

ПРОЕКТИРОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО СТЕНДА ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПЛЁНОЧНОГО ОХЛАЖДЕНИЯ СОПЛОВЫХ ЛОПАТОК ПЕРВЫХ СТУПЕНЕЙ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ ТУРБИН

И.А. Коннов, Б.О. Хузиев, Я.Я. Олексюк

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва, г. Самара, suprisecool@ya.ru,
bogdanhuziev96@gmail.com, oleksuk2005@mail.ru.

Ключевые слова: Сопловые лопатки, профилированные отверстия перфорации, эффективность охлаждения, аэродинамический стенд, инфракрасная термография, термохроматическая жидкокристаллическая термометрия, температура газа.

Непрерывное повышение температуры газа перед турбиной с целью обеспечения лучших удельных параметров двигателя приводит к необходимости проектирования высокоэффективных систем охлаждения, позволяющих обеспечивать приемлемое тепловое состояние сопловых лопаток, работающих в экстремальных температурных условиях (температура газа на 700°C превышает допустимую рабочую температуру современных жаропрочных сплавов), при минимальных затратах охлаждающего воздуха [1-3]. Решение данной ключевой задачи в значительной степени облегчается возможностью экспериментальной проверки проектных решений на ранних стадиях разработки. Применение специализированных стендов позволяет проводить детальный анализ параметров, влияющих на эффективность пленочного охлаждения, и выявлять лучшие конструктивные решения.

В рамках данной работы представлена конструкция и приведено техническое обоснование разрабатываемого аэродинамического стенда для исследования влияния геометрии профилированных отверстий перфорации и параметров потока на эффективность пленочного охлаждения сопловых лопаток высокотемпературных турбин.

В ходе выполнения работы произведен анализ существующих методов определения эффективности охлаждения турбинных лопаток, рассмотрены ключевые особенности каждого метода и оценена возможность их применения на проектируемом стенде. Экспериментальный участок проектируемого стенда образован из шести межлопаточных каналов с пятью охлаждаемыми сопловыми лопатками штатной конструкции. Количество лопаток выбрано с учётом требований ГОСТ Р 58991-2020 [4]. Боковые стенки участка воспроизводят профиль корыта и спинки сопловой лопатки, а верхняя и нижняя крышки формируют трактовые поверхности соплового аппарата.

На верхней крышке выполнен прилив для установки корпуса с поликристаллическим стеклом из селенида цинка CVD-ZnSe, обладающего высоким коэффициентом пропускания инфракрасного излучения (0,7) и высокой жаропрочностью (температура плавления стекла – 1525°C) [5] для бесконтактного измерения температуры трактовых поверхностей лопатки, а на нижней задней крышке выполнены приливы для вывода проводов термопар для калибровки бесконтактного метода.

В качестве источника сжатого воздуха предлагается использовать промышленный центробежный компрессор со степенью сжатия $\pi_{\text{к}}^* = 6,5$. Система подготовки воздуха включает фильтрацию, регулирование расхода, подогрев подаваемого через нижнюю переднюю крышку экспериментального участка охлаждающего воздуха до $T_{\text{охл}}^* = 600 \dots 800 \text{ K}$ и камеру сгорания для подогрева газа на входе в экспериментальный участок до $[T]_{\text{Г}}^* = 950 \dots 1150 \text{ K}$. Для формирования равномерного поля температуры газа на входе в экспериментальный участок предусмотрен ресивер с водяной рубашкой охлаждения.

В ходе испытаний предполагается измерять полное давление и температуру газа на входе, расход газа, статическое давление на выходе, полное давление и температуру охлаждающего воздуха, расход охлаждающего воздуха, а также температуру поверхности лопатки. Совокупность параметров позволит оценивать эффективность охлаждения при варьировании сопловых лопаток штатной конструкции с различной геометрией перфорационных отверстий.

С целью минимизации влияния средств измерения на физические процессы, происходящие внутри экспериментального участка, предлагается использовать бесконтактный метод определения эффективности охлаждения. Были рассмотрены три широко применяемых бесконтактных метода: использование красок, чувствительных к давлению (Pressure Sensitive Paint, PSP), термохроматическая жидкокристаллическая термометрия (Thermochromic liquid Crystal, TLC) и инфракрасная термография.

PSP-метод основан на зависимости интенсивности люминесценции покрытия от парциального давления кислорода [6], но для рассматриваемого стенда имеет ограничения: необходимость изотермических условий, высокая погрешность определения эффективности охлаждения и невозможность использования покрытия при повышенных температурах [6, 7].

TLC-метод обеспечивает высокую точность измерения температуры поверхности, однако его применение ограничено температурной стойкостью жидкокристаллических покрытий [7]. Широко применяемые жидкие кристаллы работают в сравнительно низком температурном диапазоне и склонны к деградации при температурах свыше 150 °C [8].

Наиболее рациональным методом для выбранной постановки эксперимента является инфракрасная термография. Данный метод позволяет измерять температурное поле поверхности без непосредственного контакта с объектом, не нарушая тем самым течение в межлопаточном канале, и применим в условиях повышенных температур [9, 10]. Именно этот метод был выбран для определения эффективности охлаждения сопловых лопаток аэродинамического стенда.

Для реализации метода разработан механизм перемещения инфракрасной камеры с продольной передачей типа «винт-гайка» и червячной передачей для поворота камеры вокруг оси червячного колеса. Использование механизма перемещения камеры даст возможность получать двумерные инфракрасные изображения спинки и корыта сопловой лопатки через защитное окно. В дальнейшем эти изображения могут быть обработаны с применением алгоритмов [11], позволяющих реконструировать трёхмерное температурное поле лопатки и оценивать влияние геометрии профилированных отверстий на эффективность охлаждения.

В результате работы предложена компоновка экспериментального участка аэродинамического стенда, определены основные измеряемые параметры и обоснован выбор бесконтактного метода исследования эффективности охлаждения. Предложенная конструкция создаёт основу для выпуска конструкторской и технологической документации для изготовления экспериментального участка и подготовки расчётных моделей с целью последующей их валидации и более детального исследования процессов плёночного охлаждения сопловых лопаток.

Список литературы

1. Проектирование авиационных газотурбинных двигателей / В. П. Данильченко, С. В. Лукачёв, Ю. И. Ковылов [и др.]. – Самара: Изд-во СНЦ РАН, 2008. – 620 с.
2. Герасимов В. В. От монокристаллических неохлаждаемых лопаток к лопаткам турбин с проникающим (транспирационным) охлаждением, изготовленные по аддитивным технологиям (обзор технологии литья монокристаллических лопаток ГТД) / В. В. Герасимов // Труды ВИАМ. – 2016. – № 10 (46). – С. 3–28.
3. Наздрачев С. В. Влияние макроструктуры сплава ЖС32-ВИ на живучесть блочных сопловых лопаток / С. В. Наздрачев, Н. А. Семенихина, А. Н. Мурзин // Насосы. Турбины. Системы. – 2020. – № 2 (35). – С. 28–33.

4. ГОСТ Р 58991-2020. Аппараты турбин сопловые. Методы определения пропускной способности. – Москва: Стандартинформ, 2020. – 14 с.
5. ООО «Электростекло». Селенид цинка (CVD-ZnSe): [сайт]. – Москва. – URL: https://www.elektrosteklo.ru/ZnSe_rus.htm (дата обращения: 26.04.2026).
6. Han J. Turbine blade film cooling using PSP technique / J. Han, A. P. Rallabandi // *Frontiers in Heat and Mass Transfer (FHMT)*. – 2010. – Vol. 1, Article No. 013001. – P. 1–21.
7. He X. Comparison of turbine blade film cooling efficiency between PSP and TLC technique in a stationary wind tunnel / X. He, H. Li, G. Zhou, R. You // *AIP Advances*. – 2021. – Vol. 11, Article No. 015333. – P. 1–10.
8. Wiberg R. Errors in thermochromic liquid crystal thermometry / R. Wiberg, N. Lior // *Review of Scientific Instruments*. – 2004. – Vol. 11, Article No.9 – p. 2985-2994.
9. Wang K. Thermal performance evaluation of shaped sweeping jet film cooling at simulated engine condition using emissivity-corrected infrared thermometry / K. Wang, Z. Shi, Y. He et al. // *International Journal of Heat and Mass Transfer*. – 2025. – Vol. 241, Article No. 126699. – P. 1–12.
10. Тепловизоры Пергам Спектр UC – неохлаждаемый научный тепловизор: [сайт]. – URL: https://www.pergam.by/catalog/thermal_images/uncooled_scientific/spectr-uc.htm (дата обращения: 21.04.2026).
11. Zeng F. Three-dimensional temperature reconstruction strategy for turbine blades using infrared thermography at simulated-engine conditions / F. Zeng, K. Wang, Zhou W. et al. // *Experimental Thermal and Fluid Science*. – 2024. – Vol. 155, Article No. 111201. – P. 1–10.

Сведения об авторах

Коннов И.А. – аспирант, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, г. Самара. Область научных интересов: Методология проектирования авиационных газотурбинных двигателей, исследование тепловых процессов в турбинах и охлаждения деталей горячей части, методология проектирования охлаждаемых лопаток турбин авиационных ГТД.

Хузиев Б.О. – студент, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, г. Самара. Область научных интересов: Методология проектирования авиационных газотурбинных двигателей, исследование тепловых процессов в турбинах и охлаждения деталей горячей части.

Олексюк Я.Я. – студент, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, г. Самара. Область научных интересов: Методология проектирования авиационных газотурбинных двигателей, исследование тепловых процессов в турбинах и охлаждения деталей горячей части.

DESIGN OF AN AERODYNAMIC STAND FOR STUDYING THE EFFECTIVENESS OF FILM COOLING OF THE NOZZLE BLADES OF THE FIRST STAGES OF HIGH-TEMPERATURE TURBINES

Konnov I.A., Huziev B.O., Oleksuk Y.Y.

Samara National Research University, Samara, Russia,

suprisecool@ya.ru, bogdanhuziev96@gmail.com, oleksuk2005@mail.ru.

Key words: Nozzle vanes, film cooling, aerodynamic test stand, non-contact method, infrared thermography, gas temperature, cooling efficiency, IR camera

Increasing the operating cycle parameters of gas-turbine engines is associated with an increase in the gas temperature before the turbine and, as a result, with stricter requirements for the thermal state of the nozzle blades of the first stages. In advanced aircraft engines, the gas temperature can exceed the allowable operating temperatures of heat-resistant alloys, so improving the efficiency of cooling systems is a key challenge in the design of turbines.