

УДК 621.51

## ВЕРИФИКАЦИЯ МЕТОДИКИ ПОСТАНОВКИ CFD-ИССЛЕДОВАНИЙ ОСЕВОЙ КОМПРЕССОРНОЙ СТУПЕНИ НА ПРИМЕРЕ NASA STAGE 37 В ПРОГРАММНОМ КОМПЛЕКСЕ ANSYS CFX

Золотухин А.С. (Университет СПбПУ), Маренина Л.Н. (Университет СПбПУ)

Научный руководитель – доц., д.т.н. Дроздов А.А.  
(Университет СПбПУ)

**Введение.** В области энергетического машиностроения наибольшее распространение получили многоступенчатые компрессоры осевого типа. С целью сокращения объема экспериментальных исследований применяется различные CAE системы, в частности ANSYS CFX, NUMECA и др. При этом наблюдается выраженная проблема недостаточного объема экспериментальных данных. Наиболее распространёнными и изученными является экспериментальные ступени семейства NASA, полученные в конце 70-х годов. Во много это связано с тем, что такие исследования проводятся на стендах-завода изготовителя и является их интеллектуальной собственностью. Не смотря на большой объем публикаций по данной тематике, в части из них может наблюдаться некорректность в аспектах постановки задачи [1]. В связи с этим существует необходимость в детальной проработке вопросов, касающихся корректной постановки задачи.

**Основная часть.** В качестве рассматриваемого объекта выступает трансзвуковая ступень типа NASA Stage 37 [2, 3]. Профиля лопаток представляют собой совокупность сплайнов, которые, на последующих этапах работы, планируется представить в виде кривых  $n$ -го порядка. Данное решение подразумевает проведение параметризационных расчетов.

Для первоначальных расчетов были выбраны те параметры постановки решения задачи, которые наиболее часто встречаются в публикациях на данную тему.

Сетка расчетной области – структурированная, призматическая и построена в пакете TurboGrid. Количество элементов – 7 981 830 шт., минимальный угол скошенности – 30 град.

С целью минимизации влияния явлений, вызываемыми сверхзвуковым характером течения. течений, в качестве расчётного выбран режим в 70% от максимального.

В качестве граничных условий задается:

- 1) Полное давление на ходе, составляющее 101,167 кПа, а также температура торможения, равная 288,18 К.
- 2) Статическое давление на выходе задаётся в зависимости от расчётной точки.

Модель турбулентности – Shear Stress Transport. Так как является низкорейнольдсовой, то проведен анализ максимального значения параметра  $y^+$ . Используемая сеточная модель характеризуется максимальным значением данного параметра равным 6, что не укладывается в рекомендуемы значения. Данный факт может прямым образом сказаться на разрешении пограничного слоя и повлиять на интегральные параметры ступени.

В результате проведенных расчетов построены характеристики ступени. Качественно, характеристики соответствуют экспериментальным данным. Однако количественно уровень относительной погрешности по КПД варьируется от 1 до 4,5%, на режиме максимального КПД -2,076%.

Была проанализирована точность расчетов полных давлений и температур, а также корректность расчета распределения термодинамических параметров по высоте лопаток на выходе из расчётной области. Профили полного давления на выходе из РК по результатам расчетов и экспериментов совпали как количественно, так и качественно.

Профиль полной температуры газа на выходе из РК по расчету и эксперименту хорошо совпал качественно в ядре потока, но имеет значительные отличию на втулочной и периферийных линиях тока.

Профиль относительной скорости на выходе из РК по результатам расчета и эксперимента совпадают качественно, но количественно CFD-расчет завышает эту величину в среднем на 20 м/с.

Относительная погрешность расчета отношения полных температур на входе и выходе на режиме максимального КПД -0,1855%, отношения полных давлений -0,765%. Наибольший вклад в погрешность вносит ошибка в расчете полного давлений.

Данный факт может быть обоснован не корректным разрешением пограничного слоя, вызванным качеством конечно-элементной сетки.

Полученные результаты могут быть полезны для быстрого анализа влияния тех или иных оптимизационных решений с целью отслеживания их качественного влияния. Для количественной оценки рекомендуется применение более проработанной сеточной модели, удовлетворяющей требованиям по параметру  $y^+$ .

**Выводы.** Изложена методика верификации трансзвуковой ступени типа NASA Stage 37. Полученные результаты сопоставлены с натурным-физическим экспериментом. Приведен способ по применению полученной модели и рекомендации по её детальной проработке.

#### **Список использованных источников:**

1. М. Сахранавард, Л.Н. Маренина, О.А. Соловьева. О первичном проектировании рабрчих колес осевых компрессоров. Компрессорная техника и пневматика. – 2022. - №3. – С. 28-37.

2. Reid L., Moore R. D. Design and Overall Performance of four Highly loaded, High-Speed Inlet Stages for an Advanced High-Pressure-Ratio Core Compressor // NASA Technical Paper 1337 – 1978 – 132 p.

3. Reid L., Moore R. D. Performance of Single-Stage Axial-Flow Transonic Compressor With rotor and Stator Aspect Ratio of 1.19 and 1.26, Respectively, and With Design Pressure Ratio of 1.82 // NASA Technical paper 1338 – 1978 – 105 p.

Золотухин А.С. (автор)

Подпись

Дроздов А.А. (научный руководитель)

Подпись