

## НАСТРОЙКА СИСТЕМЫ НАДДУВА ПРИВТУЛОЧНЫХ УПЛОТНЕНИЙ ТУРБИНЫ

Беденко К. А.<sup>1</sup>, Тисарев А. Ю.<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>ПАО «ОДК-Кузнецов», г. Самара, ksalex96@gmail.com

<sup>2</sup>Самарский университет, г. Самара

*Ключевые слова:* привтулочное уплотнение, втекание газа, лабиринтное уплотнение, радиальный зазор.

В современном газотурбинном двигателе особое внимание уделяют температурному состоянию турбины, поскольку данный фактор оказывает огромное влияние на ресурс двигателя. Втекание горячего газа в привтулочные полости турбины приводит к перегреву элементов лопаток, дисков и дефлекторов. Для снижения влияния данного явления на температурное состояние деталей привтулочные полости должны наддуваться достаточным количеством холодного воздуха во всем диапазоне режимов эксплуатации ГТД.

Исследование степени втекания газа в привтулочную полость между сопловым аппаратом и рабочим колесом турбины было проведено в стационарной и нестационарной постановке трехмерного численного газодинамического расчета. Полученные по результатам исследования зависимости были внедрены в термомеханическую модель ГТД.

В работе был выполнен термомеханический расчёт по циклу работы двигателя [1] с учётом степени втекания газа в привтулочную полость турбины. Ранее при расчёте ГТД в сопряженном термомеханическом расчете механизм втекания газа не учитывался в определении температурного состояния деталей турбины. В результате при расчёте диска и дефлектора рабочего колеса максимальная температура дефлектора превышала на 34°C максимально допустимую для длительной эксплуатации.

После внедрения обобщенной модели втекания газа в привтулочную полость турбины в термомеханическую модель ГТД, было получено превышение максимальной допустимой температуры эксплуатации на 277°C на дефлекторе (рис. 1).

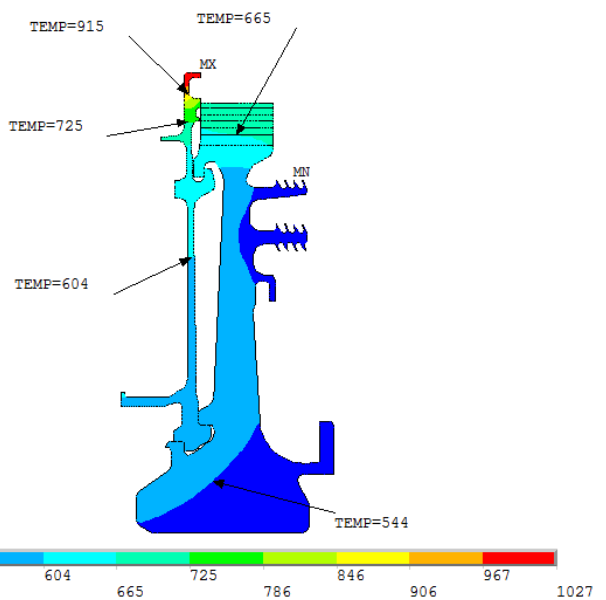


Рис. 1. Распределение температур на дефлекторе и диске ТСД

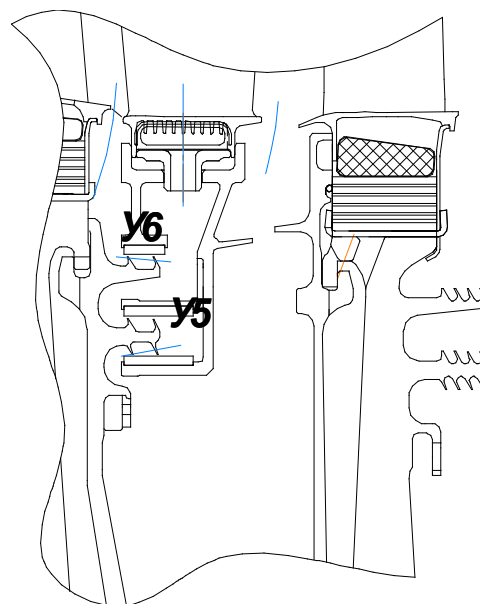


Рис. 2. Наддув привтулочного уплотнения между РК и СА турбины

По оценке результатов гидравлического расчёта, было предположено, что превышение температуры вызвано уменьшенным расходом воздуха на наддув привтулочного уплотнения в осевом зазоре между СА и РК, что в свою очередь является следствием зажатия в эксплуатации зазора лабиринтного уплотнения У5 и раскрытия уплотнения У6 (рис. 2).

Для снижения температуры дефлектора были скорректированы радиальные зазоры уплотнений У5 и У6: радиальный зазор У5 увеличен на 0,4 мм, а У6 уменьшен на 0,2 мм. Такое сочетание зазоров позволило при последующей итерации термомеханического расчета снизить температуру дефлектора на взлётном режиме на 155°C. По результатам проделанной работы, сделан вывод о необходимости внедрения модели втекания газа во все привтулочные полости турбины ГТД, выполнить оценку достаточности их наддува охлаждающим воздухом и при необходимости внести корректировки в величину монтажных радиальных зазоров лабиринтных уплотнений, влияющих на величину расхода наддувающего воздуха.

#### **Список литературы**

1. Швец, И.Т. Воздушное охлаждение газовых турбин / И.Т. Швец, Е.П. Дыбан. – Киев: Изд-во "Наукова думка". – 1974.

#### **Сведения об авторах**

Беденко Ксения Александровна, инженер-конструктор. Область научных интересов: численные методы расчёта системы внутренних воздушных потоков.

Тисарев Андрей Юрьевич, к.т.н., доцент, старший научный сотрудник. Область научных интересов: численные методы расчёта системы внутренних воздушных потоков.

### **SETTING UP THE BOOST SYSTEM FOR TURBINE RIM SEAL**

Bedenko K. A.<sup>1</sup>, Tisarev A. Y.<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>PJSC «UEC-Kuznetsov», Samara, Russia, ksalex96@gmail.com

<sup>2</sup>Samara National Research University, Samara, Russia.

*Keywords: rim seal, gas ingestion, labyrinth seal, radial clearance.*

In this work, a thermomechanical calculation was performed for the engine operation cycle, taking into account the degree of gas ingestion into the rim cavity of the turbine. After the introduction of a generalized model of gas ingestion into the thermomechanical model of the gas turbine engine, an excess of the maximum permissible operating temperature on the deflector was obtained.

To the reduce the temperature of the deflector the radial clearances of the labyrinth seals were adjusted, which regulate the flow rate of the cooling air in the rim cavity.