

УДК 621.45.01

А. В. Кривцов  
 Научный руководитель – В. Н. Матвеев  
 Самарский государственный аэрокосмический университет  
 имени академика С. П. Королева  
 (Национальный исследовательский университет), Самара

### ВЫБОР МОДЕЛИ ТУРБУЛЕНТНОСТИ ПРИ МОДЕЛИРОВАНИИ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В МНОГОСТУПЕНЧАТОМ КОМПРЕССОРЕ В ПРОГРАММНОМ КОМПЛЕКСЕ NUMECA

Описывается выбор модели турбулентности, использование которой позволяет получить наилучшее сопоставление с экспериментальными данными, для расчета рабочего процесса в многоступенчатом осевом компрессоре в программном комплексе Numeca.

Исследования проводились на примере семиступенчатого компрессора высокого давления, спроектированного и испытанного в ОАО «Кузнецов». Расчетная модель была создана в программном комплексе NUMECA *Fine Turbo*. Она состоит из нескольких доменов соответствующих ВНА, РК, НА и средней опоре рассматриваемого компрессора. Домены расположены в том порядке, в котором рабочее тело движется через компрессор (рис. 1). Геометрия каждого домена состояла только из одного межлопаточного канала. При построении геометрии расчетной области были смоделированы галтели и радиальные зазоры.

При построении конечноэлементных сеток всех венцов использована сетка топологии *O4H*. Количество элементов для всех ЛВ вдоль лопатки было принято равным 89, количество элементов в *O* – подслое – 29, размер элемента ближайшего к стенке – 0,001 мм, фактор роста в *O*-подслое от 1,2 до 1,3. Количество элементов для всех венцов по высоте лопатки принято равным 57, по высоте радиального зазора – 17. Итоговая конечноэлементная сетка расчетной модели каскада компрессора содержит 8183960 элементов. Среднее количество элементов в каждом венце – 495000. Минимальный угол скошенности составляет 21,7°.

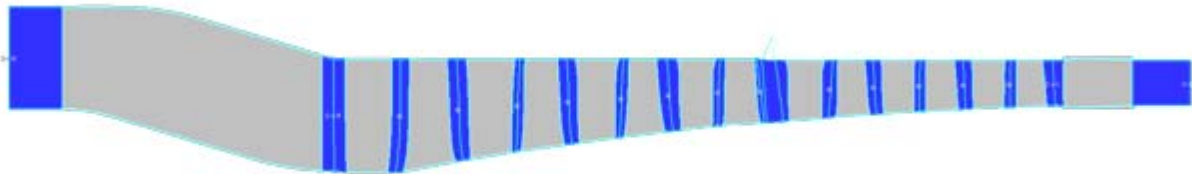


Рис. 1. Меридиональное сечение расчетной области созданной расчетной модели в программе Numeca

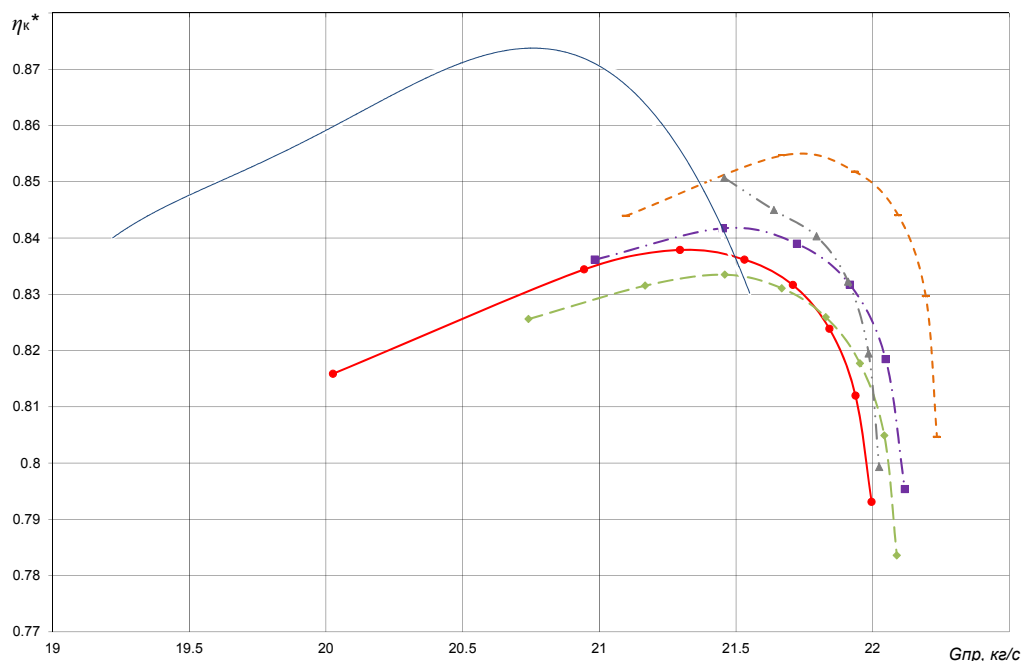


Рис. 2. Сопоставление расчетных и экспериментальных КПД и напорных характеристик компрессора, полученных при  $n_{пр} = 7000$  об/мин

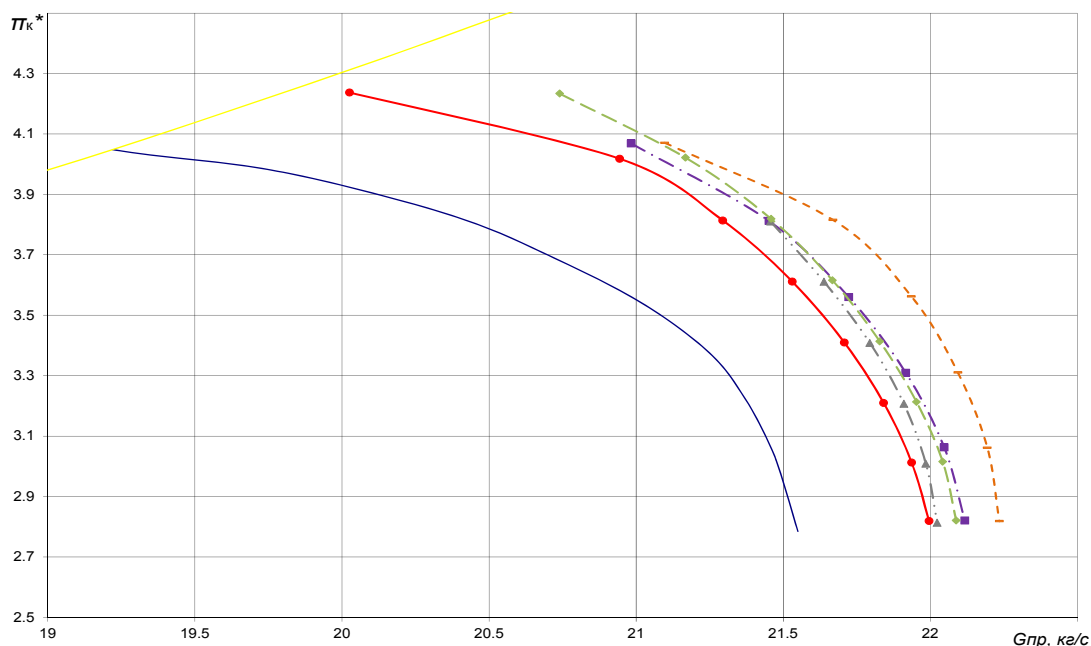


Рис. 2. Окончание

Всего в ходе исследования рассматривалось 5 моделей: Spalart – Allmaras,  $k - \epsilon$  (Extended Wall Function),  $k - \epsilon$  (Low Re Yang – Shih), SST, SST Transitional. Выбор данных моделей турбулентности для исследования обусловлен анализом литературы по вычислительной газовой динамике и моделированию течения в турбомашине. Характеристики компрессора, полученные с использованием различных моделей турбулентности, представлены на рис. 2. Там же приведены точки, полу-

ченные при экспериментальном исследовании компрессора в ОАО «Кузнецов». Из анализа полученных данных следует, что характер протекания КПД – характеристик для всех моделей турбулентности одинаков и отличается только уровнем КПД. Результаты, наиболее близкие к экспериментальным показывает расчетная модель использующая модель турбулентности  $k - \epsilon$  (Low Re Yang – Shih).

© Кривцов А. В., 2012

УДК 621.454.2.01

И. А. Куимов

Научный руководитель – К. Ф. Голиковская  
Сибирский государственный аэрокосмический университет  
имени академика М. Ф. Решетнева, Красноярск

## ИСТОРИЯ И ПЕРСПЕКТИВЫ МЕТАНОВЫХ ПРОЕКТОВ

*Рассматривается проблема разработки жидкостных ракетных двигателей на топливе жидкий кислород-жидкий метан. Дан обзор современного состояния проблемы.*

Глобальная тенденция ограничения стоимости космических услуг и обеспечение их экологической безопасности ставит перед конструкторами задачу созданию жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) на экологически чистых, дешевых компонентах при максимально возможном использовании элементов существующих двигателей, конструкторского, материального, технологического и производственного задела.

Одним из таких путей является создание новых двигателей на базе существующего кислородно-водородного ЖРД путем замены дорогого компонента водорода, более дешевым, сжиженным природным газом с содержанием метана 90...98 %.

За рубежом большое внимание криогенным углеводородным горючим вообще и природному газу (ме-

тану) в частности уделялось во время поиска путей создания оптимальных ЖРД для первой ступени многоразовых транспортных космических систем. В частности, теоретически рассматривался ЖРД тягой 340 тс на Земле с многоступенчатым сгоранием топлива «жидкий кислород – жидкий метан» типа модифицированного маршевого двигателя SSME системы Space Shuttle.

Отечественные разработчики заинтересовались метаном в середине 1990-х годов. Занимая «нишу» между керосином и водородом, метан позволяет достаточно просто создавать двигатели любой принципиальной схемы: замкнутой с окислительным газогенератором (ГГ), замкнутой с восстановительным ГГ, открытой (незамкнутой) и даже такой экзотической