

气膜孔几何结构对涡轮叶片气膜冷却影响的研究进展

戴 萍¹, 林 枫²

(1. 青岛科技大学 机电学院, 山东 青岛 266061; 2. 中国船舶重工集团第七〇三研究所, 黑龙江 哈尔滨 150036)

摘 要: 综述了近年来涡轮叶片气膜孔几何结构对气膜冷却特性影响的研究成果, 介绍了影响气膜冷却效果的因素, 总结了气膜孔结构对叶片前缘、叶片端壁以及对平板气膜冷却影响的研究现状, 阐述了气膜孔结构对气膜冷却传热特性的影响。最后指出进一步优化气膜孔结构, 综合考虑气膜孔尺寸、长度、间隔、形状以及相对透平叶片取向对气膜冷却的影响和新型气膜孔的研究, 将是今后工作的重点。

关 键 词: 涡轮叶片; 气膜冷却; 气膜孔几何结构; 气膜冷却效率; 换热系数

中图分类号: TK472; TK124

文献标识码: A

引 言

提高透平进口温度是改善燃气轮机性能和提高其经济性的重要途径, 但却受到叶片材料耐热性能的限制, 因此必须采取有效的冷却措施对涡轮叶片加以保护, 使其免受高温腐蚀或损伤。在众多的冷却技术中, 气膜冷却已被广泛地应用于压气机、燃烧室和涡轮上, 成为发动机热端部件的主要冷却方式之一, 它通过在高温部件表面开设槽缝或小孔, 将冷却介质以横向射流的形式注入到主流中。在主流的压力和摩擦力的作用下, 射流弯曲并覆盖于高温部件表面, 形成温度较低的冷气膜, 从而对高温部件

起到隔热和冷却的作用。

气膜冷却效果主要受气膜孔的几何结构(包括气膜孔的喷射角度、孔径大小、孔长与孔径比、孔的间距、孔出口的形狀等)、叶片的几何参数和气膜孔的气动参数等因素的影响。许多研究表明, 射流出口处速度分布很不均匀, 流场结构复杂, 不同气膜孔结构对气膜的附壁性、横向覆盖宽度、纵向覆盖长度及对孔口下游的冷却效果都有很大的影响。因此, 掌握不同气膜孔孔口的流场流动特性及传热机理对燃气轮机叶片设计和实际气膜孔的优化设计起着至关重要的作用。

本文总结了国内外关于气膜孔几何结构对气膜冷却特性影响的研究成果, 着重论述了气膜孔结构对叶片前缘、叶片端壁以及对平板气膜冷却影响的研究现状, 详细介绍了气膜孔结构对气膜冷却传热特性影响的研究进展, 指出了今后应进一步研究的问题, 为合理设计气膜孔几何参数以提高涡轮叶片气膜冷却效果提供参考。

1 气膜孔几何结构对叶片前缘气膜冷却的影响

燃气涡轮叶片前缘直接面对高温来流的冲击, 通常是热载荷最大的区域。叶片前缘区域的复

杂性表现为: 主流滞止、强压力梯度和大曲率以及具有不同气膜孔结构的多排气膜孔之间的相互影响。一般来说, 在叶片的前缘上, 气膜孔的位置、形状和射流的角度都是影响前缘气膜冷却性能的重要参数。

Ou 等人实验研究了气膜孔与滞止点呈 $\pm 15^\circ$ 角和 $\pm 44^\circ$ 角情况下孔位对前缘气膜冷却效果的影响^[1], 研究表明, 在射流下游起始段, $\pm 44^\circ$ 位置处的气膜孔产生的冷却效率比 $\pm 15^\circ$ 位置的气膜孔产生的冷却效率高。这是因为 $\pm 15^\circ$ 布置与 $\pm 44^\circ$ 布置相比, 在射入的质量流量相同时, 当地的自由流速度造成了吹风比的显著降低。Azzi 等人研究了叶片前缘有相邻两排圆柱形冷气孔的透平叶栅^[2], 冷气孔在叶片前缘对称交错排列, 第一排孔、第二排孔分别与滞止线呈 $\pm 15^\circ$ 和 $\pm 44^\circ$ 角, 气膜孔与叶高方向分别呈 25° 、 30° 、 35° 和 60° , 研究发现入射角度为 25° 的小角度喷射时, 冷却效率较高。

2 气膜孔几何结构对叶栅端壁气膜冷却的影响

在现代高性能燃气轮机叶片设计中, 叶栅端壁的冷却问题受到了越来越多的重视。端壁附近强烈的三维流动(如通道涡和马蹄涡等的二次流现象), 导致这一区域的气膜冷却难以有效实施,

因此对端壁气膜冷却特性影响因素的研究显得尤为重要。

刘高文等人在大尺寸低速平面叶栅风洞中^[3], 对前缘上游有单排气膜孔的涡轮导向叶栅端壁气膜冷却进行了详细的传热实验。在喷射角为 25° 、 35° 和 45° 下测量了端壁上的局部冷却效率和换热系数, 并计算出了叶栅实际工作状态下的端壁热负荷。数据表明, 减小喷射角度能够显著地提高冷却效率, 同时也明显地增大了换热系数, 最终的冷却效果取决于端壁热负荷的大小。对于所计算的单排孔气膜冷却情况, 35° 喷射的冷却效果要好于 25° 和 45° 喷射。另外, 刘高文等人还在相同的实验装置上进行了气动实验^[4], 着重研究了喷射角对端壁气膜冷却特性和叶栅通道中流场结构的影响。数据表明, 减小喷射角度可以降低通道涡的强度和尺寸, 使冷气射流核心更易贴于壁面, 并且明显增大了壁面附近的气流速度。在高吹风比下, 35° 喷射时射流将冷气输运到压力面的能力强于 25° 和 45° 喷射。

3 气膜孔几何结构对气膜冷却传热特性的影响

气膜冷却时, 由于冷却射流和主流边界层的混合, 使得扰动增强, 从而局部地提高了气膜射流下游的传热系数。射流时, 在孔周围将产生高传热区域和低传热区域, 因此为了设计一个能充分冷却透平高温燃气部件的气膜冷却系统, 详细了解不同气膜孔结构对传热特性的影响, 准确预测出不同气膜孔结构的传热系数是很有必要的。传热结果一般用 h/h_0 表示, h 表示的是表面有气膜冷却时的传热系数, 而 h_0 表示的是同一主流参数下表面没有气膜冷却时的传热系数。

Ligrani 等人研究了单一角度孔和复合斜孔沿叶高方向换热系数的分布情况^[5]。图 1 给出了 3 种气膜孔的结构, 结构 1 和 3 代表两种不同的复合斜孔(角度相同, 孔间距不同), 结构 2 代表单一角度孔。研究表明, 在低吹风比情况下($M < 1.0$), 对孔排数和复合角的影响并不明显。随着吹风比的增加, 3 种布置情况下两排气膜孔结构与单排气膜孔结构相比换热系数明显提高, 而复合斜孔射流也能更多地提高换热系数值。Ekkad 等人比较了两种复

合斜孔和单一角度孔^[6], 所有的孔都沿着主流方向倾斜 35° , 而复合斜孔沿着叶高方向还倾斜了 45° 或 90° 。他们使用了瞬态液晶技术来详细测量换热系数值, 发现复合斜孔射流与单一角度孔射流相比, 可以得到更高的换热系数, 吹风比增大, 这一影响也增强, 这是由于复合斜孔射流在侧向的动量使冷却工质与主流相互作用, 使得当地扰动增强, 从而提高了换热系数。Gritsch 等人研究了圆孔、扇形孔(进口是圆孔, 出口是扩张形的)和后倾扇形孔(进口是圆孔, 出口与扇形孔相比还向下扩张一个角度, 使得出口面积更大)在不同吹风比下 3 种孔形射流下游当地换热系数比(h/h_0)的分布情况^[7], 图 2 是 Gritsch 等人所研究的 3 种孔形的结构图。研究发现, 圆孔的换热系数比值最高, 并随着吹风比的增加而增加, 由于扇形孔和后倾扇形孔在出口处横截面积增加, 射流动量降低, 使得掺入主流的冷却工质减少, 导致换热系数比值降低, 最低的换热系数比值出现在中等吹风比($M = 1$)情况下。

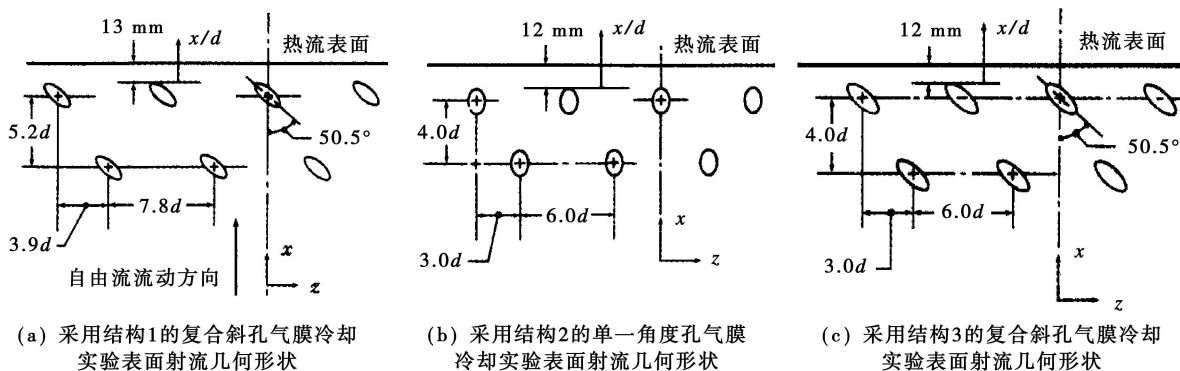


图 1 Ligrani 等人研究的 3 种气膜冷却孔的结构

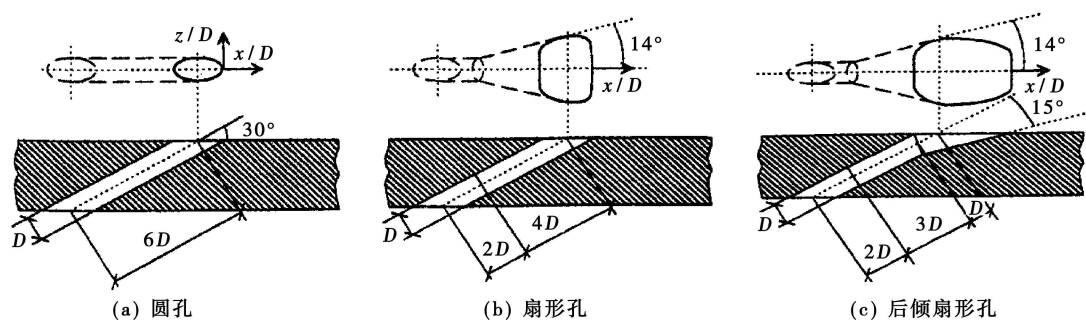


图2 Gritsch 等人研究的成形孔结构

朱惠人等人实验研究了气膜孔几何形状、二次流雷诺数及吹风比对孔排下游换热系数的影响^[8],所选孔形为圆孔、圆锥孔(孔口是有一定张角的圆锥形开口)及簸箕孔(孔口由四个平面组成,形同簸箕,其底面与孔轴线有一定的夹角)研究发现,从气膜孔喷出的气流对孔排下游中心线附近区域换热系数的大小及分布规律均有很大的影响,当吹风比较大时,该区域的换热相对无气膜冷却情况有明显地增强。在一定吹风比下,圆孔喷气雷诺数越大,所引起的扰动也越大,会增强换热。对具有扩张形出口的气膜孔,这种效应较小。

姚玉等人对带平行于冷却壁面且覆盖部分气膜孔的三角形突片气膜冷却结构^[9],在不同吹风比和突片几何参数下的换热特性进行了研究。结果表明,在圆形气膜孔上加装突片,可以使气膜更好地贴附壁面,冷却效率和换热系数均可以得到一定程度的提高。在吹风比小于1.0时,突片对提高气膜冷却效率和增强换热的作用不大;当吹风比大于1.0时,突片对于提高气膜冷却效率和换热增强比具有显著的作用,而且随着突片尺寸的加大,气膜冷却效率和换热增强比的提高幅度越大。杨卫华等人设计了3种不同堵塞比的等边三角形突

片^[10],并对其对气膜冷却特性的影响规律进行了实验研究。研究表明,与无突片的气膜冷却相比,突片的存在提高了对流换热系数,在吹风比0.5~0.78,堵塞比为0.1时对流换热系数最高,当吹风比为1.22~1.5,堵塞比为0.27时对流换热系数最高。并指出突片的存在也增大了气流在气膜孔中的流动阻力。

4 气膜孔几何结构对流量系数的影响

在涡轮叶片气膜冷却中,冷气的使用会引起相应气动损失的增加,降低发动机的工作性能。因此希望用尽可能少的冷气量来达到一定的冷却性能要求。为此需要准确掌握气膜孔的流量系数,设计恰当的冷气流量,在工程应用条件许可的范围内,寻找使用流量系数较大的气膜孔,这样在提供相同冷气量的条件下,可降低发动机的功率消耗。

杨卫华等人实验研究了气膜孔几何结构及孔排形式对流量系数的影响^[11],研究发现,气膜孔的厚径比对气膜孔的流量系数有一定的影响,在相同的吹风比下,随着气膜孔厚径比的减小,气膜孔流量系数增大。当厚径比大于1时,孔的排列形式对流量系数的影响不大;当厚径比小于1时,叉排气膜孔的流量系数高于顺排

气膜孔的流量系数,单排气膜孔的流量系数高于多排气膜孔的流量系数。张驰等人对弯曲多孔壁不同倾角气膜孔的流量系数进行了实验研究^[12],研究发现,气膜孔与壁面的倾角对不同压力参数下射流孔进口区域和孔内的流动状态有很大的影响,气膜孔与壁面倾角越大,低压力参数下的流量系数越小,而高压参数下的流量系数越大。

5 气膜孔几何结构对平板气膜冷却的影响

平板模型可以用来相对容易地研究各个参数对气膜冷却特性的影响,同时它的投资不高。研究证明^[13],在简单平板模型中得到的实验结果,经过稍许修正后就可以运用于实际发动机的设计中,因此许多研究者致力于平板表面气膜冷却特性的研究。

5.1 孔间距及射流角度对气膜冷却特性的影响

Schmidt 等人比较了不同结构的复合斜孔在孔间距与直径比(P/D)为3.0和6.0时^[14],气膜冷却效率随动量通量比 I 的变化规律。对于侧向倾斜 60° 的复合斜孔,在 I 较高时,气膜冷却效率也有显著地提高,并且冷却效率随着 P/D 的增大而降低。

郭婷婷等人对射流出射角度为 90° 、正负 60° 和正负 30° 的气膜

冷却流场进行了数值模拟^[19]。结果表明,射流射出角度是影响气膜冷却流场的重要因素,出射角度为负时,射流对主流场上游的影响区域较大,当出射角度为30°时,射流影响区域减小,当出射角度为正值时,随角度的减小,射流喷孔下游背风侧的分离现象逐渐消失。

5.2 气膜孔形状对气膜冷却特性的影响

与圆孔情况相比,人们期望扩张孔可以在高吹风比时对气膜冷却表面提供更好的热保护,在低吹风比时,气膜孔形状的影响不太明显。如前所述,一些典型的扩张孔有扇形孔、后倾扇形孔、圆锥孔和簸箕孔等。

Gritsch 等人研究了圆孔、扇形孔和后倾扇形孔在不同吹风比下的气膜冷却效率^[19]。研究表明,在高吹风比时,圆孔的冷却效率与低吹风比相比下降极为迅速,这是由于吹风比越低,圆孔的射流中心线越贴近壁面,对壁面的冷却效果越好。随着吹风比的增大,射流的初始动量逐渐增加,射流垂直方向的动量分量使得冷却射流穿透主流边界层,对主流区域的影响增加,能量损失增加,导致了冷却效率的降低。扇形孔的冷却效率优于圆孔的趋势随着吹风比的增加而增大,这是由于扇形喷孔增大了出口截面面积,导致该截面上射流动量比的减小,射流穿透主流的能力明显减弱,从而使射流冷气能够较好地贴附在壁面上起到保护作用。后倾扇形孔在射流孔下游的冷却效率低于扇形孔,但射流在叶高方向上的扩展更广,在侧向产生了较高的气膜冷却效率,如图3所示。朱惠人等人比较了圆孔、圆锥孔及簸箕孔的冷却效率^[17],

发现当吹风比较大时,带有扩张形出口的气膜冷却效率和冷却区域均优于圆孔,并且簸箕孔和圆锥孔能够不同程度地抑制反向涡旋对的产生,提高了射流的附壁性,增强了壁面的冷却效果。

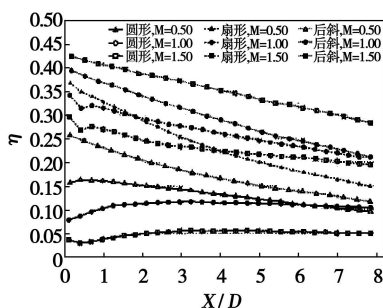


图3 不同孔形的侧向气膜冷却效率

5.3 新型气膜孔平板气膜冷却的研究

近几年,有学者尝试采用新型孔来对气膜孔的结构进行优化,以期得到较好的气膜冷却效果和孔口气动性能,并通过研究发现新型孔不同程度地提高了气膜冷却效果,有望在今后航空发动机高温部件的气膜冷却设计中发挥重要的作用。

Lu 实验研究了月牙形孔、槽缝形孔、漏斗形孔孔口下游的传热特性^[18],发现月牙形孔和槽缝形孔在相邻孔间喷射出流连续,冷气覆盖面广,漏斗形孔在孔口下游的冷却效率较高,沿叶高方向的效率低于其它两种孔形。Azzi 等人比较了圆孔、前向扩张孔及新型缩放槽缝孔(进口是圆孔,从进口到出口孔壁逐渐扩张,在出口处收缩为槽缝)在不同吹风比时孔下游及叶高方向上的气膜冷却效率^[19],图4给出了3种不同气膜孔结构图。研究表明,圆孔的气膜冷却效率随着吹风比的增加而显著地降低,其冷却效率沿叶高方向呈快速下降趋势。

前向扩张孔的冷却效率优于圆孔并且随着吹风比的增大而增大,射流在叶高方向上的扩展较广,在侧向孔间区域产生了较高的气膜冷却效率。缩放槽缝孔在不同吹风比下的冷却效率均高于圆孔和前向扩张孔,并在孔口下游较远区域,两个孔之间沿叶高方向的气膜覆盖性较好,整体冷却效果最好,这是由于缩放槽缝孔的射流结构具有典型的三维特征,且出口横截面积减小,导致了气流从孔入口到出口速度的加大。这些具有较高速度的冷气射流沿叶高方向的动量分量形成了对壁面的冲刷,而且缩放槽缝孔出口向外扩张,相邻两喷孔出口处距离较近,因此相邻两个孔喷出的气流,随着向两侧的扩展,气流发生混合,增强了冷却效果。另外孔轴线与流动方向倾斜,导致了较强的侧向动量和射流的更广扩展,使得沿叶高方向上的喷射出流连续,冷气覆盖面广,因此在孔下游远处两个邻近孔之间的区域,沿叶高方向气膜冷却效率较高。研究还发现,圆孔附近生成了强度和尺寸较大的反向涡旋对,前向扩张孔附近生成的涡旋与圆孔相比明显减小,缩放槽缝孔抑制了反向涡旋对的产生,提高了射流对壁面的贴附性,增强了壁面的冷却效果。刘存良等人对圆孔、扇形孔和收缩—扩张形孔的气膜喷射流动情况和冷却效率进行了对比研究^[20]。结果表明,圆孔射流的法向动量很大,生成了较强的耦合涡,冷却效率最低。扇形孔减弱了射流的法向动量,并产生了一定的展向速度,冷却效率得以提高。收缩—扩张形孔减小了射流的流向厚度,增大了射流的展向宽度,从而扩大了射流的覆盖区域,并形成了与其

它两种孔射流相比作用相反的耦合涡, 相对于圆孔和扇形孔, 其平均气膜冷却效率在吹风比为 0.5 在吹风比为 2 时, 分别提高了约 110%和 15%, 560%和 60%。

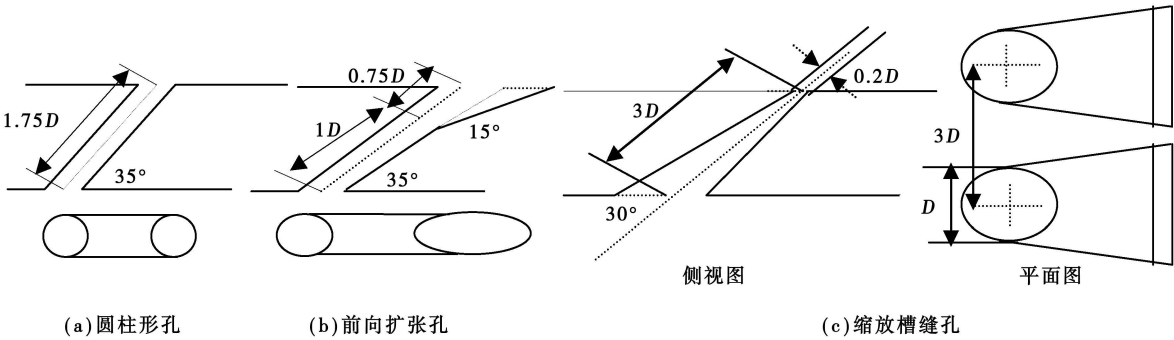


图 4 Azzì 等人所研究的 3 种气膜冷却孔的结构

5.4 长径比对气膜冷却特性的影响

在实际叶片中, 冷却工质通过内部通道供给外部冷却, 冷却工质的输送几何结构(气膜孔的长径比)可能影响射流下游的气膜冷却特性, 因而是另一个重要的影响因素。孔的输送通道几何结构一般是指, 冷却工质怎样进入气膜孔以及冷却工质的流动如何在气膜孔内变化。目前, 有关长径比对气膜冷却特性的影响都是针对圆孔进行的, 尚未开展新型气膜孔这方面的研究工作。

Seb 等人研究了孔的长径比(L/D)对孔下游冷却效率的影响^[21], 研究发现, 当气膜孔的长度较短时, 孔出口速度分布明显受入口射流分布的影响, 很不均匀, 冷气流速度变化急剧, 甚至会产生一种“喷射”效应, 这种“喷射”效应是当射流进入主流时, 出口截面上大多数区域的速度分布不均匀而引起的。“喷射”现象使得射流的初始动量增加, 射流垂直方向的动量分量使得冷气射流穿透主流边界层, 导致射流发生分离, 冷气射流在向下游发展的开始阶段逐渐抬离壁面, 冷气对壁面的保护作用变差, 冷气沿横向及孔下游的覆盖面小, 冷却

效率较低。随着孔长的增长, 冷气流在孔内的流动充分发展后, 速度分布向孔上游侧的分离减弱, 使得冷气射流从孔口喷出时速度变得较为均匀, 冷气对壁面的贴附性较好, 射流在向下游发展的过程中形成了较好的气膜保护作用, 冷却效率较高。Plesniak 研究了圆孔长径比等于 1 时的冷却流场特性^[22], 得到了冷气射流在气膜孔通道中的轨迹并解释了反向涡旋对的形成, 指出气膜孔内的垂直结构对形成反向涡旋对强度有很大的影响。研究发现, 与长径比大于 1 的圆孔相比, 长径比等于 1 的短孔其反向涡旋对的强度被大大地削弱, 有可能成为高性能燃气轮机叶片理想的气膜冷却方式。

6 结论及展望

本文对国内外气膜孔几何结构对涡轮叶片气膜冷却特性影响的研究成果进行了总结与分析, 着重论述了气膜孔结构对叶片前缘、叶片端壁以及对平板气膜冷却特性影响的研究现状, 详细介绍了气膜孔结构对气膜冷却传热特性影响的研究进展, 通过分析, 今后气膜孔的优化设计应侧重于

以下几个方面:

(1) 通过实验和理论研究, 进一步优化气膜孔结构, 综合考虑气膜孔尺寸、长度、间隔、形状以及相对透平叶片取向对气膜冷却的影响。应进一步研究圆孔不同开槽尺寸对其冷却效率的影响规律, 据文献检索的情况看, 一些研究者对比研究了圆孔和开槽圆孔的冷却效率, 发现开槽圆孔的冷却效率与圆孔的冷却效率相比提高了近 35%, 但对不同开槽尺寸(开槽深度和开槽宽度不同)圆柱孔之间冷却效率的对比研究尚未见报道。

(2) 在常规气膜孔上加装突片结构后, 可以强化气膜冷却的对流换热特性, 但是也增加了流动阻力, 因此这两方面因素的综合效应还有待于进一步研究。

(3) 研究新的孔形结构, 例如月牙孔、开槽孔, 缩放槽缝孔等, 掌握新型气膜孔各几何、工作参数对气膜冷却的影响, 深入研究新型孔提高气膜冷却效果的机理。目前, 国内尚未开展有关月牙孔的研究工作, 国外研究也大多集中在喷孔下游的传热特性上, 所以应该进一步研究月牙孔沿叶高方向的冷却效果及喷孔下游流场的流动特性并与其它孔型

进行系统地比较与分析,以期更好地了解月牙孔孔口的传热机理,为实际气膜孔的优化设计提供参考。

参考文献:

- [1] OU S, MEHENDALE A B HAN J C. Influence of high mainstream turbulence on leading edge film cooling heat transfer; effect of film hole row location[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1992, 114: 716—723.
- [2] AZZI A, JUBRAN B A. Influence of leading—edge lateral injection angles on the film cooling effectiveness of a gas turbine blade[J]. Journal of Heat and Mass Transfer, 2004, 40: 501—508.
- [3] 刘高文, 刘松龄. 喷射角对涡轮叶栅端壁气膜冷却传热的影响[J]. 推进技术, 2002, 23(6): 496—499.
- [4] 刘高文, 刘松龄. 喷射角对涡轮叶栅端壁气膜冷却的气动影响[J]. 推进技术, 2004, 25(3): 206—209.
- [5] LIGRANI P M, WIGLE J M, CIRIELLO S, et al. Film—cooling from holes with compound angle orientations. Part I: results downstream of two staggered rows of holes with 3d spanwise spacing[J]. ASME Journal of Heat Transfer, 1994, 116: 341—352.
- [6] EKKAD S V, ZAPATA D, HAN J C. Heat transfer coefficients over a flat surface with air and CO₂ film injection through compound angle holes using a transient liquid crystal image method[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1997, 119: 580—586.
- [7] GRITSCH M, SCHULZ A, WITTIG S. Heat transfer coefficient measurements of film cooling holes with expanded slots[R]. ASME Paper 98—GT—28, 1998.
- [8] 朱惠人, 许都纯, 郭 涛, 等. 气膜孔形状对排孔下游换热的影响[J]. 航空动力学报, 2001, 16(4): 360—364.
- [9] 姚玉, 张靖周, 李永康. 带三角形突片气膜冷却结构换热特性的数值研究[J]. 航空动力学报, 2006, 21(4): 658—662.
- [10] 杨卫华, 马国锋, 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(6): 978—983.
- [11] 杨卫华, 马国锋, 张靖周, 等. 气膜冷却孔几何结构对流量系数的影响[J]. 推进技术, 2005, 26(5): 413—416.
- [12] 张 驰, 赵梦梦, 林宇震, 等. 弯曲壁上开孔倾角对气膜孔流量系数的影响[J]. 航空动力学报, 2007, 22(7): 1127—1131.
- [13] HAN JE CHIN, DUITA SANDIP, EKKAD SRINATH V. 燃气轮机传热和冷却技术[M]. 程代京, 谢永慧, 译. 西安: 西安交通大学出版社, 2005.
- [14] SCHMIDT D L, SEN B, BOGARD D G. Film cooling with compound angle holes; adiabatic effectiveness[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1996, 118: 807—813.
- [15] 郭婷婷, 金建国, 李少华, 等. 不同出射角度对气膜冷却流场的影响[J]. 中国电机学报, 2006, 26(16): 117—121.
- [16] GRITSCH M, SCHULZ A, WITTIG S. Adiabatic wall effectiveness measurements of film cooling holes with expanded exits[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1998, 120: 549—556.
- [17] 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.
- [18] LU Y. Effect of hole configurations on film cooling from cylindrical inclined holes for the application to gas turbine blades[D]. Louisiana: Louisiana State University, 2007.
- [19] AZZI A, JUBRAN B A. Numerical modeling of film cooling from converging slot—hole[J]. Heat Mass Transfer, 2007, 43: 381—388.
- [20] 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.
- [21] SEB B, SCHMIDT D L, BOGARD D G. Film cooling with compound angle holes; heat transfer[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1996, 118: 800—806.
- [22] PLESNIAK M W. Noncanonical short hole jets in cross—flow for turbine film cooling[J]. ASME Journal Application Mechanism, 2006, 73: 474—482.

(编辑 伟)

新技术、新材料

燃气轮机的新材料

据《Turbomachinery International》2008 年 9~10 月号报道,最近 20 年,合金、涂层和陶瓷材料的进展有助于设计者设计出效率高、寿命长的高性能燃气轮机。

燃烧室火焰筒和燃气发生器涡轮叶片是燃气轮机主要的部件,它们面临许多挑战并且也从材料和加工的进展得到最大的收益。

燃烧室火焰筒使用了能更好耐高温、具有更好耐蠕变变形和耐疲劳的合金,如 Haynes 230 和 Haynes 214。

同时也使用热障涂层降低火焰筒金属的温度。热障涂层由直接涂在部件表面上的金属粘结涂层和在它上面涂上的陶瓷顶部涂层组成。

目前燃气发生器涡轮叶片材料首先必须是可铸造的。此外,它还必须具有极好的蠕变强度和耐疲劳性,并要求它们具有优异的微观结构稳定性。

叙说了叶片使用的新一代单晶合金和耐高温涂层。

(吉桂明 摘译)

气膜孔几何结构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 Geometrical Structures on Turbine Blade Air-film Cooling**[刊, 汉]/DAI Ping (1. College of Electromechanical Engineering, Qingdao University of Science and Technology, Qingdao, China, Post Code: 266061), LIN Feng (Gas Turbine Research Department, CSIC (China Shipbuilding Industrial Corporation) Harbin No. 703 Research Institute, Harbin, China, Post Code: 150036)// Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. — 2009, 24(4). — 415 ~ 420

A survey of the recent research results concerning the influence of turbine blade air-film geometrical structures on air-film cooling characteristics was given along with a description of factors affecting the air-film cooling effectiveness. Summarized were the recent research findings regarding the influence of air-film hole structures on air-film cooling effectiveness for blade leading edges and end walls as well as flat plates. The influence of air-film hole structures on the heat transfer characteristics of air-film cooling was expounded. Finally, it should be noted that the further optimization of air-film hole structures and the comprehensive consideration of the influence of air-film hole sizes, length, spacing, shape and orientation relative to turbine blades on film cooling performance as well as the study of new type air-film holes will be the focal point of future studies. **Key words:** turbine blade, air-film cooling, air-film hole geometrical structure, air-film cooling efficiency, heat exchange coefficient

全气膜覆盖掠叶片的几何成型与网格生成技术= **Geometrical Configuration of Full-size Air-film Cooling of Swept Blades and Grid Generation Techniques**[刊, 汉]/CHEN Kai, DONG Ping, HUANG Hong-yan, et al (College of Energy Source and Power Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin, China, Post Code: 150001)// Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. — 2009, 24(4). — 421 ~ 426

A relatively detailed description was given of the geometrical generation technology and complicated structured grid generation technique for full-size air-film cooled twisted blades. With respect to the generation of air-film cooling geometrical structures, the principle of development from a base level to complexity and from crudity to refinement should be followed. A detailed cooling configuration division shall be conducted only after the basic cooling parts have been identified. The formation of cooling cavities by cutting into slices is more easily realized than by a direct generation of entities. A detailed division process of a wholly structured grid topological structure in the air-film cooling design was given, and the merits and demerits of structured and non-structured grids for air-film cooling calculation were listed. The division of grids shall follow the procedure of from the bottom to the top and employing a layer-by-layer cutting mode. The grid of the cold air column portion should be generated by using an apex grid block construction method on the basis of cavity division. For bowed and twisted blades, the cooling hole layers at an approximately same blade height should be cut into a same layer to a maximally possible extent so that the grid division lines are not grouped too densely. The portion of low quality grid, resulting from the restriction of geometrical structure, shall occupy a minimum quantity of the grid total amount by adjusting the grid number. The above process does not affect the simulation calculation. **Key words:** gas turbine, bowed and twisted blade, whole air-film cooling, geometrical modeling, grid

影响高压涡轮流场和性能的几个关键因素数值分析= **Numerical Analysis of Several Key Factors Influencing the Flow Field and Performance of a HP (High Pressure) Turbine**[刊, 汉]/HOU Wei-tao, QIAO Wei-yang, LUO Hua-ling (College of Power and Energy Source, Northwest Polytechnic University, Xi'an, China, Post Code: 710072)// Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. — 2009, 24(4). — 427 ~ 431

In the light of the specific conditions of inlet gas flow of a HP turbine, by using a numerical simulation method, studied was the law governing the influence of such factors as high turbulence intensity and radial non-uniform total inlet temperature distribution etc. on the overall performance and flow field of the HP turbine. The research results show that the radial distortion of HP turbine inlet total temperature exercises a relatively small influence on its aerodynamic performance, the inlet turbulence intensity increases gradually from 1% to 10% and the HP turbine efficiency decreases by about 0.4%.