

文章编号: 1000-8055(2010)05-0981-06

出流结构对涡轮叶栅端壁气膜冷却效率 数值研究

吕 品, 王子健, 闻 洁

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院
航空发动机气动热力科技重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 通过对涡轮叶栅端壁上游不同气膜冷却结构模型进行数值模拟, 得到了不同吹风比情况下, 涡轮叶栅端壁的流动与换热特性。结果表明: 圆柱形孔冷气射流在孔下游与主流相互作用形成一对转动方向相反的耦合涡, 对涡轮叶栅端壁的气膜冷却效果不利。前向扩张孔降低了孔下游耦合涡的强度, 对涡轮叶栅端壁总体气膜冷却效率要优于圆柱形孔。前向扩张缝结构增大了射流宽度, 冷却了孔间端壁, 对涡轮叶栅端壁总体气膜冷却效率要优于圆柱形孔和前向扩张孔。

关 键 词: 气膜冷却效率; 涡轮叶栅端壁; 前向扩张孔; 前向扩张缝; 数值模拟
中图分类号: V231.1 **文献标识码:** A

Numerical study on film cooling effectiveness on endwall of a turbine cascade by different film cooling jet structures

LÜ Pin, WANG Zi-jian, WEN Jie

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engines,
School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,
Beijing 100191, China)

Abstract: Numerical simulation was carried out to investigate the influence on film cooling effectiveness by different structures, and the flow and heat transfer characteristics on endwall of a turbine cascade at different blowing ratios were obtained. The result shows that the jet of column holes produces a pair of coupling counter-rotating vortices at the downstream of cooling holes by the influence of mainstream and cooling jet. The vortices are disadvantageous to the endwall film cooling. The forward expansion hole reduces the intensity of coupling vortices. The cooling jet is pushed to the wall. These factors make the cooling effectiveness better than the column cooling holes. The forward expansion leakage increases the width of jet, and cools down the endwall between the film-cooling holes. These factors make the forward expansion leakage better than the column holes and forward expansion holes.

Key words: film-cooling effectiveness; endwall of a turbine cascade;
forward expansion hole; forward expansion leakage;
numerical simulation

收稿日期: 2009-04-20; 修订日期: 2009-10-16

基金项目: 国家航空推进技术验证计划

作者简介: 吕品(1963-), 女, 辽宁沈阳人, 高级工程师, 硕士, 主要从事飞机发动机高温部件强化换热与冷却研究。

随着航空发动机技术的迅猛发展, 涡轮进口温度 T_3^* 得以快速提高, 使得涡轮叶栅端壁流动和换热更加复杂, 叶栅端壁壁温接近材料的工作极限. 为了让涡轮叶栅安全工作, 必须对叶栅端壁进行冷却, 针对端壁换热现在已经做过大量研究^[1-7].

气膜冷却技术作为高性能航空发动机高温部件的主要冷却方式之一, 已经有数十年的发展历程, 随着涡轮进口温度的不断提高, 气膜冷却技术也在不断发展. 从最初的圆柱形孔到现在的异型孔的改进, 从单一的气膜冷却孔发展到现在的孔缝结合. 近年来, 国内外学者对此进行了大量的研究, Knost D G^[8] 研究了涡轮叶栅通道上游端壁开设缝槽对下游端壁的气膜冷却问题, 并指出冷气在叶栅压力面端壁附近脱离壁面, 导致该区域的冷却效果很差, 必须重点考虑. Colban W 等^[9] 研究了涡轮叶栅端壁开设圆柱形孔和扇形孔模型的气膜冷却问题, 结果表明, 扇形孔的采用提高了端壁总体气膜冷却效率. Gritsch M 等^[10] 通过实验的方式研究了不同几何形状射流孔下游的气膜冷却效率分布规律. 刘存良, 朱惠人等^[11] 研究了圆柱形孔、扇形孔和收缩扩张孔对孔下游平板气膜冷却效率的影响机理. 戴萍, 林枫^[12] 从数值计算的角度研究了气膜孔形状对冷却效率的影响.

新型的气膜冷却孔优化了冷却结构, 增大了气膜冷却效率. 国内外研究学者在此方面做了不少工作, 迄今为止, 这方面工作一直在继续. 本文采用了数值计算的方法, 对圆柱形孔、前向扩张孔和前向扩张缝的流动及换热进行了模拟, 并对这 3 种涡轮叶栅端壁冷却结构进行了详细的对比和分析.

1 数值模拟方法

1.1 理论公式

在对结果的分析中, 本文采用的主要评价指标为气膜冷却效率.

气膜冷却效率定义

$$\eta = \frac{T_g - T_{aw}}{T_g - T_c} \tag{1}$$

式中 T_g 为燃气进口温度; T_c 为冷气进口温度; T_{aw} 为绝热壁温; η 为气膜冷却效率.

吹风比定义

$$M = \frac{\rho_c V_c}{\rho_g V_g} \tag{2}$$

式中 ρ_c 为冷气密度; ρ_g 为主流燃气的密度; V_c 为冷气平均速度; V_g 为主流燃气的平均速度.

1.2 计算模型

本文研究的 3 种涡轮叶栅端壁上游气膜冷却结构如图 1 所示. 图 1(a) 中圆柱形孔径 D 为 4 mm, 长 30 mm, 孔轴线与流动方向夹角为 60° . 图 1(b) 中前向扩张孔轴线与流动方向夹角为 60° , 孔口张角为 15° , 图 1(c) 中缝槽深 2 mm, 宽 14 mm, 长 160 mm, 孔口张角为 15° . 前向扩张缝结构如图 2 所示.

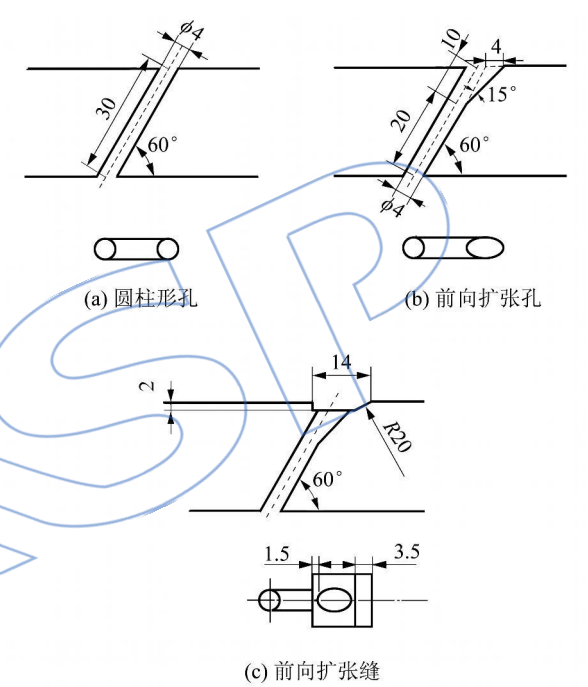


图 1 3 种气膜冷却结构

Fig. 1 Configurations of the three film cooling structures

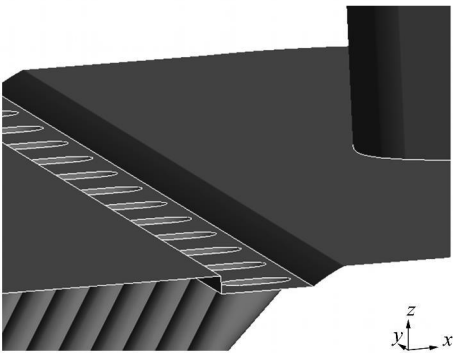


图 2 前向扩张缝

Fig. 2 Geometry of the forward expansion leakage

图 3 为涡轮叶栅端壁气膜冷却模型, 叶栅弦长 170 mm, 叶高 50 mm, 栅距 160 mm. 叶栅通道进口段和出口段各延伸一个弦长, 便于计算时使主流稳定. 基于周期性考虑, 只计算了一个叶栅通道. 孔排由 13 个气膜冷却孔组成, 孔间距为 12 mm. 将正对前缘的气膜孔编号为 1 号孔, 其他孔沿周向从压力面到吸力面依次对应于 2 号、3 号、...、13 号、7 号孔正好位于通道中央.

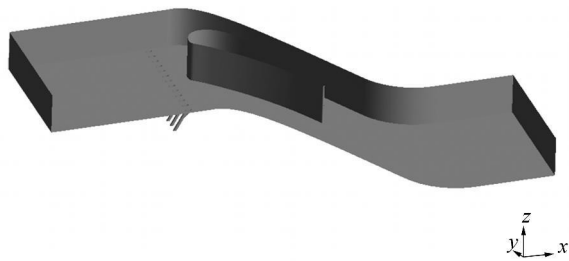


图 3 涡轮叶栅端壁气膜冷却模型
Fig. 3 Geometry of film cooling structure on endwall of a turbine cascade

将计算域划分为气膜冷却结构、涡轮叶栅端壁通道两部分(图 4). 采用六面体网格生成技术, 该网格沿 x, y, z 方向包含 $120 \times 174 \times 22$ 个节点, 并具有很好的网格质量. 在壁面处经过加密后 $0 \leq y^+ \leq 23$, 孔附近采用 O 型网格.

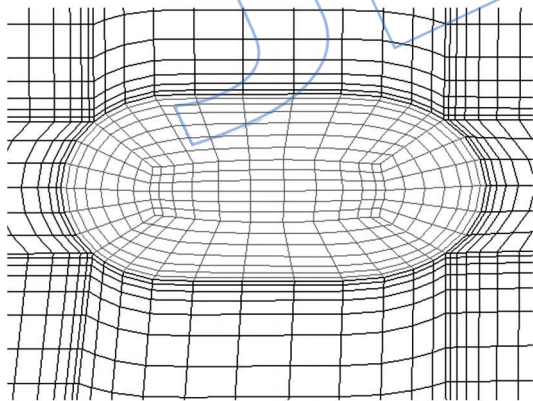


图 4 网格加密情况
Fig. 4 Mesh details in the hole

1.3 湍流模型和边界条件

由图 3 所示, 冷气通过气膜冷却孔进入主流区域, 叶栅端壁模型进口静温为 800 K, 速度为 20 m/s, 出口背压为 101 325 Pa. 为了计算气膜冷却效率, 叶栅下端壁和叶栅给出无滑移绝热边界条

件, 叶栅到叶栅之间的流通面为周期性边界条件. 冷气静温为 400 K, 在计算时通过调整冷气的进口速度来调整吹风比, 由于冷气 $\rho_c \approx 2\rho_\infty$, 即当吹风比 M 为 1.0, 2.0, 3.0 时, 对应的冷气进口速度为 10, 20, 30 m/s.

对于涡轮叶栅端壁模型, 采用商用软件 CFX 进行求解, 湍流模型采用 $k-\epsilon$ 模型, 解的收敛标准是最大残差小于 1×10^{-5} .

2 数值计算结果及分析

2.1 不同吹风比时冷却效率的比较

图 5 给出了吹风比 M 为 1.0, 2.0, 3.0 时, 3 种冷却结构的端壁总体平均气膜冷却效率(冷却效率沿 y 向取平均值)的对比情况. 坐标原点取在涡轮叶栅前缘, 以一个叶栅弦长的轴向长度为基准, 向前后各延伸了 0.14 个轴向弦长.

从图 5 可以看出, 当 $M=1.0$ 时, 前向扩张孔和前向扩张缝的气膜冷却效率随着轴向相对距离 $R(R=x/C_x)$ (C_x 为轴向弦长)的增大而呈现快速下降的趋势, 圆柱形孔气膜冷却效率在射流出口附近快速下降, 在整个叶栅端壁区域呈现缓慢下降的趋势. 前向扩张缝和前向扩张孔在出流口的冷却效率要高于圆柱形孔, 分别达到 0.6 和 0.48, 圆柱形孔的孔口附近气膜冷却效率最低, 为 0.3. 叶栅前缘上游端壁, 前向扩张缝的气膜冷却效率要高于前向扩张孔, 且随着 R 增大, 两者呈现迅速下降趋势. 圆柱形孔的气膜冷却效率最低, 且在这一区域变化不大. 在 28% C_x 到 70% C_x 区域, 由于冷气动量较小, 不能抑制端壁二次流动, 无法冷却到压力面附近端壁, 3 种冷却结构的气膜冷却效率都较低, 但前向扩张孔和前向扩张缝结构总体平均冷却效率要高于圆柱形孔. 在叶栅尾缘和尾缘后端壁区域, 由于冷气吹风比较低, 基本上没有冷气覆盖.

当 $M=2.0$ 时, 前向扩张缝气膜冷却效率随着轴向相对距离 R 的增大而呈现快速下降的趋势. 前向扩张孔气膜冷却效率在射流出口附近快速下降, 在整个叶栅端壁区域呈现缓慢下降的趋势. 圆柱形孔气膜冷却效率在射流出口附近快速下降, 在整个叶栅端壁区域呈现缓慢上升的趋势. 前向扩张缝在出流口的冷却效率要高于前向扩张孔, 两者分别达到 0.58 和 0.46, 圆柱形孔的孔口附近气膜冷却效率最低, 为 0.17. 叶栅前缘上游端壁, 前向扩张孔和前向扩张缝的总体平均冷却

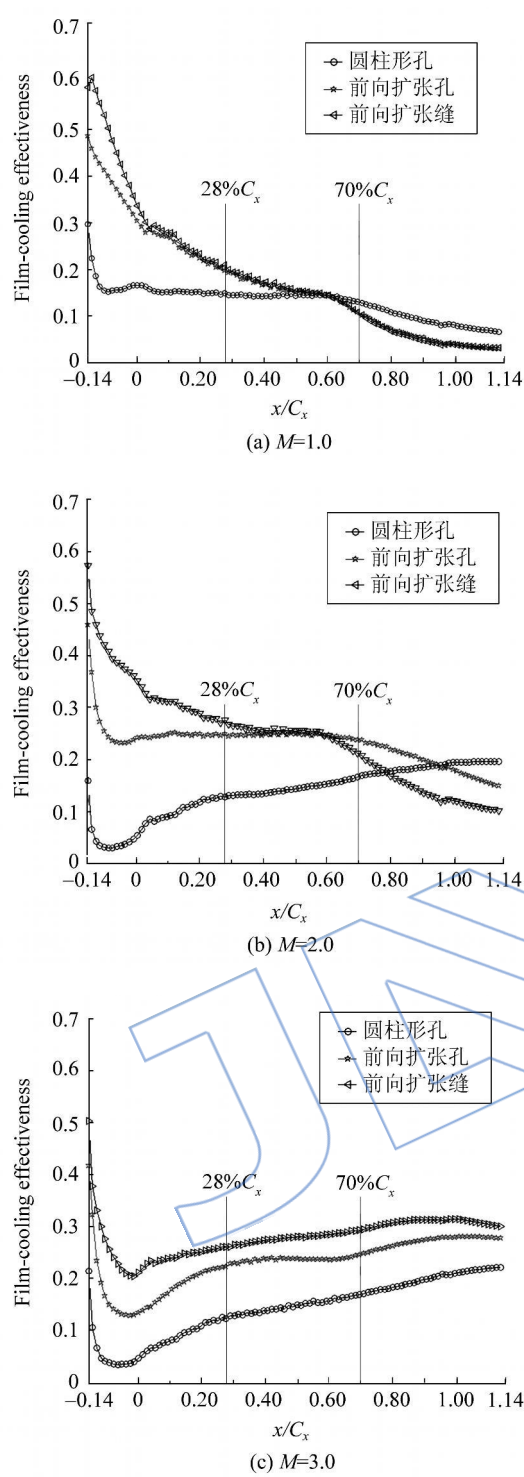


图 5 不同气膜冷却结构下游端壁的平均气膜冷却效率

Fig. 5 Average film cooling effectiveness of different structures along the endwall

效率要高于圆柱形孔, 这主要是因为圆柱形孔的射流叶栅高度(z)方向动量较大, 冷气射流与主流发生掺混, 对叶栅通道前缘端壁冷却效果很差. 在 $28\%C_x$ 到 $70\%C_x$ 区域, 前向扩张孔和前向扩张

缝的冷气部分抑制了端壁的二次流动, 能够冷却到叶栅压力面端壁, 气膜冷却效率保持在 0.25 左右, 两者相差不大. 圆柱形孔的气膜冷却效率随着轴向相对距离 R 的增加而增大, 这是因为冷气在下游远方返回端壁进行二次冷却. 在尾缘和尾缘后端壁区域, 前向扩张孔和前向扩张缝气膜冷却效率迅速降低.

当 $M=3.0$ 时, 3 种气膜冷却结构的冷气均形成了抛射气膜, 对涡轮叶栅尾缘附近端壁的冷却效率较高, 对涡轮叶栅前缘附近端壁的冷却效率较低.

总体上, 前向扩张孔和前向扩张缝对圆柱形孔的流动结构进行了改进, 减弱了冷气的 z 方向动量, 端壁总体气膜冷却效率得到了提高.

2.2 不同气膜冷却结构的冷气流动方式

图 6 给出了当吹风比为 2.0 时, 在 $x/D=1$ (D 为气膜孔直径) 处对应于 1 号孔的 3 种气膜冷却结构的冷气射流速度矢量场. 从图中可以看出, 圆柱形孔冷气射流与主流相互作用而形成一对转动方向相反的耦合涡, 对端壁区域的气膜冷却有两个不利的影响^[4]: 一是在叶栅高度(z)方向上把冷气抬离壁面, 使得冷气不能很好的冷却端壁. 二是主流燃气被耦合涡从气膜两侧卷入, 冲击端壁, 降低了端壁气膜冷却效果. 耦合涡增大了冷气射流处端壁区的流动速度, 减小了边界层的厚度, 使得被耦合涡卷入的主流对端壁的加热作用更明显. 前向扩张孔降低了冷气的 z 方向动量, 使得冷气更贴近壁面, 减弱了耦合涡的强度, 气膜冷却效果要优于圆柱形孔. 前向扩张缝进一步降低了冷气的 z 方向动量, 破坏了耦合涡结构, 使得冷气更加贴壁, 冷却效果最好.

2.3 叶栅通道气膜冷却效率

图 7 给出了吹风比 $M=2.0$ 时 3 种气膜冷却结构对涡轮叶栅端壁的气膜冷却效率分布云图. 对于涡轮叶栅前缘附近端壁, 由图中可以看出, 圆柱形气膜冷却孔冷却效果最差, 主要是因为圆柱形孔轴线与主流流动方向的夹角为 60° , 冷气射流流出后直接与主流掺混, 没有起到冷却叶栅前缘附近端壁的作用. 前向扩张孔具有 15° 的前向扩张出口, 冷气的轴向(x 方向)动量大于圆柱形孔, 冷气能够冲击到涡轮叶栅前缘, 并向下折转冷却端壁. 较大的冷气轴向(x 方向)动量能够抑制通道端壁二次流, 使得冷气能够达到压力面, 冷却

叶栅压力面端壁, 气膜冷却效果要优于圆柱形孔. 前向扩张缝不仅冷却了叶栅前缘端壁, 抑制了通道二次流, 冷却了压力面附近端壁, 而且增大了冷气射流的展向(y 方向) 宽度, 冷却了孔间端壁区域, 对涡轮叶栅前缘端壁附近区域的冷却效果最好.

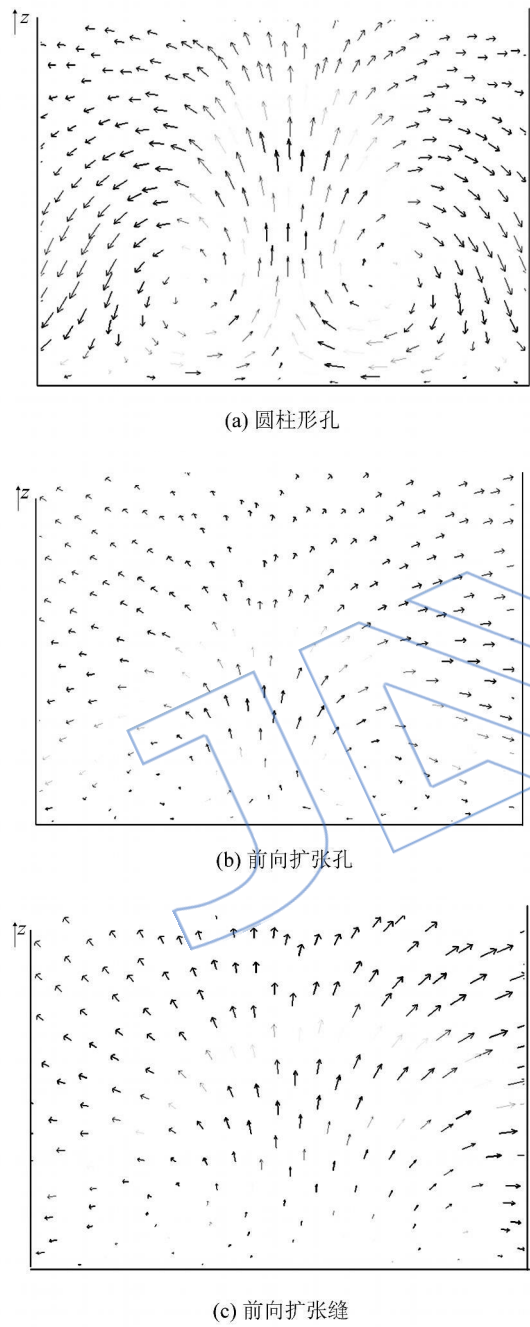


图 6 $x/D=1$ 处不同气膜冷却结构的冷气射流速度矢量场 ($M=2.0$)

Fig. 6 Velocity vectors of different structures at $x/D=1$ ($M=2.0$)

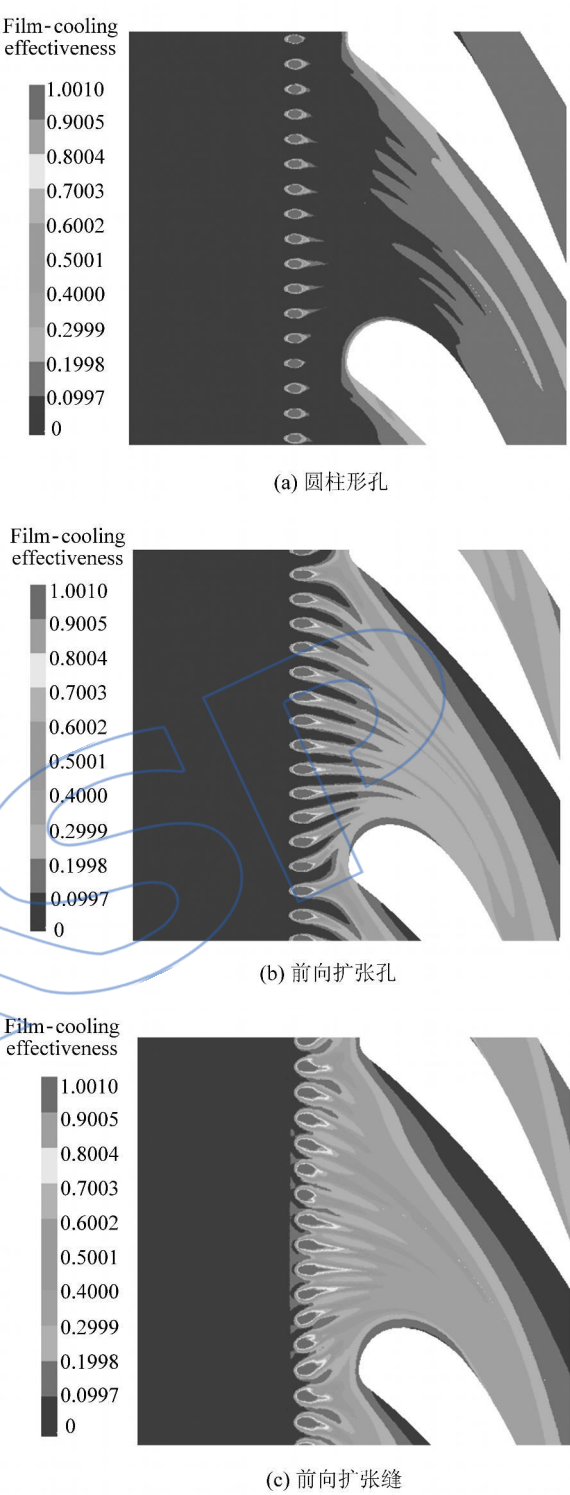


图 7 不同结构涡轮叶栅端壁的气膜冷却效率分布 ($M=2.0$)

Fig. 7 Film cooling effectiveness contours of different structures on endwall of a turbine cascade at $M=2.0$

3 结 论

1) 低吹风比($M=1.0$)时, 3 种冷却结构的端

壁总体气膜冷却效率沿轴向(x 方向)逐渐减小. 涡轮叶栅前缘附近端壁区域, 前向扩张缝结构的冷却效率要高于前向扩张孔和圆柱形孔结构.

2) 中吹风比($M = 2.0$)时, 前向扩张缝结构和前向扩张孔结构的端壁总体气膜冷却效率沿轴向(x 方向)逐渐减小, 圆柱形孔结构的气膜冷却效率沿轴向(x 方向)出现先减小后增大的趋势.

3) 高吹风比($M = 3.0$)时, 3 种冷却结构的端壁总体气膜冷却效率沿轴向(x 方向)出现先减小后增大的趋势, 在整个叶栅通道区域, 前向扩张缝结构的端壁总体冷却效率要高于前向扩张孔和圆柱形孔结构.

4) 中吹风比($M = 2.0$)时, 对应于 1 号孔, 在 $x/D = 1$ 处端壁, 圆柱形孔结构冷气射流与主流相互作用而形成一对转动方向相反的耦合涡, 降低了端壁的气膜冷却效率. 前向扩张孔结构降低了冷气的 z 方向动量, 减弱了耦合涡的强度, 冷气更加贴近端壁, 气膜冷却效果要优于圆柱形孔. 前向扩张缝结构进一步降低了冷气的 z 方向动量, 破坏了孔下游的耦合涡, 增大了冷气的展向(y 方向)宽度, 对涡轮叶栅端壁总体的气膜冷却效果最好.

参考文献:

- [1] Sargison J E, Guo S M, Oldfield M L G, et al. A converging slot-hole film cooling geometry: Part 1—Low-speed flat plate heat transfer and loss[R]. ASME Paper No. 2001-GT-0126, 2001.
- [2] Denton J D. Loss mechanisms in turbomachines[J]. Journal of Turbomachinery, 1993, 115(4): 621(6 pages).
- [3] Ito S, Goldstein R J, Eckert E R G. Film cooling of a gas turbine blade[C]//Tokyo Joint Gas Turbine Congress. Tokyo, Japan: [s. n.], 1977.
- [4] Schwarz S G, Goldstein R J. The two dimensional behavior of film cooling jets on concave surfaces[C]//Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition. Amsterdam, Netherlands: ASME, 1988.
- [5] Ko S Y, Yao Y Q, Xia B, et al. Discrete hole film cooling characteristics over concave and convex surfaces[C]//Proceedings of the Eighth International Conference. New York, NY: Hemisphere Publishing Corp., 1986: 1297-1301.
- [6] Ligrani P M, Camci C. Adiabatic film cooling effectiveness from heat transfer measurements in compressible, variable property flow[J]. ASME Journal of Heat Transfer, 1985, 107: 313-320.
- [7] Arts T, Bourguignon A E. Behavior of a coolant film with two rows of holes along the pressure side of a high pressure nozzle guide vane[J]. Journal of Turbomachinery, 1990, 112(3): 512(9 pages).
- [8] Knost D G. Predictions and measurements of film cooling on the endwall of a first stage vane[D]. Blacksburg, Virginia, US: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2003.
- [9] Colban W, Thole K A, Haendler M. A comparison of cylindrical and fan shaped film cooling holes on a vane endwall at low and high freestream turbulence levels[J]. Journal of Turbomachinery, 2008, 130(3): 031007(9 pages).
- [10] Gritsch M, Colban W, Schär H, et al. Effect of hole geometry on the thermal performance of fan shaped film cooling holes[J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 127(4): 718(8 pages).
- [11] 刘存良, 朱惠人, 白江涛. 收缩扩张形气膜孔提高气膜冷却效率的机理研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(4): 598-604.
- [12] LIU Cunliang, ZHU Huiren, BAI Jiangtao. Study on the physics of film cooling effectiveness enhancement by the converging expanding holes[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(4): 598-604. (in Chinese)
- [12] 戴萍, 林枫. 气膜孔形状对冷却效率影响的数值研究[J]. 动力工程, 2009, 29(2): 117-122.
- DAI Ping, LIN Feng. Numerical study on the influence of hole's shape on film cooling efficiency[J]. Chinese Journal of Power Engineering, 2009, 29(2): 117-122. (in Chinese)