

ОПТИМИЗАЦИЯ МАССОГАБАРИТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ДИСКА ТУРБИНЫ ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ

© 2020

- М. В. Силуянова** доктор технических наук, профессор кафедры «Технология производства и эксплуатации двигателей летательных аппаратов»;
Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет);
dc2mati@yandex.ru
- А. Н. Грунин** аспирант;
Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет);
grunin.anton@mail.ru
- А. Д. Алendarь** аспирант;
Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет);
artem.alendar@mail.ru
- С. К. Кандауров** аспирант;
Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет);
sergey@kbbase.ru

Представлены результаты оптимизации массогабаритных характеристик рабочего диска турбины высокого давления турбореактивного двухконтурного двигателя с форсажной камерой. Рассмотрены вопросы моделирования работы первой ступени двигателя с покрывным диском, обеспечивающим подвод охлаждающего воздуха к рабочим лопаткам. Проведён прочностной расчёт напряжений, возникающих в результате действия центробежных сил в условиях высокой температуры. Построена трёхмерная модель диска. Использован метод конечных элементов. В результате теплового расчёта получена картина распределения температур в теле диска. Максимальные напряжения в диске находятся в местах сопряжения передней поверхности диска и отверстий подвода охлаждающего воздуха к рабочим лопаткам. В зоне полостей для подвода охлаждающего воздуха наблюдается присутствие пластической деформации. Показано, что целесообразно выполнить ступенчатую часть диска из материала с меньшей жаростойкостью и с большим значением допустимых предельных напряжений. На основе проведённого исследования предложена конструкция биметаллического диска, выполненного методом порошковой металлургии.

Турбина высокого давления; прочностной расчёт; коэффициент запаса прочности; биметаллический диск; массогабаритные характеристики; метод конечных элементов; охлаждающий воздух; изостатическое прессование.

Цитирование: Силуянова М.В., Грунин А.Н., Алendarь А.Д., Кандауров С.К. Оптимизация массогабаритных характеристик диска турбины высокого давления // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2020. Т. 19, № 1. С. 78-86. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-1-78-86

Важными условиями конкурентоспособности авиационных воздушно-реактивных двигателей являются повышение надёжности и экономичности. Экономическая эффективность достигается увеличением температурно-силовых параметров работы деталей газового тракта при неизменном условии обеспечения их надёжности. Однако увеличение экономичности и необходимое для этого увеличение нагруженности ступеней газовых турбин приводит к снижению ресурса газотурбинного двигателя из-за ухудшения прочностных свойств материалов деталей горячей части.

Высокотемпературное воздействие и градиенты температур требуют применения высокоэффективной системы охлаждения элементов проточной части и совершенствования применяемых материалов. Совершенствование одних лишь свойств конструкци-

онных материалов не позволяет значительно повысить температуру в горячей части тракта турбомашин.

Таким образом, одной из актуальных задач является создание высокоэффективных технологий получения продукции требуемых физико-механических, технологических и потребительских свойств, в частности высокоплотных деталей конструкционного назначения из порошковых материалов.

Порошковые заготовки позволяют избежать основного недостатка монолитных заготовок – наследственную анизотропию свойств и неоднородный химический состав. Развитие порошковой металлургии основывается на разработке и использовании прогрессивных методов консолидации дисперсных материалов, направленных на создание благоприятной структуры материала. Кроме того, порошковая металлургия способствует разработке принципиально новых технологий получения деталей со сложной переменной структурой, в том числе из различных материалов [1].

На первом этапе был произведён прочностной расчёт, а именно расчёт напряжений, возникающих в результате действия центробежных сил в условиях высокой температуры, диска турбины высокого давления (ТВД) авиационного воздушно-реактивного двигателя, изготовленного из жаропрочного никелевого сплава.

Форма детали является сложной, поэтому её расчёт на прочность не может быть получен аналитически. Существует несколько методов расчёта на прочность, но наиболее распространённый сегодня – это метод конечных элементов. Данный метод предназначен для решения задач микроуровня, при этом модель объекта представляет собой систему дифференциальных уравнений в частных производных с заданными граничными условиями.

Для проведения расчёта была построена трёхмерная модель диска (рис. 1). В работе рассчитывалась прочность диска первой ступени ТВД с покрывным диском, обеспечивающим подвод охлаждающего воздуха к рабочим лопаткам. Для ликвидации расчёта контактной группы механического соединения рабочего диска с покрывным была построена трёхмерная модель диска единой деталью. Часть обода диска по дну замкового соединения заменена эквивалентной нагрузкой радиальных контурных напряжений.



Рис. 1. 3-D модель диска

Поскольку диск является осесимметричной деталью, то для сокращения времени расчёт производился на модели сектора диска, угол которого 60° (13 лопаток из 78). Для учёта влияния остальной части диска на гранях используемой модели были заданы граничные условия циклической симметрии в цилиндрической системе координат (рис. 2).

Расчёт диска проводился в САЕ системе ANSYS Workbench в блоках термического Steady-State Thermal и прочностного Static Structural расчёта.

Поскольку диск работает при высоких температурах, то для его охлаждения организована сложная система подвода охлаждающего воздуха разной температуры к различным поверхностям детали. Значения температур охлаждающего воздуха представлены в таблице и на рис. 3. Температура диска по поверхности отсечения замковой части обода (рис. 3) составляет 787°C.

Влияние на диск нагрузки от вращения рабочих лопаток смоделировано сосредоточением массы лопатки (140 граммов) в центре масс (рис. 4).

В расчётном блоке Static Structural моделируется вращение диска (рис. 5) с оборотами, составляющими 106% максимальных рабочих оборотов.

Таблица. Температуры охлаждающего воздуха элементов диска, К

Ступица	Задняя поверхность	Передняя поверхность покрывного диска	Канал подвода охлаждающего воздуха к лопаткам
600	780	900	900

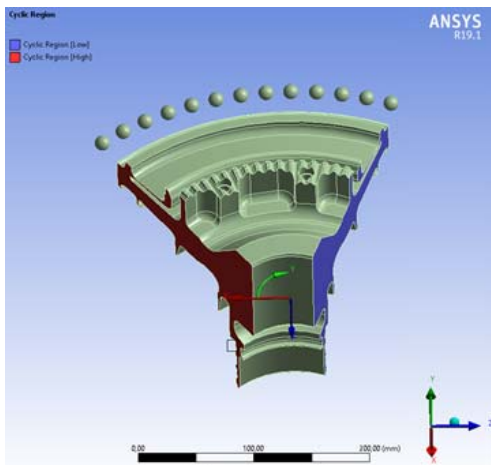


Рис. 2. Условия циклической симметрии в цилиндрической системе координат

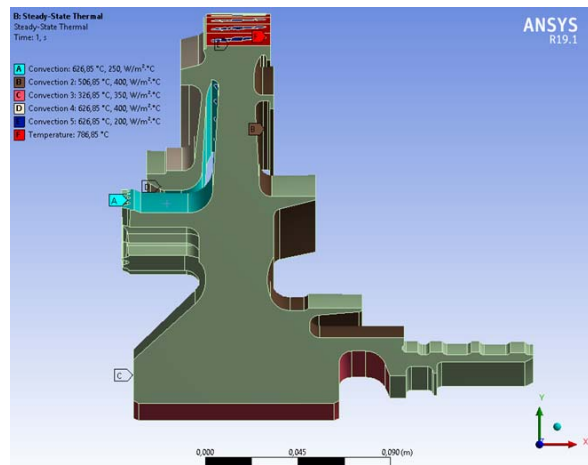


Рис. 3. Граничные условия по температурному воздействию

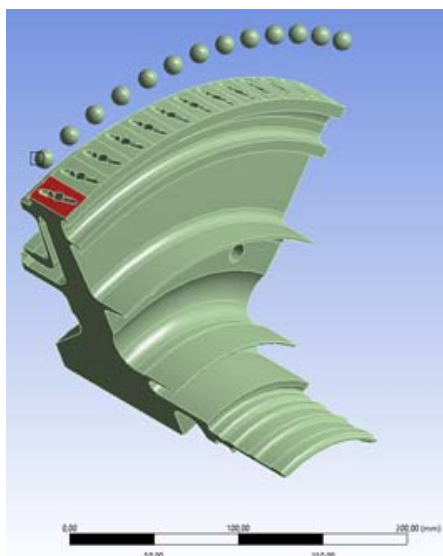


Рис. 4. Моделирование наличия рабочих лопаток

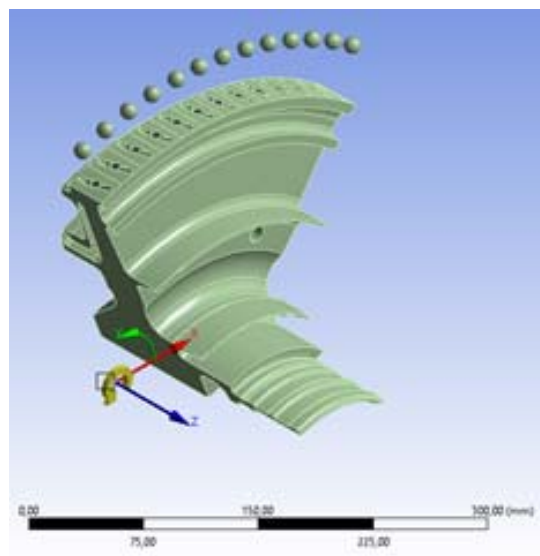


Рис. 5. Моделирование вращения диска

Влияние части обода, составляющего замковое соединение, заменено эквивалентной нагрузкой 90 МПа на рассчитываемом секторе диска на основе оценки напряжённого состояния замковых соединений рабочих лопаток турбин [2] и в соответствии с данными завода-изготовителя (рис. 6).

Основные преимущества метода конечных элементов – произвольная форма рассчитываемой области, возможность создания более мелкой сетки в тех местах, где требуется особая точность.

Диск разбивается на конечные элементы автоматически с указанием количества конечных элементов, наибольшее количество элементов позволяет получить более точный результат расчётов, однако требует больше машинных мощностей. Поэтому был произведён выбор из трёх вариантов сеточного разбиения с помощью предварительного расчёта (без учёта действия температур).

Выбранный вариант сеточного разбиения при наименьшем количестве элементов даёт приемлемый результат. На рис. 7 показана сетка сектора диска, разбитого на конечные элементы.

В результате теплового расчёта была получена картина распределения температур (рис. 8) в теле диска. Градиент температур по радиусу диска составил 418°C.

В результате прочностного расчёта была получена картина распределения напряжений (рис. 9) и деформаций (рис. 10) диска турбины для указанных температур. Напряжения в ступице диска не превышают 526 МПа.

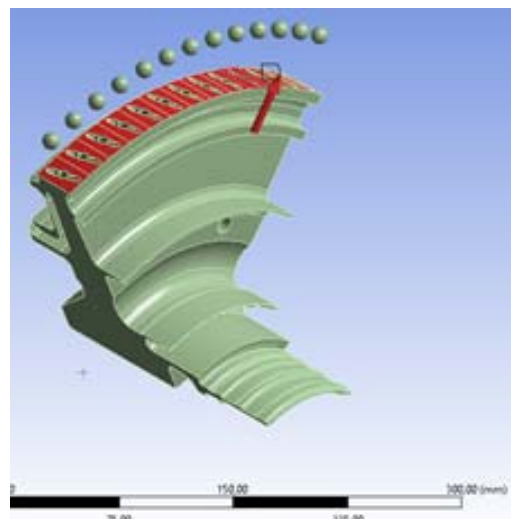


Рис. 6. Наложение эквивалентной нагрузки взамен замковой части обода

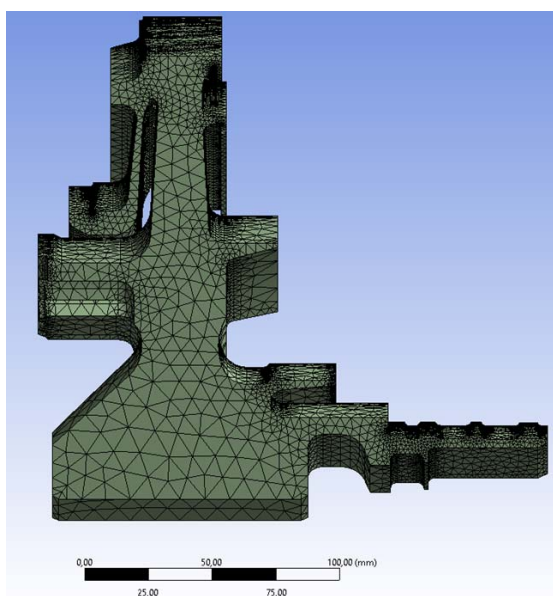


Рис. 7. Сеточное разбиение сектора диска

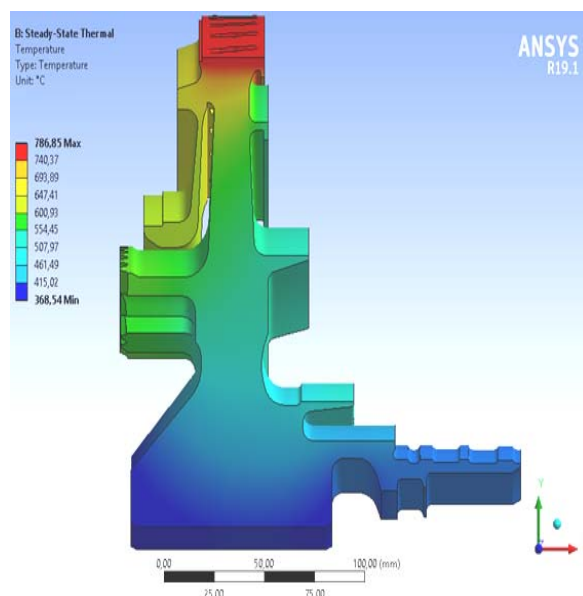


Рис. 8. Распределение температур

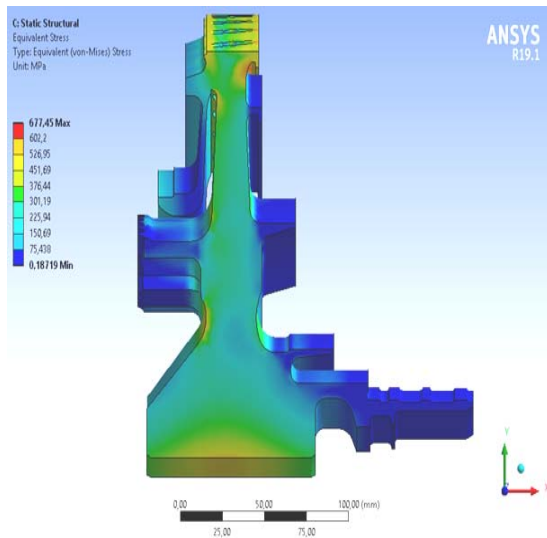


Рис. 9. Распределение напряжений

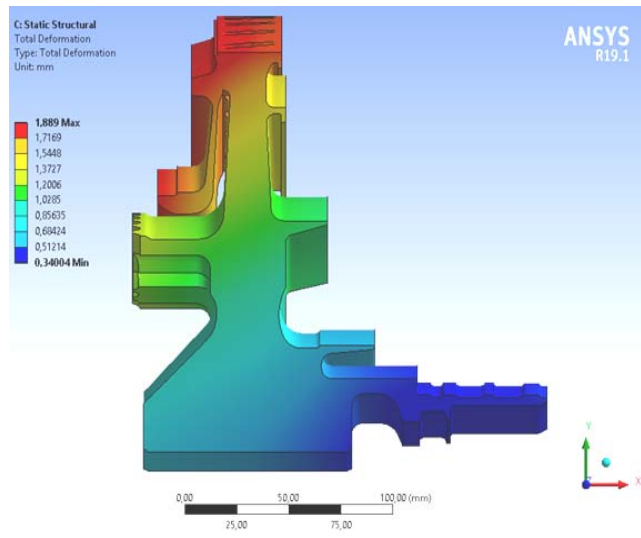


Рис. 10. Распределение деформаций

Максимальные напряжения в диске составляют 677 МПа и находятся в местах сопряжения передней поверхности диска турбины и отверстий подвода охлаждающего воздуха к рабочим лопаткам (рис. 11).

Кроме того, в зоне полостей для подвода охлаждающего воздуха к рабочим лопаткам наблюдается присутствие пластической деформации (рис. 12).

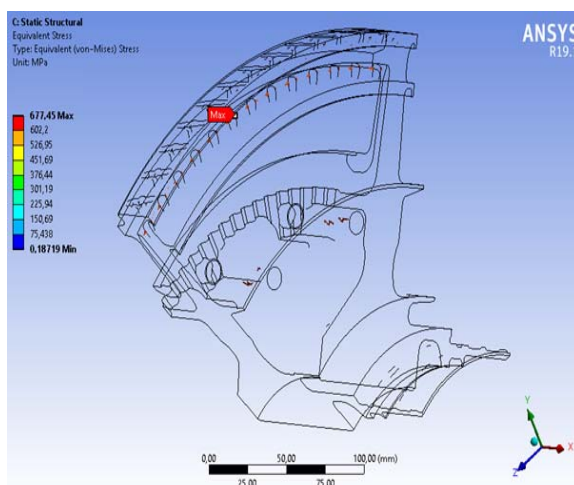


Рис. 11. Расположение напряжений выше 600 МПа

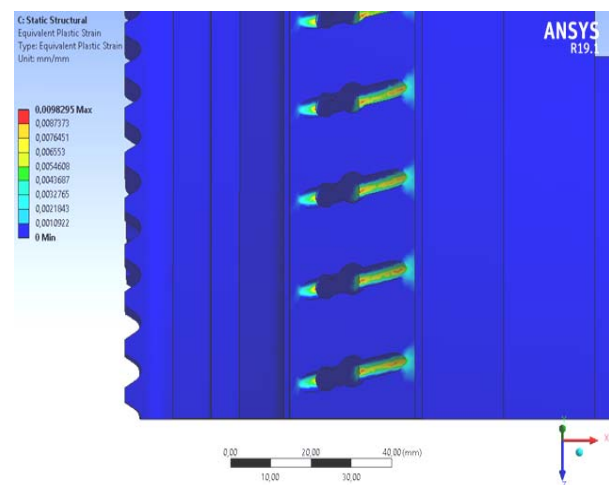


Рис. 12. Зоны пластических деформаций

По теории прочности при объёмном напряжённом состоянии коэффициент запаса прочности рассчитывается по формуле [3]:

$$k = \frac{\sigma_6}{\sigma_{\max}} \geq [\sigma],$$

где σ_6 – предел прочности для данного материала; σ_{\max} – максимальное напряжение детали; $[\sigma]$ – минимальное допустимое значение коэффициента запаса прочности.

Минимальное допустимое значение коэффициента запаса прочности на основании накопленного опыта конструирования и эксплуатации дисков составляет $k = 1,35 \dots 1,5$. Предел прочности ЭП741НП при температуре 800°C составляет 981 МПа.

Коэффициент запаса прочности для рассчитанного диска составил 1,45, что удовлетворяет требованиям норм прочности.

По результатам проведённого расчёта и исходя из анализа работы дисков турбины высокого давления [4] современных двигателей видно, что при относительно невысоких максимальных напряжениях рабочая температура на их ободе составляет не менее 650°C с тенденцией повышения, поскольку он расположен ближе к высокотемпературному газовому тракту, а температура газа на входе в турбину является одним из основных факторов, способствующих увеличению тяги двигательной установки. При этом ступица диска работает при сравнительно низких температурах, не превышающих 500°C, и испытывает довольно высокие напряжения.

Но получить одновременно высокую жаропрочность, максимально возможную прочность и низкую скорость роста трещин одного материала невозможно, так как эти свойства обеспечиваются разными параметрами одних и тех же структурных характеристик [5 – 7]. Технология изготовления биметаллических дисков с применением методов металлургии гранул [8; 9] позволяет решить эти проблемы путём создания диска с градиентными свойствами и достичь высокой прочности ступицы и высокой жаропрочности обода диска, что соответствует реальным условиям его работы в составе газотурбинного двигателя. Технология, обеспечивающая регламентированную границу раздела материалов, представляет собой способ комплектования порошков разных материалов в матрицу и последующее горячее изостатическое прессование [10; 11].

Целесообразно выполнить ступичную часть диска из материала с меньшей жаростойкостью и с большим значением допустимых предельных напряжений. Оставляя жаропрочную сталь ЭП741НП в ободной части диска, в качестве материала ступицы была выбрана высокопрочная сталь ВКС-3 с рекомендуемым диапазоном рабочих температур до 500°C. По результатам расчёта массовых характеристик рабочего диска ТВД было выявлено, что применение биметаллической конструкции диска [12] с границей раздела двух материалов на радиусе 110 мм без изменения конфигурации диска (рис. 13) позволяет снизить его массу на 1,2 кг.

Изготовление заготовки для такого диска возможно осуществить с помощью двухступенчатой технологии. Сначала изготавливают часть диска из высокопрочной стали традиционными методами, а затем кольцевую капсулу между полученной ступичной частью и наружной границей прессформы заполняют гранулами жаропрочного материала и подвергают горячему изостатическому прессованию [13].

Таким образом, применение в тяжёлонагруженных дисках турбин воздушно-реактивных двигателей биметаллической структуры материала с функционально-градиентными свойствами позволит повысить эффективность работы различных зон данных дисков, снизить массу и повысить коэффициент полезного действия двигателя.

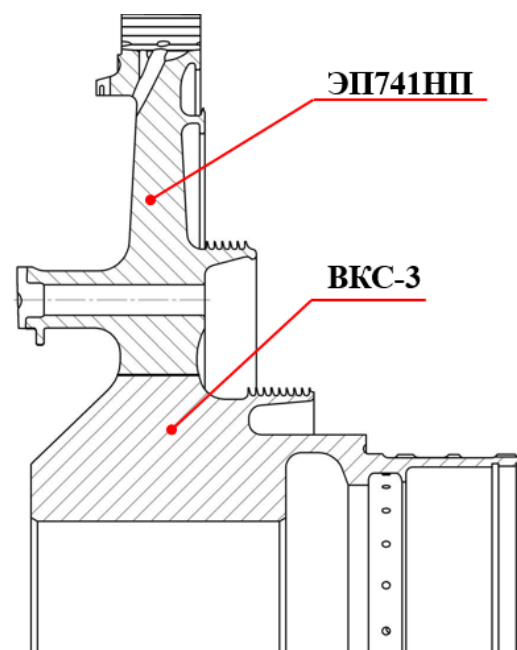


Рис. 13. Биметаллическая конструкция диска турбины

Библиографический список

1. Гращенко Д.В., Щетанов Б.В., Ефимочкин И.Ю. Развитие порошковой металлургии жаропрочных материалов // Все материалы. Энциклопедический справочник. 2011. № 5. С. 13-26.
2. Придорожный Р.П., Шереметьев А.В., Зиньковский А.П., Меркулов В.М., Федорченко Н.Н. Оценка напряжённого состояния замковых соединений рабочих лопаток турбин с учётом возможных отклонений их размеров // Авиационно-космическая техника и технология. 2007. № 8. С. 81-85.
3. Скубачевский Г.С. Авиационные газотурбинные двигатели. Конструкция и расчёт деталей. М.: Машиностроение, 1981. 550 с.
4. Кишалов А.Е., Кудоярова В.М., Маркина К.В., Игнатьев О.И. Анализ нагрузок, действующих на элементы конструкции ГТД // Молодой учёный. 2012. № 11 (46). С. 52-60.
5. Силуянова М.В., Курицына В.В., Иосифов П.А. Стратегии, методы и модели управления технологическим развитием производств авиационно-космического машиностроения. М.: МАИ, 2016. 158 с.
6. Силуянова М.В., Курицына В.В., Бойцов А.Г. Модели и методы технологического аудита наукоёмких производств. М.: МАИ, 2017. 158 с.
7. Курицына В.В., Силуянова М.В. Автоматизация процедур технологического менеджмента в производстве авиакосмической техники // СТИН. 2017. № 9. С. 5-11.
8. Магеррамова Л.А. Применение биметаллических блисков, изготавливаемых методом ГИП из гранулированных и литейных никелевых суперсплавов, для увеличения надёжности и ресурса газовых турбин // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2011. Т. 15, № 4 (44). С. 33-38.
9. Гарибов Г.С., Гриц Н.М., Востриков А.В., Федоренко Е.А., Волков А.М. Освоение перспективного высокопрочного гранулируемого никелевого сплава при производстве заготовок турбинных дисков для авиационных двигателей нового поколения // Технология лёгких сплавов. 2012. № 3. С. 64-69.
10. Кононов С.А., Перевозов А.С., Колачев Б.А. Структура и механические свойства гранулированного сплава ЭП741НП, полученного по технологии, включающей горячее изостатическое прессование и обработку давлением // Металлы. 2007. № 5. С. 86-89.
11. Кокорин В.Н., Филимонов В.И., Сизов Н.А., Груздев Д.П. Способ прессования с наложением УЗ-воздействия увлажнённых механических смесей на основе железа // Вестник Ульяновского государственного технического университета. 2012. № 3 (59). С. 24-27.
12. Быков Ю.Г., Магеррамова Л.А., Кратт Е.П., Бакулин С.С. Опыт разработки технологии изготовления биметаллического турбинного блиска перспективного газотурбинного двигателя // Наука – производству. 2014. № 9. С. 148-156.
13. Агеев С.В., Гиршов В.Л. Горячее изостатическое прессование в порошковой металлургии // Металлообработка. 2015. № 4 (88). С. 56-60.

METHOD FOR OPTIMIZING MASS AND SIZE CHARACTERISTICS OF A HIGH-PRESSURE TURBINE DISK

© 2020

- M. V. Siluyanova** Doctor of Science (Engineering), Professor;
Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, Russian Federation;
dc2mati@yandex.ru
- A. N. Grunin** Postgraduate Student;
Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, Russian Federation;
grunin.anton@mail.ru
- A. D. Alendar** Postgraduate Student;
Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, Russian Federation;
artem.alendar@mail.ru
- S. K. Kandaurov** Postgraduate Student;
Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, Russian Federation;
sergey@kbbase.ru

The article presents the results of weight and size optimization of a high-pressure turbine working disk for an augmented turbofan. The issues of modeling the operation of the engine's first stage with a cover plate providing the delivery of cooling air to the blades are considered. Strength calculation of the stresses arising from the action of centrifugal forces under high-temperature conditions was carried out. A three-dimensional model of the disk was obtained. The finite element method was used. The pattern of temperature distribution in the disk body was obtained on the basis of heat calculation. Based on the strength calculation, the stresses and strains of the turbine disk were determined. Maximum stresses in the disc are located at the junction of the disc frontal area and the cooling air feed holes. Plastic deformation is observed in the area of the cavities for cooling air feed. It is shown that the stepped part of the disc should be made of a material with lower heat resistance and a higher value of permissible limit stress. Based on the study, a bimetallic disk design made by powder metallurgy was proposed.

High-pressure turbine; strength calculation; safety factor; bimetallic disk; weight and size characteristics; finite element method; cooling air; isostatic pressing.

Citation: Siluyanova M.V., Grunin A.N., Alendar A.D., Kandaurov S.K. Method for optimizing mass and size characteristics of a high-pressure turbine disk. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2020. V. 19, no. 1. P. 78-86. DOI: 10.18287/2541-7533-2020-19-1-78-86

References

1. Grashchenkov D.V., Shchetanov B.V., Efimochkin I.Yu. Development of powder metallurgy of high-temperature alloys. *Vse Materialy. Entsiklopedicheskii Spravochnik*. 2011. No. 5. P. 13-26. (In Russ.)
2. Pridorozhnyy R.P., Sheremet'ev A.V., Zin'kovskiy A.P., Merkulov V.M., Fedorchenko N.N. Assessment of the stress state of the locking joints of the turbine blades taking into account possible deviations of their sizes. *Aerospace Technic and Technology*. 2007. No. 8. P. 81-85. (In Russ.)
3. Skubachevskiy G.S. *Aviatsionnye gazoturbinnye dvigateli. Konstruktsiya i raschet detaley* [Aircraft gas turbine engines. Design and calculation of component parts]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1981. 550 p.
4. Kishalov A.E., Kudoyarova V.M., Markina K.V., Ignat'ev O.I. Analysis of the loads acting on the structural elements of GTE. *Young Scientist*. 2012. No. 11 (46). P. 52-60. (In Russ.)

5. Siluyanova M.V., Kuritsyna V.V., Iosifov P.A. *Strategii, metody i modeli upravleniya tekhnologicheskim razvitiem proizvodstv aviatsionno-kosmicheskogo mashinostroeniya* [Strategies, methods and models of managing technological development of aerospace engineering facilities]. Moscow: Moscow Aviation Institute Publ., 2016. 158 p.

6. Siluyanova M.V., Kuritsyna V.V., Boytsov A.G. *Modeli i metody tekhnologicheskogo audita naukoemkikh proizvodstv* [Models and methods of technology audit of high-tech industries]. Moscow: Moscow Aviation Institute Publ., 2017. 158 p.

7. Kuritsyna V.V., Siluyanova M.V. Automated management in aerospace production. *Russian Engineering Research*. 2018. V. 38, Iss. 3. P. 201-207. DOI: 10.3103/s1068798x18030085

8. Magerramova L.A. Application of bimetallic blisks manufactured by HIP from powder and cast Ni-base superalloys for gas turbine life increase. *Vestnik UGATU*. 2011. V. 15, no. 4 (44). P. 33-38. (In Russ.)

9. Garibov G.S., Grits N.M., Vostrikov A.V., Fedorenko Ye.A., Volkov A.M. Commercialization of an advanced high-strength PM nickel-base superalloy for production of turbine discs for new generation aircraft engines. *Technology of Light Alloys*. 2012. No. 3. P. 64-69. (In Russ.)

10. Kononov S.A., Perevozov A.S., Kolachev B.A. Structure and mechanical properties of a granulated EP741NP alloy produced by a technology including hot isostatic pressing and metal forming. *Russian Metallurgy (Metally)*. 2007. V. 2007, Iss. 5. P. 415-417. DOI: 10.1134/S0036029507050114

11. Kokorin V.N., Filimonov V.I., Sizov N.A., Gruzdev D.P. Method of humid iron-based aggregates moulding with ultrasonic exposure. *Vestnik of UISTU*. 2012. No. 3 (59). P. 24-27. (In Russ.)

12. Bykov Yu.G., Magerramova L.A., Kratt E.P., Bakulin S.S. Experience in developing a technology of designing a bimetallic turbine blisk of an advanced gas turbine engine. *Nauka – proizvodstvu*. 2014. No. 9. P. 148-156. (In Russ.)

13. Ageev S.V., Girshov V.L. The hot isostatic pressure in the powder metallurgy. *Metalloobrabotka*. 2015. No. 4 (88). P. 56-60. (In Russ.)