

УДК 621.438-226.2:539.4

КОНСТРУКТИВНЫЕ МЕРОПРИЯТИЯ, НАПРАВЛЕННЫЕ НА УВЕЛИЧЕНИЕ РАСЧЕТНОЙ ДОЛГОВЕЧНОСТИ ЛОПАТОК ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ ТУРБИН

Л. А. МАГЕРРАМОВА

lamagerramova@mail.ru

ФГУП «Центральный институт авиационного моторостроения им. П. И. Баранова»
(ЦИАМ им. П. И. Баранова)

Поступила в редакцию 15 января 2015 г.

Аннотация. Рабочие колеса турбин являются одним из основных узлов газотурбинного двигателя (ГТД), во многом определяющими его основные параметры. При проектировании деталей ГТД важнейшим условием является обеспечение надежности и долговечности. Исследовано влияние конструктивных особенностей лопаток высокотемпературных турбин из современных материалов на прочностные характеристики и сформулированы рекомендации по проектированию лопаток для увеличения их срока службы и методы, направленные на повышение достоверности расчетных оценок статической прочности и циклической долговечности лопаток высокотемпературных турбин.

Ключевые слова: газовые турбины; рабочие лопатки; долговечность, проектирование.

Газотурбинные двигатели (ГТД) используются в силовых установках беспилотных летательных аппаратов, самолетов, вертолетов, судов военного и гражданского назначения, приводов генераторов электростанций, газоперекачивающих агрегатов, установок нефтехимической и других отраслей промышленности. Экстремальные условия работы ГТД, сложность их конструкции, высокая стоимость, возможные опасные последствия дефектов обуславливают большое значение методов ресурсного проектирования этих двигателей.

Детали турбин авиационных двигателей военного назначения должны работать в условиях нестационарного нагружения на различных, в том числе форсажных, режимах при высоких температурах газа и частотах вращения, обладать высокой циклической долговечностью. Двигатели гражданской авиации развиваются по пути увеличения ресурса, прочностной надежности и безопасности при сравнительно более низких температурах. И те, и другие должны обладать минимальными весовыми параметрами. Для стационарных газотурбинных установок необходимо обеспечение больших ресурсов при относительно низких температурах, сопротивление коррозионным и эрозионным воздействиям.

Все возрастающие требования к повышению параметров двигателей приводят к необходимости проводить более точные расчеты, применять новые материалы, искать новые конструктивные решения. В то же время существенно возросли возможности математического моделирования для проектирования и расчетов на прочность, позволяющие учесть особенности нагружения, поведения материалов и т.д.

ЗАДАЧИ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ ПАРАМЕТРОВ ТУРБИН

Поскольку для увеличения основных характеристик двигателя (тяги, экономичности и др.) в первую очередь требуется увеличение температуры газа на входе в турбину, это, в свою очередь, ведет к необходимости повышения служебных характеристик материалов горячего тракта двигателя, улучшения системы охлаждения и применения теплозащитных покрытий.

Поэтому одной из задач для совершенствования параметров турбин является разработка и применение материалов:

- новых, в том числе безуглеродистых, супержаропрочных сплавов (для лопаток турбин высокого давления), работающих при температурах на 50–70°C выше, чем современные спла-

вы, легких интерметаллидов на базе NiAl, TiAl для лопаток турбин низкого давления;

- жаропрочных никелевых гранулируемых сплавов для дисков, обладающих высокими характеристиками прочности, трещиностойкости;
- покрытий различного вида, позволяющих как защитить материал лопаток от газовой коррозии, так и понизить его температуру, обеспечивая тем самым возможность повышения температуры газа перед турбиной на 7–10 %.

Разработка эффективных систем охлаждения лопаток также позволяет понизить температуру лопаток и повысить характеристики турбин. При реализации таких систем охлаждения (конвективно-пленочные, проникающие) предусматривается наличие большого числа отверстий, внутренних перегородок, штырьков, ребер и других интенсификаторов, которые являются концентраторами напряжений.

Повышение характеристик турбин также основывается на проектировании оптимальных конструкций профильных частей лопатки, замковых соединений, бандажных полок, демпферных устройств и оптимизации монтажного натяга в бандажированных лопатках.

В настоящее время активно развивается проектирование беззамковых биметаллических рабочих моноколес с использованием различных способов соединения лопаток с дисковой частью: пайкой, сваркой, трением и горячим изостатическим прессованием. Существенное повышение параметров двигателей, применение новых материалов и новые методы ресурсного проектирования обусловили необходимость перехода к более детальным и аккуратным подходам к проектированию и расчетам на прочность деталей турбин.

Современные конечно-элементные программные комплексы позволяют проводить расчеты напряженно-деформированного состояния и прочности с учетом всех конструктивных элементов таких сложных деталей, какими являются охлаждаемые лопатки турбин (рис. 1).

МЕТОДЫ РАСЧЕТОВ ЛОПАТОК ГАЗОВЫХ ТУРБИН

Лопатки турбин работают в нестационарных условиях при нагружении центробежными, газовыми силами и неравномерным нагревом в поле высоких температур и агрессивной среде. Исчерпание долговечности деталей двигателей, в том числе лопаток, происходит из-за исчерпания сопротивления малоциклового усталости, многоциклового усталости, термоусталости, длительной прочности и ползучести, коррозии, эрозии, износа, а также совместного действия различных повреждающих факторов.

Разработанные методы расчета и поэтапного ресурсного проектирования лопаток газовых турбин, в том числе из монокристаллических сплавов, изложены в нормативных технических документах [1].

Для более точного определения долговечности расчеты статического и динамического поведения лопаток проводятся с помощью трехмерного (3D) моделирования. При этом следует использовать прочностные характеристики материалов, полученные на основе статистически обработанных экспериментальных исследований, с учетом доверительных интервалов.

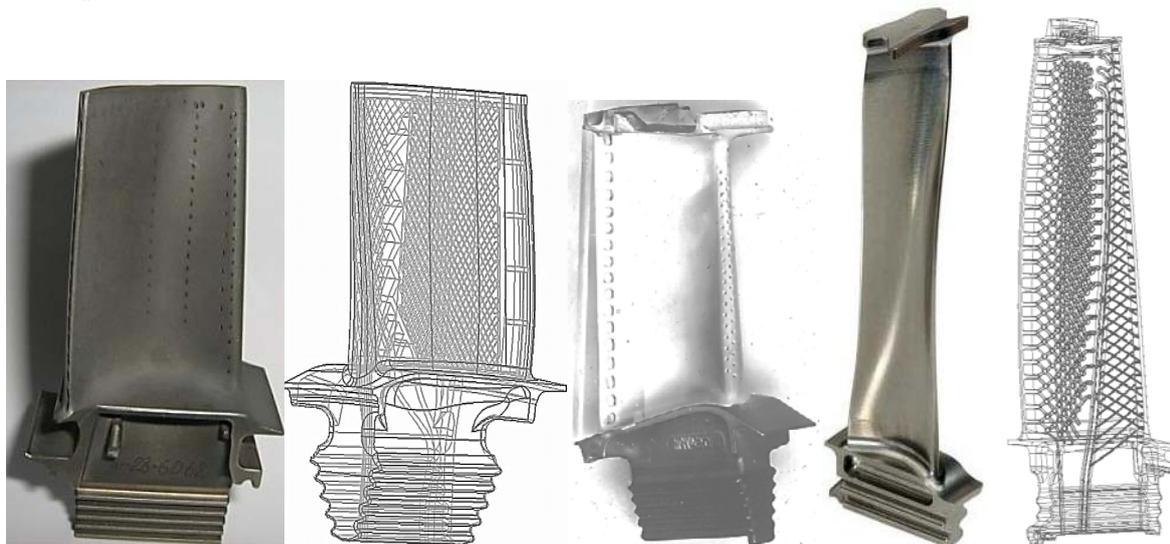


Рис. 1. Охлаждаемые лопатки турбин высокого и низкого давления с моделями внутренних каналов

Используемые в мировой практике коммерческие конечно-элементные (КЭ) программные комплексы позволяют проводить расчеты сложных объектов с помощью 3D конечно-элементных моделей. Однако эти комплексы в некоторых случаях не дают возможности смоделировать поведение материала и условий работы детали. Одним из таких случаев является отсутствие моделей упругопластического поведения сплавов, обладающих кубической анизотропией свойств, – монокристаллов.

Лопатки, отливаемые из жаропрочных сплавов на никелевой основе методом направленной кристаллизации и монокристалльного литья, обладающие такими свойствами, широко используются в конструкциях современных высокотемпературных авиационных газовых турбин. В расчетах на прочность эти свойства должны быть учтены. На основе исследования применения различных математических моделей поведения материалов разработаны методы для расчетов на прочность лопаток из монокристаллических сплавов в трехмерной упругопластической постановке [2].

С течением времени наработки на стационарных режимах свойства материалов изменяются за счет явления ползучести. Соответственно меняется и напряженно-деформированное состояние (НДС) лопаток. Происходит релаксация в зонах высоких напряжений, что в конечном итоге приводит к увеличению долговечности лопаток. Поэтому расчеты на прочность современных высокотемпературных лопаток обычно проводятся с учетом пластических деформаций и деформаций ползучести. Эти процессы могут быть учтены в 3D расчетах различными методами [3].

Для повышения вибрационной надежности длинных рабочих лопаток обычно используются бандажные полки, спроектированные таким образом, чтобы с одной стороны обеспечивать надежный контакт по их рабочим граням, с другой стороны – не приводить к недопустимому уровню напряжений, особенно в тонких подполочных сечениях. В процессе работы при возрастании параметров режима (частоты вращения и температур) полки, деформируясь, наклоняются и поворачиваются вокруг оси вращения. Натяг по бандажным полкам лопаток в течение эксплуатации ослабевает, покрытия контактных поверхностях полок истираются. Все это приводит к ослаблению или исчезновению натяга. Последнее может привести к возникновению резонансных колебаний лопаток в рабочем диапазоне частот вращения. В расчетах на прочность необходимо определять величину мон-

тажного натяга, а также учитывать изменение натяга в процессе изменения режимов работы и наработки [4].

Изменения НДС происходят также в процессе циклического нагружения. Эти изменения наиболее существенны для турбин маневренных летательных аппаратов. Ввиду того что лопатки рабочего колеса находятся в потоке горячего газа, а диск охлаждается относительно холодным воздухом, имеются высокие температурные градиенты по радиусу колеса. В процессе циклической работы нагрев и остывание лопаток и диска происходит с различной скоростью. Особенно большая разница в изменении температурных градиентов колеса наблюдается при «сбросе» по окончании цикла работы – лопатки остывают быстрее диска. Эти аспекты необходимо учитывать расчетами изменения НДС рабочего колеса в процессе цикла работы с учетом переходных режимов – режимов перехода с одного стационарного режима на другой.

Циклическая долговечность определяется размахом напряжений и деформаций за полный цикл работы. В предварительных расчетах часто в качестве этих параметров используются максимальные величины в цикле нагружения, получаемые расчетами на «максимальном» стационарном режиме, т. е. для так называемого «отнулевого» цикла. Однако в процессе циклического нагружения, в том числе переходных режимов, размахи напряжений и деформаций за цикл могут превышать соответствующие параметры отнулевого цикла из-за разгрузки на режимах сброса. Кроме того, накопление необратимых (пластических) деформаций происходит в основном в течение первых циклов. Поэтому расчеты изменения напряженно-деформированного состояния целесообразно проводить по нескольким полетным циклам с учетом переходных режимов, а оценку циклической долговечности следует проводить с учетом размахов деформаций при установившемся цикле [5].

Проблема обеспечения долговечности покрытий связана с различными видами повреждений, возникающих в процессе эксплуатации: окислением, сульфидной или ванадиевой коррозией, эрозионным износом, механическими повреждениями, вызываемыми внутренними термическими напряжениями. При использовании защитных покрытий для лопаток турбин возникают специфические задачи расчетов лопатки и самого покрытия при действии термических и механических нагрузок [6].

Для решения выше перечисленных задач требуются детальные исследования конструкций лопаток еще на этапах проектирования.

КОНСТРУКТИВНЫЕ МЕРОПРИЯТИЯ УВЕЛИЧЕНИЯ ДОЛГОВЕЧНОСТИ ЛОПАТОК ТУРБИН

Конструктивными особенностями, которые оказывают влияние на долговечность лопаток, являются элементы трактовых и бандажных полок, реборд, замковых соединений лопаток с диском, а также различные отверстия, внутренние перегородки, ребра и другие элементы турбулизации потока охлаждающего воздуха для охлаждаемых лопаток.

Трехмерное моделирование лопаток позволяет выявить «опасные» (как правило, с точки зрения запасов прочности) упомянутые выше элементы лопатки и с помощью численного проектирования найти оптимальную конфигурацию этих областей.

Рекомендации по проектированию основаны на результатах экспериментальных работ, исследованиях эксплуатационных повреждений и на постоянно совершенствуемых методах расчета, базирующихся на 4-мерном моделировании лопаток в условиях эксплуатации с учетом нелинейных свойств сплавов.

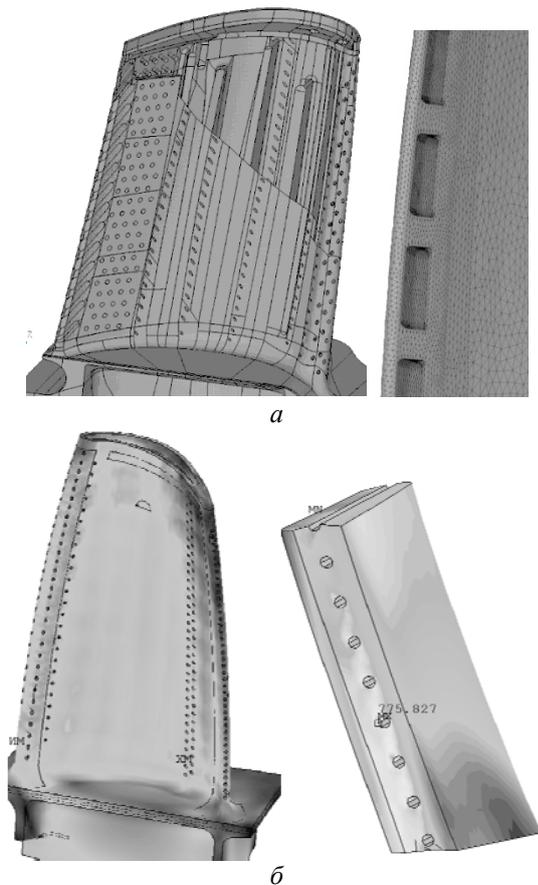


Рис. 2. Конструкции систем охлаждения лопаток и зон выдува охлаждающего воздуха через выходную кромку

Ниже приведены несколько примеров модификации конструктивных элементов лопаток с результатами прочностных расчетов, показывающими эффект от этих мероприятий.

Отверстия в выходной кромке охлаждаемых лопаток турбин являются концентраторами напряжений, часто ограничивающими их долговечность.

В большинстве схем охлаждения лопаток выдув охлаждающего воздуха осуществляется через ряды отверстий, расположенных, в том числе, по входной и выходной кромкам лопаток. Размеры и количество отверстий обусловлены задачами теплообмена. Наиболее заметное влияние на долговечность лопатки оказывают отверстия в выходной кромке, особенно в прикорневой зоне, где кроме перепада температур действуют большие центробежные нагрузки. Конфигурация отверстий в выходной кромке может быть в виде щели с перегородками, соединяющими поверхности лопатки (рис. 2, а), цилиндрических отверстий (рис. 2, б), слотов различной формы (зона А на рис. 3) и т. д.

Выдуваемый из выходной кромки в виде слотов (рис. 3, а) воздух направлен таким образом, что эффективность охлаждения части кромки со стороны «спинки» существенно меньше.

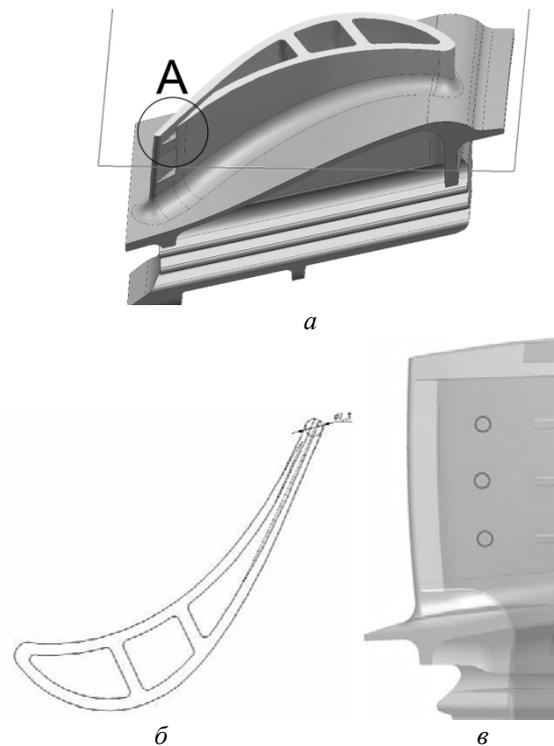


Рис. 3. Модификация выходной кромки лопатки турбины высокого давления

Это приводит к более высоким температурам в этой зоне. С этой позиции конструкция

без подрезки выходной кромки со стороны «корыта» позволяет охладить обе выходные поверхности лопатки «спинки» и «корыта» (рис. 3, б). Однако в относительно небольших лопатках часто технологически невозможно изготовить тонкую выходную кромку с равной длиной по «спинке» и «корыту». Применение слотов в этих случаях неизбежно. Однако и в этих случаях можно найти конструктивные мероприятия, позволяющие решить проблему.

Например, расчетные исследования лопатки, приведенной на рис. 3, в, показали, что удаление перегородок в выходной кромке, образующих слоты, позволяет избавиться от концентраторов в них и увеличить долговечность лопатки.

На рис. 2, б приведена конструкция лопатки турбины высокого давления, имеющая в зоне выходной кромки ряд перфорационных отверстий. Наличие их в непосредственной близости к трактовой полке ограничивают долговечность лопатки. Модификация конструкции выходной кромки путем удаления нижних отверстий, или организация выходной кромки в виде щели с поперечными ребрами (рис. 4, а) и оптимиза-

ция количества и положения этих ребер позволяет увеличить статическую долговечность в несколько раз. Например, удаление двух нижних ребер в прикорневой зоне лопатки (рис. 4, б) привело к уменьшению уровня максимальных напряжений почти в 2 раза и увеличению расчетной долговечности в 10 раз.

Важными элементами при проектировании лопаток турбин являются бандажные полки (рис. 5, а).

Зоны галтелей под бандажной полкой (№ 1 на рис. 5, б) и между контактной и смежной гранями, в так называемых «зигах», (№ 2 и № 3 на рис. 5, б) определяют статическую и циклическую долговечность полки. На рис. 5, в показана фотография типичных трещин в «зигах» бандажных полок.

На напряженное состояние этих зон оказывают влияние центробежные силы, температурные нагрузки, контактные давления по рабочим граням полок. Все эти нагрузки изменяются в процессе работы конструкции на различных режимах и в зависимости от их продолжительностей.

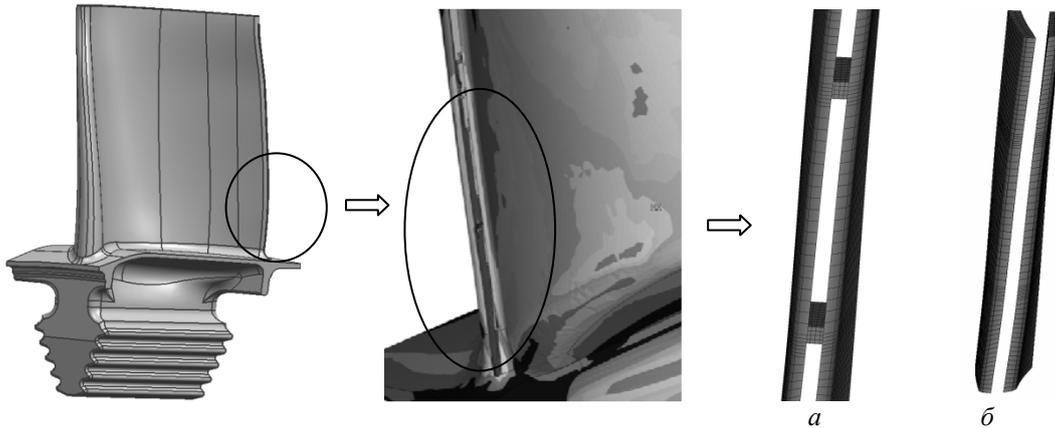


Рис. 4. Модификация выходной кромки лопатки турбины высокого давления

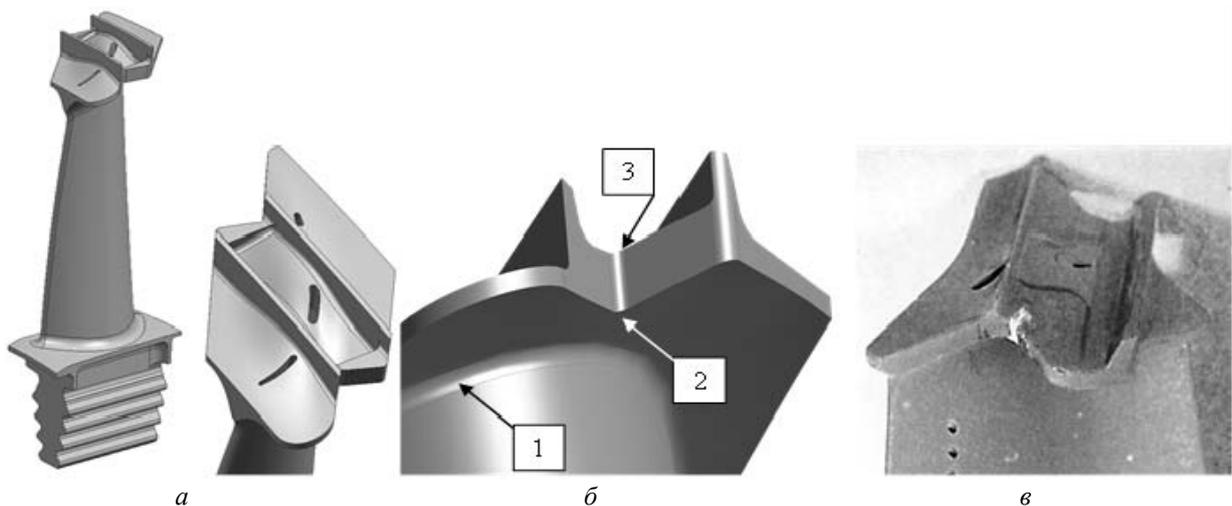


Рис. 5. Бандажная полка с указанием «опасных» зон и трещины в «зигах» (справа)

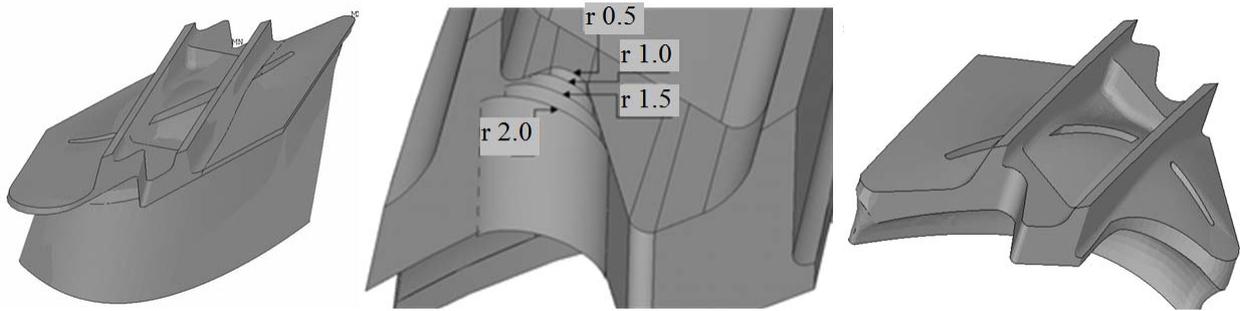


Рис. 6. Модификация бандажной полки направленная на увеличение местных запасов длительной статической прочности от недопустимой величины 0,6 до 1,38

Для снижения величин напряжений в «опасных» зонах можно изменить конструкцию бандажной полки, например, следующим образом: увеличить угол наклона контактных граней к оси двигателя, увеличить их площадь, увеличить радиус галтелей, изменить конфигурацию полки, выбрать рациональный монтажный натяг между контактными гранями полок. Перепроектированная таким образом конструкция на рис. 6 бандажной полки 2-й ступени турбины высокого давления стационарной установки позволила увеличить минимальные запасы длительной статической прочности на заданный ресурс от недопустимой величины 0,6 до 1,38.

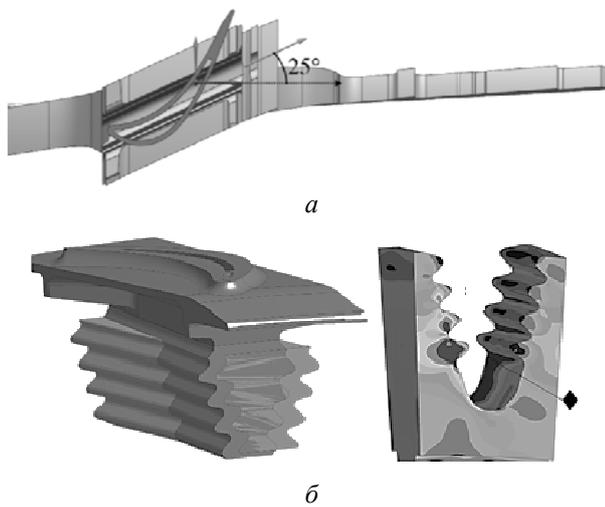


Рис. 7. Модификация угла установки замкового соединения лопаток с диском

На основе проведенных расчетных исследований влияния конструктивных параметров замкового соединения, таких как угол установки, наличие перегородок, радиуса галтелей на его прочность, даны рекомендации по проектированию.

Например, уменьшение угла установки замка к оси перпендикулярной оси двигателя рабо-

чей лопатки 2-й ступени проектируемой турбины высокого давления (рис. 7, а) с 25 до 14° привело к уменьшению пластической деформаций в «опасной» зоне под нижним зубом выступа диска (помечена \blacklozenge справа на рис. 7, б) более чем в 5 раз. При этом циклическая долговечность увеличилась более чем в 100 раз.

Перегородки в хвостовике лопатки разделяют воздушные каналы. На рис. 8, а видны существующие, образующиеся в рабочих условиях, деформации входных отверстий для подачи охлаждающего воздуха. В зонах концов отверстий при этом возникают большие напряжения.

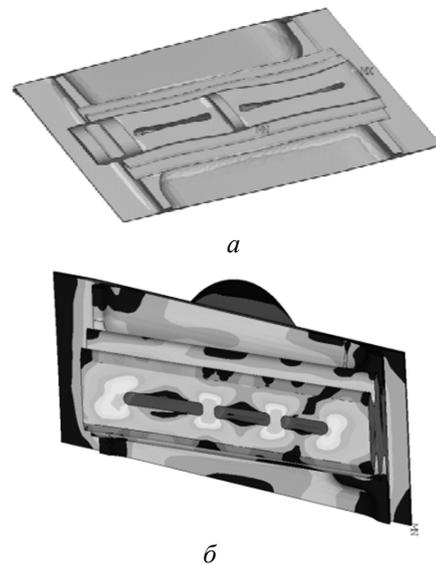


Рис. 8. Модификация хвостовика лопатки

Для их уменьшения можно добавить в конструкцию дополнительную вертикальную перегородку, разделяющую отверстия, от «подшвы» примерно на длину хвостовика и ножки лопатки (рис. 8, б). Модификация конструкции, изменение количества перегородок (две вместо одной) в хвостовике лопатки турбины высокого

давления ГТД позволило увеличить расчетную долговечность лопатки на 40 %.

Расчетные исследования показали, что положение монокристалла в лопатке оказывает влияние на НДС и статическую прочность [7, 8]. Влияние аксиальной ориентации наиболее значительно. Для охлаждаемых лопаток турбин установлена и используется при литье оптимальная аксиальная ориентация монокристалла вдоль оси лопатки. Однако допускаемые технологические отклонения составляют 10° , что также заметно сказывается на долговечности. Выбор оптимальной ориентации монокристалла в рабочих лопатках позволяет повысить их долговечность до 2 раз.

Ориентация кристалла относительно профильной части лопатки также существенно влияет и на спектр ее собственных частот колебаний, а технологические отклонения в ориентации увеличивают разброс частот и опасность попадания лопаток на резонансные режимы. Проведенные [9] расчетные и экспериментальные исследования показали, что влияние аксиальной ориентации монокристалла на динамические характеристики лопатки, в том числе с учетом технологических отклонений, для шести первых частот достигает 12%.

Перечень примеров может быть продолжен.

РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ДЕТАЛЬНОМУ ПРОЕКТИРОВАНИЮ ЛОПАТОК ТУРБИН

Таким образом, в зависимости от размеров лопатки, условий нагружения и работы для увеличения долговечности могут оказаться целесообразными следующие конструктивные мероприятия.

1. Выбор рациональной конфигурации профильной части охлаждаемых лопаток, а именно:

- удаление цилиндрических отверстий для выпуска воздуха в выходной кромке в прикорневой области лопатки;
- замена цилиндрических отверстий для выпуска воздуха в выходной кромке лопатки на щели;
- удаление поперечных перегородок щели в прикорневой зоне лопатки;
- не рекомендуется подрезка выходной кромки со стороны «корыта»;
- увеличение радиусов искривления внутренних перегородок.

2. Формирование трастовой полки, ножки:

- увеличение радиуса галтели между ребром под полкой и ножкой в окружном направлении;

- не рекомендуются формировать в ножке отверстия для подачи воздуха в лопатку, так как при этом необходимо изгибать канал при переходе в профильную часть лопатки почти под прямым углом.

3. Проектирование хвостовика лопатки, замкового соединения:

- уменьшение величины угла установки замка к оси перпендикулярной оси двигателя до 15° ;
- увеличение количества перегородок в хвостовике лопатки.

4. Конструирование бандажных полок:

- подрезка полки в зоне входной кромки со стороны «корыта»;
- уменьшение массы полки за счет выборки материала в утолщенной консольной части;
- увеличение угла наклона контактных граней к оси двигателя;
- увеличение площади контактных граней;
- увеличение радиуса галтели между рабочей и смежной поверхностями полки;
- выбор монтажного натяга бандажных полок в зависимости от условий и длительности работы.

5. Оптимизации кристаллографической ориентации (КГО) в монокристаллических лопатках на основе расчетов.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Сформированы рекомендации по ресурсному проектированию охлаждаемых лопаток высокотемпературных газовых турбин, касающиеся использования расчетных методов, позволяющих производить более аккуратные вычисления на основе учета различных аспектов поведения применяемых материалов и элементов конструкций в условиях эксплуатации.

На основе многочисленных расчетных исследований, проведенных с помощью детальных трехмерных моделей, обоснованы конструктивные мероприятия и намечены общие тенденции модификации, позволяющие увеличить долговечность лопаток турбин.

Изложенные рекомендации могут быть использованы при проектировании лопаток рабочих колес турбин газотурбинных двигателей различного назначения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Ножницкий Ю. А. и др.** Совершенствование норм прочности авиационных газотурбинных двигателей // Основные результаты научно-технической деятельности ЦИАМ 2001–2005. М.: ЦИАМ, 2005. Т. 2. С. 233–234. [Yu. A. Nozhnitsky, et al., "Strength standards of aviation gas turbine engines development," (in Russian), in *Main results of Scientific-technical work CIAM 2001-2005*. Moscow: CIAM, vol. 2, pp. 233-234, 2005.]

2. **Магеррамова Л. А., Васильев Б. Е.** Выбор модели анизотропии сплава для прочностных расчетов монокристаллических лопаток турбин газотурбинного двигателя с помощью современных программных комплексов // Современные методы обеспечения прочностной надежности детали авиационных двигателей: Труды ЦИАМ №1344. М.: ТОРУС ПРЕСС, 2010. С. 341–350. [[L. A. Magerramova, B. E. Vasilyev, "Choice anisotropy model of alloy for the strength calculations of single crystal turbine blades of gas turbine engines with help modern program complex," (in Russian), in *Trudy of CIAM*, no. 1344, pp. 341-350, Moscow: Turus Press, 2010.]]

3. **Васильев Б. Е., Магеррамова Л. А.** Определение кинетики НДС лопаток турбин с использованием различных вариантов учета ползучести программного комплекса ANSYS // Двигатель. 2008. № 6. С. 18–19. [[B. E. Vasilyev, L. A. Magerramova, "Determination of SSS kinetics of turbine blades with use of difference variants ANSYS creep," (in Russian), in *Dvigatel*, no. 6, pp. 18-19, 2008.]]

4. **Васильев Б. Е., Магеррамова Л. А.** Учет контактного взаимодействия бандажных полок при расчетах на прочность лопаток турбин // Авиадвигатели XXI века: сб. тез. 3 Междунар. науч.-техн. конф. М.: ЦИАМ, 2010. С. 633–642. [[B. E. Vasilyev, L. A. Magerramova, "Account of shroud contact interaction for turbine blades strength calculations," (in Russian), in *Proc. 3d Scientific-technical conf.* Moscow: CIAM, pp. 633-642, 2010.]]

5. **Магеррамова Л. А.** Расчетные методы увеличения ресурса рабочих лопаток авиационных газовых турбин // Вестник МАИ. Т. 20, № 1. 2013. С. 56–69. [[L. A. Magerramova, "Increasing resource of the aviation gas turbine blades by calculation methods," (in Russian), in *Vestnik MAI*, vol. 20, no. 1, pp. 56-69, 2013.]]

6. **Магеррамова Л. А., Ножницкий Ю. А.** Материалы рабочих лопаток и неразъемных роторов турбин. Машиностроение: энциклопедия. Разд. IV. Т. IV-21. Кн. 3 / М. Машиностроение, 2010. С. 600–606. [[L. A. Magerramova, Yu. A. Nozhnitsky, "Materials of turbine blades and one-piece rotor," (in Russian), in *Mashinostroenie: Enciklopedija*, vol. 4 (21), book 3, pp. 600-606, Moscow: Mashinostroenie, 2010.]]

7. **Магеррамова Л. А., Васильев Б. Е.** Влияние азимутальной ориентации в монокристаллических лопатках высокотемпературных газовых турбин на их напряженно-деформированное состояние и прочность // Вестник УГАТУ. 2011. Т. 15, № 4 (44). С. 54–58. [[L. A. Magerramova, B. E. Vasilyev, "The influence of single-crystal structure material azimuthal orientation on stress strain state and strength of high-temperature gas turbine blades," (in Russian), in *Vestnik UGATU*, vol. 15, no. 4 (44), pp. 54-58, 2011.]]

8. **Магеррамова Л. А., Васильев Б. Е.** Влияние ориентации монокристалла на напряженно-деформированное состояние и прочность лопаток газовых турбин // Вестник Московского авиационного института. 2012. Т. 5. С. 89–97. [[L. A. Magerramova, B. E. Vasilyev, "The influence of single-

crystal structure material orientation on stress strain state and strength of gas turbine blades," (in Russian), in *Vestnik MAI*, vol. 5, pp. 89-97, 2012.]]

9. **Магеррамова Л. А., Шорр Б. Ф., Мельникова Г. В., Громов М. В.** Оптимизация конструкции охлаждаемых лопаток высокотемпературных турбин // ЦИАМ 2001–2005. Основные результаты научно-технической деятельности. М.: ЦИАМ, 2005. Т. 2. С. 190–194. [[L. A. Magerramova, et al., "Structural optimization of cooled blades of high temperature turbines," (in Russian), in *Main results of Scientific-technical work*, vol. 2, pp. 190-194, Moscow: CIAM, 2005.]]

ОБ АВТОРЕ

МАГЕРРАМОВА Любовь Александровна, нач. сект. в отделе динам. и прочн. авиац. двигат. Дипл. инж.-мех. (МАИ, 1972). Д-р техн. наук по тепл., э/ракетн. двиг. и э/установкам ЛА (ЦИАМ им. Баранова, 2013). Иссл. в обл. прочн. охлаждаемых и неохлаждаемых лопаток, в том числе из монокристаллических сплавов, биметаллических блисков турбин.

METADATA

Title: The structural variations of high-temperature turbine blades for increase of its design life.

Authors: L. A. Magerramova.

Affiliation:

Central Institute Aviation Motors (CIAM), Russia.

Email: lamagerramova@mail.ru.

Language: Russian.

Source: *Vestnik UGATU* (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 19, no. 2 (68), pp. 79-86, 2015. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: The turbine wheels are one of main parts of gas turbine engine (GTE) to have an effect on it key parameters. The design reliability and life assurance are essential requirements of turbine wheel design. The influence of design features of high-temperature turbine blades super alloys based on strength characteristics is investigated. The recommendations for design of turbine blades and calculation methods meant for the static durability and low cycle fatigue (LCF) estimate reliability increase are formulated.

Key words: gas turbine engine; blades; design life; durability.

About the author:

MAGERRAMOVA, LIUBOV Alexandrovna, Senior research, Dept. of Dynamic and Strength of aviation engines. Dipl. Ing.-mechanic (Moscow Aviation Institute, 1972). Cand. of Tech. Sci. (MISI, 1980), Dr. of Tech. Sci. (CIAM, 2013).