

陶瓷涂层隔热性能试验研究

燃气涡轮研究所 邓化愚 罗明俊 刘玉芳 刘存禄

【摘要】 本文对跨音速复合式气冷涡轮导向叶片陶瓷涂层隔热性能进行了试验研究。试验结果表明,叶片中截面净隔热效果为 167K,局部位置为 145~206K。并且,研究了燃气温度对叶片陶瓷涂层隔热性能的影响。

一、试验设备及试验件

我们利用大载荷跨音速复合式气冷涡轮导向叶片,进行了冷效试验后,在叶片表面喷涂陶瓷隔热层,再进行冷却效果试验。试验是在燃气涡轮研究所涡轮叶片综合冷却效果试验器上进行的。试验设备、原理和方法参见文献 [1]。

进行无陶瓷涂层的冷效试验之后,在叶片表面上喷涂一层厚度为 0.3mm 的 NiCrAlY 粘结涂层,继再喷涂一层厚度为 0.3mm 的二氧化锆 (ZrO₂-12Y₂O₃) 以备进行冷效试验。

二、试验结果分析

叶片相对平均冷却效果定义为:

$$\varphi = \bar{T}_{ge} T_w / (T_{ge} - T_c^*) \tag{1}$$

式中: T_{ge} 为燃气恢复温度, T_w 为叶片壁面温度, T_c^* 为冷气进口总温, “—” 为平均值。

绝对平均冷却效果定义为:

$$\Delta \bar{T}_w = \bar{T}_{ge} - \bar{T}_w \tag{2}$$

1. 试验参数范围

燃气流量
 $G_g = 1.18 \sim 1.37 \text{ kg/s}$
栅前燃气平均总温
 $T_3^* = 778 \sim 1173 \text{ K}$
栅前燃气平均总压
 $P_3^* = (2.56 \sim 2.60) \times 10^5 \text{ Pa}$
落压比 $P_3^* / P_4 = 2.2 \sim 2.3$
栅前马赫数
 $M_{a3} = 0.24 \sim 0.27$
栅后马赫数 $M_{a4} = 0.96 \sim 1.16$
 $K_T = 1.81 \sim 1.87$

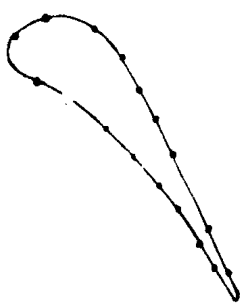


图 1 叶片中截面热偶点位置

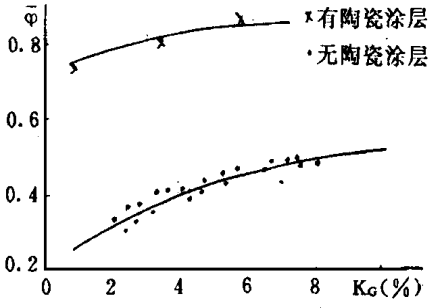
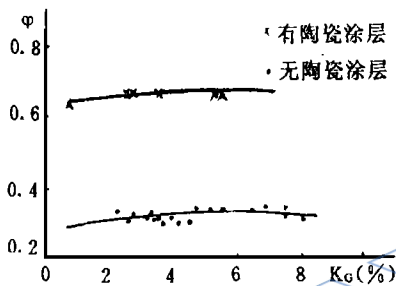


图 2 叶片中截面 φ 随 K_G 的变化曲线

冷气流量比 $K_G = 0.6 \sim 6\%$ 燃气温度与冷气温度之比

2. 叶片中截面平均冷却效果 图 1 为叶片中截面热电偶位置示意图。图 2 示出了有、无陶瓷隔热涂层气冷叶片的相对冷却效果随冷气流量比 K_G 的变化曲线 ($T_3^* = 1173\text{K}$, $K_T = 1.8 \sim 1.88$, $P_3^* / P_4 = 2.15 \sim 2.27$)。试验曲线表明, 在 $K_G = 4.7\%$ (设计流量比) 时, 有陶瓷涂层叶片的 φ 值为 0.825; 未喷陶瓷涂层的 φ 值为 0.425。其绝对冷却效果分别为 350K 和 183K, 也就是说陶瓷隔热涂层的净隔热效果为 167K。

3. 叶片中截面局部位置的冷却效果 图 3 和图 4 在 $T_3^* = 1173\text{K}$, $K_T = 1.8 \sim 1.88$, $P_3^* / P_4 = 2.15 \sim 2.27$ 的同一情况下, 分别示出了叶片局部位置有、无陶瓷涂层情况的相对冷却效果随 K_G 的变化曲线。由图 3 可以看出, 在 $K_G = 4.7\%$ 时, 未喷陶瓷涂层叶片的 φ 值为 0.32, 绝对冷却效果为 142K; 喷陶瓷涂层的 φ 值为 0.677, 绝对冷却效果为 287K。即该点陶瓷涂层的净隔热效果为 145K。同样, 由图 4 可以看出, 该点未喷陶瓷涂层的 φ 值为 0.342, 绝对冷却效果为 152K; 而喷陶瓷后 φ 值为 0.845, 绝对冷却效果为 358K。净隔热效果为 206K。



3 叶片局部位置 (热偶点 16) φ 随 K_G 的变化曲线

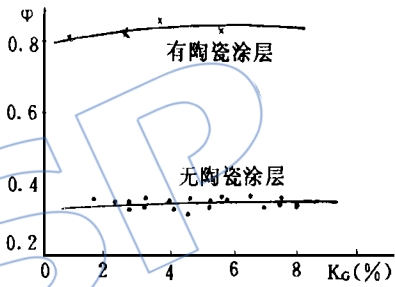


图 4 叶片局部位置 (热偶点 25) φ 随 K_G 的变化曲线

4. 换算到发动机状态的平均冷却效果 设计者的兴趣是将叶片试验结果换算到发动机状态, 看其平均冷却效果究竟如何。我们的处理方法是, 首先, 根据模化分析^[2], 修正燃气雷诺数, 将试验结果换算到发动机状态, 得出无陶瓷隔热涂层气冷叶片中截面的壁面平均温度。然后, 将陶瓷涂层隔热的净效益叠加到叶片壁面温度上, 从而得到了发动机状态下陶瓷涂层气冷叶片的平均冷却效果。图 5 示出了换算到发动机状态时, 有、无陶瓷涂层气冷叶片相对平均冷却效果随流量比的变化曲线。由图 5 可以得到: 在设计流量比 ($K_G = 4.7\%$) 时, 有陶瓷涂层叶片的 φ 值为 0.73, 绝对冷却效果为 487K。由图 5 还可以看到, 若达到同样的冷却效果, 采用陶瓷隔热涂层气冷叶片, 可以节省较多的冷气用量 (图 5 中 A 点、B 点)。因此, 可以得到如下两点结论: (1) 如果在该陶瓷涂层气冷叶片基础上, 采用国内先进的叶片材料, 可以使涡轮进口燃气温度提高到 1800K 左右; (2) 若涡轮进口燃气温度不变, 可以降低叶片冷气用量, 改善发动机性能, 延长发动机叶片使用寿命。

5. 燃气温度对陶瓷涂层气冷叶片冷却效果的影响 图 6 示出了在不同的栅前燃气温度下, 陶瓷涂层气冷叶片中截面平均冷却效果随流量比的变化曲线。由图 6 可以得出两点结论: (1) 在同样的冷气流量比下, 随着涡轮进口燃气温度的提高, 其冷却效果提高。也就是说, 在较低的涡轮进口燃气温度下, 它的隔热潜力未能充分发挥, 而当涡轮进口燃气温度越高, 热流率越大时, 会获得更大的效益^[3]。(2) 对于陶瓷涂层气冷叶片, 用增加冷气流量比来降低叶片壁面温度, 效果并不显著。相反, 浪费了冷气体, 给涡轮气动性能和发动机的推力会带来较大的损耗。

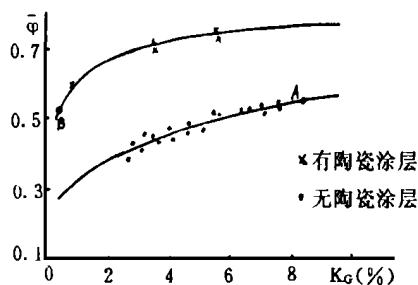


图 5 叶片中截面的 Φ 随 K_G 的变化曲线
($\bar{T}_3^* = 1600\text{K}$, $K_T = 1.84$, $\bar{P}_3^* / \bar{P}_4 = 2.2$)

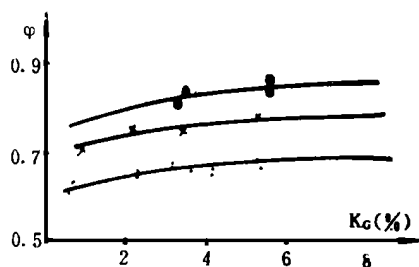


图 6 Φ 随 K_G 的变化曲线
($K_T = 1.8 \sim 1.88$, $\bar{P}_3^* / \bar{P}_4 = 2.15 \sim 2.27$)

三、结 论

1. 在设计状态 ($K_G = 4.7\%$, $K_T = 1.84$, $\bar{P}_3^* / \bar{P}_4 = 2.2$) 下, 当栅前燃气总温 $T_3^* = 1173\text{K}$ 时, 叶片中截面陶瓷涂层的净隔热效果为 167K 。
2. 叶片中截面局部位置陶瓷涂层的净隔热效果为 $165 \sim 206\text{K}$ 。
3. 换算到发动机状态 ($T_3^* = 1600\text{K}$, $K_G = 4.7\%$, $K_T = 1.84$, $\bar{P}_3^* / \bar{P}_4 = 2.2$), 叶片中截面相对冷却效果 Φ 为 0.73 , 绝对冷却效果 ($\Delta \bar{T}_w = \bar{T}_{ge} - \bar{T}_w$) 为 487K 。
4. 利用该陶瓷涂层复合式气冷叶片, 采用国内先进, 材料可以将 T_3^* 提高到 1800K 左右。
5. 陶瓷涂层复合式气冷叶片, 可以节约冷气用量。
6. 该气冷叶片的冷却效果, 随 T_3^* 增加而增大。因此, 在高温、高热流下使用, 效益更大。

致谢: 航空工业部第六二五研究所完成了叶片表面的陶瓷喷涂, 谨致衷心感谢! 参加本项研究的还有: 孙德行、刘波、陈瑞华、孙欣、王速等同志。

参 考 文 献

- [1] 刘存禄等, “高负荷跨音速复合冷涡轮叶片的试验研究”, 航空动力学报, Vol. 4, No. 4, 1989. 10.
- [2] А. Г. Клебанов, В. Г. Глуценко, “Исследование влияния числа Рейнольдса, TE ”
- [3] Liebert; C. H. and Stepka, F. S., “Potential Use of Ceramic Coating as a Thermal Insulation on Cooled Turbine Hardware”, NASA TmX-3352, 1976.

EXPERIMENTAL SIMULATION OF IMPINGEMENT COOLING IN MIDCHORD REGION OF TURBINE BLADE

Li Liguo, Jiang Jun, Chang Haiping, Zhang Donglia

(*Nanjing Aeronautical Institute*)

ABSTRACT

The simulating experiments have been completed to research the characteristics of impingement cooling in midchord region of turbine blade in the condiltions of given geometric para-meter of jet array, initial crossflow and pressure ratios of film cooling exhaust. Comparative experiments have been made between curvilinear and flate plate impinged surfaces, and impinged surfaces with and without chordwise fin. Moreover, the thermal patterns from liquid crystal indication show that the jet hole arrangement and distance between cooled surface and jet plate affect the heat transfer distributions for jet array impingement. Finally, the effects of the cooling air axially injected into guide tube on radial jets flow have also been determined by measurements.

EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON THERMAL-BARRIER PERFORMANCE OF CERAMIC COATINGS

Deng Huayu, Luo Mingjun, Liu Yufang, Liu Cunlu

(*Gas Turbine Establishment*)

ABSTRACT

Thermal-barrier performance of composite air-cooled vane with ceramic coatings in a highly-loaded transonic turbine has been experimentally investigated. Experimental results show that the average net thermal-barrier effectiveness on the middle section of the coated vane is 167K, but the net thermal-barrier effectivenesses at some points are measured as 145–206K. The effects of gas temperature on thermal-barrier performance of ceramic coatings are also investigated. It is found that the performance is even better at a higher temperature or higher heat flux condition.