

УДК 629.7

## Моделирование характеристик осевого компрессора в контексте тестового эксперимента

*И.В. Воронич<sup>1</sup>, В.Х. Нгуен<sup>1</sup>*

<sup>1</sup>Московский физико-технический институт (государственный университет)

В настоящее время осевые компрессоры находят самое широкое применение во всех базовых отраслях промышленности, особенно в авиационной области. Совершенство осевого компрессора во многом определяет совершенство двигателя в целом, поэтому понимание рабочего процесса компрессора является актуальным и востребованным. На этапе предварительного проектирования компрессора используются традиционные методы, основанные на двумерных теоретических моделях. На этапе уточнения проекта необходимо трехмерное моделирование турбулентных течений в тракте и в межлопаточных каналах [1]. На данном этапе большую роль играют тестовые эксперименты для некоторых стандартных конфигураций, с помощью которых можно проверить расчетные модели. Надлежащим образом настроенная расчетная методика позволяет избежать ошибок при проектировании компрессора и повысить его газодинамическую эффективность до проведения испытаний. Последнее обстоятельство является наиболее важным, поскольку КПД компрессора непосредственно влияет на топливную экономичность и конкурентоспособность изделия в целом. Этап проектирования компрессора включает экспериментальную проверку и доводку натурных образцов или их моделей. Длительность и стоимость экспериментов, вероятность получения высокого КПД и обеспечения других важных качеств определяются совершенством методов расчета и проектирования.

В настоящее время развитие программных пакетов вычислительной гидрогазодинамики привело к их широкому использованию для проектирования турбомашин. Численный эксперимент имеет ряд преимуществ: он обычно дешевле натурального, легко повторяем, позволяет изучить отдельные факторы вне взаимосвязи с другими или идеализированные ситуации. К основным недостаткам численного эксперимента относятся несовершенство моделирования турбулентности, несовершенства дискретных моделей, зависимость результатов от расчетной сетки и как следствие необходимость контроля точности и корректности получаемых решений.

Целью данной работы является разработка расчетной модели и методики расчета, валидация на основе сравнения характеристик, получаемых с помощью численного моделирования, с данными эксперимента. В данной работе рассмотрена задача расчета характеристик одноступенчатого осевого компрессора Stage 65 на различных режимах работы с помощью численного моделирования течений [2].

Рассматриваются основные параметры объекта моделирования (Stage 65), состоящего из входного направляющего аппарата, вентилятора, разделителя потоков с двумя статорами (рис. 1).

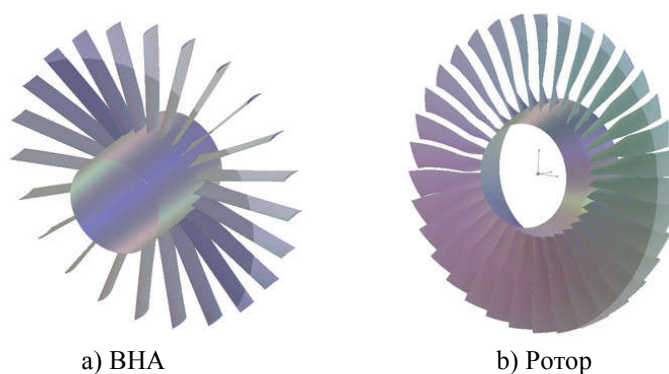


Рис. 1. Вид геометрической модели компрессора

В работе рассмотрены особенности построения расчетных сеток элементов проточной части компрессора, расчетная модель и методика расчета характеристик компрессоров с применением программного комплекса ANSYS CFX [3]. Геометрические модели элементов компрессора построены с помощью пакета BladeGen. Для всех элементов компрессора в приложении TurboGrid построены блочно-структурированные сетки различной подробности. Построенные расчетные сетки были объединены в приложении CFX-Pre в единую расчетную сетку компрессора с заданием численных граничных условий. Во всех расчетах была использована модель турбулентности SST.

Результаты численного моделирования сравнивались с экспериментальными данными. По полученным результатам моделирования показано, что при низких оборотах вращения на уровне 40%, 70% расчетной частоты вращения получено разумное согласие с экспериментом по величине степени повышения полного давления ротором, рис. 2. При этом использовалась укороченная модель, заканчивающаяся непосредственно за ротором.

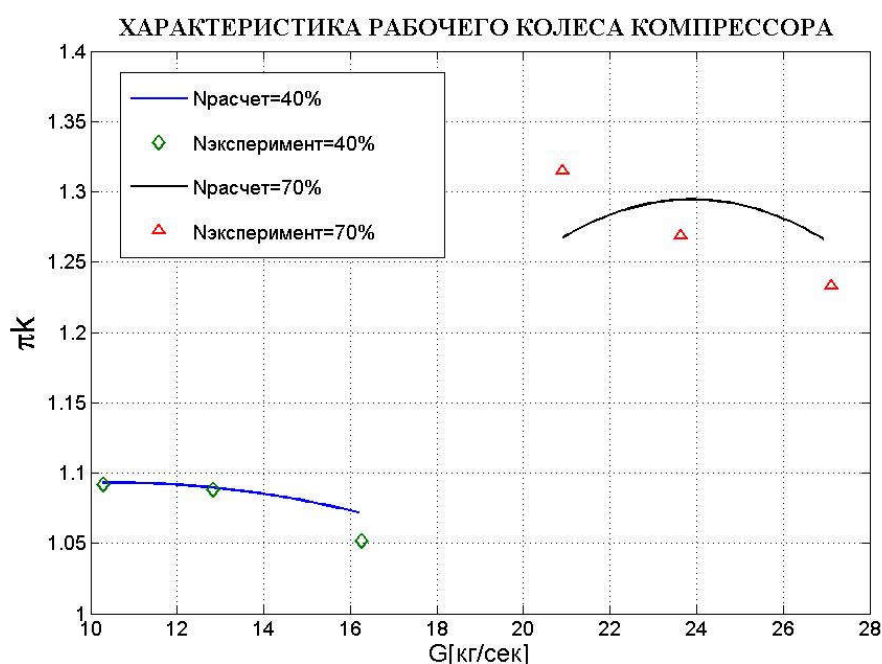


Рис. 2. Степень повышения полного давления за ротором

При оборотах вращения на уровне 90%, 100% расчетной частоты задача построения адекватной расчетной модели оказывается сложнее в силу устройства проточной части компрессора и близости ротора к разделителю потоков. В этом случае разумного согласия с экспериментом удастся достигнуть только при использовании полной геометрической модели, включающей разветвляющуюся проточную часть.

### Литература

1. *Mohammed Abdullah Qizar [at al.] Study of steady state and transient blade row CFD methods in a moderately loaded NASA transonic high-speed axial compressor stage // ASME TURBO EXPO 2013. P. 1-9.*
2. *Royce D. Moore, George Kovich, Edward R. Tysl. Aerodynamic performance of 0.4066-scale model of JT8D refan stage // NASA Technical memorandum. 1976. X-3356. 156 p.*
3. *ANSYS, Inc. ANSYS Turbo system users guide. 2014.*