

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ ПРОВЕРКИ МЕРОПРИЯТИЙ ПО ПОВЫШЕНИЮ КПД ТУРБИН ГТД

Попов Д.А.^{1,2}, Самохвалов Н.Ю.¹

¹АО «ОДК-Авиадвигатель», г. Пермь, Российская Федерация, popov-da@avid.ru

²Пермский национальный исследовательский политехнический университет,
г. Пермь, Российская Федерация

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, турбина высокого давления, рабочая лопатка, радиальный зазор, экспериментальное исследование, полунатурные испытания, газодинамическое моделирование

Успешная разработка современных высокоэффективных турбин газотурбинных двигателей с низким крейсерским удельным расходом топлива, а также верификация и настройка математических моделей трехмерного анализа невозможна без создания специализированных испытательных стендов и экспериментальных установок. Подобные установки позволяют проводить полунатурные испытания и определять параметры разрабатываемых турбинных ступеней. В АО «ОДК-Авиадвигатель» разработана и введена в эксплуатацию экспериментальная установка для испытаний первой ступени ТВД ГТД на стенде научно-испытательного центра ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова». Установка позволяет проводить экспериментальное исследование различных турбинных ступеней с различным количеством лопаток, а также исследовать структуру потока в межлопаточном канале.

Успешная разработка современных высокоэкономичных турбин газотурбинных двигателей с малым крейсерским удельным расходом топлива, а также верификация и настройка математических моделей трехмерного анализа невозможны без создания специализированных испытательных стендов и экспериментальной установки. Такие стены позволяют проводить полунатурные испытания и определять параметры разрабатываемых ступеней турбин. В АО «ОДК-Авиадвигатель» разработана и введена в эксплуатацию экспериментальная установка для испытаний первой ступени ТВД ГТД на испытательном стенде научно-испытательного центра ЦИАМ (Центральный институт авиационного моторостроения). Экспериментальная установка позволяет экспериментально исследовать различные варианты ступеней турбин с различным числом лопаток, а также исследовать структуру течения в межлопаточном канале.

Успешная разработка современных высокоэффективных турбин газотурбинных двигателей (ГТД) с низким крейсерским удельным расходом топлива, а также верификация и настройка математических моделей трехмерного анализа невозможна без знания реальных экспериментальных характеристик и параметров рабочего тела, обтекающего элементы проточной части турбины, которые возможно оценить только на специализированных испытательных стенах с экспериментальными установками. Подобные установки позволяют проводить полунатурные испытания и определять газодинамическую эффективность входящей в состав установки ступени турбины высокого давления (ТВД), измерять величину крутящего момента на валу турбины, исследовать структуру течения потока и т.д. Похожие экспериментальные установки использованы исследователями в следующих работах [1,2].

В АО «ОДК-Авиадвигатель» (г. Пермь) разработана и введена в эксплуатацию экспериментальная установка для испытаний первой ступени ТВД ГТД на стенде научно-испытательного центра ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» (г. Москва). Конструкция установки содержит объект испытаний (турбинную ступень), статорные детали, формирующие газовоздушный тракт, организующие вторичные полости и места крепления к стеновой линии, ротор, состоящий из вала и диска с рабочими лопатками (РЛ), систему подвода охлаждающего воздуха, систему измерения газодинамических параметров рабочего тела и систему измерения величины радиального зазора. Разработанная установка не имеет аналогов

в РФ и позволяет проводить экспериментальное исследование различных вариантов конструкций лопаточных венцов с различным количеством лопаток.

Целью испытаний является снятие экспериментальных характеристик турбинной ступени, получение значений газодинамических параметров основного и вторичного потоков рабочего тела, траверсирование основного потока рабочего тела по высоте за исследуемой ступенью, а также измерение величины радиального зазора. Последовательность испытаний заключается в установлении необходимого перепада полного давления в турбинной ступени и изменение частоты вращения ротора за счет изменения загрузки гидротормоза с регистрацией статических точек с определенным шагом. Данная последовательность повторяется для различного перепада полного давления в ступени и частот вращения ротора турбины. На расчетном режиме работы турбинной ступени также выполняется траверсирование потока по высоте проточной части.

Для построения экспериментальных характеристик турбинных ступеней по замеренным параметрам определяется мощностной и адиабатический КПД по формулам (1) и (2) соответственно:

$$\eta_m^* = \frac{M_{kp} \cdot \omega}{G_0 \cdot \frac{k_{ct}}{k_{ct}-1} \cdot R_r \cdot T_0^* \cdot \left(1 - \left(\frac{1}{\pi_{ct}^*} \right)^{\frac{k_{ct}}{k_{ct}-1}} \right)} \quad (1)$$

$$\eta_{ad}^* = \frac{T_0^* - T_2^*}{T_0^* \cdot \left(1 - b_{oxl} \cdot \left(\frac{1}{\pi_{ct}^*} \right)^{\frac{k_{ct}}{k_{ct}-1}} \right)} \quad (2)$$

Проведено несколько испытаний различных турбинных ступеней в составе предлагаемой установки с целью экспериментальной оценки влияния конструктивных модификаций РЛ на КПД турбинной ступени на различных режимах работы и величине наддува осевого зазора между сопловым аппаратом и рабочим колесом. Испытания проведены успешно, конструкция предлагаемой установки продемонстрировала работоспособность и надежность, позволила выполнить все поставленные задачи.

Список литературы

1. Rose, M.G. Improving the efficiency of the Trent 500 HP Turbine using non-axisymmetric end walls. Part II: experimental validation. / M.G. Rose, N.W. Harvey, P. Seaman, D.A. Newman, D. McManus – Текст: непосредственный // Proceedings of ASME Turbo Expo. – 2001. – № 2001-GT-0505. – С. 1-10.
2. Nickol, J.B. Unsteady Heat Transfer and Pressure Measurements on the Airfoils of a Rotating Transonic Turbine With Multiple Cooling Configurations. / J.B. Nickol, R.M. Mathison, M.G. Dunn, J.S. Liu, M.F. Malak – Текст: непосредственный // Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. – 2017. – № 092601. – Т. 139. – С. 1-10.

Сведения об авторах

Попов Денис Андреевич, инженер-конструктор-расчетчик расчетно-экспериментального отдела турбин АО «ОДК-Авиадвигатель», ассистент кафедры «Авиационные двигатели» Пермского национального исследовательского политехнического университета

Самохвалов Николай Юрьевич, начальник отделения турбин АО «ОДК-Авиадвигатель»

DESIGN OF AN EXPERIMENTAL TEST RIG FOR CHECKING CONSTRUCTIVE METHODS FOR INCREASING THE EFFICIENCY OF GTE TURBINES

Popov D.A.^{1,2}, Samokhvalov N.Yu.¹

¹ UEC-Aviadvigatel, Perm, Russian Federation

² Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation

Keywords: gas turbine engine, high pressure turbine, rotor blade, aerodynamics, tip squealer, secondary flows, vortex formation, numerical simulation.

Annotation: Numerical simulation was chosen as a research method. Computational model has been verified and configured based on the results of previous tests. The results of numerical modeling showed that the proposed design of the rotor blade tip squealer allows to reduce the kinetic energy losses in the rotor blade by more than 11 % (rel.), increasing the efficiency of the high pressure turbine stage by more than 0,27 % (abs.). The positive effect was achieved by changing the structure of secondary vortex structures, dividing large and intense vortex into small ones with lower intensity.