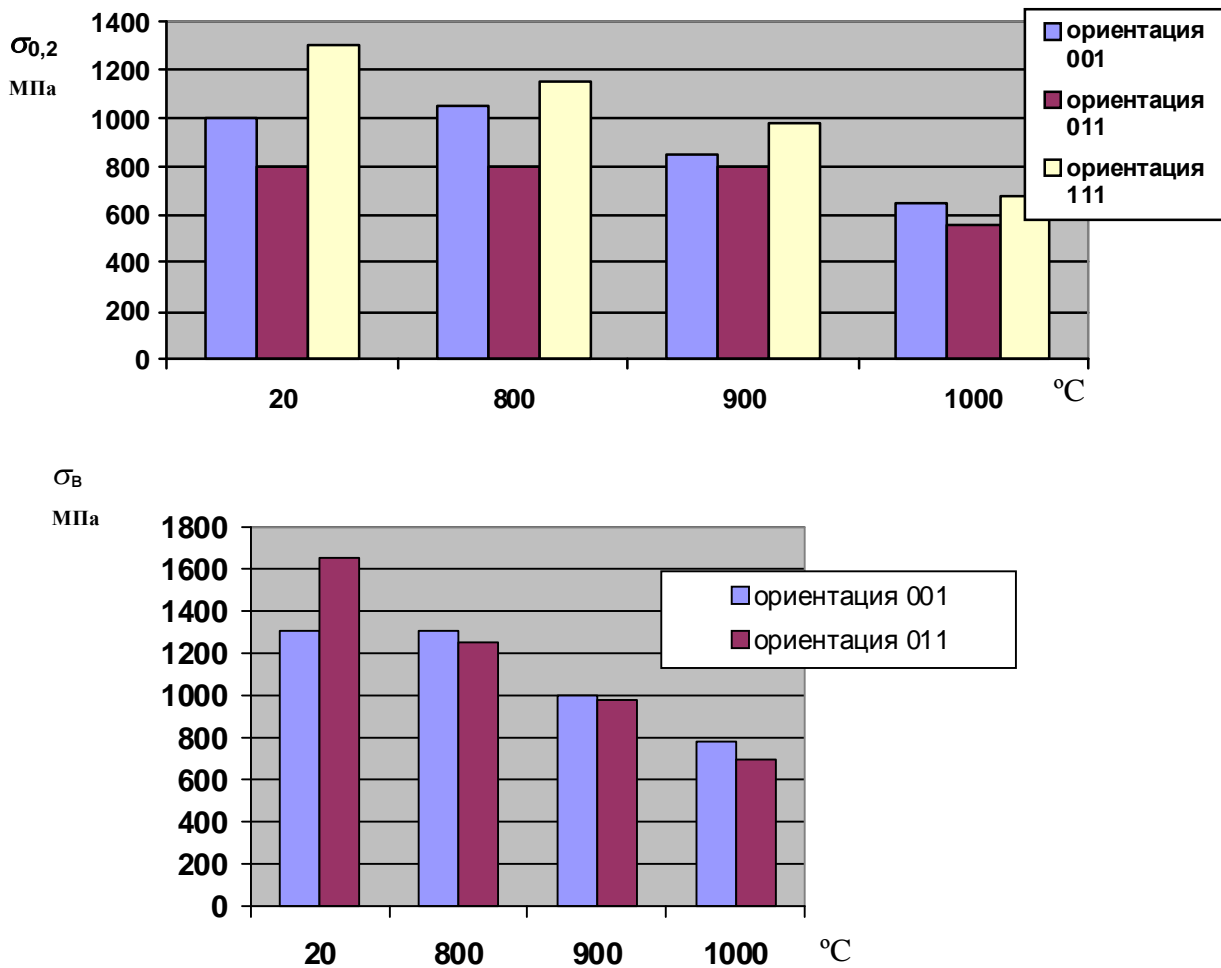


Рис. 2. Зависимость предела текучести  $\sigma_{0,2}$  и предела прочности  $\sigma_B$  сплава ЖС32 МОНО от температуры и кристаллографической ориентации

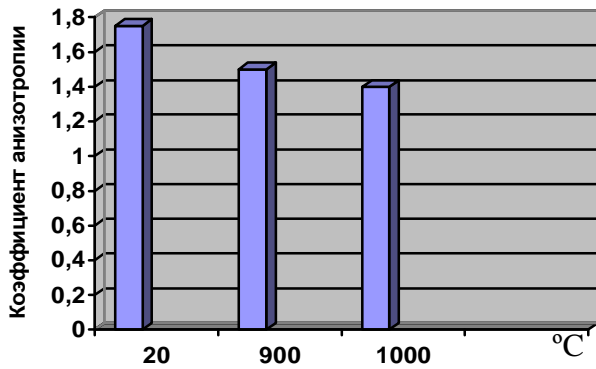


Рис. 3. Зависимость коэффициента кристаллографической анизотропии предела МнЦУ  $K^{111}_N = \frac{V^{111}}{V^{001}}$  сплава ЖС32 МОНО от температуры на базе  $2 \times 10^7$

Анизотропия свойств – главный недостаток лопаток из монокристаллических суперсплавов с точки зрения предсказуемости поведения материала при высоких температурах и уровнях нагрузки.

Поскольку рабочие лопатки (РЛ) ТВД, как зарубежных, так и отечественных двигателей, обычно проектируются с учетом параметров «red line» (т.е. предельно возможных в эксплуатации значений температуры газа перед турбиной), то наиболее перспективным, на наш взгляд, было бы иметь трансирационную систему охлаждения лопатки.

С точки зрения трансирационной системы охлаждения РЛ востребованы будут сплавы с наименьшей анизотропией свойств при направленном литье и с возможностью получения качественного равноосного литья. Причем, крайне желательно иметь сплав, который по своим совокупным свойствам был бы достойным последователем такого, например, сплава как ЖС 6 (ЖС 6К), но обладающим более высокой жаропрочностью и жаростойкостью благодаря более высокому уровню легирования.

При введении РЛ с трансирационным охлаждением существенно облегчится конструкция узла «диск-лопатка» в целом, в том числе и благодаря изменению (облегчению) конструкции охлаждения несущего диска; при «легких» лопатках и более «прочном» диске, что достигается применением новых материалов, о котором говорилось выше, есть надежда на увеличение надежности и ресурса узла перспективного авиационного ГТД.

Турбина перспективного отечественного авиационного двигателя может быть дополнительно облегчена при использовании жаростойких композиционных никелевых интерметаллидных сплавов типа ВКНА с плотностью менее  $8,0 \text{ г/см}^3$ : ВКНА-4 с  $7,84 \text{ г/см}^3$ , ВКНА-1В с  $7,938 \text{ г/см}^3$  и ВКНА-4У с плотностью  $7,91 \text{ г/см}^3$  [12].

В настоящее время сплавы ВКНА-4 и ВКНА-4У успешно опробованы при изготовлении цельнолитых сопловых аппаратов малоразмерных ГТД диаметром 300 мм [12] и литых пакетов сопловых аппаратов крупногабаритных ГТД соответственно.

Многолетний опыт внедрения и применения новых никелевых сплавов на ОАО «Климов» для различных деталей ТВД и ТНД – дисков, лопаток и сопловых аппаратов, позволяет предположить экономическую эффективность от внедрения новых конструкторских решений с применением новых экономнолегированных высокожаропрочных и жаростойких материалов на никелевой основе с одной стороны, и нецелесообразность внедрения новых материалов без кардинального изменения конструкции двигателя (т.е. исключительно за счет модернизации имеющихся авиационных двигателей) с другой.

Тенденция повышения эффективности двигателя, связанная с повышением максимальной температуры газа перед турбиной сохранится, но основные инновационные тенденции будут направлены на поиск и внедрение принципиально новых конструкторских решений, основанных на применении новых материалов, основными среди которых останутся сплавы на никелевой основе.

### Библиографический список

1. Гарибов, Г.С. Крупногабаритные диски из гранул нового высокожаропрочного сплава ВВ750П для перспективных ГТД / Г.С. Гарибов [и др.] – Технология легких сплавов, №1, 2008. - С.31-36.
2. NASA/CR – 2005 – 213974.
3. Gayda J., Kantzos P. Burst Testing and Analysis of Superalloy Disks with a Dual Grain Microstructure. – NASA/TM-2006-214462.
4. Walson S., Cetel A., Mackay R., Hara O., Duhl D., Dreshfield R. Joint Development of a

Fourth Generation single Crystal Superalloy. NASA TM – 2004-213062.

5. Каблов, Е.Н. Литейные жаропрочные никелевые сплавы для перспективных авиационных ГТД / Е.Н. Каблов, Н.В. Петрушин, И.Л. Светлов, И.М. Демонис.– Технология легких сплавов, №2, 2007. - С.6-16.

6. Патент США №4 721 540 от 26.01.1988.

7. Патент Германии №10100790C2 от 03.07.2003.

8. Заявка США №2002/0182100A1 от 5.12.2002 на заявку DE 10100790.6-24 от 10.01.2001.

9. Патент США №6 936 116 B2 от 30.08.2005.

10. Ножницкий, Ю.А. Обеспечение прочностной надежности монокристаллических рабочих лопаток высокотемпературных турбин перспективных ГТД / Ю.А. Ножницкий, Е.Р. Голубовский // Тр. Междунар. науч. конф. «Научные идеи академика С. Т. Кишкина и современное материаловедение», 25-26 апреля 2006. – М.: ВИАМ, 2006. - С. 65-71.

11. Ножницкий, Ю.А. Монокристаллические рабочие лопатки высокотемпературных турбин перспективных ГТД / Ю.А. Ножницкий, Е.Р. Голубовский. - Авиационная космическая техника и технология, 2006. - №9 [35]. - С. 117-125.

12. Каблов, Е.Н. Конструкционные жаропрочные материалы на основе соединения  $Ni_3Al$  для деталей горячего тракта ГТД / Е.Н. Каблов, В.П. Бунтушкин, О.А. Базылева. - Технология легких сплавов, №2, 2007. – С. 75-80.

### References

1. G.S. Garibov, N.M. Grits, A.V. Vostrikov, E.A. Fedorenko. Large-size discs made of granules of BB750П new high-temperature alloy for advanced gas turbine engines. Technology of light alloys, No. 1, 2008, p.31-36.

2. NASA/CR – 2005 – 213974.

3. J. Gayda and P. Kantzos. Burst Testing and Analysis of Superalloy Disks with a Dual Grain Microstructure. – NASA/TM-2006-214462.

4. S. Watson, A. Cetel, R. Mackay, O. Hara, D. Duhl and R. Dreshfield. Joint Development of a Fourth Generation single Crystal Superalloy. NASA TM – 2004-213062.

5. E.N. Kablov, N.V. Petrushin, I.L. Svetlov, I.M. Demonis. Cast high-temperature nickel alloys for advanced aviation gas turbine engines. - Technology of light alloys, No.2, 2007, p.6-16.

6. USA patent No. 4 721 540 of 26.01.1988.

7. German patent No. 10100790C2 of 03.07.2003.

8. USA application No. 2002/0182100A1 of 05.12.2002 for application DE 10100790.6-24 of 10.01.2001.

9. USA patent No. 6 936 116 B2 of 30.08.2005.

10. Yu.A. Nozhnitskiy, E.P. Golubovskiy. Provision of the strength reliability of the single-crystal rotor blades of the high-temperature turbines of the advanced gas turbine engines. Proceedings of the international scientific conference “Scientific ideas of S. T. Kishkin and up-to-date material science”, 25-26 April 2006, Moscow, VIAM, pages 65-71.

11. Yu.A. Nozhnitskiy, E.P. Golubovskiy. Single-crystal rotor blades of the high-temperature turbines of the advanced gas turbine engines. Aviation and space equipment and technology, 2006, No. 9 (35), p. 117-125.

12. E.N. Kablov, V.P. Buntushkin, O.A. Bazyleva. Constructional heat-resistant materials based on  $Ni_3Al$  compounds for parts of the hot section gas turbine engines. Technology of light alloys No. 2, 2007, p. 75-80.

## SELECTION OF NEW HEAT-RESISTANT NICKEL ALLOYS FOR ADVANCED AVIATION ENGINES

© 2009 N. A. Sharova, E. A. Tikhomirova, A. L. Barabash, A. A. Zhivushkin, V. E. Brauer

Joint Stock Company «Klimov», Saint-Petersburg

New nickel and blade materials for parts of advanced gas turbine engines have been considered in this work. It has been shown that disc materials with increased strength properties and blade sparingly doped alloys with small specific weight meet requirements regarding the service life and reliability of advanced aviation engines.

*High-temperature nickel alloys; single-crystal alloys; transpiration system of cooling; sparingly alloyed alloys*

### Информация об авторах

**Шарова Наталья Анатольевна**, аспирант кафедры «Турбинные двигатели и установки» энергомашиностроительного факультета Санкт-Петербургского государственного политехнического университета, инженер-конструктор 2 категории ОАО «Климов». 194100, Санкт-Петербург, ул. Кантемировская, д.11. Тел (812) 295-01-01 доб. 1-63. E-mail: [klimov@klimov.ru](mailto:klimov@klimov.ru), [nash.70@mail.ru](mailto:nash.70@mail.ru). Область научных интересов: проектирование ГТД.

**Тихомирова Елена Александровна**, инженер центральной исследовательской лаборатории ОАО «Климов». 194100, Санкт-Петербург, ул. Кантемировская, д.11. Тел (812) 295-01-01 доб. 1-63. Область научных интересов: металлографические исследования.

**Барабаш Алексей Леонидович**, инженер-конструктор 1 категории ОАО «Климов». 194100, Санкт-Петербург, ул. Кантемировская, д.11. Тел (812) 295-01-01 доб. 1-63. Область научных интересов: проектирование высокотемпературных турбин.

**Живушкин Алексей Алексеевич**, Заместитель главного металлурга Федерального государственного унитарного предприятия «Завод имени В.Я. Климова». 194100 Санкт-Петербург, ул. Кантемировская, д.11. Тел. (812) 301-90-50. E-mail: [klimov@klimov.ru](mailto:klimov@klimov.ru). Область научных интересов: материаловедение в авиадвигателестроении.

**Брауэр Владимир Эдмундович**, ведущий специалист ОАО «Климов». 194100 Санкт-Петербург, ул. Кантемировская д.11. Тел.: (812) 295-01-01, доб. 163, (812) 295-42-94, доб. 139. E-mail: [klimov@klimov.ru](mailto:klimov@klimov.ru). Область научных интересов: материаловедение в авиадвигателестроении, литьё металлов.

**Sharova Natalya Anatolyevna**, postgraduate student of the turbine engines and power plants department of the machine building faculty of Saint-Petersburg state polytechnic university, Engineer-designer of Joint Stock Company «Klimov». 11 Kantemirovskaya, Saint-Petersburg, 194100. Phone: (812) 295-01-01, ext. 163. E-mail: [klimov@klimov.ru](mailto:klimov@klimov.ru), [nash.70@mail.ru](mailto:nash.70@mail.ru). Area of research: development of gas turbine engines.

**Tikhomirova Elena Aleksandrovna**, Engineer of the central research laboratory of Klimov JSC. Phone: (812) 295-01-01, ext. 163. E-mail: [klimov@klimov.ru](mailto:klimov@klimov.ru). Area of research: development of gas turbine engines.

**Barabash Aleksey Leonidovich**, Engineer-designer of Klimov JSC. Phone: (812) 295-01-01, ext. 163. E-mail: [klimov@klimov.ru](mailto:klimov@klimov.ru). Area of research: development of gas turbine engines.

**Zhivushkin Aleksey Alekseevich**, Leading specialist of the material science department of Klimov JSC. 11 Kantemirovskaya, Saint-Petersburg, 194100. Phone (812) 301-90-50. E-mail: [klimov@klimov.ru](mailto:klimov@klimov.ru). Area of research: material science in aviation engine building.

**Brauer Vladimir Edmundovich**, Leading specialist of the material science department of Klimov JSC. 11 Kantemirovskaya, Saint-Petersburg, 194100. Phone: (812) 295-01-01, ext. 163, (812) 295-42-94, ext. 139. E-mail: [klimov@klimov.ru](mailto:klimov@klimov.ru). Area of research: material science in aviation engine building, casting of metals.