

УДК 621.45.015.2

Я. В. Двирник, канд. техн. наук Д. В. Павленко*Запорожский национальный технический университет, Запорожье, Украина***МЕТОДИКА МОДЕЛИРОВАНИЯ ТЕЧЕНИЯ ПОТОКА В
ОСЕВОМ КОМПРЕССОРЕ ГТД ЧИСЛЕННЫМ
МЕТОДОМ**

Приведена методика численного моделирования параметров потока в проточной части многоступенчатого осевого компрессора при различных вариантах износа пера лопаток ротора и статора.

Ключевые слова: компрессор, лопатка, метод конечных элементов, газотурбинный двигатель, устойчивость, поток.

Условия эксплуатации энергетических установок современных вертолетов и самолетов существенно различаются. Эти отличия приводят к тому, что принципиально отличаются и характер повреждений основных деталей газоздушного тракта. Так, например, для лопаток компрессора вертолетных газотурбинных двигателей, эксплуатируемых в условиях запыленной атмосферы, наиболее характерным дефектом является эрозионно-абразивный износ пера [1]. Такие повреждения при ремонте двигателя диагностируются как для рабочих, так и для направляющих лопаток всех ступеней компрессора. Неравномерный износ пера лопаток в сочетании с особенностями работы каждой ступени компрессора и узла в целом затрудняют оценку необходимости их восстановления при очередном ремонте. Многообразие факторов, влияющих на газодинамическую устойчивость компрессора (ГДУ), приводит к тому, что в настоящее время отсутствуют обоснованные с точки зрения ГДУ рекомендации по оценке величины критического износа лопаток каждой из ступеней осевого компрессора ГТД. На практике решение о необходимости восстановления лопаток той или иной ступени компрессора принимается на основании субъективной оценки.

Результаты трехмерного гидродинамического моделирования потока в компрессоре ГТД численным методом, приведенные в работах [1, 2], показали необходимость оптимизации сетки конечных элементов для получения адекватных результатов. В руководстве по гидродинамическому расчету лопаточных машин численным методом в система ANSYS [4, 5] приведены основные положения проведения данного вида расчета. Однако, существующие рекомендации не учитывают специфические положения задачи определения ГДУ многоступенчатого осевого компрессора ГТД, в частности по опреде-

лению адекватности модели на основе сравнения напорной характеристики компрессора, полученной расчетным и экспериментальным методом.

В связи с этим, разработка методики дифференцированной оценки величины предельного износа лопаток ступеней компрессора ГТД на основе трехмерного моделирования движения потока в проточной части компрессора, в сочетании с установлением закономерностей эрозионного изнашивания в зависимости от условий эксплуатации двигателя, конструкции и технологии изготовления лопаток, в настоящее время является актуальной задачей в авиадвигателестроении.

Целью настоящей работы являлась разработка и апробация методики моделирования трехмерного течения потока в газоздушном тракте компрессора.

Уравнения Навье-Стокса являются общими уравнениями для описания газодинамических процессов в математической модели, которые в декартовой системе координат имеют следующий вид:

$$\begin{aligned} \frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} = \\ = F_x - \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \nu \left(u \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + v \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + w \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right); \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} = \\ = F_y - \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y} + \nu \left(u \frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + v \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + w \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right); \end{aligned}$$

$$\frac{\partial \omega}{\partial t} + u \frac{\partial \omega}{\partial x} + v \frac{\partial \omega}{\partial y} + w \frac{\partial \omega}{\partial z} =$$

$$= F_z - \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y} + \nu \left(u \frac{\partial^2 \omega}{\partial x^2} + v \frac{\partial^2 \omega}{\partial y^2} + w \frac{\partial^2 \omega}{\partial z^2} \right),$$

где u, v, w – проекции векторов скорости; F_x, F_y, F_z – проекции вектора силы на оси координат; ρ – плотности; p – давление; $\nu = \frac{\mu}{\rho}$ (μ – коэффициент вязкости).

Для получения результатов задавались граничные условия, которыми в данном случае являлись вектор скорости, плотность и давление.

Моделирование трехмерного течения воздуха выполнялось для 12-ступенчатого осевого компрессора турбовального двигателя ТВ3-117 (рис. 1). На основании расчета методом конечных элементов были определены газодинамические параметры потока в основных сечениях компрессора, характер потока, степень сжатия в ступенях. Соответствующая натурным экспериментам модель поведения потока в компрессоре позволит

в дальнейшем имитировать его работу с учетом эрозионно-абразивного износа лопаток, определить предельно допустимый износ рабочих лопаток и лопаток направляющего аппарата до наступления срывных явлений в компрессоре (помпажа) и оценки границы ГДУ.

Для получения расчетной области были спроектированы трехмерные твердотельные модели рабочих лопаток и лопаток направляющего аппарата в системе UnigraphicsNX, представленные на рис. 2. Параметризация размеров пера лопаток каждой из ступеней позволила автоматизировать процесс получения модели компрессора с различным сочетанием геометрических характеристик.

Для построения сетки конечных элементов (КЭ) использовался сеточный генератор ANSYSTurboGrid, в котором были созданы расчетные области газового потока и проведено разбиение их на конечные элементы. На рис. 3 показана расчетная сетка сектора потока входного направляющего аппарата (ВНА) компрессора.

Расчетная область проточной части компрессора состояла из 25 «жидкостных» (fluiddomain) доменов, показанных на рис. 4.

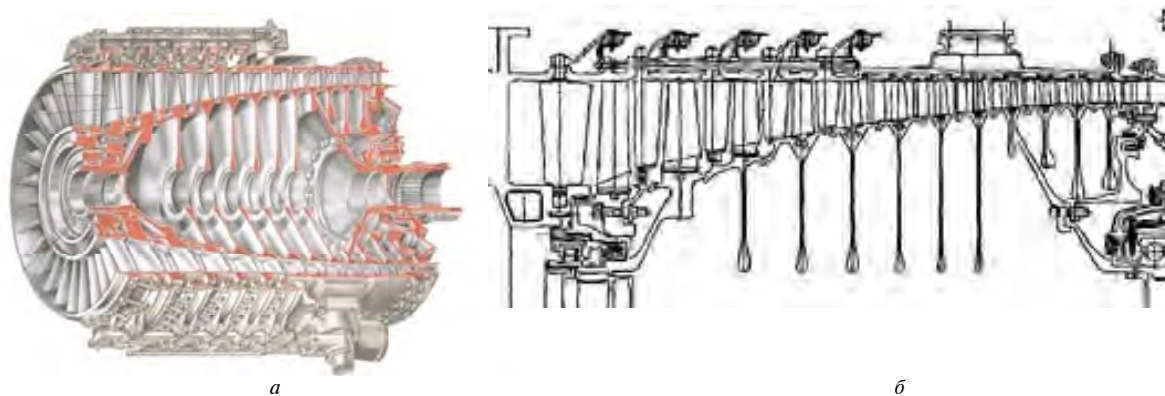


Рис. 1. Общий вид (а) и схема (б) компрессора турбовального двигателя ТВ3-117

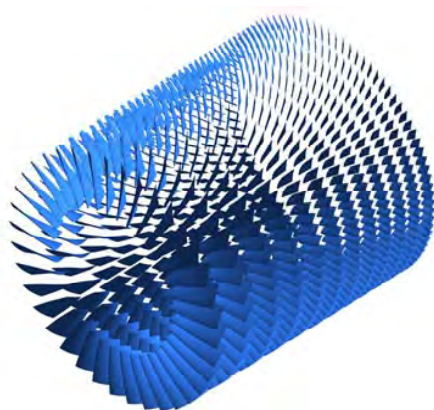


Рис. 2. Твердотельная модель компрессора

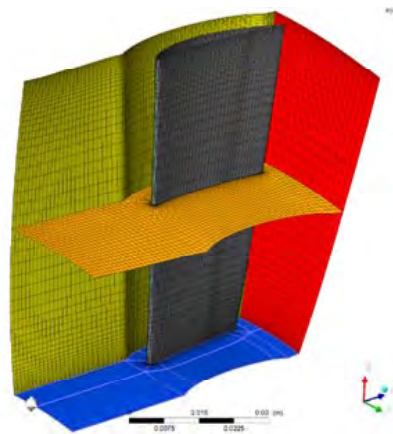


Рис. 3. Расчетная сетка сектора потока ВНА

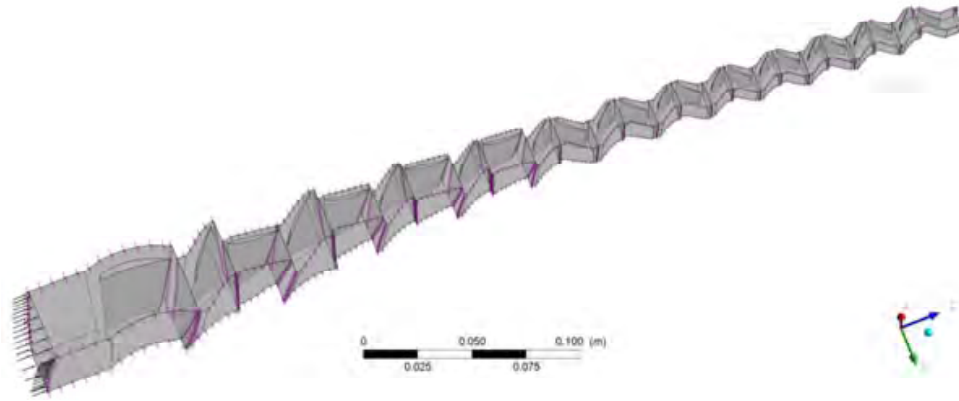


Рис. 4. Расчетная область проточной части компрессора

Сгенерированная сетка состоит из конечных элементов гексаэдридной формы. Для уменьшения количества элементов в расчетной модели была применена оптимизированная топология (ATMOptimized) сеточной модели.

С целью определения влияния размера КЭ на время расчета и оценки погрешности были использованы конечно-элементные модели с различной величиной элементов.

Крупная сетка в среднем состояла из 24 тыс. узлов на один домен, в то время как мелкая сетка из 250 тыс. узлов на домен (рис. 5).

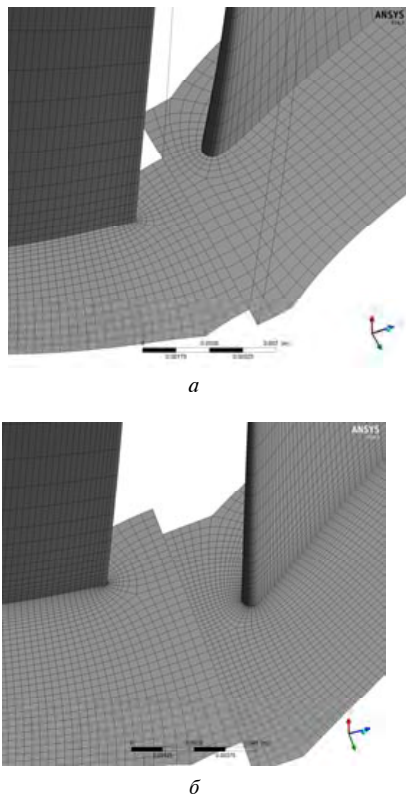


Рис. 5. Конечно-элементные модели воздушного потока в среднем сечении: *a* – крупная сетка; *б* – мелкая сетка

Численное моделирование рабочего тела компрессора было проведено с помощью CAE пакета ANSYS CFX с применением компьютера на базе процессора AMD2,2 GHz и объемом оперативной памяти 20 Gb.

Граничными условиями расчета были частота вращения турбокомпрессора n_{tk} , полная температура и полное давление на входе в компрессор, статическое давление за компрессором. В качестве рабочего тела использовался идеальный газ. Для данного исследования была применена k -epsilon модель турбулентности.

Численный эксперимент проводился с использованием двух типов сетки: крупной и мелкой для определения погрешности в результатах, возможности использования более крупной сетки для экономии вычислительных мощностей и увеличения скорости получения результатов. Установившийся режим расчета при невязке (погрешности) $RMS = 10^{-6}$ был достигнут за 230 итераций (рис. 6).

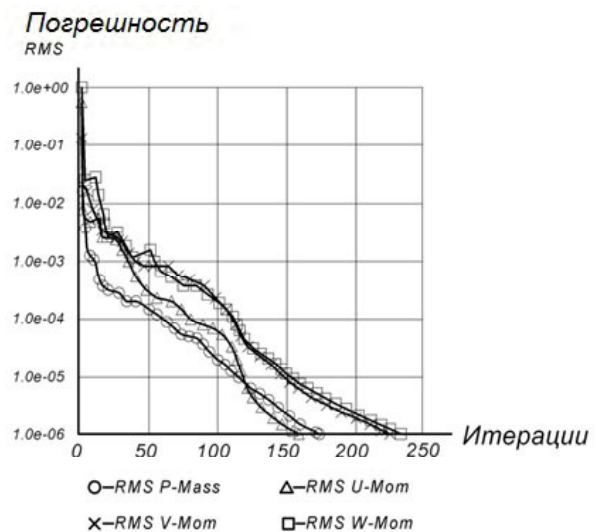


Рис. 6. График массовой и импульсной сходимости расчета

Установлено, что в трехмерном газодинамическом расчете использование более крупной сетки дает отклонение от значений аналитического расчета в 5 %, в то время как мелкая сетка в диапазоне 2...3 %, что дает возможность применять крупную сетку для дальнейшего более быстрого и продуктивного получения результатов.

Для верификации расчетной модели было выполнено сравнение результатов численного расчета параметров газового потока с имеющимися на предприятии АО «Мотор Сич» аналитическими расчетами компрессора и данными натуральных экспериментов, в частности сравнивались ветки напорной характеристики компрессора (рис. 7).

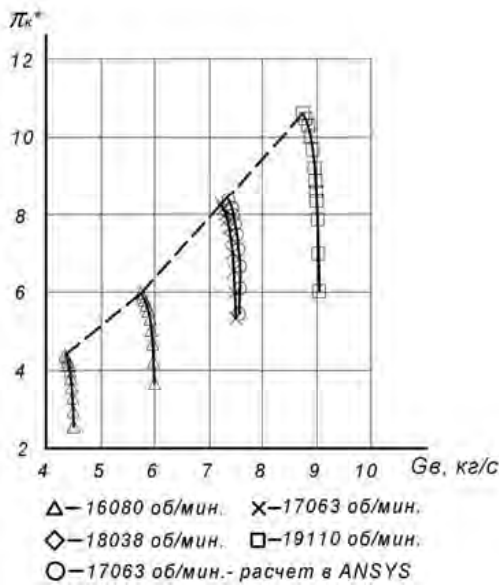


Рис. 7. График напорной характеристики компрессора

Каждой частоте вращения компрессора соответствуют свои углы установки лопаток входного направляющего аппарата (ВНА) и первых че-

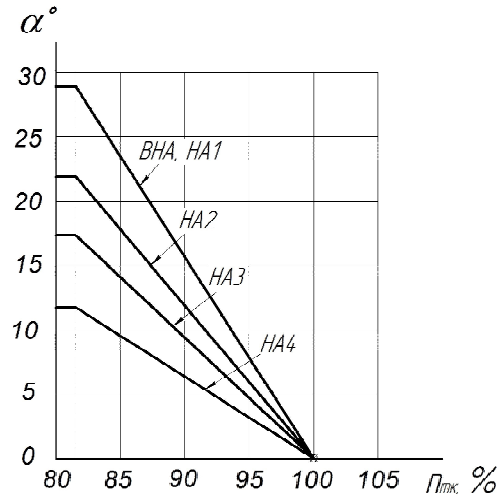


Рис. 8. График зависимости углов установки лопаток НА от частоты вращения ротора компрессора

тырех ступеней направляющего аппарата (НА). На рис. 8 показан график зависимости углов установки лопаток НА от частоты вращения ротора компрессора.

Разработанная модель позволяет получать информацию о распределении давления, скорости, температуры и ряда других параметрах потока в различных сечениях газодинамического тракта компрессора, на основании которой можно сделать вывод об устойчивости его работы при заданном характере износа пера лопаток. На рисунках 9–16 представлена визуализация полей давления, температуры и скорости в межлопаточном канале.

На рис. 17 показано распределение давления (статического и полного) вдоль компрессора, на основании которого возможно определить напорную характеристику компрессора для сравнения с аналитическими и экспериментальными данными исследуемого узла.

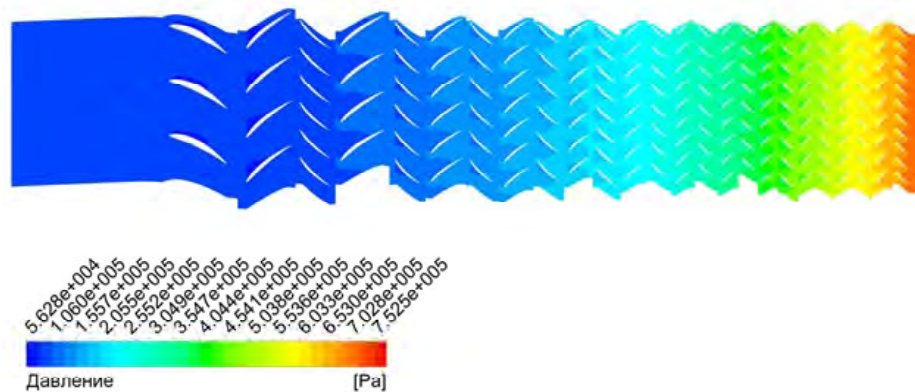


Рис. 9. Поле давления на среднем диаметре проточной части компрессора

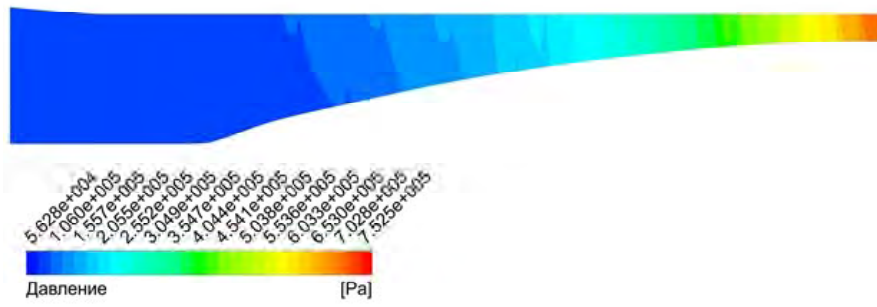


Рис. 10. Поле давления в меридиональном сечении компрессора

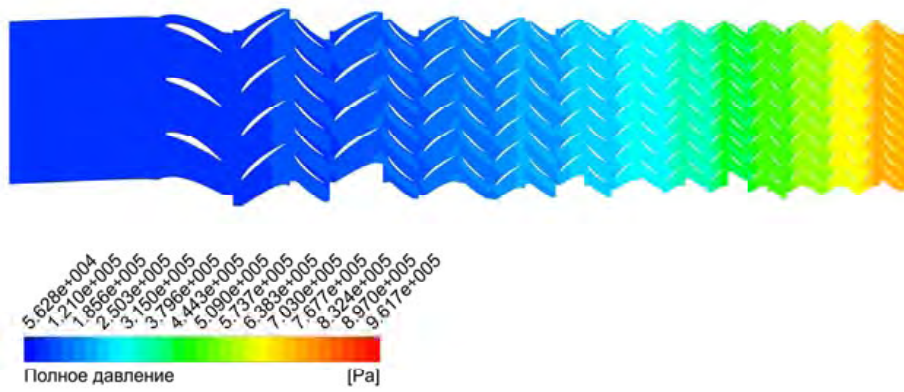


Рис. 11. Поле давления заторможенного потока на среднем диаметре проточной части компрессора

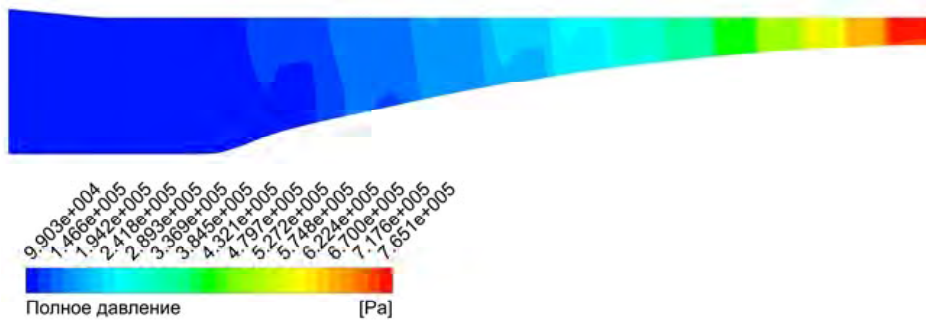


Рис. 12. Поле давления заторможенного потока в меридиональном сечении компрессора

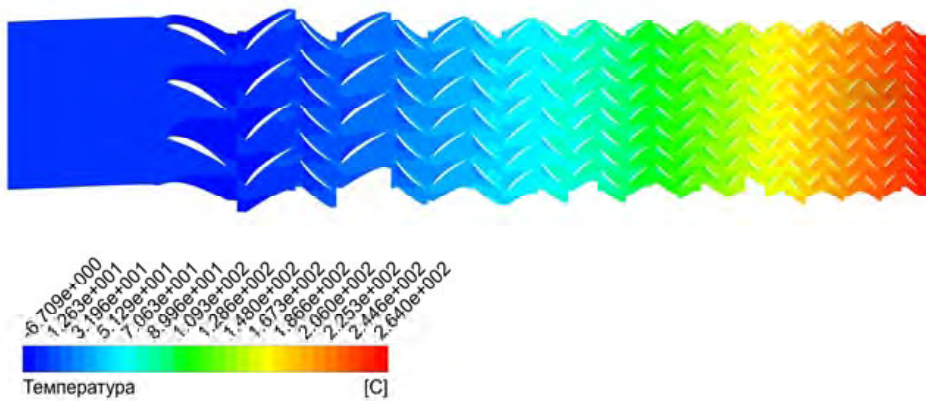


Рис. 13. Поле температуры потока на среднем диаметре проточной части компрессора

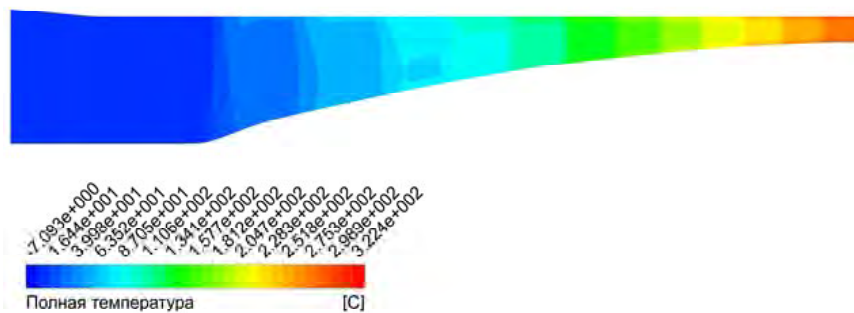


Рис. 14. Поле температуры заторможенного потока в меридиональном сечении компрессора

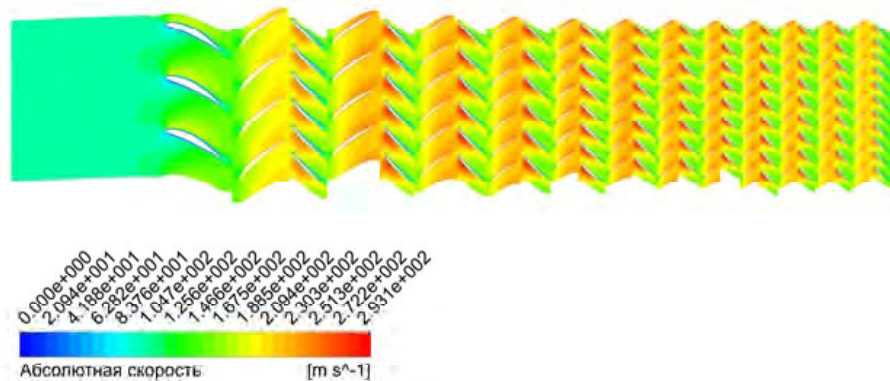


Рис. 15. Поле абсолютной скорости потока на среднем диаметре проточной части компрессора

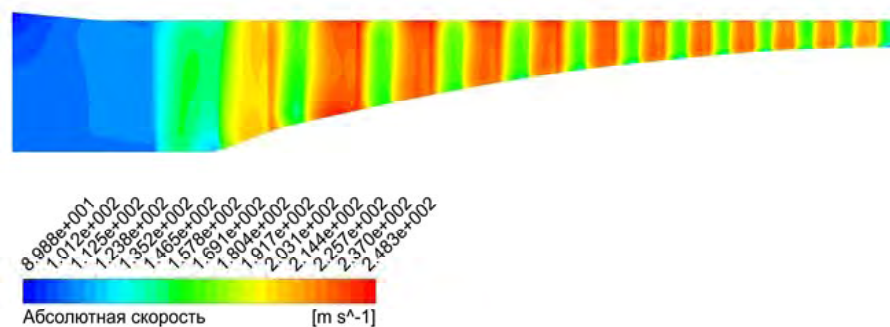


Рис. 16. Поле абсолютной скорости потока в меридиональном сечении компрессора

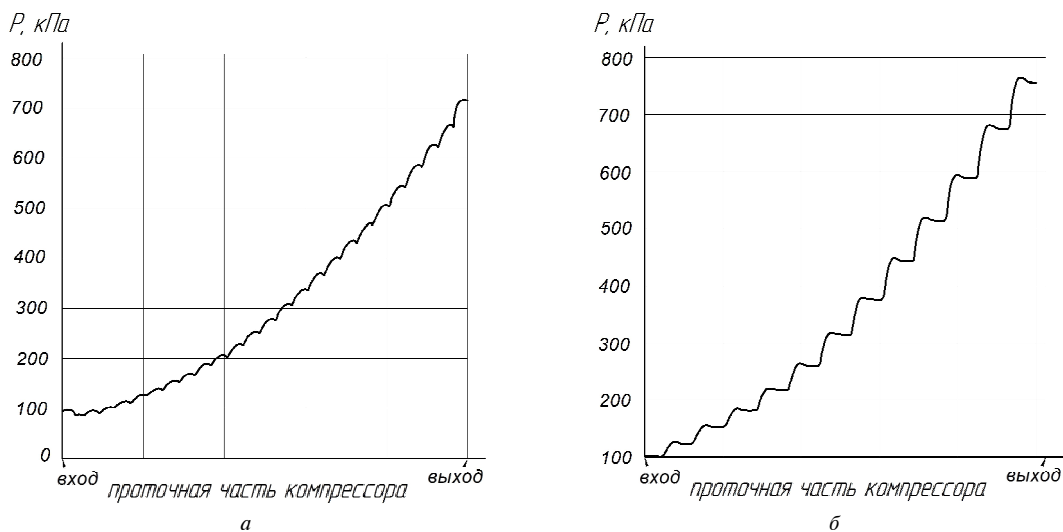


Рис. 17. Распределение статического (а) и полного (б) давления по проточному тракту компрессора

Таким образом, разработанная методика численной оценки параметров потока в проточной части компрессора позволила выполнить газодинамический расчет осевого 12-ступенчатого компрессора численным методом с использованием программного модуля ANSYS CFX.

На основании результатов численного моделирования выполнена оценка согласованности работы ступеней и стабильности работы компрессора в целом в зависимости от величины и характера износа пера лопаток статора и ротора. Реализация разработанной методики, в совокупности с экспериментально установленными закономерностями изнашивания пера лопаток при эксплуатации ГТД, позволила разработать рекомендации по величине и характеру предельного износа пера лопаток различных ступеней компрессора, при которых обеспечивается его газодинамическая устойчивость.

Список литературы

1. Прогнозирование и увеличение ресурса лопаток компрессора авиационных ВРД техно-

логическими методами / [А. В. Богуслаев, Е. Я. Корневский, Д. В. Павленко, О. Н. Бабенко] // Упрочняющие технологии и покрытия. — 2007. — № 9. — С. 29–33.

2. Русанов Л. В. Проблемы численного моделирования трехмерных вязких течений в осевых и центробежных компрессорах / Л. В. Русанов, С. В. Ершов // Вестник СумДУ, 2005. — № (73). — С. 25–34.
3. CFD analysis of a 15 stage axial compressor, ANSYS Canada Ltd, T. Belamri, 2005.
4. CFX-5 Documentation, Ansys Canada Ltd, Waterloo, Ont, Canada, 2004.
5. Simulation of Rotating Stall in a Whole Stage of an Axial Compressor, Nicolas Gourdain, CERFACS, Toulouse, 31057, France.
6. Батулин О. В. Исследование рабочего процесса в ступени осевого компрессора с помощью универсального программного комплекса Ansys CFX / Батулин О. В. — Самара: Изд-во СГАУ, 2011. — 214 с.

Поступила в редакцию 29.05.2014

Двірник Я.В., Павленко Д.В. Методика моделювання перебігу потоку в осьовому компресорі ГТД чисельним методом

Наведено методику чисельного моделювання параметрів потоку в проточній частині багатоступеневого компресору при різних варіантах зносу пера лопаток ротора та статора.

Ключові слова: компресор, лопатка, метод кінцевих елементів, газотурбінний двигун, стійкість, потік.

Dvirnik Ya., Pavlenko D. Methodology of numerical flow modeling in the axial compressor of the gas turbine engine

The technique of numerical simulation of the flow of multistage axial compressor air-gas channel with different forms of wear of rotor blades and stator blades.

Key words: compressor blade, finite element method, gas turbine engine, stability, flow.