

УДК 621.436

## МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА МНОГОСТУПЕНЧАТОЙ ОСЕВОЙ АВИАЦИОННОЙ ТУРБИНЫ С УЧЁТОМ ПЕРЕТЕКАНИЙ ГАЗА НАД БАНДАЖНОЙ ПОЛКОЙ И ВТЕКАНИЙ В ПРОТОЧНУЮ ЧАСТЬ

© 2012 О. В. Батурин, Г. М. Попов, Д. А. Колмакова

Самарский государственный аэрокосмический университет  
имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет)

Проведено расчётное исследование рабочего процесса в многоступенчатой осевой турбине в двух различных программных комплексах. Расчёты проводились с использованием идентичной геометрии, граничных условий и на одинаковых режимах. В результате была получена полная информация о параметрах и структуре потока в турбине.

*Осевая турбина, бандажная полка, граничные условия, структура потока.*

В настоящее время существует значительное количество различных программных комплексов для решения задач вычислительной газовой динамики, в том числе и программы, используемые для изучения потока в лопаточных машинах. Процесс расчёта в таких комплексах обычно основан на автоматизированном решении системы уравнений Навье - Стокса. Она описывает течение газа с минимальными допущениями и позволяет учитывать влияние трёхмерных явлений, вязкости, переменности свойств рабочего тела и т.п. Однако существуют различия как в подходах к решению уравнений Навье – Стокса, так и в подготовке расчётных моделей: создании геометрии, наложении сетки конечных элементов, описании граничных условий и т.д [1].

Цель представленной работы – расчётное определение структуры потока в многоступенчатой турбине ТРДД(Ф) (рис. 1) в двух различных программных комплексах Ansys CFX и NUMECA. Созданные в обоих комплексах модели потока имели одинаковую геометрию расчётной области, сетку конечных элементов, граничные условия. Результаты сопоставлялись на одном и том же режиме работы. Отличие расчётных моделей состоит в использовании различных моделей турбулентности и зависимостей, описывающих свойства рабочего тела. Наиболее существенным отличием расчётных моделей является учёт притрактовых полостей и втекания через них в модели Ansys CFX, а в модели NUMECA их нет.

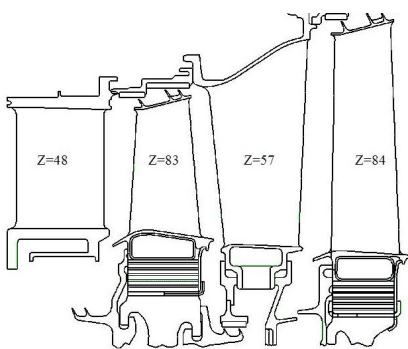


Рис. 1. Проточная часть исследуемой турбины

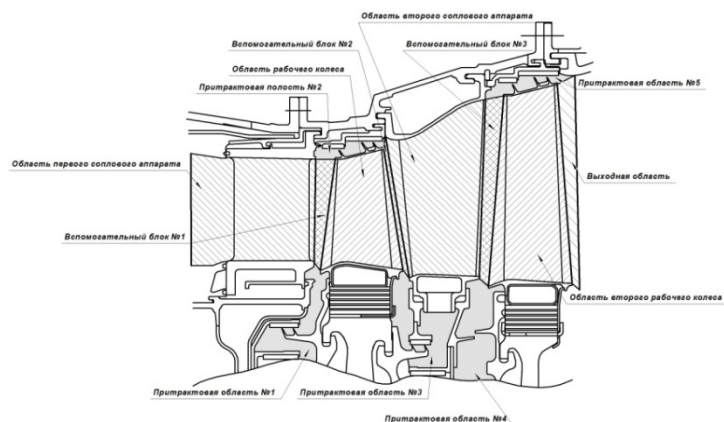


Рис. 2. Схема проточной части ступени турбины с указанием структурных блоков (жирные линии – границы интерфейсов)

При создании модели потока в турбине в программе Ansys CFX геометрия расчётной области строилась в специализированной подпрограмме TurboGrid на основе геометрии лопаточных венцов и обводов проточной части, представленных в виде текстовых файлов. Разбиение расчётной области на конечные элементы осуществлялось в той же подпрограмме. Программа TurboGrid позволяет для моделей течения в турбомашине строить высококачественную сетку конечных элементов в автоматическом режиме при минимальном участии пользователя [2].

Наложение граничных условий, расчёт и визуализация результатов осуществлялась непосредственно в Ansys CFX с применением специальных шаблонов работы с турбомашинными.

Расчётная область потока в многоступенчатой турбине состоит из нескольких блоков: областей рабочих колес (РК), областей сопловых аппаратов (СА), выходной области, притрактных полостей и вспомогательных блоков (рис. 2). Для сокращения времени расчёта каждый блок содержал только один межлопаточный канал. Области РК рассчитывались в подвижных системах координат, вращающихся с частотами, соответствующими частотам вращения

роторов турбин. Остальные блоки считались в неподвижных системах координат. Параметры потока на выходе из каждого блока осреднялись в окружном направлении, полученное поле распределения параметров использовалось в качестве входного граничного условия в следующем блоке.

Внешний вид трёхмерной расчётной модели, построенной в программе Ansys CFX с учётом притрактных полостей, представлен на рис. 3. Расчётная сетка формировалась таким образом, чтобы обеспечить величину безразмерного параметра стенки  $y^+$  на уровне 3. Для расчёта размеров элементов использовались значения числа Рейнольдса в каждом венце, определённые в ходе проектного расчёта турбины. Общее количество конечных элементов в расчётной модели одного венца составляет примерно 1000000 элементов. При создании сетки РК учитывался радиальный зазор между статором и гребешками лабиринта.

В качестве рабочего тела использовался идеальный газ со свойствами продуктов сгорания:  $R=288$  Дж/кг\*К,  $k=1,33$ . Теплоёмкость рабочего тела считалась переменной, зависящей от температуры.

При расчётах использовалась модель турбулентности SST  $k-\omega$ . Расчёт производился в стационарной постановке.

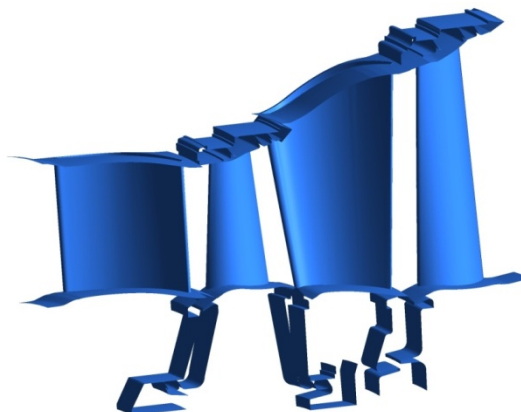


Рис. 3. Внешний вид расчётной модели потока в многоступенчатой турбине, созданной в программе ANSYS CFX

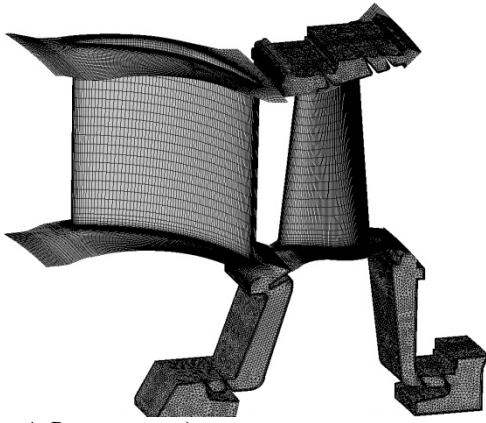


Рис. 4. Внешний вид сетки конечных элементов в расчетной модели первой ступени турбины, созданной в программе ANSYS CFX

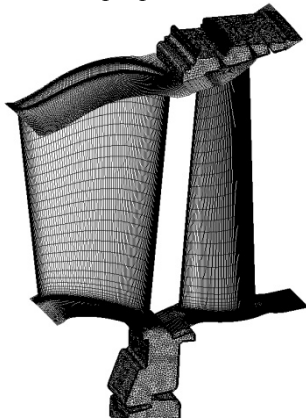


Рис. 5. Внешний вид сетки конечных элементов в расчетной модели второй ступени, созданной в программе ANSYS CFX

Подготовка расчетной модели рабочего процесса в турбине в программе

NUMECA схожа с аналогичными действиями, выполняемыми в программе Ansys CFX.

Внешний вид трёхмерной расчётной модели, созданной в программе NUMECA, представлен на рисунке 6.

Геометрия расчётной модели течения газа в турбине, для расчёта в NUMECA, была создана в специализированном модуле Auto Grid. Там же на нее была наложена высококачественная сетка конечных элементов (рис. 7 и 8).

Следует отметить, что Auto Grid позволяет получать сетку для турбомашин более высокого качества и с меньшими затратами усилий пользователя, чем в TurboGrid. Также Auto Grid позволяет легко добавлять галтели и зазоры без потери качества сетки.

Расчётная модель включает в себя четыре зоны течения вокруг лопаток первого СА, первого РК, второго СА и второго РК (последовательно). Для сокращения требуемых ресурсов компьютера и времени расчёта модели потока в СА и РК содержат только по одному межлопаточному каналу. Притрактовые области, радиальный зазор и втекания охладителя не моделировались.

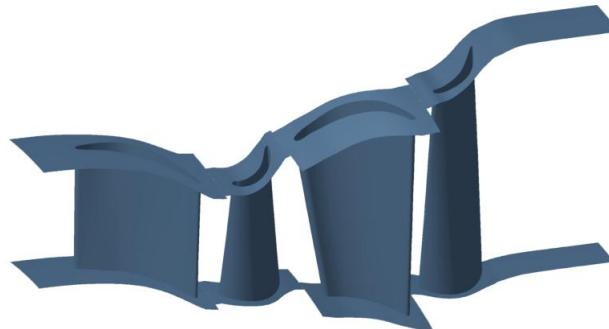


Рис. 6. Внешний вид расчетной модели потока в многоступенчатой турбине, созданной в программе NUMECA

В качестве рабочего тела использовался идеальный газ со свойствами продуктов сгорания:  $R=288$  Дж/кг\*К,  $k=1,33$ . Теплоемкость рабочего тела считалась переменной, зависящей от температуры.

При расчетах использовалась модель турбулентности Спаларта Алламарса. Расчет производился в стационарной постановке. Поля параметров на выходе из каждого блока осреднялись и использовались в

качестве входного граничного условия в расположенном ниже по течению блоке.

В результате расчётов в обеих программах была получена полная информация о параметрах и структуре потока в турбине: поля распределения параметров, поля векторов скоростей, линии тока (рис. 9-12), точечные и интегральные значения переменных.



Рис. 7. Внешний вид сетки конечных элементов в расчетной модели первой ступени турбины, созданной в программе NUMECA



Рис. 8. Внешний вид сетки конечных элементов в расчетной модели второй ступени турбины, созданной в программе NUMECA.

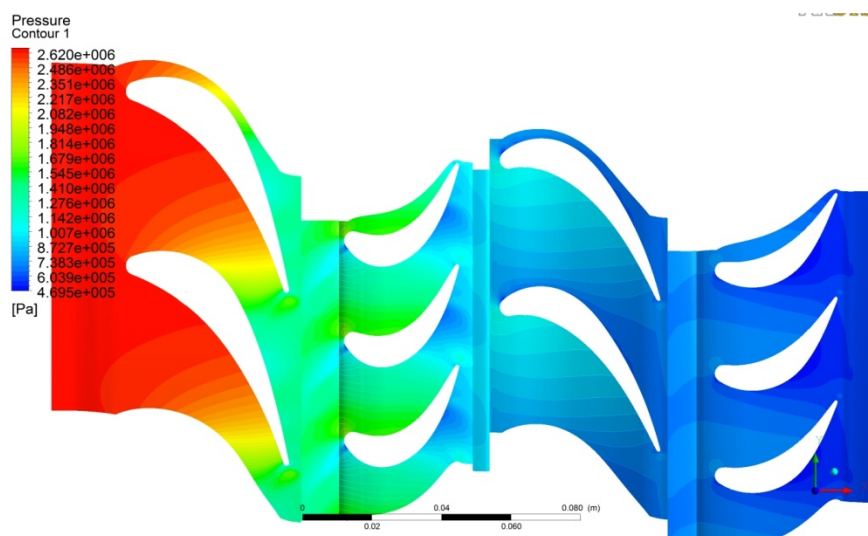


Рис. 9. Поле статических давлений  $p$  на среднем диаметре многоступенчатой турбины, полученное в программе ANSYS CFX

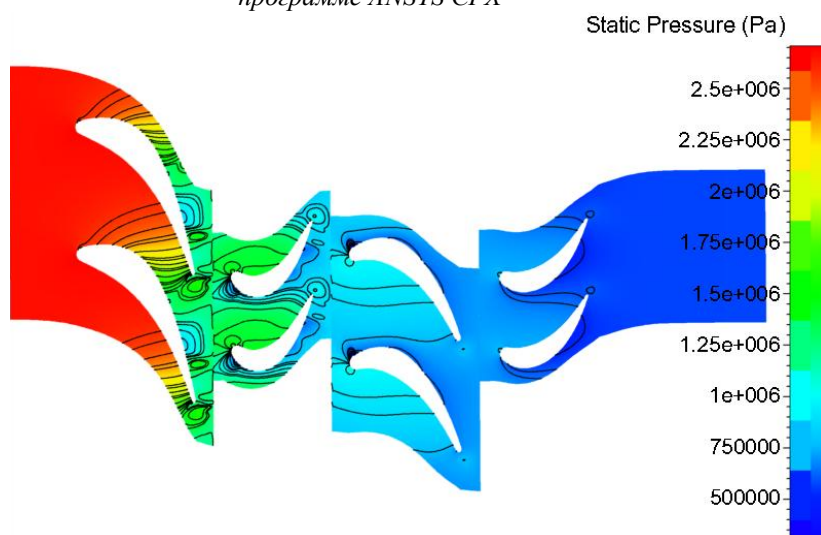


Рис. 10. Поле статических давлений на среднем диаметре многоступенчатой турбины, полученное в программе NUMECA



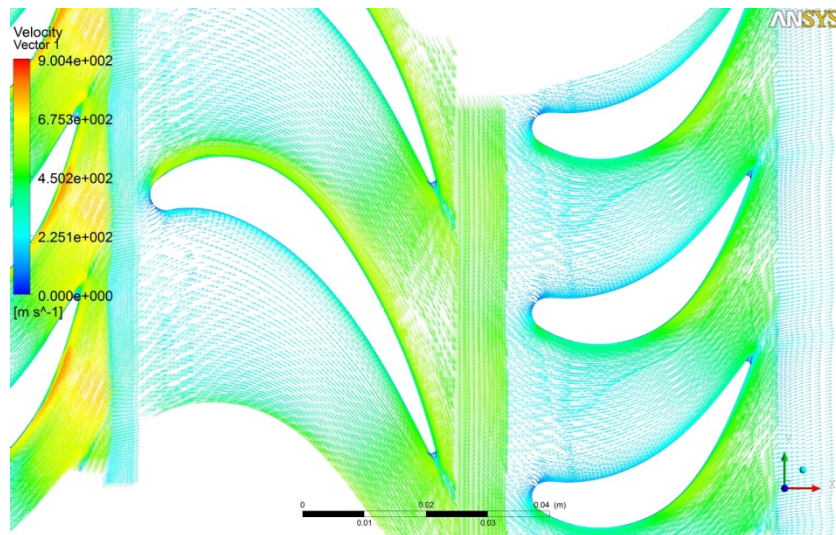


Рис. 11. Поле векторов скоростей на среднем диаметре второй ступени турбины, полученное в программе ANSYS CFX

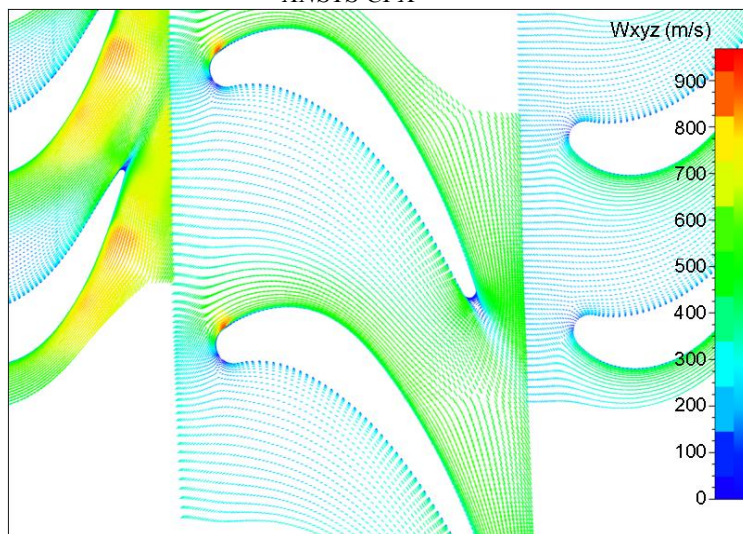


Рис. 12. Поле векторов скоростей на среднем диаметре второй ступени турбины, полученное в программе NUMECA

Сопоставление результатов расчётов, полученных в разных программах, проводилась путём сопоставления полей распределения по высоте проточной части различных параметров потока, осреднённых в окружном направлении (рис. 13-14).

Полученные в обеих программах результаты расчётов картины потока не противоречат существующим физическим представлениям и согласуются между собой. Наибольшие отличия заметны в области

втулки, особенно на полях температур и, по-видимому, связаны с влиянием втекания из притракторных областей, которые были учтены в модели Ansys CFX.

Анализируя полученные результаты, можно говорить о том, что NUMECA, как программный комплекс, более ориентированный на расчётные исследования в турбомашинах, является более предпочтительным инструментом.

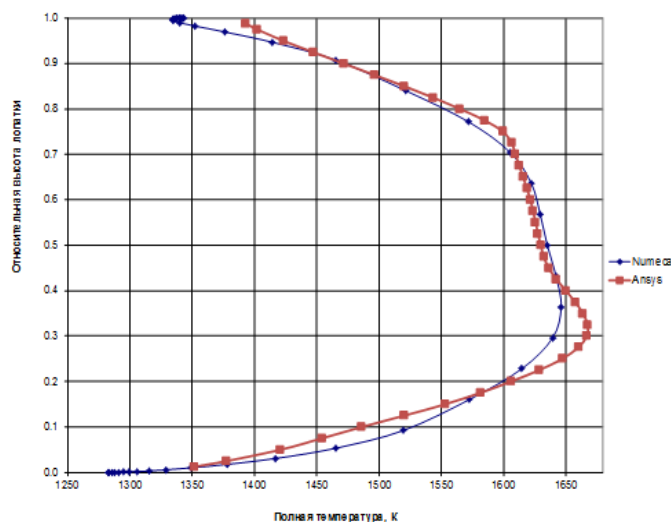


Рис. 13. Распределение полных температур на входе в СА первой ступени по высоте лопатки, полученное с помощью разных расчетных программ

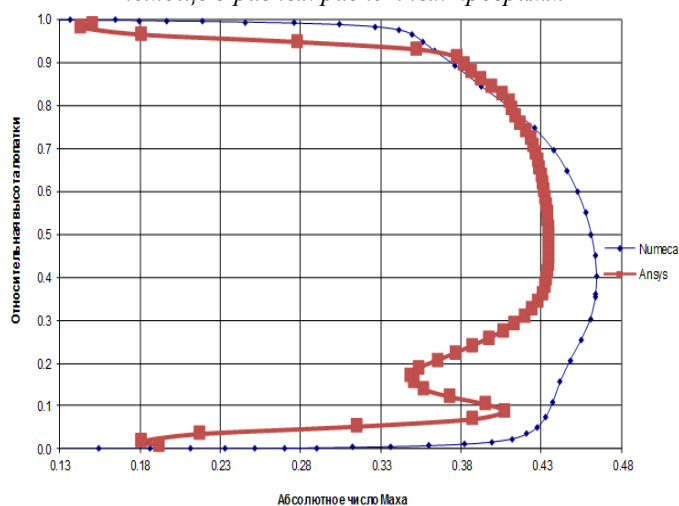


Рис. 14. Распределение чисел Маха в абсолютной СК на выходе из ПК первой ступени по высоте лопатки, полученное с помощью разных расчетных программ

### Библиографический список

1. Попов, Г.М. Расчетное изучение структуры потока вблизи втулочного сечения в лопаточном венце осевой турбины [Текст] / Г.М. Попов, О.В. Батурин // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва. – Самара, 2009. - № 3-2. - С. 365-368.

2. Дмитриева, И.Б.

Автоматизация создания объёмной модели пера лопатки в ANSYS Tur-boGrid на базе традиционного представления его геометрии [Текст] / И.Б. Дмитриева, Л.С. Шаблий // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва. – Самара, 2011. – №3 (27). Часть 3. – С. 106-111.

## SIMULATION OF AIRCRAFT MULTISTAGE AXIAL TURBINE WORKING PROCESSES TAKING INTO ACCOUNT OVER-SHROUD LEAKAGE FLOWS AND BLADING INFLOWS

© 2012 O. V. Baturin, G. M. Popov, D. A. Kolmakova

Samara State Aerospace University  
named after academician S. P. Korolyov (National Research University)

The calculation research of the working process of multistage axial turbine in two different software systems was performed. The calculations were performed using an identical geometry, boundary conditions and under the same engine operation conditions. Detailed information about the parameters and structure of the flow in the turbine.

*The axial turbine, shroud, boundary conditions, the structure of the flow.*

### **Информация об авторах**

**Батурин Олег Витальевич**, кандидат технических наук, доцент кафедры теории двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: oleg.v.baturin@gmail.com. Область научных интересов: рабочие процессы в лопаточных машинах, вычислительная газовая динамика, агрегаты наддува ДВС.

**Попов Григорий Михайлович**, инженер, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: grishatty@mail.ru. Область научных интересов: рабочие процессы в лопаточных машинах, вычислительная газовая динамика, рабочие процессы ВРД.

**Колмакова Дарья Алексеевна**, магистрант, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: kolmakova.daria@gmail.com. Область научных интересов: рабочие процессы в лопаточных машинах, вычислительная газовая динамика, рабочие процессы ВРД.

**Baturin Oleg Vital'evich**, Candidate of Science, assistant professor of the chair of theory of engine for flying vehicle, Samara State Aerospace University named after academician S. P. Korolyov (National Research University). E-mail: oleg.v.baturin@gmail.com. Area of research: workflows in turbomachines, computational fluid dynamics, turbocharger.

**Popov Grigory Mikhailovich**, engineer of the Theory of Engine for Flying Vehicle Department, Samara State Aerospace University. E-mail: grishatty@gmail.com. Area of research: workflows in turbomachines, computational fluid dynamics, work processes of the jet engines.

**Kolmakova Daria Alekseevna**, magistrand of the Theory of Engine for Flying Vehicle Department, Samara State Aerospace University. E-mail: kolmakova.daria@gmail.com. Area of research: workflows in turbomachines, computational fluid dynamics, work processes of the jet engines.