

## ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПАРАМЕТРОВ СЕТОЧНОЙ МОДЕЛИ И МОДЕЛИ ТУРБУЛЕНТНОСТИ НА КАЧЕСТВО МОДЕЛИРОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ В ОБЛАСТИ РАДИАЛЬНОГО ЗАЗОРА РАБОЧИХ ЛОПАТОК ТУРБИНЫ

Попов Д.А.<sup>1,2</sup>, Попова Д.Д.<sup>1</sup>, Самойленко Н.А.<sup>1</sup>

<sup>1</sup>АО «ОДК-Авиадвигатель», Пермь, Россия, popov-da@avid.ru

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

*Ключевые слова:* турбина, рабочая лопатка, радиальный зазор, вторичные потери, МКЭ, вычислительная газовая динамика

В рамках исследования построены расчётная область рабочей лопатки (антитело) и тело влияния. Тело влияния, смоделированное на основании уже выполненного расчёта с сеточной моделью высокого разрешения, повторяет направление распространения вторичных вихревых структур на периферии проточной части – вихря утечки через радиальный зазор и подковообразного вихря (см. рис. 1).

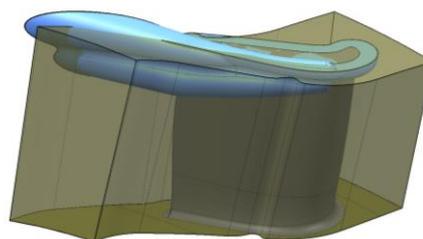


Рис. 1

Для численного исследования влияния параметров сеточной модели и модели турбулентности на качество моделирования процессов в области радиального зазора рабочих лопаток турбины построены несколько сеточных моделей с разным уровнем загущения в местах с интенсивным вихреобразованием и перемешиванием потока (см. рис. 2).

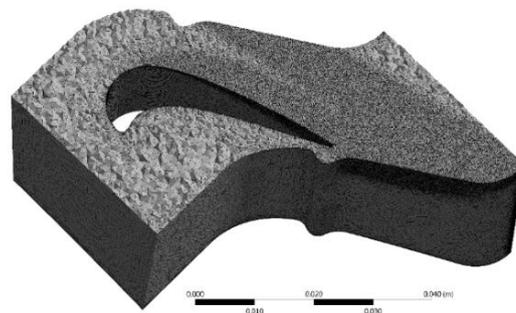
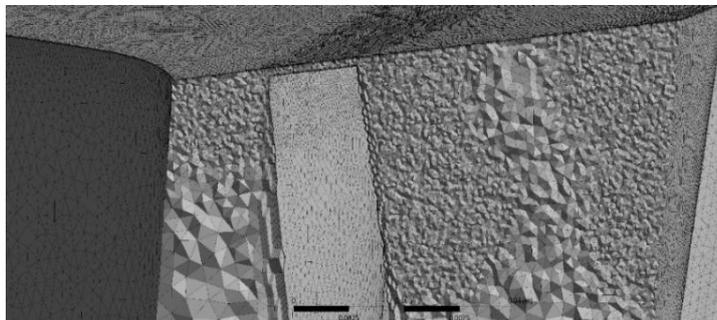


Рис. 2 – Сечение сеточной модели с локальным загущением на периферии

В процессе численного исследования выявлено существенное различие в результатах расчёта при использовании сеточных моделей с разной степенью загущения (рис. 3). Разброс таких интегральных параметров, как потери кинетической энергии и полного давления в лопаточном венце, при сравнении с базовой сеточной моделью может варьироваться в диапазоне от -6% до +10% при увеличении качества сеточной модели (локального загущения). Данные результаты получены при использовании SST- и BSL-моделей турбулентности. В случае одинаковых сеточных моделей, но разных моделей турбулентности, разброс интегральных параметров может варьироваться в диапазоне от -3% до +5%, а структуры вторичных течений могут менять пространственную форму.

Локальное загущение на периферии рабочей лопатки позволяет уменьшить количество элементов в 7,5 раз и более при сохранении качества математического моделирования (отличие интегральных величин потерь на периферии составляет не более 0,1%).

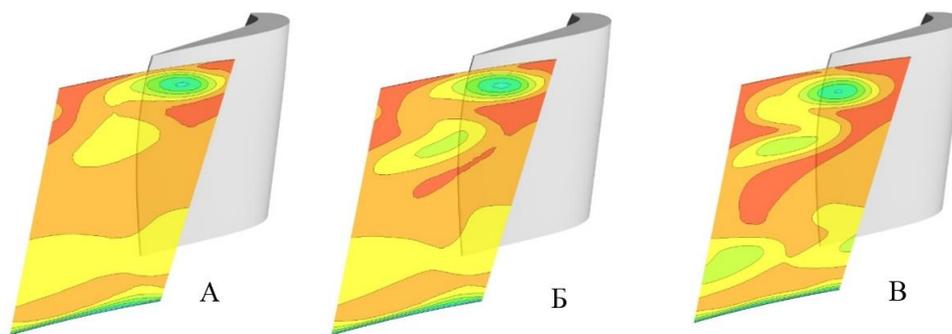


Рис. 3 – Контуры полного давления в относительном движении на выходе из лопаточного венца: А – базовая сеточная модель; Б – базовая сеточная модель с телом влияния (размер элемента 1 мм); В – сеточная модель высокого разрешения

Данное исследование показывает, что при оценке параметров, определяющих аэродинамическое качество лопаточного венца, необходимо выполнить оценку чувствительности результатов к изменению сеточной модели и модели турбулентности.

### Список литературы

1. Иноземцев А.А., Нихамкин М.А., Сандрацкий В.Л. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок. М.: Машиностроение, 2008. Т. 2. 368 с.
2. Репик Е.У., Иншаков И.С. Влияние сетки на неравномерность воздушного потока в аэродинамических трубах // Ученые записки ЦАГИ. 2014. № 4. С. 78-92.
3. Ершов С.В., Яковлев В.А. Влияние сеточного разрешения на результаты расчета трехмерных течений в проточных частях турбомашин при использовании RANS моделей // Проблемы машиностроения. Аэро– и гидромеханика в энергетических машинах. 2015. № 4/1. С. 18-25.

### Сведения об авторах

Попов Денис Андреевич, аспирант кафедры авиационных двигателей ФГБОУ ВО ПНИПУ; инженер-конструктор-расчётчик отдела расчётно-экспериментальных работ по турбинам АО «ОДК-Авиадвигатель» (Пермь, Россия).

Попова Диана Дмитриевна, инженер-конструктор-расчётчик отдела расчётно-экспериментальных работ по турбинам АО «ОДК-Авиадвигатель» (Пермь, Россия).

Самойленко Никита Андреевич, инженер-конструктор-расчётчик отдела расчётно-экспериментальных работ по турбинам АО «ОДК-Авиадвигатель» (Пермь, Россия).

## INVESTIGATION OF THE GRID MODEL AND TURBULENCE MODEL PARAMETERS INFLUENCE ON QUALITY OF TURBINE ROTOR BLADE TIP CLEARANCE AREA AERODYNAMIC PROCESSES MODELING

Popov D.A.<sup>1,2</sup>, Popova D.D.<sup>1</sup>, Samoilenko N.A.<sup>1</sup>

<sup>1</sup>UEC-Aviadvigatel, Perm, Russian Federation, popov-da@avid.ru

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

*Keywords: turbine, rotor blade, tip clearance, secondary losses, finite element method (FEM), CFD.*

Aerodynamic processes mathematical modeling in turbomachines blade rows is carried out using numerical methods [1]. Grid model settings and turbulence model significantly affect the results qualitative characteristics and the calculations duration [2,3]. This article proposes a methodology for grid model constructing based on local intense vortex formation and flow mixing places thickening. The influence of the grid and turbulence models parameters are estimated on the kinetic energy losses amount and secondary flows structure.