

## МОДЕРНИЗАЦИЯ СИСТЕМЫ ПОДВОДА ОХЛАЖДАЮЩЕГО ВОЗДУХА К РАБОЧЕЙ ЛОПАТКЕ ТУРБИНЫ ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ

Швалева С.О.<sup>1</sup>, Сендюров С.И.<sup>1,2</sup>, Попов Д.А.<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>АО «ОДК-Авиадвигатель», г. Пермь, [sergeishvalev@yandex.ru](mailto:sergeishvalev@yandex.ru)

<sup>2</sup>Пермский национальный исследовательский политехнический университет, г. Пермь

*Ключевые слова:* газотурбинный двигатель, турбина, турбина высокого давления (ТВД), система подвода, охлаждающий воздух, рабочая лопатка, аппарат закрутки, покрывной диск (дефлектор).

С каждым новым поколением газотурбинных двигателей наблюдается рост температуры газа на выходе из камеры сгорания  $T_g^*$ , что, с одной стороны, улучшает характеристики ГТД, а с другой, – приводит к необходимости поиска более жаропрочных материалов деталей [1]. Особенно это актуально для рабочих лопаток турбины высокого давления, поскольку они омываются потоком горячего газа и испытывают огромные нагрузки от центробежных и газодинамических сил. Для того чтобы лопатка могла работать в таких условиях, необходимо её постоянное охлаждение. В целях обеспечения надежности рабочих лопаток система охлаждения должна быть спроектирована так, чтобы не допустить проникновения горячего газа в тракт охлаждения и вместе с тем свести к минимуму утечки охлаждающего воздуха в проточную часть турбины [2].

Цель работы заключается в повышении эффективности охлаждения рабочей лопатки турбины высокого давления за счет модификации системы подвода воздуха. Выполнен расчет различных вариантов конструкции системы подвода, показаны наиболее удачные решения. Исследование будет полезно при проведении работ по улучшению уже спроектированных систем подвода, когда возможности по изменению конструкции весьма ограничены.

Объектом исследования является система подвода воздуха на охлаждение рабочей лопатки первой ступени турбины высокого давления. Рассматриваемая система схематично приведена на рис. 1.

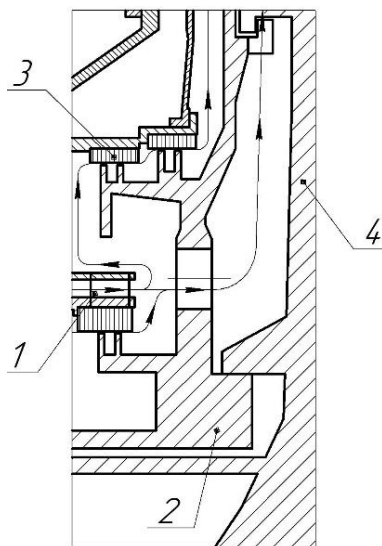


Рисунок 1 – Схема системы подвода воздуха к рабочей лопатке ТВД:

1 – аппарат закрутки, 2 – дефлектор, 3 – лабиринтное уплотнение, 4 – диск 1 ступени ТВД

Изменения конструкции ТВД, приведенные в данной работе, можно разделить на следующие группы: поворот отверстий в дефлекторе, изменение количества отверстий в дефлекторе, изменение формы полости между дефлектором и диском, а также комбинация наиболее эффективных вариантов конструкции.

Исследование поворота отверстий в дефлекторе показало, что угол поворота отверстий оказывает большое влияние на параметры охлаждения. Поворот отверстий в сторону

вращения ротора позволяет увеличить закрутку потока и тем самым снизить температуру охлаждающего воздуха.

Комбинация наилучших конструктивных мероприятий показала, что их совместное применение дает большую эффективность охлаждения, нежели каждое мероприятие отдельно.

### **Список литературы**

1. Иноземцев А.А. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок: учеб. / А.А. Иноземцев, М.А. Нихамкин, В.Л. Сандрацкий. – Москва: Машиностроение, 2008. – Т. 2. – 368 с.
2. Копелев, С. З. Конструкция и расчет систем охлаждения ГТД / С.З. Копелев, А.Ф. Слитенко. – Харьков: Основа, 1994. – 240 с.

### **Сведения об авторах**

Швалев С.О., инженер-конструктор-расчетчик. Область научных интересов: охлаждение турбин газотурбинных двигателей.

Сендюрев С.И., кандидат технических наук, доцент кафедры «Авиационные двигатели и энергетические установки», начальник бригады тепловых расчетов. Область научных интересов: охлаждение турбин газотурбинных двигателей.

Попов Д.А., аспирант кафедры «Авиационные двигатели и энергетические установки», инженер-конструктор-расчетчик. Область научных интересов: аэродинамика лопаточных машин.

### **TITLE OF THESES**

Shvalev S.O.<sup>1</sup>, Sendyurev S.I.<sup>1,2</sup>, Popov D.A.<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>UEC-Aviadvigatel JSC, Perm, Russia, [sergeishvalev@yandex.ru](mailto:sergeishvalev@yandex.ru)

<sup>2</sup>Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russia

*Keywords: gas turbine engine, turbine, high-pressure turbine, supply system, cooling air, rotor blade, pre-swirl nozzle, cover plate.*

The purpose of the work is to increase the efficiency of cooling the blade of a high-pressure turbine by modifying the air supply system. The calculation of various design options for the supply system is performed and the most successful solutions are shown. The study will be useful when carrying out work to improve the already designed supply systems, when the possibilities for changing the design are very limited.

Changes in the design of the HPT can be divided into the following groups: rotation of the holes in the cover plate, changing the shape of the cavity between the cover plate and the disk, combination of the most effective design options.

The study of the rotation of the holes in the cover plate showed that the angle of rotation of the holes has a great influence on the cooling parameters. Turning the holes in the direction of rotation of the rotor allows to increase the swirl of the flow and reduce the temperature of the cooling air.

The combination of the best design measures has shown that their combined application gives greater cooling efficiency than each measure separately.