

气膜孔形状对涡轮叶片气膜冷却影响的研究进展

李广超, 柏树生, 吴冬, 张魏

(沈阳航空航天大学 动力与能源工程学院 辽宁省数字化工艺仿真与试验技术重点实验室, 辽宁 沈阳 110136)

摘 要: 气膜冷却是航空发动机叶片上采用的冷却方式之一, 气膜孔结构对冷却效率影响非常显著。通过对不同形状孔射流气膜冷却回顾, 指出了圆柱孔射流冷却的有害涡流动结构。论述了几何结构和气动参数对气膜冷却特性的影响, 提出了一种高效气膜冷却孔结构——双出口气膜孔。利用商业软件对双出口射流的冷却效率进行了数值模拟。结果表明, 双出口孔射流时, 形成的涡结构有利于冷气贴附在壁面。最后给出了圆柱孔和双出口孔射流冷却效率对比结果, 无论在平板上还是在叶片前缘, 双出口孔射流冷却效率都明显高于圆柱孔射流冷却效率。

关 键 词: 航空发动机; 涡轮叶片; 气膜冷却; 双出口孔; 冷却效率; 气膜孔形状

中图分类号: TK474.8

文献标识码: A

引 言

随着燃气轮机性能的改善, 涡轮入口温度不断提高, 必须采用有效的冷却方式才能保证涡轮叶片的正常工作。气膜冷却是涡轮叶片上采用冷却方式之一, 它通过在高温部件开槽缝或小孔, 将冷却介质射入高温燃气。在主流压力和摩擦力作用下, 射流弯曲覆盖于高温部件表面, 形成冷气膜, 将高温燃气和壁面隔开。

冷气射入燃气后的流动结构对冷却特性会产生较大影响。影响冷却特性几何因素包括气膜孔形状、气膜孔喷射几何角度(包括流向倾角和侧向倾角)、气膜孔长径比 L/d 以及被冷却表面曲率、无量纲孔间距 P/d 孔排数和孔排列方式等。孔形变化可以改善孔出口处的冷气速度分布以及冷气和燃气掺混形成的涡流结构, 进而改善冷气在壁面贴附性, 提高冷却效率。研究不同孔形射流的流场以及冷却效率, 对改善发动机冷却结构非常重要。

1 圆柱孔射流气膜冷却流场

气膜冷却是涡轮叶片上采用的主要冷却方式之一。冷气通过离散孔喷入燃气后形成三维涡结构如图 1 所示, 射流上游是马蹄涡, 下游是尾迹涡, 射流本身在气膜孔出口下游形成对漩涡。马蹄涡会增加高温燃气流动损失, 降低涡轮气动性能, 而尾迹涡会强化冷气和燃气之间掺混程度。由于对漩涡强度非常大, 而且漩涡流动主要是从气膜孔喷出的冷气流动, 对气膜冷却影响最为显著。对涡流导致冷气脱离壁面, 燃气渗入冷气下层, 降低冷气利用率。对漩涡减弱, 不仅可以降低漩涡

本身对气膜冷却特性的不利影响, 而且可以改善尾迹涡对气膜冷却特性的不利影响。传统圆柱孔和扇形孔形成的二维涡流结构如图 2 所示, 该截面垂直燃气来流方向, 位于气膜孔下游 5 倍孔径处, 相应温度分布如图 3 所示, 对应来流燃气温度 1600 K 气膜孔喷出的冷气温度 600 K 紧贴壁面气流温度并不是最低的, 由壁面沿着远离壁面方向, 流体温度先减小后升高, 最低温度位于对漩涡中心区域。缩短低温冷气和壁面之间的距离, 可以有效改善气膜冷却特性。

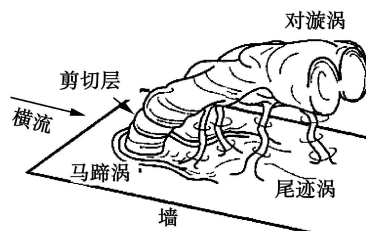


图 1 气膜孔下游三维涡结构

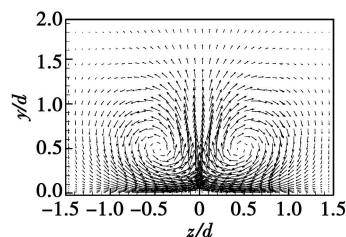


图 2 气膜孔下游涡流动结构

收稿日期: 2010-01-11 修订日期: 2010-02-25

作者简介: 李广超 (1979—), 男, 辽宁铁岭人, 沈阳航空航天大学讲师, 博士。

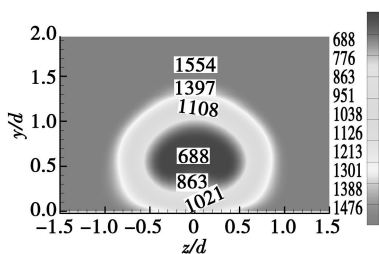


图 3 气膜孔下游温度场分布 (K)

目前, 有关标准圆柱形孔射流气膜冷却文献较多, 包括圆柱孔角度和气动参数变化对气膜冷却特性影响等。Goldstein等人利用传热传质类比的方法研究了圆柱形孔复合角射流的气膜冷却效率^[1], 结论是复合角射流与单一主流方向射流相比, 径向冷却效率有所提高。Maitel等人研究了压力梯度对两排圆柱孔射流的冷却效率影响^[2], 其中一排为复合角射流, 另一排为单一主流方向射流, 结论是顺压力梯度增强了冷气和燃气之间的掺混程度, 导致冷却效率减小; 逆压力梯度对冷却效率的影响依赖于吹风比, 在高吹风比下, 冷气和燃气的掺混过程要强于零压力梯度和顺压力梯度, 导致更小的冷却效率; 在小吹风比下, 由于逆压力梯度下的燃气边界层较厚, 和冷气掺混的燃气量较小, 导致冷却效率较高。Yuen等人研究了圆柱孔不同射流角度对气膜冷却的影响^[3~4], 研究的 3 种射流角度分别为 30、60 和 90°, 得到的结论是在气膜孔附近区域, 随着射流角度减小, 冷气射流从气膜孔喷出后离壁面的距离越近, 冷却效率越高。但是随着冷气向下游的移动, 由于小角度 (30°) 射流的冷气很容易被高温燃气稀释, 大角度 (90°) 射流的冷气喷入高温燃气核心区, 导致中等射流角度 (60°) 的冷却效率最高。Walters

和 McGovern 等人研究了圆柱孔射流气膜冷却下的详细流场和温度场^[5~6], 气膜孔的射流角度分为单角射流和复合角射流两种情况, 得到的结论是, 存在于气膜孔下游的对漩涡结构是影响气膜冷却特性的最主要因素, 该涡起源于气膜孔内部, 对漩涡越强, 冷却效率越低。随着复合角的增加, 对漩涡逐渐变得不对称。Walter 等人给出了 3 种削减对漩涡的途径: (1) 减弱气膜孔内部涡流结构; (2) 降低对漩涡与气膜孔下游壁面的垂直距离; (3) 增加对漩涡的径向宽度。

2 气膜孔形状对平板冷却效率的影响

气膜孔出口扩张可以降低冷气在气膜孔出口动量, 减弱冷气 and 燃气掺混程度, 改善冷气在壁面贴附性, 起到更好隔热冷却效果。朱惠人等人发表了有关锥形孔和簸箕形孔射流气膜冷却论文^[7], 并认为锥形孔和簸箕形孔出口扩张导致冷却效率提高, 更适合于在高吹风比下使用。在研究的吹风比范围内, 圆柱孔射流的最佳吹风比为 0.5 簸箕形孔射流最佳吹风比为 0.7 圆锥形孔射流最佳吹风比为 1.0。国外 Grtisch 等人研究了圆柱孔、扇形孔、前倾扇形孔射流气膜冷却特性^[8~9], 孔形如图 4 所示, 结论是在冷气横流马赫数为零时, 扇形孔在高吹风比下明显地改善了冷却效率。内部横流马赫数对不同孔形射流的冷却效率影响明显不同。在小吹风比时, 随着内部冷气横流马赫数的增加, 圆柱形孔和扇形孔射流的冷却效率减小, 前倾扇形孔射流的冷却效率先增加后减小。在大吹风比下, 随着内部冷气横流马赫数的增加, 圆

柱形孔射流的冷却效率增加, 扇形孔射流的冷却效率先增加后减小, 前倾扇形孔射流的冷却效率一直减小。

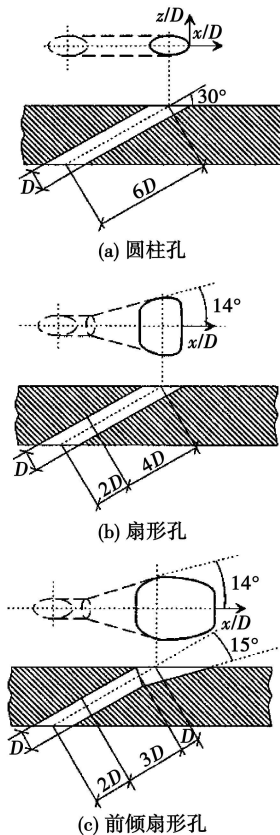


图 4 Grtisch 研究的 3 种孔形

Lee 等人研究了扩张形孔复合角射流冷却效率^[10], 并且利用烟雾进行了流场显示, 得到的结论是在大复合角射流情况下, 高温燃气进入气膜孔内部, 导致糟糕的气膜特性。Walters 和 Brittingham 等人进行了扩张孔射流的气膜冷却数值模拟研究^[11~12], 获得了气膜孔出口流场。李广超研究了双向扩张孔不同射流角度下的冷却效率^[13], 射流角度分别为 20、45 和 90°, 动量比分别为 1.2、4。孔形如图 5 所示, 和扩张形孔相比, 不但出口存在扩张, 而且入口存在反向扩张。结论是在小角度射流下, 随着动量比的增

加, 冷却效率显著增加。随着射流角度的增加, 动量比对冷却效率的影响逐渐减小。在射流角度 90 时, 动量比对冷却效率几乎没有影响。随着射流角度的增加, 冷却效率减小, 并且动量比越大, 射流角度对冷却效率的影响越明显。气膜孔入口扩张可以减小冷气进入气膜孔的流动损失, 使冷气在气膜孔内部加速流动, 降低孔内漩涡强度, 进而降低出口对漩涡强度^[14]。综上所述, 扩张形孔改善气膜冷却特性的原因可以归结为改善孔内流动, 降低冷气在气膜孔出口动量, 使气膜孔出口下游对漩涡流动结构减弱。

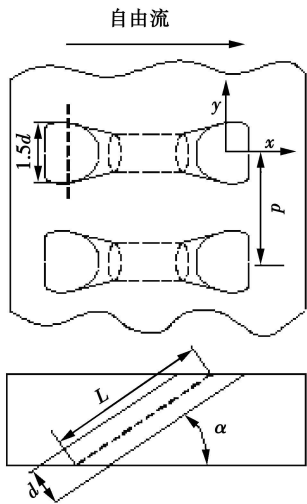


图 5 双向扩张形孔结构

英国牛津大学 Saugison 等人研究了一种 Console 形孔射流气膜冷却特性^[14~15], 孔形如图 6 所示, 该孔形由入口圆柱形逐渐变化为二维缝。出口充分利用缝隙射流气膜在壁面贴附性好优势, 同时将孔入口设计成离散圆柱形, 保证强度要求。该孔形从气膜孔入口到出口的横截面积逐渐减小, 导致冷气在气膜孔内部加速流动, 减弱孔内的对涡流动。根据 Saugison 研究结论, 虽然 Console 形孔射流冷却效率和扇

形孔射流冷却效率接近, 但是由于 Console 形孔射流对燃气边界层的改变非常弱, 所以气动损失非常小。Console 形孔已在英国的发动机上使用, 国内存在的技术难题是加工工艺, 因为该孔只能通过铸造技术进行加工。

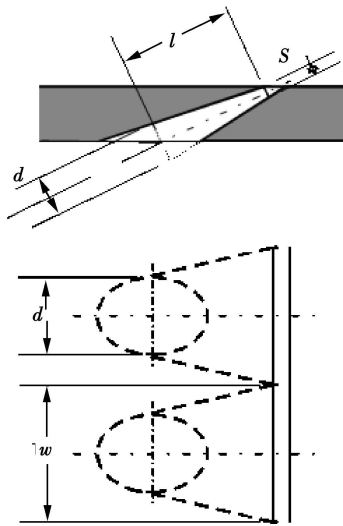


图 6 Console 形孔结构

3 新型气膜孔结构

虽然孔形变化对改善气膜冷却特性起到了很大作用, 但是给加工工艺却带来了巨大挑战。由于气膜孔直径非常小, 航空发动机涡轮叶片气膜孔直径在 0.3 ~ 0.6 mm 之间。将如此小的孔进行扩张, 成品率非常低。最近几年, 为了在提高冷却效率同时降低气膜孔加工难度, 出现了以圆柱孔为框架的各种气膜孔结构。气膜孔上游增加突脊降低燃气和冷气掺混程度^[17~19], 气膜孔出口增加横向槽改善冷气径向扩散^[20~22]。冷气从气膜孔喷出后先在横向槽内进行扩散, 可以增加气膜的横向均匀性, 同时显著降低对漩涡强度。叶片上横向槽的加工相对比较简单, 在叶片表面涂热障层时可以把横向槽的位

置用其它薄壁结构代替, 当其它位置的热障层涂好后, 将横向槽位置的薄壁结构移开就出现了横向槽。文献 [23] 还给出了一种利用相邻两个气膜孔不同射流角度改变涡流动结构的气膜冷却结构。随着新技术成果的产生, 同时结合有关课题, 提出了双出口气膜孔冷却结构, 如图 7 所示。该孔形由两个圆柱孔组合而成, 加工并不比扩张形孔难, 而两个出口冷气的相互作用可以改变冷气和燃气掺混后形成的涡结构, 将不利于气膜在壁面贴附的对漩涡流动结构变为有利于气膜在壁面贴附的涡流动结构。利用商业软件对双出口孔射流气膜冷却特性进行了数值模拟, 主流基于气膜孔直径和入口速度的雷诺数为 9100 主流的和二次流的入口湍流度都为 0.4%。二次流温度高于主流 30 K 计算中采用的湍流模型为 Realizable k-ε 模型, 近壁面采用增强壁面函数处理, 第一层网格对应的 y⁺ 在 1 ~ 10 之间。从图 8 的计算结果可以看出, 双出口孔射流冷却效率高于圆柱孔射流冷却效率 300% ~ 400%。从图 8 还可以看出, 计算得到的圆柱孔射流冷却效率和实验数据吻合的非常好, 最大偏差在 10% 以内。

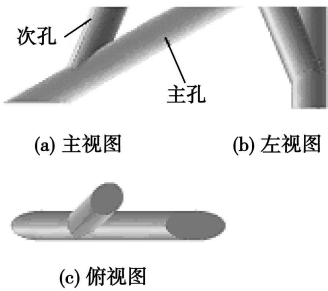


图 7 双出口气膜孔结构

图 9 和图 10 给出了在双出口下游的涡流结构和相应位置温

度分布。流动结构完全不同于圆柱孔和扩张形孔,圆柱孔的对流涡使冷气脱离壁面,而双出口孔射流形成的涡结构将冷气压到壁面,形成非常好的冷却效果。从温度分布还可以看出,最低的流体温度存在于紧贴壁面一层。离壁面越远,流体温度越高。

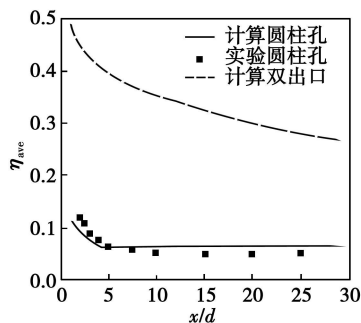


图 8 吹风比 1.0 时圆柱孔射流和双出口射流冷却效率对比

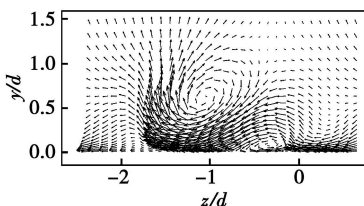


图 9 双出口射流下游矢量场

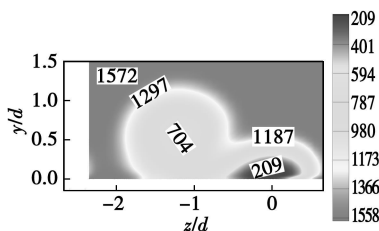


图 10 双出口下游温度场 (K)

4 前缘气膜冷却特点及主要采用的气膜孔结构

航空发动机涡轮叶片前缘通常是半圆,该结构决定了前缘滞止线附近的气膜孔和主流方向的夹角要大些,通常 90° ,并且采用圆柱孔冷却结构,扩张形孔在前缘使用较少。前缘主流冲击作用

较强,边界层非常薄,射流很容易穿透边界层进入主流核心区。为了减弱冷气喷入燃气距离,气膜孔通常有一个径向偏角,让冷气沿着径向喷出。对叶片前缘区进行冷却时,必须详细设计几何结构和确定冷气量才能达到较好的冷却效果。文献 [24] 研究了湍流度对前缘多排孔射流冷却效率和换热系数影响。气膜孔径向与壁面夹角为 30° 。在研究的吹风比 0.4 ~ 1.2 范围内,随着吹风比的增加,冷却效率降低。这是由于前缘流动边界层非常薄,冷气很容易穿透边界层进入主流核心区。吹风比越大,冷气越容易脱离壁面。李广超等人研究了气动参数和气膜孔布局对冷却效率的影响^[25~26]。结论是在所研究的动量比 0.5 ~ 4.0 内,随着动量比的增加,冷气效率降低,这意味着增加冷气量并不会提高前缘冷却效率。朱惠人研究了叶片前缘三排孔射流气膜冷却特性^[27~28],结论是当冷气流量较大时,一排孔射流、两排孔射流和三排孔射流对冷却效率的影响不大;当冷气流量较小时,三排孔射流的冷却效率最大,一排孔射流的冷却效率最小。Sou 等人研究利用瞬态液晶测量技术实验研究了前缘气膜冷却特性^[29],获得了冷却效率的云图。William 等人用数值模拟方法研究了前缘气膜冷却换热系数和冷却效率^[30~31]。传统圆柱孔射流的一个特点是冷气在气膜孔出口速度分布不均匀,图 11 给出了吹风比 1.0 时气膜孔出口速度分布,速度不均匀必然导致气膜孔出口下游冷却效率不均匀。这不仅使冷却效率低,而且也会产生较大温度应力。本研究提出的双出口气膜孔,次孔的出流可以改善主孔出口冷气分布

均匀性,改善冷气在壁面贴附性,从而提高冷却效率。

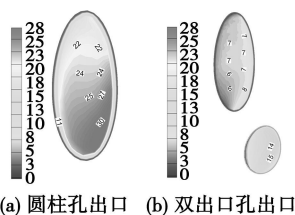


图 11 圆柱孔和双出口孔出口速度分布

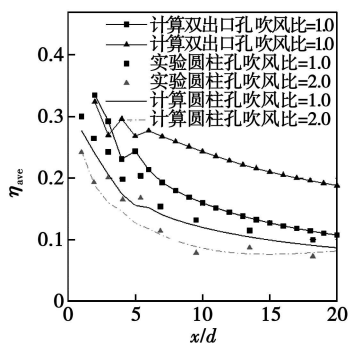


图 12 双出口孔在前缘气膜冷却效率分布

图 12 给出了在叶片前缘布置圆柱孔和双出口孔射流的冷却效率对比,从图上可以看出,双出口孔射流的冷却效率明显高于圆柱孔射流的冷却效率,并且吹风比越大,双出口孔射流的冷却效率优势越明显。吹风比从 1.0 增加到 2.0 圆柱孔射流的冷却效率减小,而双出口孔射流的冷却效率增加。吹风比 1.0 时,双出口孔射流冷却效率高于圆柱孔射流冷却效率 20% 左右;吹风比 2.0 时,双出口孔射流冷却效率高于圆柱孔射流冷却效率 50% ~ 100%。

5 结 论

本文回顾了涡轮叶片上采用的气膜冷却孔发展过程,介绍了传统圆柱孔射流气膜冷却的有害涡结构以及改进气膜冷却的各种

孔形结构。提出一种新形高效气膜冷却孔——双出口孔。将圆柱孔和双出口孔射流冷却效率分别在平板上和叶片前缘进行了对比。无论在平板上还是在叶片前缘, 双出口孔射流冷却效率都明显高于圆柱孔射流冷却效率, 这说明双出口孔射流具有很好的应用前景。

参考文献:

- [1] GOLDSIEIN R J, JIN P. Film cooling downstream of a row of discrete holes with compound angle[J]. *Journal of Turbomachinery* 2001, 123: 222—230.
- [2] MAITEH B Y, JUBRAN B A. Effect of pressure gradient on film cooling effectiveness from two rows of simple and compound angle holes in combination[J]. *Energy and Management* 2004, 45: 1457—1469.
- [3] YUEN C H N, MARTNEZ BOTAS R F. Film cooling characteristics of a single round hole at various streamwise angle in a crossflow. Part I: effectiveness[J]. *Heat and Mass Transfer* 2003, 46: 221—235.
- [4] YUEN C H N, MARTNEZ BOTAS R F. Film cooling characteristics of a single round hole at various streamwise angle in a crossflow. Part II: heat transfer coefficients[J]. *Heat and Mass Transfer* 2003, 46: 237—249.
- [5] WALTERS D K, LEYLEK J H. A detailed analysis of film cooling physics: Part I: streamwise injection with cylindrical holes[J]. *Journal of Turbomachinery* 2000, 122: 102—122.
- [6] MCGOVERN K T, LEYLEK J H. A detailed analysis of film cooling physics: Part II: compound-angle injection with cylindrical holes[J]. *Journal of Turbomachinery* 2000, 122: 113—121.
- [7] 朱惠人, 许都纯, 刘松龄. 气膜孔形状对排孔下游冷却效率的影响[J]. *航空学报* 2002, 23(1): 75—78.
- [8] GRITSCH M, SCHULZ A, WITIG S. Adiabatic wall effectiveness measurements of film-cooling holes with expanded exits[J]. *Journal of Turbomachinery* 1998, 120: 549—556.
- [9] GRITSCH M, SCHULZ A, WITIG S. Effect of internal coolant crossflow on the effectiveness of shaped film-cooling holes[J]. *Journal of Turbomachinery* 2003, 125: 547—554.
- [10] LEE HONGWOOK, PARK JUNG JOON, LEE JOON SIK. Flow visualization and film cooling effectiveness measurements around shaped holes with compound angle orientations[J]. *Heat and Mass Transfer* 2002, 45: 145—156.
- [11] WALTERSDIEBON K, LEYLEK J H. A detailed analysis of film-cooling physics: Part III: Streamwise injection with shaped holes[J]. *Journal of Turbomachinery* 2000, 122: 122—132.
- [12] BRITTINGHAM R A, LEYLEK J H. A detailed analysis of film cooling physics: Part IV: Compound-angle injection with shaped holes[J]. *Journal of Turbomachinery* 2000, 133: 113—145.
- [13] 李广超, 朱惠人, 樊慧明. 双向扩张型孔射流角度对气膜冷却特性影响的实验[J]. *航空动力学报*, 2009, 24(5): 1000—1005.
- [14] 李广超, 朱惠人, 樊慧明. 角度和孔间距对双向扩张型孔流量系数影响的实验研究[J]. *航空动力学报*, 2009, 24(3): 499—506.
- [15] SARGISON J E, GUO S M, OLDFELD M L G, et al. A converging slot-hole film-cooling geometry. part 1: Low speed flat plate heat transfer and loss[J]. *Journal of Turbomachinery* 2002, 124: 453—460.
- [16] SARGISON J E, GUO S M, OLDFELD M L G. A converging slot-hole film-cooling geometry. part 2: Transonic nozzle guide vane heat transfer and loss[J]. *Journal of Turbomachinery* 2002, 124: 461—471.
- [17] NA SANGK WONG, SHIH TOM IP. Increasing adiabatic film-cooling effectiveness by using an upstream ramp[J]. *Journal of Heat Transfer* 2007, 129: 464—471.
- [18] 杨卫华, 马国峰, 张靖周. 突片作用下气膜冷却对流传热特性的试验研究[J]. *航空动力学报*, 2006, 21(5): 6976—6983.
- [19] 杨卫华, 李永康, 张靖周, 等. 突片作用下气膜冷却效率的试验研究[J]. *航空动力学报*, 2007, 22(3): 380—383.
- [20] 蒋永健, 何立明, 于锦禄. 利用横向槽改善气膜冷却效率的数值模拟[J]. *推进技术*, 2008, 29(3): 286—289.
- [21] LIU Y P, NASIR H, EKKAD S V. Film cooling from a row of holes embedded in transverse slots[R]. *ASME* 2005—GT—69598, 2005.
- [22] WAYE S K, BOGARD D G. High resolution film cooling effectiveness measurements of axial holes embedded in a transverse trench with various trench configurations[J]. *Journal of Turbomachinery* 2007, 129: 294—302.
- [23] KARSREN K, TORSIEN H, DETIER B. Improvement of a film-cooled blade by a application of the conjugate calculation technique[J]. *Journal of Turbomachinery* 2006, 128: 572—578.
- [24] MEHENDALE A B, HAN J C. Influence of high mainstream turbulence on leading edge film cooling heat transfer[R]. *ASME* 90-GT-9, 1990.
- [25] 李广超, 朱惠人, 廖乃冰. 气动参数对前缘气膜冷却效率影响的实验研究[J]. *航空动力学报*, 2008, 23(2): 215—220.
- [26] 李广超, 朱惠人, 白江涛. 气膜孔布局对前缘气膜冷却效率影响的实验研究[J]. *推进技术*, 2008, 29(2): 153—157.
- [27] 朱惠人, 许都纯, 郭涛. 孔排布局对叶片前缘气膜冷却的影响[J]. *航空学报*, 2000, 21(5): 385—388.
- [28] 朱惠人, 许都纯, 郭涛. 叶片前缘气膜冷却效率的实验研究[J]. *航空动力学报*, 1999, 14(4): 205—208.
- [29] OU S RIVR R B. Leading edge film cooling heat transfer with high free stream turbulence using a transient fluid crystal image method[J]. *Journal of Heat and Fluid Flow* 2001, 22: 614—623.
- [30] WILLIAM D Y, LEYLEK J H. Leading edge film-cooling physics: Part I: adiabatic effectiveness[R]. *ASME* GT—2002—30166, 2002.
- [31] WILLIAM D Y, LEYLEK J H. Leading edge film-cooling physics: Part I: heat transfer coefficients[R]. *ASME* GT—2002—30167, 2002.

(编辑 伟)

气膜孔形状对涡轮叶片气膜冷却影响的研究进展 = Recent Advances in the Study of Influence of Air film Hole Shapes on Turbine Blade Air film Cooling [刊, 汉] / LI Guang-chao, BAI Shu-sheng, WU Dong et al (Liaoning Provincial Key Laboratory on Digital Process Simulation and Test Technology, College of Power and Energy Source Engineering, Shenyang University of Aeronautics and Astronautics, Shenyang, China, Post Code 110136) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. — 2010, 25 (6). — 581 ~ 585

Air film cooling constitutes a cooling mode adopted for the blades of aeroengines and the air film hole structures exercise a most conspicuous influence on the cooling efficiency. After a retrospection of the jet flow air film cooling from holes in different shapes, the authors pointed out a harmful vortex flow pattern existing in the cylindrical hole jet flow cooling. Furthermore, they also described the influence of the geometric structures and aerodynamic parameters on the air film cooling characteristics and proposed a high efficiency air film cooling hole structure dual outlet air film hole. By utilizing commercial software, the cooling efficiency of the above-mentioned dual outlet jet flow was numerically simulated. It has been found that during the jet flow from the dual outlet hole, the vortex configuration being formed helps the cold air attach to the wall surface. Finally, the authors presented a jet flow cooling efficiency contrast between the cylindrical hole and the dual outlet one. No matter on the flat plate or at the blade leading edge, the jet flow cooling efficiency of the dual outlet hole is always conspicuously higher than that of the cylindrical one. Key words: aeroengine, turbine blade, air film cooling, dual outlet hole, cooling efficiency, air film hole shape

基于粗糙集与证据理论的凝汽器故障诊断研究 = Study of Condenser Fault Diagnosis Based on Rough Sets and an Evidence Theory [刊, 汉] / DONG Guan-liang (Jilin Provincial Electric Power Science Research Institute Co., Ltd., Changchun, China, Post Code 130021), DONG Xiao-feng (Education Ministry Key Laboratory on Power Plant Equipment Condition Monitoring and Control, North China University of Electric Power, Beijing, China, Post Code 102206), QU Zhi-en (Power Generation and Operation Department, Huarun Electric Power Co., Ltd., Changshu, China, Post Code 215536) // Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. — 2010, 25 (6). — 586 ~ 592

In the light of the problems relating to the condenser fault diagnosis, proposed was a fault diagnosis method based on a combination of rough sets with an evidence theory. By utilizing the non-uniqueness of the relative reduction of the rough sets, the signs of the condenser faults were classified and various evidence sources were formed. This not only meets the requirement that the evidence theory needs various evidence sources for a same matter but also in a dimension reduction way treats the parameters representing the fault signs, thus reducing the scale of the network and effectively alleviating the convergence difficulty resulting from excessive input parameters to the network. The diagnostic method in question can organically combine the rough sets and neural network with the evidence theory making them take advantage of each others strength and sufficiently utilizing the redundant and mutual complementary information of the condenser fault signs. A practical example has proven that the precision and reliability of the diagnosis and identification based on the fusion of information from multiple fault diagnostic networks have a greater improvement than those based on a single fault diagnostic network. Key words: condenser, rough sets, neural network, evidence theory, fault diagnosis