

Ю.М.ТВЕРДЕВКО, К.М.КАПИТАНЧУК

К ОПРЕДЕЛЕНИЮ ОТНОСИТЕЛЬНОГО РАСХОДА
ОХЛАДИТЕЛЯ В ЩЕЛИ ПРИ ВЫГУСКЕ В ПОТОК
С ПОПЕРЕЧНЫМ ГРАДИЕНТОМ ДАВЛЕНИЯ

УДК 532:536.24

В статье рассмотрен вопрос газодинамического управления охладителем при выгуске из тангенциальной щели для защиты торцевых поверхностей сопловых аппаратов.

Работоспособность элементов конструкции газовых турбин, подверженных воздействию высокотемпературных газовых потоков, обеспечивается с помощью струйного комбинированного способа охлаждения. При этом способе часть охладителя в виде защитной струи подается вдоль "горячей" поверхности, а другая часть - омывает стенку с "холодной" стороны. В литературе такой способ охлаждения называют пленочно-конвективным.

Одной из важнейших характеристик рассматриваемого способа охлаждения является относительный расход охладителя, используемый на создание защитной струи

$$m = \frac{(\rho c)_s}{(\rho c)_o}, \quad (1)$$

где ρ, c - плотность и скорость потоков, соответственно;
 s, o - индексы, относящиеся соответственно к параметрам охладителя и горячего газа.

Представим (1) в виде:

$$m = \frac{P_s^*}{P_o^*} \sqrt{\frac{T_o^*}{T_s^*}} \frac{q(\lambda_s)}{q(\lambda_o)}, \quad (2)$$

где P, T - давление и температура, соответственно;
 $q(\lambda)$ - газодинамическая функция.

Используем взаимосвязь между газодинамическими функциями:

$$\frac{q(\lambda_s)}{q(\lambda_o)} = \left[\frac{\pi(\lambda_s)}{\pi(\lambda_o)} \right]^{\frac{1}{k}} \sqrt{\frac{1 - [\pi(\lambda_o)]^{\frac{k-1}{k}}}{1 - [\pi(\lambda_s)]^{\frac{k-1}{k}}}}, \quad (3)$$

где $\pi(\lambda_o) = \frac{P_o}{P_o^*}$;
 $\pi(\lambda_s) = \frac{P_s}{P_s^*}$.

Можно показать, что с учетом (3)

$$m = \sqrt{\frac{\left(\frac{P_3^*}{P_0^*}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - \pi(\lambda_0)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}}{1 - \pi(\lambda_0)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}}}$$

Следовательно, относительный расход охладителя зависит от характеристик основного потока - P_3^* , $\pi(\lambda_0)$ и от давления в камере выдува - P_3^* .

Лопаточные аппараты газовых турбин имеют сложную систему охлаждения; пленочное охлаждение передней кромки с помощью нескольких рядов перфорации, охлаждение торцевых поверхностей с выпуском охладителя через тангенциальную щель, а также охлаждения "горячих" зон, характерных для конкретных элементов турбин. При заданных значениях P_0^* и P_3^* относительный расход охладителя, как следует из зависимости (4), будет зависеть от места организации выдува, т.к. значение $\pi(\lambda_0)$ вдоль канала лопаточных аппаратов газовых турбин непрерывно меняется.

Определение относительного расхода охладителя при организации охлаждения торцевых поверхностей лопаточных аппаратов турбин с помощью тангенциальной щели в этом плане представляет особый интерес.

Известно [1, 2], что на выходе из щели статическое давление основного потока минимально у выпуклых сторон и максимально вблизи вогнутых сторон лопаток. При этом местный относительный расход охладителя определяется, как:

$$m_i = \sqrt{\frac{\left(\frac{P_3^*}{P_0^*}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - [\pi(\lambda_{oi})]^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}}{1 - [\pi(\lambda_{oi})]^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}}}$$

Отсюда следует, что необходимый закон выдува охладителя по всей ширине щели можно реализовать только в том случае, если давление в камере выдува - P_3^* будет больше статического давления на выходе из щели в районе корытца. Так как, скорость основного потока в этом районе значительно меньше, чем в районе спинки, то участок щели здесь более "чувствителен" к перепаду давления на ней. При $P_3^* = P_0^*$ относительный расход охладителя постоянный по всей ширине щели (рис.1), а при $P_3^* > P_0^*$ в районе корытца щель "работает" более эффективно, чем в районе спинки.

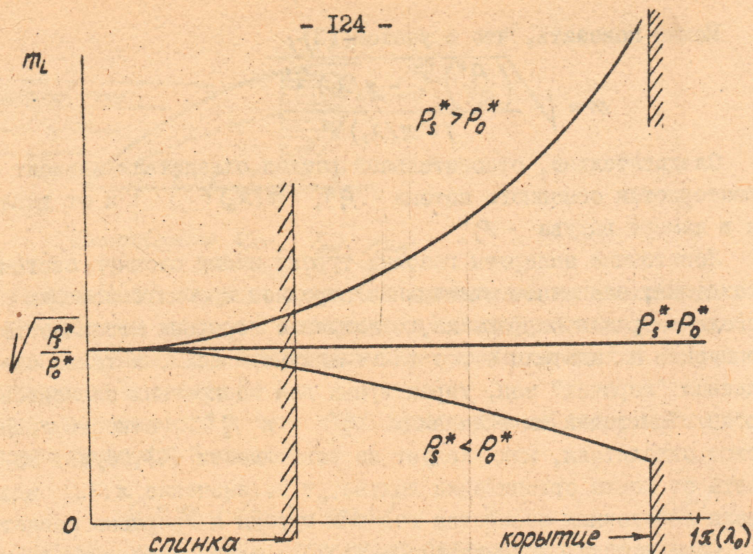


Рис. 1

Таким образом, меняя давление в камере выдува можно получить различную степень воздействия охладителя на защищаемую поверхность.

ЛИТЕРАТУРА

1. Коппер Ф.К., Милано Р., Ванко М. Экспериментальное исследование влияния профилирования торцевых стенок на характеристики течения в решетке входного направляющего аппарата турбины. - Ракетная техника и космонавтика, 1981, № 9, с.223-233.
2. Халатов А.А., Гордиевских Л.А., Капитанчук К.И. Распределение статического давления на торцевой поверхности межпрофильного канала соплового аппарата. В сб.: Материалы XXV военно-научной конференции ВНО.- КВВАИУ, 1985, с. 75-77.