
УДК 629.735.03-226.2

Установка для аэродинамического исследования лопаток турбин

Самохвалов Н. Ю.

Компания «Авиадвигатель»,

Комсомольский проспект, 93, Пермь, ГСП, 614990, Россия

e-mail: samohvalov@avid.ru

Аннотация

В работе представлены результаты работ по проектированию установки для аэродинамического исследования лопаток турбин. Приведены ее конструктивные особенности, а также результаты моделирования первого цикла испытаний, направленных на исследование влияния неосесимметричных торцевых поверхностей межлопаточных каналов на вторичные течения. Показаны основные методы исследования структуры потока. Представлены направления работ, проводимых на установке.

Ключевые слова: установка, проектирование, испытание, аэродинамика, лопатка турбины, неосесимметричные торцевые поверхности, вторичные течения

Введение

ОАО «Авиадвигатель» является разработчиком широкого спектра наименований перспективной газотурбинной техники: гражданского авиационного двигателя 5-го поколения, газотурбинных установок большой мощности и т.д. Создание конкурентоспособных высокоэкономичных продуктов во многом требует применения самых современных методов проектирования узлов двигателя. На

сегодняшний день в задачах проектирования широкое распространение получили различные численные методики, основанные на анализе течения газа с использованием газодинамических пакетов (ANSYS CFX, Numeca FineTurbo и другие). Однако, традиционные численные методы, применяемые при проектировании, ввиду ряда упрощений и допущений не отражают реальную газодинамику потока и, соответственно, вносят погрешность в оценку внедряемых решений. Поэтому важным этапом является подтверждение эффективности данных решений и их доводка на различных стационарных установках.

В ОАО «Авиадвигатель» проведен большой объем численных исследований различных методов снижения потерь в решетках сопловых и рабочих лопаток газовых турбин. Одним из наиболее перспективных является применение неосесимметричных торцевых поверхностей межлопаточных каналов.

В работе [1] проведена численная оценка эффективности данного метода на примере сопловой лопатки (СЛ) второй ступени турбины высокого давления (ТВД) перспективного двигателя (ПД) гражданской авиации. Были исследованы 3 варианта СЛ: 1 – с осесимметричными торцевыми поверхностями; 2, 3 – с неосесимметричными торцевыми поверхностями. На рисунке 1 представлены контуры радиусов и трехмерная геометрия втулочной торцевой поверхности для трех вариантов. На рисунке 2 представлены некоторые результаты расчета.

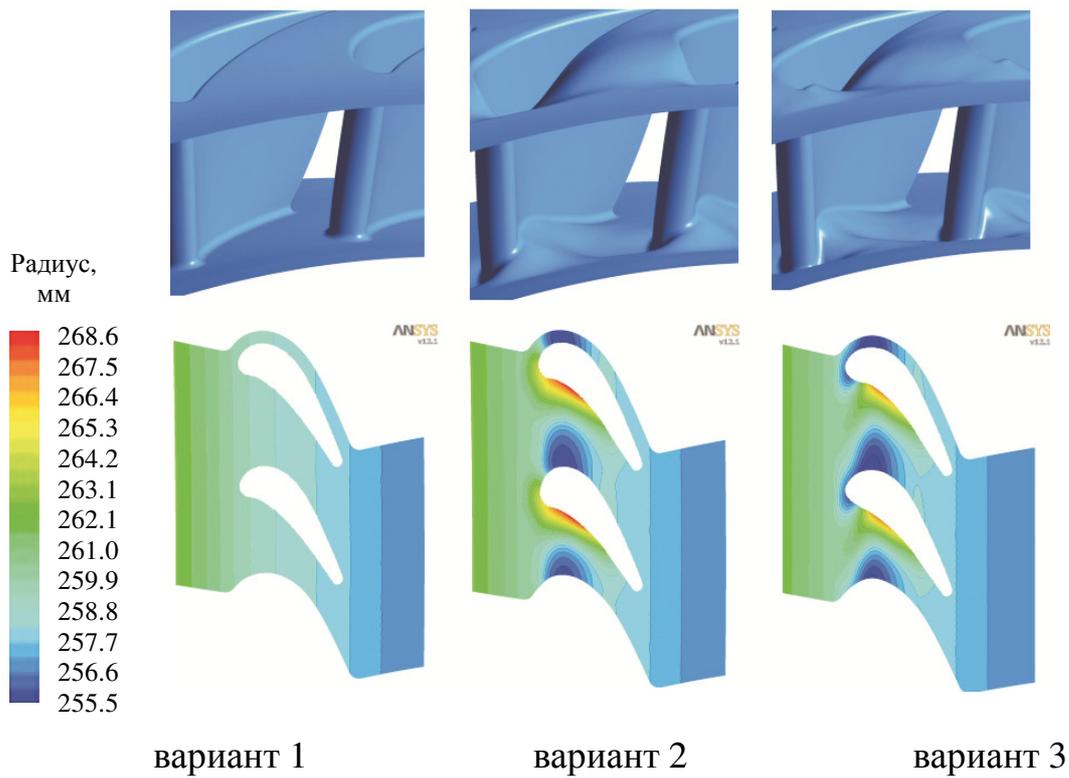


Рис. 1. Варианты СЛ ТВД

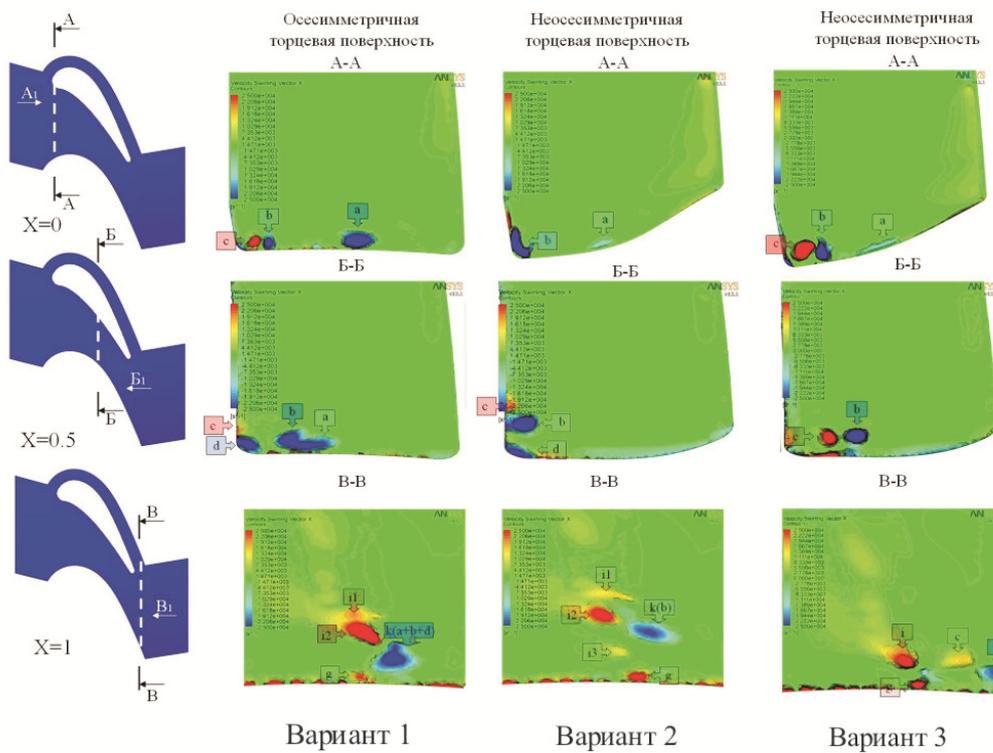


Рис. 2. Визуализация интенсивности завихренности в сечениях межлопаточного канала

Результаты показали, что создание на торцевых поверхностях локальных выпуклых/вогнутых зон приводит к снижению потерь кинетической энергии в решетке до 10% относительно базового варианта. Это происходит за счет изменения вторичной вихревой картины в пристеночных зонах (рисунок 2):

- уменьшения интенсивности ветви подковообразного вихря с корыта (а) за счет снижения градиента давления от корыта к спинке лопатки;
- уменьшения энергии вихревой системы за счет смещения вихря первичного распада пограничного слоя (b) с ветвью подковообразного вихря со спинки противоположной закрутки (с);
- уменьшения суммарного количества вихревых составляющих канального вихря (k);
- уменьшения интенсивности закомочного вихря (i).

Для экспериментальной оценки влияния неосесимметричных торцевых поверхностей на вторичные течения и подтверждения результатов, описанных в [1], а также исследования других методов оптимизации вторичных течений в межлопаточных каналах, спроектирована и внедрена в эксплуатацию установка для аэродинамического исследования лопаток турбин (УАИЛТ).

Описание установки

Схема установки УАИЛТ приведена на рисунке 3. Трехмерная модель установки приведена на рисунке 4.

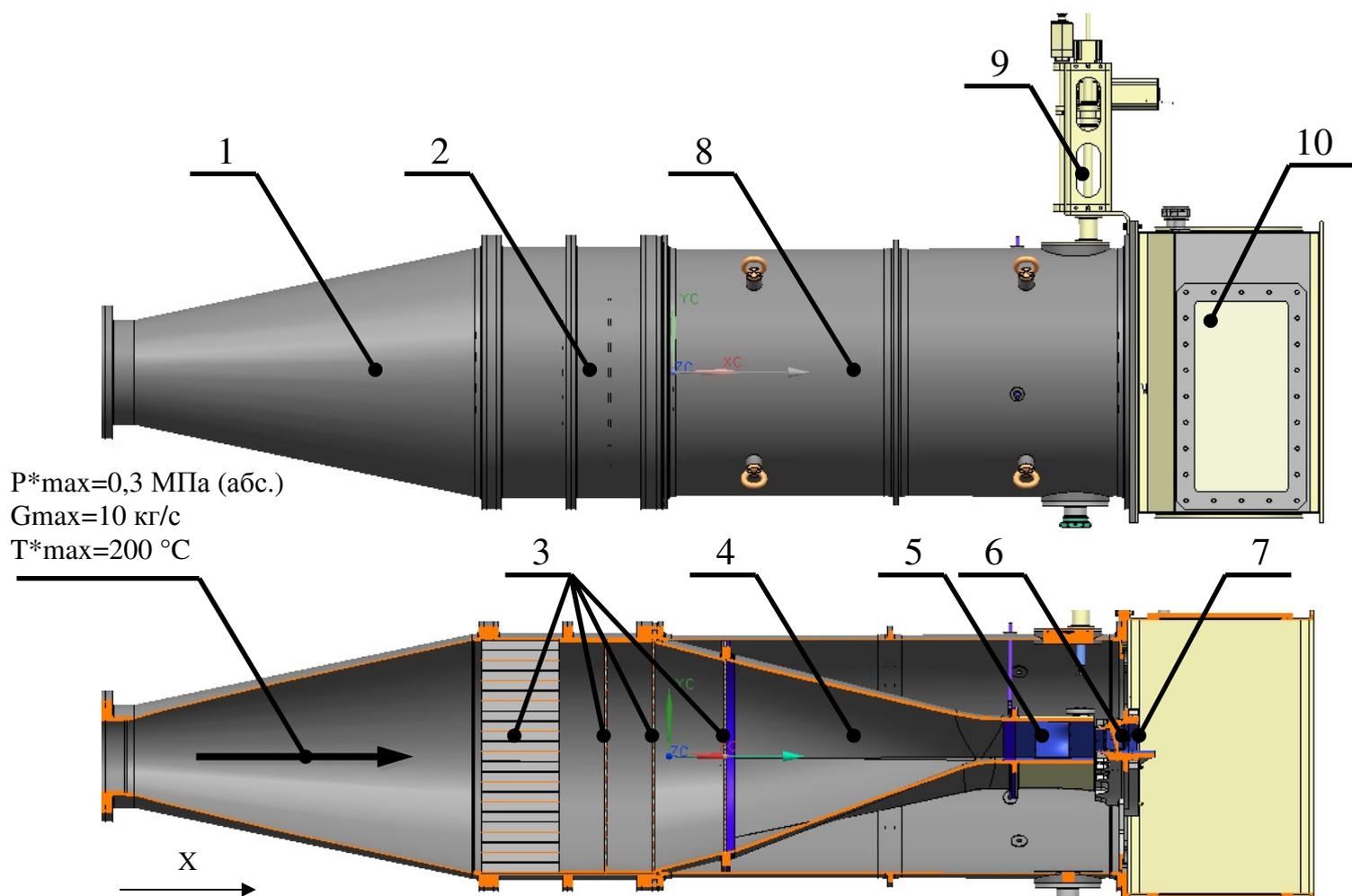


Рис. 3. Установка УАИЛТ

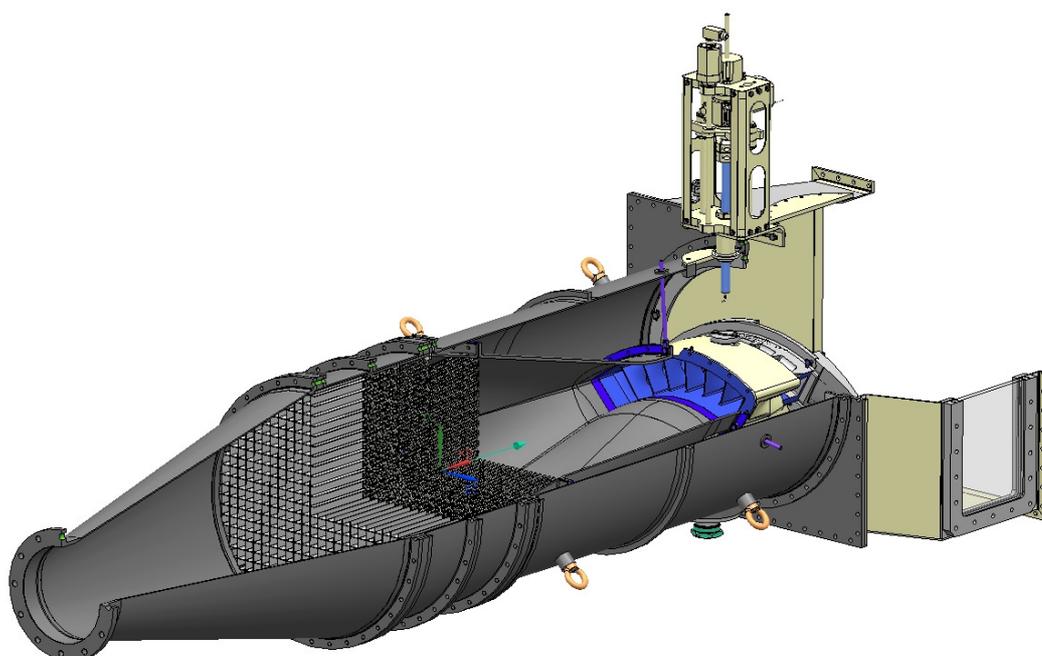


Рис. 4. Трехмерная модель установки УАИЛТ

На рисунке 5 представлены решетки сопловых и направляющих лопаток, а также схема организации сливов пограничного слоя на объекте испытаний.

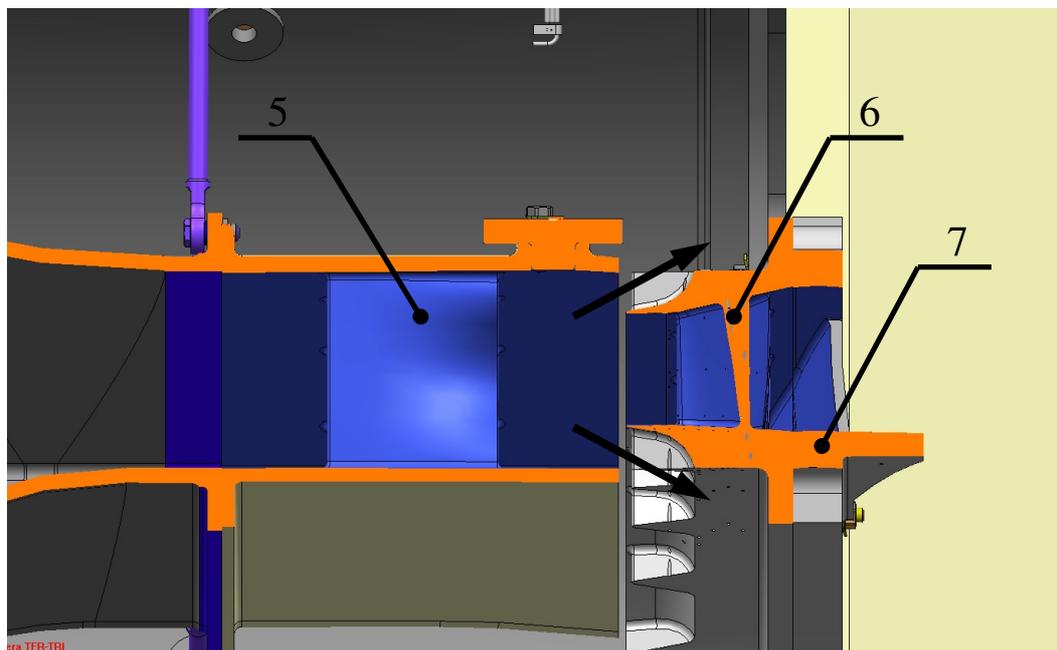


Рис. 5. Решетки сопловых и направляющих лопаток

Установка состоит из следующих основных узлов:

1. Диффузорный участок.
2. Камера стабилизации.
3. Спрямяющая решетка и три турбулизирующие решетки.
4. Конфузорный участок.
5. Секторная решетка из 7 направляющих лопаток.
6. Секторная решетка из 7 сопловых лопаток – объект испытаний.
7. Выходной канал объекта испытаний.
8. Корпус установки.
9. Поворотно-погружной механизм (ППМ).
10. Окно.

Регулирование необходимого перепада давления на объекте испытания осуществляется по приведенной адиабатической скорости автоматически по заданному алгоритму:

- источником сжатого воздуха производительностью до 17 кг/с и полным давлением на выходе до 0,4 МПа (абс.);
- регулирующими и перепускными заслонками в трубопроводе подвода рабочего тела к установке УАИЛТ;
- дроссельной заслонкой в трубопроводе отвода рабочего тела от установки УАИЛТ.

Оценка приведенной адиабатической скорости осуществляется по замеренным параметрам:

- полное давление на входе в объект испытаний – в ряде точек по высоте канала приемником давления на ППМ;
- статическое давление в выходном канале объекта испытаний – по 20 замеров на внутренней и наружной стенках проточной части вдоль фронта решетки на ширину двух межлопаточных каналов.

Решетки направляющих лопаток и сопловых лопаток изготавливаются прототипированием, что обеспечивает возможность выполнять большое количество вариантов исследования в кратчайшие сроки. Это также позволяет уменьшить трудоемкость препарирования сектора при большом количестве замеров

статического давления (порядка 290 замеров), так как нет ограничения по выполнению и выводу каналов под трубки замеров.

Одной из основных проблем, возникающих при испытаниях на подобных установках, является обеспечение требуемых граничных условий. Для формирования необходимой структуры потока на входе и выходе внедряются следующие мероприятия:

- спрямляющая решетка обеспечивает выравнивание потока относительно осей Y и Z (рисунок 3);
- турбулизирующие решетки с различными коэффициентами пропускной способности обеспечивают перемешивание потока и его равномерную структуру относительно оси X;
- решетка направляющих лопаток обеспечивает требуемые углы натекания на объект испытаний;
- пластины слива пограничного слоя (рисунок 5) обеспечивают требуемую толщину пограничного слоя на торцевых поверхностях объекта испытаний.

Для обеспечения требуемого градиента давления по высоте канала на выходе из объекта испытаний предусмотрены различные мероприятия, такие как: установка кольцевого выступа или применение спрямляющих стоек в выходном канале объекта испытаний. Данные мероприятия, широко описанные, к примеру, в [2], требуют дополнительного исследования в процессе наладки установки.

Методы исследования потока на установке

Для исследования аэродинамических характеристик лопаток, вторичных течений в межлопаточных каналах, а также потерь полного давления и кинетической энергии в решетках, в установке внедряются различные средства измерения и визуализации потока:

1. Измерение полей скорости и завихренности потока с помощью лазерного доплеровского анемометра (ЛДА). С этой целью в корпусе установки выполняется окно (10 на рисунке 3) для доступа луча ЛДА к объекту испытаний. В качестве трассирующих частиц используется дым, подаваемый при испытаниях на вход установки дымогенератором Magnum 1800.
2. Измерение статического давления по межлопаточному каналу с помощью преобразователей давления АИР-20. С этой целью на объекте испытаний выполняются отверстия под трубки замеров: порядка 112 каналов по профилям лопаток (в трех сечениях по высоте канала) и 136 каналов по торцевым поверхностям.
3. Визуализация траектории движения частиц дыма в межлопаточном канале. Подаваемые дымогенератором через специальные трубки частицы дыма фиксируются с большой частотой высокоскоростной камерой.
4. Визуализация обтекания потоком профиля лопатки и торцевой поверхности с использованием масляной субстанции. Это позволит

оценить расположение линий распада пограничного слоя, т.е. мест зарождения вихрей в канале.

5. Измерение полей полного, статического давления и углов выхода потока из объекта испытаний. Для этих целей внедряется автоматизированная система измерения. В качестве средства доставки приемника к исследуемой области используется промышленный робот фирм Кука (Германия) или Fanuc (Япония). Робот сканирует поле параметров с высокой дискретностью (вплоть до 0,5 мм) пятиточечным приемником давления фирмы Aeroprobe (США). При этом вследствие наличия температурных расширений деталей системы и установки, а также ввиду относительно невысокой точности позиционирования робота (до $\pm 0,5$ мм), необходимо применять дополнительные средства корректировки положения робота в процессе измерения. Для этих целей используется лазерный трэкер (Leica (Швейцария), Radian (США) или Metronog (Норвегия)), программное обеспечение (ПО) которого связано с ПО робота. В каждой точке положение робота анализируется трэкером с высокой точностью (до $\pm 0,015$ мм), и, при необходимости, подается управляющая команда на контроллер робота по корректировке положения в общей системе координат.

В настоящий момент осуществляется анализ полученных технико-коммерческих предложений и выбор поставщика данной системы.

Планируемый срок внедрения системы – 1 половина 2014 года.

Применение установки для решения исследовательских задач

Применение высокой степени двухконтурности современных авиационных двигателей приводит к уменьшению размерности ТВД. Это, в свою очередь, приводит к уменьшению высоты рабочих и сопловых лопаток, а, следовательно, увеличению доли вторичных потерь в решетке, которые могут достигать 50 % от общих потерь в решетке. Поэтому актуальной стоит задача анализа и внедрения различных перспективных способов оптимизации вторичных течений за счет изменения пространственной формы венца лопатки и торцевых поверхностей межлопаточного канала.

Применение установки для аэродинамического исследования лопаток турбин позволяет проводить широкий спектр экспериментальных исследований, направленных на оценку различных способов оптимизации пространственной формы лопаток и межлопаточного канала, таких как:

1. Неосесимметричные торцевые поверхности межлопаточного канала.
2. Местное открытие выходной кромки лопаток (увеличение эффективного угла выхода).
3. Оптимизация меридионального обвода проточной части.
4. Наклон лопаток на корыто.
5. Изгиб средней части лопаток в сторону корыта и спинки.
6. Дугообразные выходные кромки лопаток и др.

Помимо этого, на установке имеется возможность исследовать различные актуальные задачи аэродинамики: влияние шероховатости от теплозащитного

покрытия (ТЗП), числа Рейнольдса, выдува воздуха и профилированных отверстий перфорации на потери в решетках.

На первом этапе работ на установке предусмотрен ряд исследований по оценке влияния неосесимметричных торцевых поверхностей на вторичные течения и потери в решетке.

С этой целью спроектированы и изготовлены три решетки СЛ второй ступени ТВД, соответствующие вариантам расчетного исследования, проведенного в работе [1]. На рисунке 6, к примеру, представлена решетка, профиль торцевой поверхности которой соответствует варианту 1 расчетного исследования. Решетка состоит из 7 лопаток. Вследствие геометрических ограничений рабочей зоны установки по прототипированию моделей, решетка изготавливалась из двух частей.



Левая часть решетки

Решетка в сборе

Рис. 6. Решетки сопловых лопаток (вариант 1 расчетного исследования [1])

Моделирование испытаний

Современные численные методы позволяют проводить оценку газодинамики потока и проводить оптимизацию узлов двигателя и других объектов еще на этапе проектирования. Данные оценки на сегодняшний день являются неотъемлемой

частью рабочего процесса и позволяют исключить ошибки, неизбежные при создании новых продуктов, а, следовательно, значительные затраты временных и денежных ресурсов на доводку в эксплуатации.

Известно, что при испытаниях секторных решеток на аналогичных аэродинамических установках авторы диагностировали ([2]) ряд проблем в эксперименте, влияющих на проведение оценки газодинамики потока. К примеру, наблюдался срыв потока по внутренней торцевой поверхности межлопаточного канала за венцами лопаток, что было связано, по мнению авторов, с некорректностью обеспечения граничных условий на выходе из объекта испытаний. Это вызвало необходимость настройки установки в эксперименте.

С целью диагностировать подобные «слабые» места установки, а также провести оптимизацию ее конструкции для обеспечения необходимых параметров, выполнено моделирование испытаний по уравнениям Навье-Стокса с учетом вязкости в пакете ANSYS CFX 14.0.

Установка УАИЛТ моделировалась детально с учетом всех особенностей геометрии и составных частей, включая спрямляющую сетку, турбулизирующие сетки, сливы пограничного слоя и т.д. Моделировался также участок сброса рабочего тела от установки до дроссельной заслонки. На рисунке 7 представлена расчетная область установки. Общая длина расчетной области составила порядка 4,5 м.

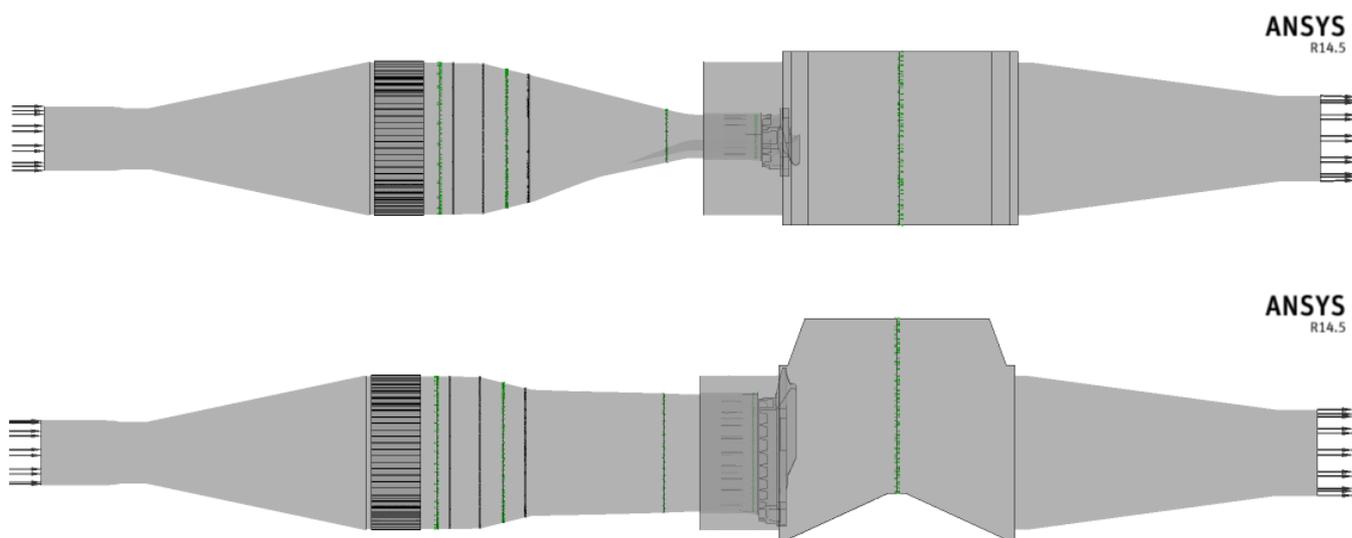


Рис. 7. Расчетная область установки УАИЛТ

Расчет осуществлялся в стационарной постановке с использованием модели турбулентности SST. Сеточная модель установки имела размерность 64,5 млн. узлов и 198,4 млн. элементов. Сетка смешанного типа состояла из тетра элементов и пристеночной зоны призматических элементов с треугольным основанием.

В качестве граничных условий на выходе задавалось статическое давление, равное атмосферному. На входе в расчетную область задавалось полное давление и температура, причем давление подбиралось с целью достижения требуемой приведенной адиабатической скорости на объекте испытаний $\lambda \approx 0,96$.

На рисунках 8 – 11 представлены некоторые результаты расчета.

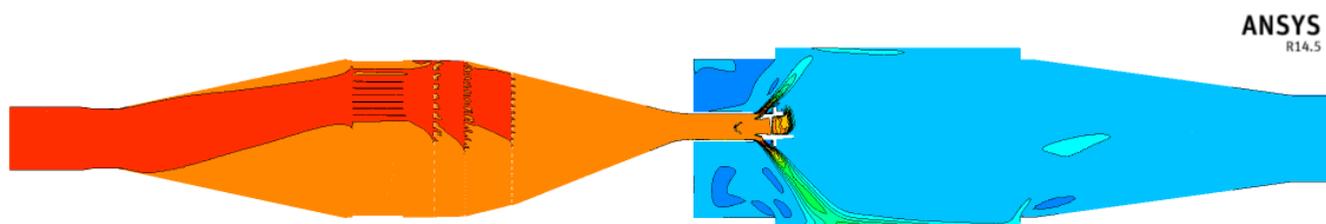
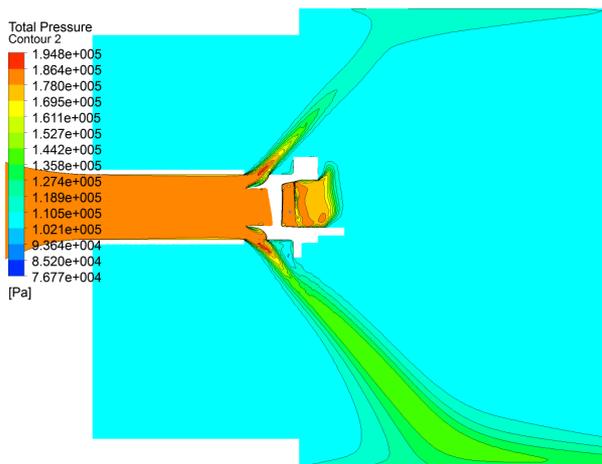
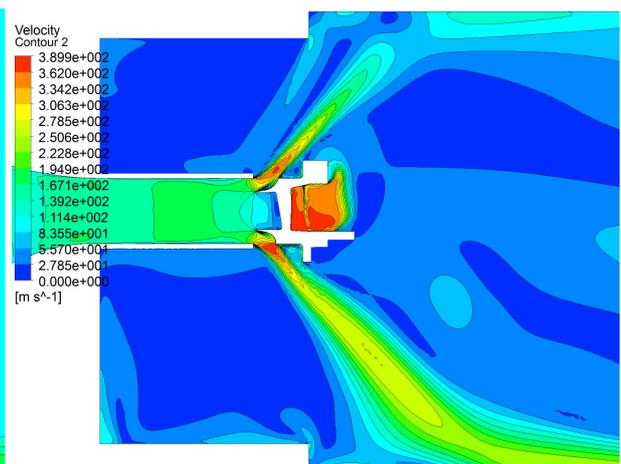


Рис. 8. Контуры полного давления в установке

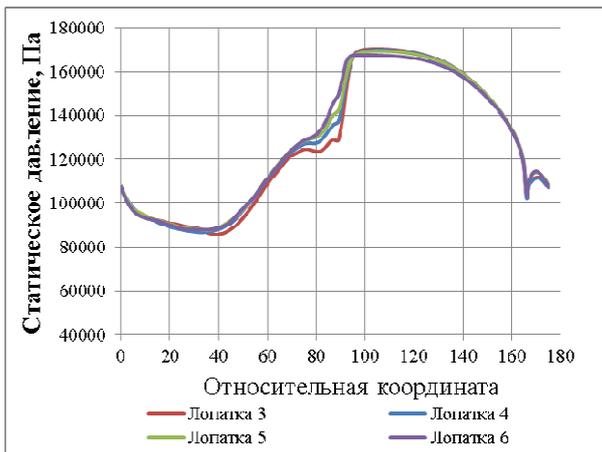


Полное давление, Па

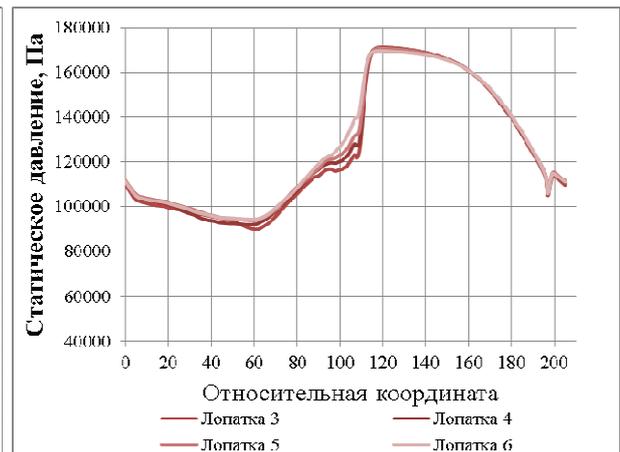


Скорость газа, м/с

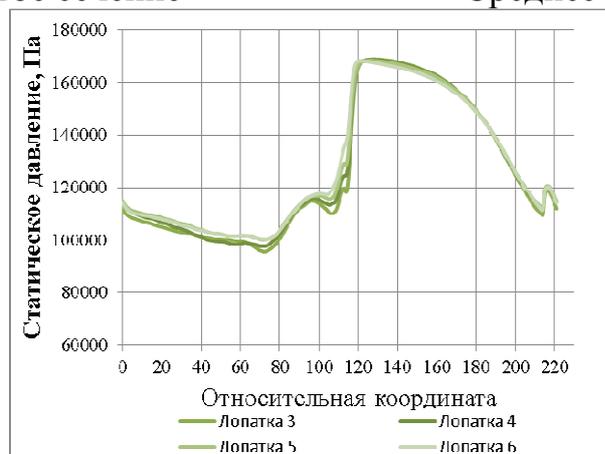
Рис. 9. Контуры параметров на объекте исследования



Корневое сечение



Среднее сечение



Периферийное сечение

Рис. 10. Распределение статического давления по профилям лопаток

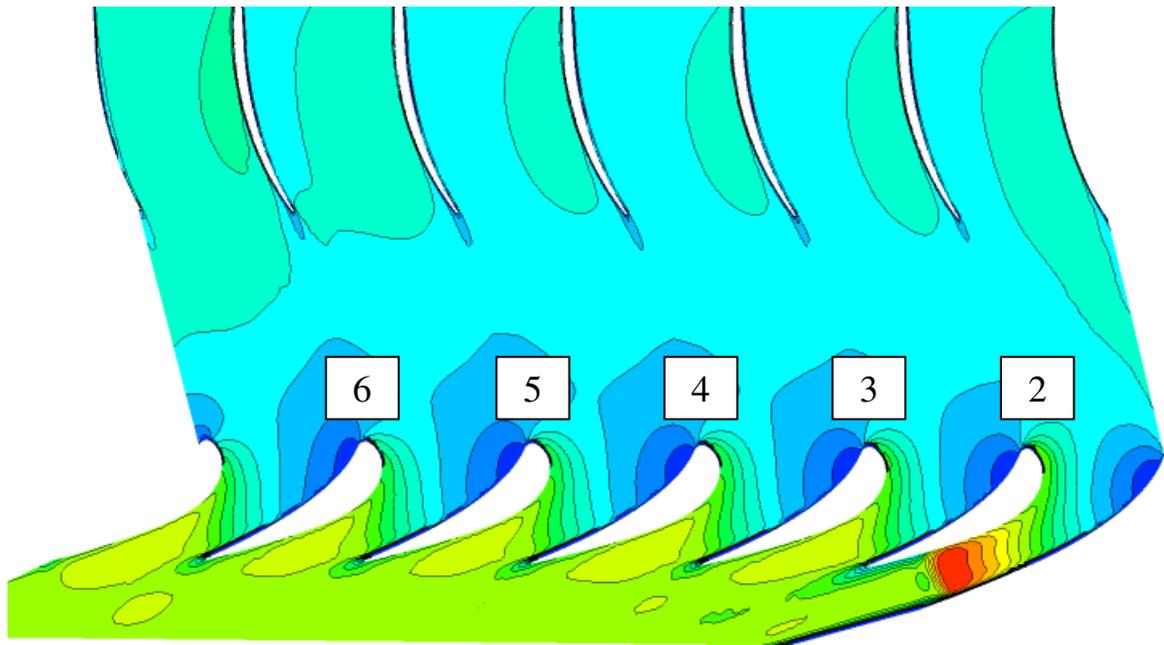


Рис. 11. Контуры чисел Маха на объекте исследования

Результаты расчета отражают удовлетворительный характер течения в установке, что характеризуется в отсутствии отрывных зон на объекте испытаний и обеспечении требуемых граничных условий. Вихревая картина в анализируемых межлопаточных каналах соответствует результатам расчета кольцевой решетки СЛ второй ступени, проведенного в составе двигательной установки на соответствующем режиме работы. Как видно из рисунков 10 - 11, распределения статического давления на лопатках 4 и 5, за которыми осуществляется измерение параметров потока, количественно и качественно соотносятся, что говорит об отсутствии искажения параметров потока боковыми стенками выходного канала в зоне измерения и, соответственно, корректности проведения оценки аэродинамических характеристик решетки в составе сектора из 7 лопаток.

Библиографический список.

1. Иноземцев А.А., Самохвалов Н.Ю., Тихонов А.С. Повышение эффективности решеток сопловых и рабочих лопаток газовых турбин применением неосесимметричных торцевых поверхностей межлопаточных каналов. Теплоэнергетика, 2012, №9, с. 22-26.
2. Венедиктов В.Д. Газодинамика охлаждаемых турбин. Москва, Машиностроение, 1990, 240 с.