

DOI: 10.15593/2224-9982/2018.52.03

УДК 531.391: 004.942

**Е.М. Путилова<sup>1</sup>, М.В. Обухова<sup>2</sup>, Т.Е. Мельникова<sup>2</sup>**

<sup>1</sup> ПАО «ОДК-Сатурн» – Инженерный центр, Пермь, Россия

<sup>2</sup> Пермский национальный исследовательский политехнический университет, Пермь, Россия

## **АНАЛИЗ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК СТАТОРНОЙ ЛОПАТКИ НАПРАВЛЯЮЩЕГО АППАРАТА КОМПРЕССОРА АВИАЦИОННОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ**

Совершенствование известных моделей и проектирование новых прочных и надежных моделей авиационных газотурбинных двигателей решает актуальную проблему гарантированного обеспечения высоких эксплуатационных характеристик и значительного повышения ресурса их работы, а следовательно, безопасности полетов авиационной техники. Разработка конструкций газотурбинных двигателей с эффективными рабочими параметрами базируется на исследованиях, основанных на экспериментальных и расчетных методах оценки напряженно-деформированного состояния конструктивных элементов с учетом эксплуатационных условий нагружения. При проектировании современных конструкций элементов и узлов газотурбинных двигателей успешно применяются численные методы, которые позволяют решать комплекс задач, связанных с исследованием напряженно-деформированного состояния и с анализом динамического поведения элементов конструкции. В этом случае для адекватной оценки реальной конструкции решение задачи основывается на исследовании компьютерных моделей с привлечением современных вычислительных средств.

Целью работы является исследование динамических характеристик при колебании статорной лопатки направляющего аппарата компрессора газотурбинного двигателя на основании применения компьютерных технологий и численных методов прочностного и динамического расчета. Реализация поставленной задачи, а именно математическое моделирование задачи расчета собственных форм и частот колебаний статорной лопатки с учетом предварительного напряженного состояния, включает моделирование, расчет и проектирование конструкции и осуществлена при помощи программного комплекса ANSYS Mechanical APDL 14.5. При этом создана трехмерная конечно-элементная модель сектора ступени направляющего аппарата компрессора, включающего в себя лопатку, элементы наружного корпуса и внутреннего корпуса, имеющего истираемое покрытие, и проведены вычислительные эксперименты. Созданная численная модель позволила провести прочностной анализ статорной лопатки, находящейся под действием значительных температур и давления воздушной среды. Решена задача исследования динамических характеристик при колебании статорной лопатки направляющего аппарата компрессора с учетом предварительного напряженного состояния и влияния свойств материала истираемого покрытия. Получена прямо пропорциональная зависимость между расчетными значениями частоты колебаний лопатки и модулем упругости материала, применяемого в качестве истираемого покрытия внутреннего корпуса компрессора. Построены диаграммы Кэмпбелла и оценены условия возникновения возможных резонансов рабочих режимов компрессора.

**Ключевые слова:** газотурбинный двигатель, компрессор, статорная лопатка, колебания, конечно-элементный расчет, динамические характеристики, материал, свойства.

**E.M. Putilova<sup>1</sup>, M.V. Obukhova<sup>2</sup>, T.E. Melnikova<sup>2</sup>**

<sup>1</sup> Public corporation "UEC-Saturn" – Engineering Center, Perm, Russian Federation

<sup>2</sup> Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation

## **ANALYSIS OF DYNAMIC CHARACTERISTICS OF STAINLESS STRAIGHT OF THE COMPRESSOR GUID AIRCRAFT GAS TURBINE ENGINE**

The improvement of the well-known samples and the engineering of new durable and reliable ones of aircraft gas turbine engines solves the actual problem. That is of the guaranteed ensuring of high performance characteristics and a significant increase of their operation work, and, as a result, the safety of the flights of the aircraft. The development of gas turbine engine designs with the effective operating parameters is based on research. That is based on the experimental and calculated methods for estimating the stress-strain state of structural elements with regard to the operating conditions of loading. When designing modern constructions of the elements and the components of gas turbine engines, numerical methods are successfully used. They allow to solve a complex of problems connected to the investigation of the stress-strain state and with the analysis of the dynamic behavior of the structural elements. In this case, for an adequate evaluation of real constructions, the solution of the problem is based on the study of computer models involving modern computer facilities.

The aim of the work is to study the dynamic characteristics when the stator vane of a gas turbine engine compressor's stator when oscillating on the basis of computer technology and numerical methods of strength and dynamic calculation. Realization of the set task that is calculating shapes and vibration frequencies of the stator vane, taking into account the prestressed state, includes modeling, calculation and design of the structure. It is implemented with the help of ANSYS Mechanical APDL 14.5. A three-dimensional finite element model of the compressor stage of the compressor guiding stage including a blade, elements of the outer shell and an inner shell having an abradfinite element calculation, propertiesable coating is created. Computational experiments were carried out. The created numerical model allows to conduct strength analysis of the stator blade, which is under the influence of significant temperatures and air pressure. The task of the investigating the dynamic characteristics for the oscillation of the stator vane of the compressor directing device is solved taking into account the pre-stressed state and the influence of the properties of the abra-deable coating material. The directly proportional connection between the calculated values of the oscillation frequency of the blade and the modulus of elasticity of the material used as an abra-deable coating of the compressor inner casing is obtained. The Campbell diagrams are constructed. The conditions for the occurrence of possible resonances of the operating modes of the compressor are estimated.

**Keywords:** gas turbine engine, compressor, stator vane, oscillations, finite element calculation, dynamic characteristics, material, properties.

## Введение

В настоящее время актуальное значение имеет проблема оптимального проектирования прочных и надежных авиационных газотурбинных двигателей, обеспечивающих безопасность полетов и имеющих значительный ресурс работы. В этом плане одной из главных является задача проектирования высоких рабочих параметров двигателей, которые обоснованы прочностными параметрами составляющих элементов. В трудах отечественных и зарубежных исследователей разработаны экспериментальные и расчетные методы определения напряженно-деформированного состояния (НДС) конструктивных элементов авиационных газотурбинных двигателей, находящихся в упругом, упругопластическом состоянии и в условиях ползучести, методы оценки их прочности в условиях изотермического и неизотермического нагружения [1–9].

Достижение эффективности работы современных авиационных двигателей связано прежде всего с повышением рабочих температур, давлений и скоростей вращения роторов и сопровождается более жесткими условиями для статорных лопаток компрессора. Так, колебания статорных лопаток могут привести к их повреждению или отрыву и как следствие к поломке двигателя. В основе решения этой проблемы лежит оценка динамических характеристик статорных лопаток компрессора, а именно определение собственных частот и форм колебаний. Для их определения используются аналитические и численные методы расчетов, анализ результатов которых позволит усовершенствовать конструктивные элементы газотурбинных двигателей с целью повышения их надежности, а впоследствии обеспечить ресурсосберегающую эксплуатацию авиадвигателей за счет снижения затрат на техническое обслуживание и ремонты. Кроме того, при проектировании современных конструкций узлов газотурбинных двигателей (ГТД) и новых вариантов исполнения деталей для адекватной оценки реальной конструкции необходимо исследование расчетных моделей.

Целью работы является оценка надежности статорной лопатки направляющего аппарата компрессора ГТД на основании анализа динамических характеристик, т.е. анализа результатов расчета собственных форм и частот колебаний, полученных при помощи программного комплекса ANSYS Mechanical APDL 14.5, и прогнозирования резонансных режимов работы компрессора [10, 11].

Осевой компрессор является одним из основных узлов газотурбинного двигателя, обеспечивает повышение давления воздуха, состоит из двух элементов – статора и ротора. Статор компрессора состоит из нескольких рядов лопаток (лопаточных венцов), закрепленных в корпусе. Направляющий, или спрямляющий, аппарат – это один ряд лопаток статора. Лопатки статора обеспечивают направление проходящего через них воздушного потока под необходимым углом на лопатки расположенного за ними рабочего колеса ротора и спрямление воздушного потока с одновременным преобразованием части кинетической энергии закрученного потока в работу повышения давления воздушного потока. При этом лопатки статора под действием неравномерного потока воздуха испытывают колебания, которые могут привести к повреждению или разрушению лопатки и как следствие повреждению двигателя [12–14].

### Постановка задачи

Математическое моделирование поставленной задачи предусматривает расчет динамических характеристик лопатки направляющего аппарата компрессора с учетом предварительного напряженного состояния и свойств материала истираемого покрытия внутреннего корпуса направляющего аппарата компрессора ГТД.

Методика конечно-элементного трехмерного расчета собственных частот колебаний статорной лопатки в рамках программного комплекса ANSYS состоит из следующих этапов: 1) импортирование трехмерной твердотельной геометрической модели лопатки; 2) построение конечно-элементной сетки расчетной области; 3) задание граничных условий и действующих нагрузок (поля температур, распределения давлений); 4) расчет собственных частот и форм колебаний.

Объектом исследования является сектор ступени направляющего аппарата компрессора, включающий в себя лопатку, элемент наружного корпуса и элемент внутреннего корпуса, имеющего истираемое покрытие (рис. 1).

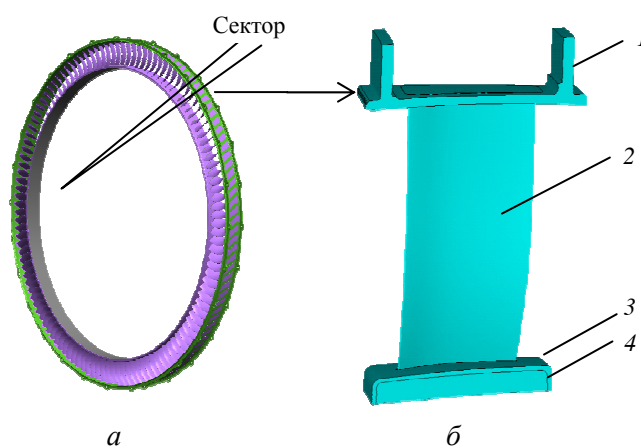


Рис. 1. Ступень направляющего аппарата компрессора (а) и объект исследований (б):  
1 – корпус наружный; 2 – лопатка; 3 – корпус внутренний; 4 – истираемое покрытие

Расчеты проведены для трех видов моделей, отличающихся маркой материала, применяемого в качестве истираемого покрытия внутреннего корпуса направляющего аппарата компрессора. Свойства материалов, учитываемых в качестве истираемого покрытия, приведены в табл. 1 [15, 16]. Основные детали направляющего аппарата компрессора выполнены из титанового сплава [17].

Таблица 1

Свойства материалов, применяемых в качестве истираемого покрытия

Номер расчетной модели	Материал	Модуль упругости $E$ , МПа	Коэффициент Пуассона
1	Силикон с наполнением из шариков	4900	0,45
2	Резина	900	0,45
3	Metalset A4*	1100	0,45

\*Metalset A4 – прочный эпоксидный адгезив с алюминиевым наполнителем, используемый в течение длительного времени военной промышленностью, а также ведущими авиастроительными заводами и автомобильными производителями США.

При построении конечно-элементной модели расчетной области в рамках программного комплекса ANSYS Mechanical APDL 14.5 применялись три вида элементов: SOLID45 – объемный элемент, используемый в задаче механики деформируемого твердого тела (МДТТ), с восемью узлами, SOLID95 – объемный элемент, используемый в задаче МДТТ, с двадцатью узлами, SOLID185 – трехмерный элемент, используемый в задаче оценки объемного напряженно-деформированного состояния, с восемью узлами. Конечно-элементная модель (КЭМ) сектора направляющего аппарата компрессора представлена на рис. 2.

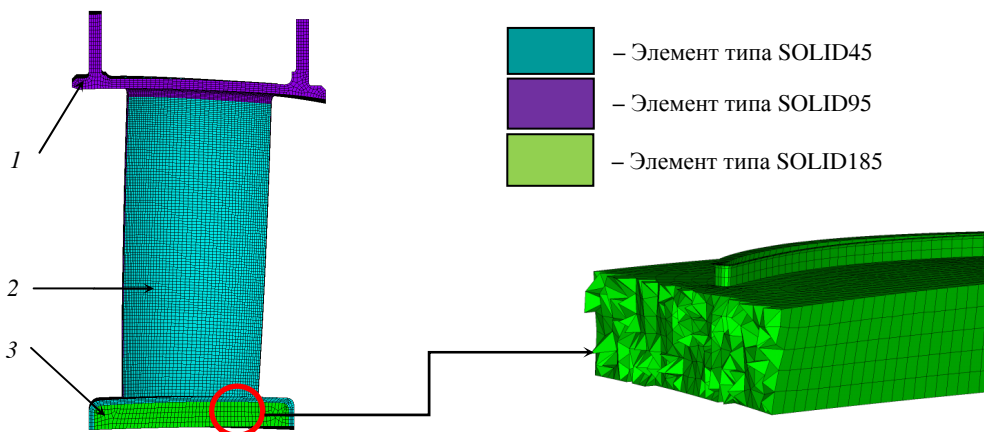


Рис. 2. КЭМ сектора направляющего аппарата 1-й ступени: 1 – наружный корпус; 2 – внутренний корпус; 3 – истираемое покрытие

Конечно-элементная модель статорной лопатки получена при помощи элементов в виде гексаэдров первого порядка – на полотне пера, второго порядка – на кромках и радиусах переходов кромок в полку. Наружное кольцо также построено с помощью гексаэдральных элементов первого порядка; истираемое покрытие моделировано элементами в виде тетраэдров первого порядка в объеме.

Контактные поверхности смоделированы при помощи элементов CONTA174, TARGE170 с опцией жесткого контакта Bonded (always) (рис. 3). Данный тип контактных элементов позволяет эффективно произвести моделирование сварного шва между полкой лопатки и наружным кольцом, а также моделирование условий прилипания истираемого покрытия к поверхностям пера лопатки и внутреннего кольца.

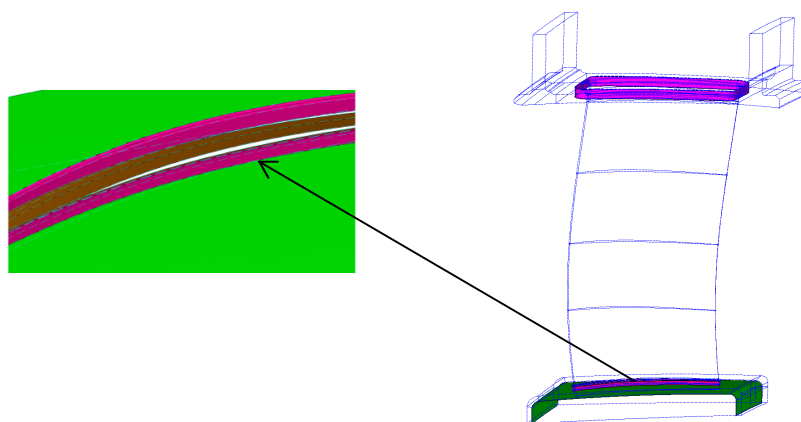


Рис. 3. Контактные поверхности

При моделировании расчетной модели учтены следующие граничные условия (рис. 4): 1) запрет окружных перемещений на торце 1; 2) запрет окружных и осевых перемещений на

торце 2; 3) условие симметрии (в статических расчетах) – совместность перемещений (СР-связи), так как исследуется сектор кольца направляющего аппарата и необходимо условие совместного перемещения торцов (узлы на границах циклически симметричных секторов попарно связываются); 4) условие антисимметрии (в динамических расчетах) – совместность перемещений (СЕ-связи). Статический расчет произведен с учетом пластических свойств титанового сплава.

При построении расчетной модели учтено тепловое состояние, при этом задано распределение полей температуры, которое представлено на рис. 5, а, где синий цвет соответствует минимальной температуре, равной 80 °С, красный цвет – максимальной температуре, равной 100 °С. Учтено также воздействие газодинамических сил на проточную часть – задано распределение полей давлений, которое представлено на рис. 5, б, где синий цвет соответствует минимальному давлению, равному 0,098 МПа, красный цвет – максимальному давлению, равному 0,196 МПа. Приведенные параметры соответствуют эксплуатационному режиму работы компрессора.

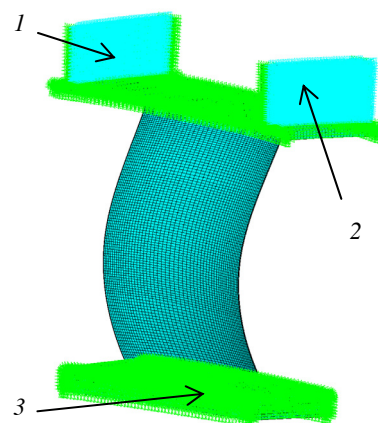


Рис. 4. К определению граничных условий

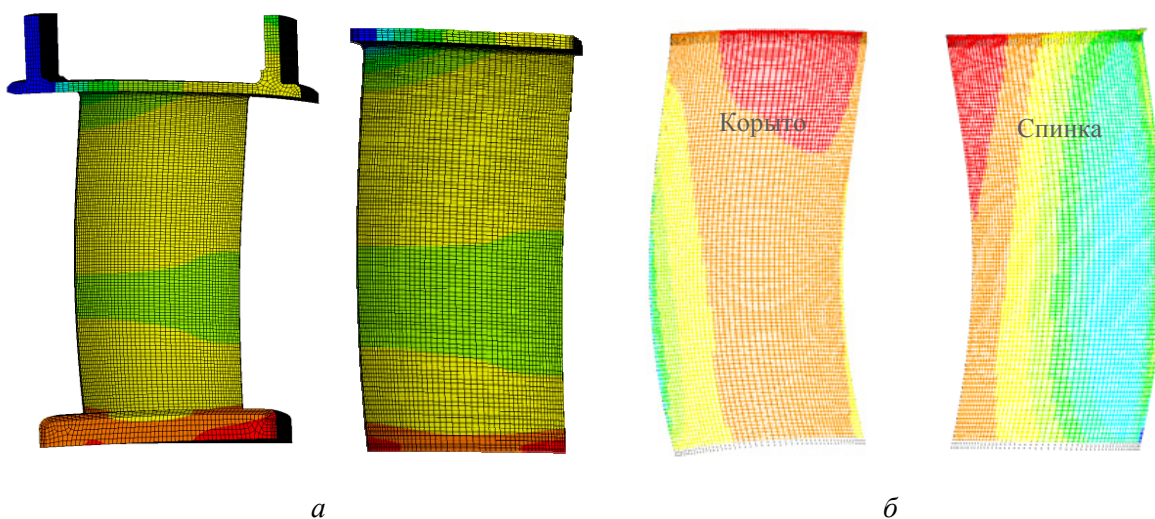


Рис. 5. Учет внешних воздействий: а – поле температур; б – распределение давления

### Результаты исследований

Математическое моделирование поставленной задачи с помощью программного комплекса ANSYS Mechanical APDL 14.5 позволило решить статическую задачу расчета параметров напряженно-деформированного состояния и задачу исследования динамических характеристик при колебании статорной лопатки направляющего аппарата компрессора с учетом предварительного напряженного состояния и влияния свойств материала истираемого покрытия.

Для определения НДС расчетной модели выполнена серия статических вычислительных экспериментов для изучения влияния свойств материала, используемого в качестве истираемого покрытия внутреннего корпуса направляющего аппарата компрессора, на уровень напряжений, возникающих в статорной лопатке. Результаты расчетов для трех исследуемых моделей представлены в табл. 2. При этом результат одного из вариантов расчета НДС модели сектора компрессора с учетом применения в качестве истираемого покрытия силикона с наполнением

представлен на рис. 6, где показано поле распределения статических эквивалентных напряжений, рассчитанных по критерию Мизеса (синий цвет на рис. 6 соответствует минимальному эквивалентному напряжению, равному 0,06 МПа, красный цвет – максимальному эквивалентному напряжению, равному 68,65 МПа).

Таблица 2

Результаты статических расчетов

Параметры	Расчетная модель № 1	Расчетная модель № 2	Расчетная модель № 3
Максимальные эквивалентные напряжения по критерию Мизеса, МПа	68,65	58,84	58,84
Максимальные эквивалентные полные деформации	0,00064	0,0006	0,00057
Окружные перемещения, м·10 <sup>4</sup>	-2,9–5,8	-3–7	-3–6
Суммарные перемещения, м·10 <sup>4</sup>	2,8–4,6	3–5,5	3–5

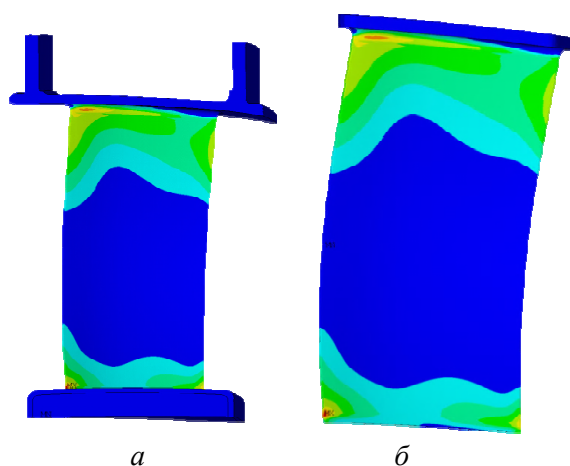


Рис. 6. Эквивалентные напряжения по критерию Мизеса: *а* – сектор направляющего аппарата; *б* – лопатка направляющего аппарата

Максимальные напряжения получены на входной кромке со стороны корыта, что обусловлено контактным взаимодействием с истираемым покрытием, поэтому данную зону можно исключить из рассмотрения. За критическую зону принята область, ограниченная радиусом перехода пера лопатки в полку; значения эквивалентных напряжений в данной области сопоставимы с максимальными значениями напряжений, полученными на входной кромке лопатки со стороны корыта. На основании полученных результатов статических расчетов оценено предварительное напряженное состояние статорной лопатки с учетом влияния силовых и температурных факторов.

Для определения собственных частот и форм колебаний статорной лопатки проведена серия динамических расчетов с учетом предва-

рительного напряжённого состояния. В ходе расчетов получены двадцать первых собственных частот колебаний для каждой расчетной модели. В табл. 3 представлены узловые линии собственных форм колебаний статорной лопатки для первых пяти частот, представляющих наибольший интерес.

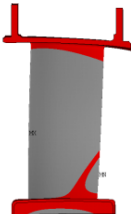
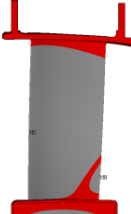
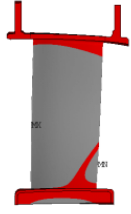
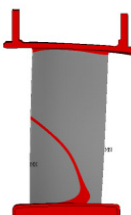
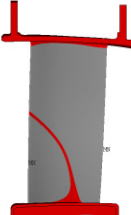
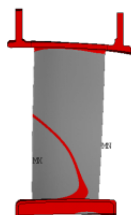
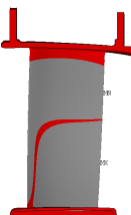
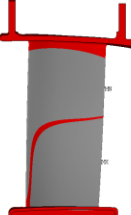
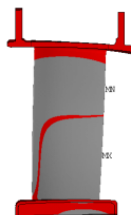
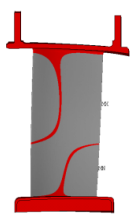
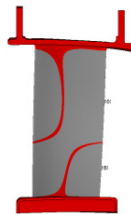
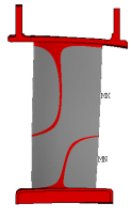
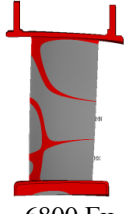
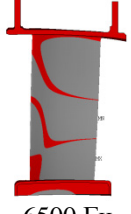
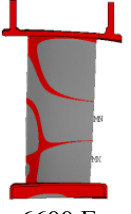
В табл. 3 наглядно представлены формы колебаний лопатки с узловыми линиями, соответствующие определенной частоте. Например, колебания лопатки с четвертой частотой происходят по второй крутильной форме.

Анализ результатов позволил подтвердить прямо пропорциональную зависимость между расчетными значениями частоты колебаний и модулем упругости материала, применяемого в качестве истираемого покрытия корпуса. Чем меньше значение модуля упругости материала истираемого покрытия, тем ниже значения частоты колебаний. При использовании материалов истираемого покрытия с различными модулями упругости не выявлено кардинального изменения собственных форм колебаний лопаток.



Таблица 3

Узловые линии собственных форм колебаний

Частота	Расчетная модель № 1	Расчетная модель № 2	Расчетная модель № 3
1	 3500 Гц	 2700 Гц	 2800 Гц
2	 4300 Гц	 4000 Гц	 4100 Гц
3	 4900 Гц	 4300 Гц	 4400 Гц
4	 5200 Гц	 4800 Гц	 4800 Гц
5	 6800 Гц	 6500 Гц	 6600 Гц

Оценка возникновения возможных резонансов колебаний статорных лопаток при работе газотурбинного двигателя проведена при помощи резонансной диаграммы (диаграммы Кэмпбелла).

Вынужденные колебания лопаток происходят под действием переменных во времени усилий. Переменная нагрузка  $q(\tau)$  изменяется во времени периодически. Периодическая функция  $q(t)$  может быть представлена в виде бесконечной суммы гармонических составляющих [18]:

$$q(t) = q_0 + \sum_{k=1}^{\infty} q_k \sin(k\omega t + \psi_k), \quad (1)$$

где  $k$  – номер гармоники;  $q_k$  и  $\psi_k$  – соответственно амплитуда и фаза;  $\omega$  – частота вращения ротора;  $q_0$  – средняя величина нагрузки;  $t$  – время.

Физический смысл выражения (1) заключается в следующем: каждое из слагаемых можно связать с фактором, который определяет неоднородность потока в проточной части. Все эти факторы присутствуют одновременно, поэтому лопатка испытывает их суммарное воздействие. Частоты гармонических составляющих возмущающей силы кратны частоте вращения ротора и заранее известны. Номер гармоники  $k$  показывает, сколько раз за один оборот ротора лопатка испытывает изменения соответствующей гармонической составляющей нагрузки. Условием резонанса является совпадение частоты любой из гармоник нагрузки  $kn$  ( $n$  – частота вращения ротора) с любой из собственных частот  $f_i$ :

$$kn = f_i, \quad i, k = 1, 2, \dots, \infty \quad (2)$$

Решение уравнения (2) удобно представить в виде резонансной диаграммы. Поэтому, чтобы определить, при какой частоте, гармонике и на каком режиме работы двигателя может быть резонанс, строятся диаграммы Кэмпбелла. На рис. 7 представлена диаграмма Кэмпбелла для расчетной модели № 1.

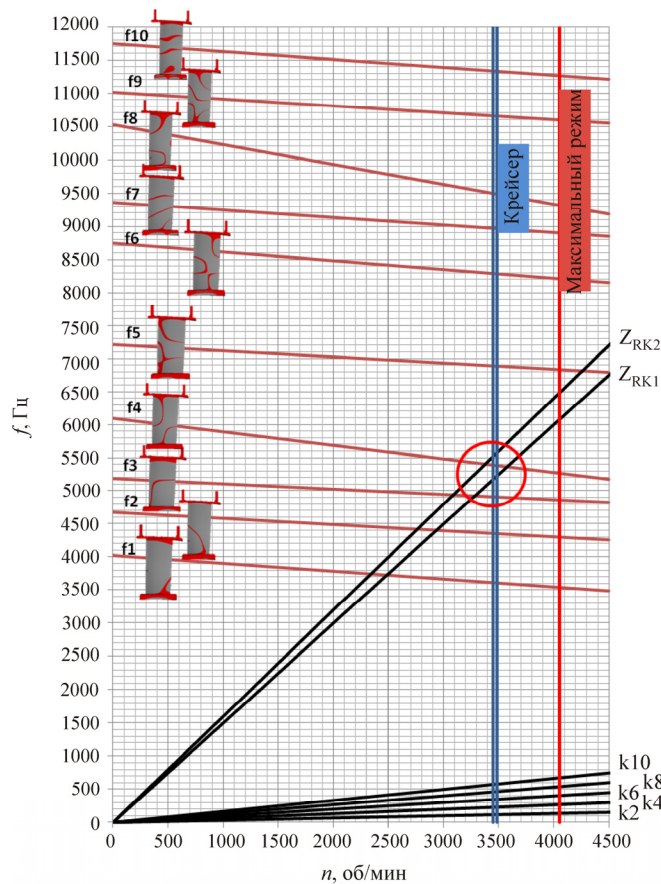


Рис. 7. Диаграмма Кэмпбелла для расчетной модели № 1 (крейсер – установившейся продолжительный режим работы; максимальный режим – режим работы с максимальным числом оборотов)



Лучи (см. рис. 7), выходящие из начала координат, соответствуют левой части уравнения (2) для разных номеров гармоник  $k$ . Точки пересечения линий, соответствующих значениям частот ( $f_i$ ), и линий, соответствующих определенной гармонике  $k$ , представляют собой решение уравнения (2). Наибольший интерес представляют точки пересечения описанных ранее линий (для гармоник и частот) и вертикальных линий, соответствующих определенным частотам вращения ротора. Эти точки определяют условия возникновения возможных резонансов. В случае если рассматриваемые линии не пересекаются ни в одной точке, наблюдается разность значений на вертикальной прямой, которая определяет запас по частотной характеристике колебаний статорной лопатки с точки зрения исключения возможности возникновения резонанса.

Возможные резонансы для трех расчетных моделей при использовании разных материалов в качестве покрытия, полученные с помощью диаграммы Кэмпбелла, представлены в табл. 4. Запас по значениям частотной характеристики до возникновения резонанса выражен в процентах в зависимости от следующих параметров:  $f_i$  – частота,  $Z_{RKi}$  – номер гармоники, равной количеству лопаток на рабочих колесах, стоящих перед и после направляющего аппарата ( $Z_{RK1}$  и  $Z_{RK2}$  соответственно).

Таблица 4

## Возможные резонансы (запас)

Номер расчета	Резонанс	Запас, %
1	$f_4/Z_{RK2}$	1,3
	$f_4/Z_{RK1}$	-4,3
	$f_5/Z_{RK2}$	-5,5
2	$f_4/Z_{RK1}$	8
	$f_5/Z_{RK2}$	-0,8
3	$f_4/Z_{RK1}$	7,8
	$f_5/Z_{RK2}$	-1,7

Минимальный запас по значениям частотной характеристики расчетной модели № 1 получен на четвертой частоте колебаний лопатки от воздействия на нее рабочих лопаток второй ступени и равен 1,3 %.

Минимальный запас по значениям частотной характеристики расчетных моделей № 2 и 3 получен на пятой частоте от воздействия рабочих лопаток второй ступени и равен 0,8 и 1,7 % соответственно. Наступление возможных резонансов на одной и той же частоте обусловлено близким количественным значением модуля упругости материалов истираемого покрытия, используемых в расчетных моделях № 2 и 3.

По результатам, представленным на диаграмме (см. рис. 7), выявлен эффект снижения собственной частоты колебаний статорной лопатки с ростом частоты вращения ротора. Полученный эффект связан с влиянием податливости расчетной схемы, зависящей от модуля упругости истираемого материала, и с ростом действующих инерционных нагрузок.

### Выводы

Математическое моделирование задачи расчета собственных форм и частот колебаний статорной лопатки с учетом предварительного напряженного состояния, включая моделирование, расчет и проектирование конструкции, реализовано при помощи программного комплекса ANSYS Mechanical APDL 14.5. Вычислительные эксперименты проведены для трех вариантов

расчетных моделей с учетом разных марок материалов, применяемых в качестве истираемого покрытия. Выявлены зоны концентрации напряжений, возникающих в объеме статорной лопатки.

При исследовании динамических характеристик колебания статорной лопатки направляющего аппарата компрессора ГТД с учетом предварительного напряженного состояния и влияния свойств материала истираемого покрытия корпуса использована диаграмма Кэмпбелла. Результаты, представленные на диаграммах Кэмпбелла, для исследованных вычислительных экспериментов позволили выявить эффект снижения собственной частоты колебаний статорной лопатки в зависимости от роста частоты вращения ротора. Полученный эффект отражает влияние податливости расчетной схемы, включающей истираемое покрытие, предварительного напряженного состояния и действия инерционных нагрузок.

Оценена возможность возникновения резонансных режимов работы компрессора в условиях эксплуатации в зависимости от свойств материала истираемого покрытия. Показано, что при использовании в качестве истираемого покрытия силикона с наполнением возможность появления резонанса больше, чем при использовании двух других исследуемых материалов. Планируется согласование полученных численных результатов статических и динамических расчетов и экспериментальных результатов в рамках проведения вибрационных испытаний.

#### Библиографический список

1. Тихонов Н.Т., Мусаткин Н.Ф., Матвеев В.Н. Теория лопаточных машин авиационных газотурбинных двигателей. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2001. – 151 с.
2. Юнаков Л.П. Основы теории авиационных газотурбинных двигателей: учеб. пособие. – СПб.: Изд-во Балт. гос. техн. ун-та, 2013. – 90 с.
3. Иноземцев А.А., Нихамкин М.А., Сандрацкий В.Л. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок: учебник. – М.: Машиностроение, 2008. – Т. 1. – 207 с.
4. Иноземцев А.А., Нихамкин М.А., Сандрацкий В.Л. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок: учебник. – М.: Машиностроение, 2008. – Т. 2. – 365 с.
5. Кривошеев И.А., Рожков К.Е. Развитие методов анализа и расчета характеристик решеток профилей осевых компрессоров // Вестник ИрГТУ. – 2012. – № 2(61). – С. 26–32.
6. Катаев В.А. Компрессор высокого давления // Пермские авиационные двигатели. – 2013. – № 27. – С. 52–53.
7. Скубачевский Г.С. Авиационные газотурбинные двигатели. Конструкция и расчет деталей. – М.: Машиностроение, 1974. – 520 с.
8. Августинович В.Г., Кузнецова Т.А., Султанов Р.Р. Идентификация предсрывных явлений в компрессоре для использования в адаптивной системе управления авиационного газотурбинного двигателя // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2016. – № 46. – С. 126–143.
9. Нихамкин М.Ш., Черняев А.И., Семенов С.В. Методика расчета показателей надежности роторных систем на основе статического моделирования вибраций // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2016. – № 47. – С. 198–213.
10. Басов К.А. ANSYS: справ. пользователя. – М.: ДМК Пресс, 2005. – 640 с.
11. Басов К.А. Графический интерфейс комплекса ANSYS. – М.: ДМК Пресс, 2006. – 248 с.
12. Лозицкий Л.П., Авдошко М.Д., Березлев В.Ф. Авиационные двухконтурные двигатели Д-30КУ и Д-30КП. – М.: Машиностроение, 1988. – 228 с.
13. Нечаев Ю.Н., Федоров Р.М. Теория авиационных газотурбинных двигателей. – М.: Машиностроение, 1977. – Ч. 1. – 312 с.
14. Челомей В.Н. Вибрации в технике. – М.: Машиностроение, 1980. – 544 с.
15. Резниченко С.В., Морозова Ю.Л. Большой справочник резинщика. Резины и резинотехнические изделия. – М.: Техноформ МАИ, 2012. – Ч. 2. – 648 с.
16. Барановская Н.Б., Туманов А.Т. Авиационные материалы: справочник. – М: ОНТИ, 1973. – Т. 9. – 374 с.

17. Хореев А.И. Теория и практика создания титановых сплавов для перспективных конструкций // *Технология машиностроения*. – 2007. – № 12. – С. 5–13.

18. Иноземцев А.А., Нихамкин М.А., Сандрацкий В.Л. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок: учебник. – М.: Машиностроение, 2008. – Т. 4. – 192 с.

### References

1. Tikhonov N.T., Musatkin N.F., Matveev V.N. *Teoriya lopatochnykh mashin aviatsionnykh gazoturbinykh dvigateley* [Theory of air-gas turbine bladed machines]. Samara: Samarskiy gosudarstvenniy aerokosmicheskiy universitet, 2001, 151 p.

2. Yunakov L.P. *Osnovy teorii aviatsionnykh gazoturbinykh dvigateley* [Basis of the theory of gas turbine engines for aviation]. St. Petersburg: Baltiyskiy gosudarstvenniy tekhnicheskiy universitet, 2013, 90 p.

3. Inozemtsev A.A., Nikhamkin M.A., Sandratskiy V.L. *Osnovy konstruirovaniya aviatsionnykh dvigateley energeticheskikh ustanovok* [Basis for the design of aircraft engines and power plants]. Moscow: Mashinostroenie, 2008, vol. 1, 207 p.

4. Inozemtsev A.A., Nikhamkin M.A., Sandratskiy V.L. *Osnovy konstruirovaniya aviatsionnykh dvigateley energeticheskikh ustanovok* [Basis for the design of aircraft engines and power plants]. Moscow: Mashinostroenie, 2008, Vol. 2, 365 p.

5. Krivosheev I.A., Rozhkov K.E. *Razvitie metodov analiza i rascheta kharakteristik reshetok profiley osevykh kompressorov* [Development of methods for analyzing and calculating the characteristics of grids of profiles of axial compressors]. *Vestnik IrGTU*, 2012, no. 2(61), pp. 26-32.

6. Kataev V.A. *Kompressor vysokogo davleniya* [High-pressure compressor]. *Permskie aviatsionnye dvigateli*, 2013, no. 27, pp. 52-53.

7. Skubachevskiy G.S. *Aviatsionnye gazoturbinye dvigateli. Konstruktsiya i raschet detaley* [Gas-turbine engines for aviation. Construction and design of parts]. Moscow: Mashinostroenie, 1974, 520 p.

8. Avgustinovich V.G., Kuznetsova T.A., Sultanov R.R. *Identifikatsiya predsryvnykh yavleniy v kompressore dlya ispolzovaniya v adaptivnoy sisteme upravleniya aviatsionnogo gazoturbinnogo dvigatelya* [Identification of pre-explosion phenomena in the compressor for use in the adaptive control system of the aviation gas turbine engine]. *Perm National Research Polytechnic University Aerospace Engineering Bulletin*, 2016, no. 46, pp. 126-143.

9. Nikhamkin M.Sh., Chernyaev A.I., Semenov S.V. *Metodika rascheta pokazateley nadezhnosti rotnykh sistem na osnove staticheskogo modelirovaniya vibratsiy* [Rotor system reliability indexes estimation method based on statistical modeling vibrations]. *Perm National Research Polytechnic University Aerospace Engineering Bulletin*, 2016, no. 47, pp. 198-213.

10. Basov K.A. *ANSYS: spravochnik polzovatelya* [ANSYS: user's guide]. Moscow: DMK Press, 2005, 640 p.

11. Basov K.A. *Graficheskiy interfeys kompleksa ANSYS* [Graphical interface of the ANSYS complex]. Moscow: DMK Press, 2006, 248 p.

12. Lozitskiy L.P. *Aviatsionnye dvukhkoturnye dvigateli D-30KU i D-30KP* [Aircraft by-pass engines D-30KU and D-30KP]. Moscow: Mashinostroenie, 1988, 228 p.

13. Nechaev Yu.N. *Teoriya aviatsionnykh gazoturbinykh dvigateley* [Theory of gas-turbine engines for aviation]. Moscow: Mashinostroenie, 1977, Vol. 1, 312 p.

14. Chelomey V.N. *Vibratsii v tekhnike* [Vibration in engineering]. Moscow: Mashinostroenie, 1980, Vol. 3, 544 p.

15. Reznichenko S.V., Morozova Yu.L. *Bolshoy spravochnik rezinshchika. Reziny i rezinotekhnicheskie izdeliya* [Great reference book of the rubber. Rubber and rubber products]. Moscow: OOO Izdatelskiy tsentr "Tekhnoform", MAI, 2012, 648 p.

16. Baranovskaya N.B. *Aviatsionnye materialy: spravochnik* [Aviation materials: reference book]. Moscow: ONTI, 1973, Vol. 9, 374 p.

17. Khoreev A.I. *Teoriya i praktika sozdaniya titanovykh splavov dlya perspektivnykh konstruktsiy* [Theory and practice of creating titanium alloys for perspective structures]. *Tekhnologiya mashinostroeniya*, 2007, no. 12, pp. 5-13.

18. Inozemtsev A.A., Nikhamkin M.A., Sandratskiy V.L. *Osnovy konstruirovaniya aviatsionnykh dvigateley energeticheskikh ustanovok* [Basis for the design of aircraft engines and power plants]. Moscow: Mashinostroenie, 2008, Vol. 4, 192 p.

### Об авторах

**Путилова Екатерина Михайловна** (Пермь, Россия) – инженер-конструктор 2-й категории, ПАО «ОДК-Сатурн» – ИЦ г. Пермь (614033, г. Пермь, ул. Куйбышева, д. 140а, e-mail: putik.89@mail.ru).

**Обухова Марина Викторовна** (Пермь, Россия) – магистрант кафедры «Динамика и прочность машин» Пермского национального исследовательского политехнического университета (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29, e-mail: marina150392@mail.ru).

**Мельникова Татьяна Евгеньевна** (Пермь, Россия) – кандидат технических наук, доцент кафедры «Динамика и прочность машин» Пермского национального исследовательского политехнического университета (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29, e-mail: dpm@pstu.ru).

### About the authors

**Ekaterina M. Putilova** (Perm, Russian Federation) – Engineer-Designer Category 2, PJSC "UEC-Saturn" Engineering Center of Perm (140a, Kuybysheva st., Perm, 614033, Russian Federation, e-mail: putik.89@mail.ru).

**Marina V. Obukhova** (Perm, Russian Federation) – Master Student, Department of Dynamics and Strength of Machines, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: marina150392@mail.ru).

**Tatyana E. Melnikova** (Perm, Russian Federation) – Ph.D. in Technical Sciences, Associate Professor, Department of Dynamics and Strength of Machines, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: dpm@pstu.ru).

Получено 19.01.2018