

燃气轮机叶片气膜冷却研究进展

戴萍¹, 林枫²

(1 哈尔滨工程大学 动力与能源学院, 黑龙江 哈尔滨 150001;

2 中国船舶重工集团公司第七〇三研究所, 黑龙江 哈尔滨 150036)

摘要:综述了近年来燃气轮机涡轮叶片气膜冷却技术的研究成果。介绍了气膜冷却的基本原理,总结了叶片端壁、顶部、前缘及尾缘区域气膜冷却的研究进展和气膜孔流量系数的研究状况,阐述了影响气膜冷却效果的各种因素及气膜冷却对气动损失的影响。最后指出将气膜冷却与其它涡轮叶片冷却技术相结合的复合冷却,应是未来涡轮叶片冷却技术的发展方向。

关键词:涡轮叶片; 气膜冷却; 传热系数; 流量系数; 气动损失

中图分类号: TK474.7

文献标识码: A

引言

在现代高性能燃气涡轮发动机中,随着涡轮前燃气温度的不断提高,涡轮叶片表面的冷却问题日益受到重视。在众多的冷却技术中,气膜冷却技术具有明显的优势和较强的应用前景。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,但由于受叶片材料耐热性能的限制,必须采用有效的冷却措施对透平叶片加以保护,使其免受高温腐蚀或损伤。气膜冷却是一种广泛采用的有效冷却技术,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。透平叶片采用气膜冷却后,可以提高透平进口温度,增加热效率,提高推重比及降低耗油率。图 1 和图 2 分别为典型的气膜冷却叶片及气膜冷却结构简图^[1]。

通常影响气膜冷却效果的因素有:(1)气膜孔的几何参数,包括气膜孔的喷射角度、孔径大小、孔长与孔径比、孔的间距和孔出口的形状等;(2)叶片的几何参数,包括叶片前缘形状、流向表面曲率、冷却工质输送通道几何结构和表面粗糙度等;(3)孔的气动参数,包括主流速度、吹风比、冷气流与主流的动量比、密度比、主流湍流度、气膜孔前边界层发展情况、压力梯度和不稳定尾流等;(4)其它因素,包括气膜孔下游间隙的存在、间隙泄漏等。

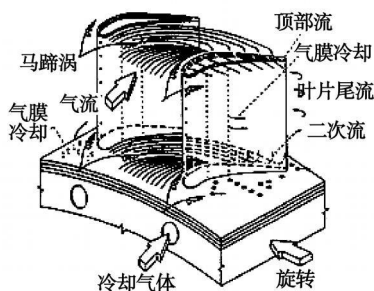


图 1 典型的气膜冷却叶片

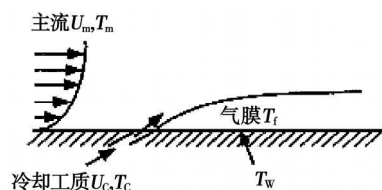


图 2 气膜冷却简图

阐述了气膜冷却基本原理的同时,总结了国内外涡轮叶片气膜冷却技术的研究成果,着重论述了动、静叶片的气膜冷却,叶片端壁、前缘的气膜冷却以及气膜冷却对气动损失影响的研究现状,并指出了今后应进一步研究的问题,为合理设计涡轮叶片气膜冷却系统提供参考。

1 静叶片的气膜冷却

喷嘴静叶处于燃烧室的出口下游,它承受着最高的燃气温度,而且也承受着由于燃烧室混合流动造成的自由流高湍流度。一般情况下,静叶片要求在内部冷却的同时,一些冷却工质向外喷出起气膜冷却作用。

Drost 等人对透平静叶的气膜冷却效果和传热进行了详细地研究^[2],透平叶片吸力面采用了单排和双排孔的气膜冷却,压力面采用单排孔气膜冷却,气膜孔相对于主流方向和叶高方向上都是倾斜的,以便增加在叶片表面

上的气膜冷却面积。双排孔气膜冷却与单排孔情况相比,冷却效率的变化趋势一致,只是在下游区高吹风比时产生的冷却效率更高一些,同时也造成了更高的传热系数,这是因为高吹风比时在射流孔下游较远的区域,射流的分离和再附着导致了较好的气膜冷却效果。

Ames 研究了透平静叶在自由流高湍流时的气膜冷却特性^[3]。研究表明,湍流度对压力面上的气膜冷却效果有显著的影响,在速比为 1.0 的情况下,高湍流度时射流口附近的冷却效率比低湍流度时的冷却效率高。然而,在速比较高和较低情况下,冷却效率会随着自由流湍流度的增加而减小。Ames 还研究了采用喷头冷却时自由流湍流度对吸力面冷却效果的影响,发现增大自由流湍流度使得所有情况下和所有位置的冷却效率都会减小。在高吹风比情况下,增大自由流湍流度产生的影响比低吹风比时小。

2 动叶片的气膜冷却

相对于静叶,动叶的气膜冷却技术更加复杂,工作叶片旋转时受到科氏力、离心力和离心衍生浮升力的作用,使内部冷却通道的流场变得异常复杂,改变了冷气流入气膜孔的状态,导致其呈现不同于静态气膜的流动和换热特征。除此之外,动叶还会受到静叶产生的不稳定尾流的干扰。

2.1 自由流湍流的影响

Mehendale 等人研究了透平转子叶片自由流高湍流的影响^[4],在有 5 个叶片的直叶栅上游放置栅格来产生自由流高湍

流。叶片有 3 排喷头,其中两排分别位于压力面和吸力面上,通过叶栅格尺寸和离叶栅位置的不同组合模拟 4 种不同的湍流度 0.7%、5.0%、13.4% 和 17%,并使用空气和 CO_2 模拟不同密度的工质。研究表明,随着自由流湍流的增大,努赛尔数增大而冷却效率减小,湍流度对努赛尔数的影响不如对冷却效率的影响那么明显。

2.2 不稳定尾流的影响

图 3 为不稳定尾流对气膜冷却叶片影响的示意图^[1]。Du 等人利用瞬态液晶技术研究了不稳定尾流对气膜冷却效果的影响^[5],发现在吸力面上,存在不稳定尾流时冷却效率明显降低,在压力面上,冷却效率有稍许降低。蒋雪辉等人在平面叶栅试验台上安装了尾迹发生器以产生不稳定尾流^[6],发现不稳定尾流通过两方面来影响气膜冷却效果,一方面是通过扰动气膜层来降低冷却效率,另一方面是通过改变局部吹风比来影响气膜冷却效果。

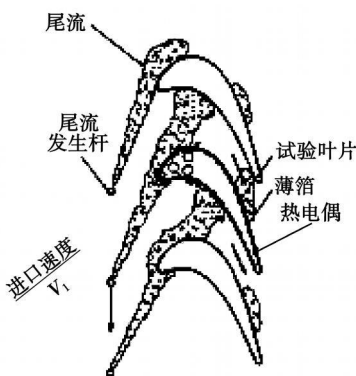


图 3 不稳定尾流对气膜冷却叶片影响简图

2.3 转速的影响

陶智等人数值模拟了转速对气膜与主流掺混区域的影响^[7],发现增加旋转速度会引起吸力面

气膜的分离,固定转速,降低表面曲率半径,压力面气膜发生分离,吸力面气膜冷却效果得到改善。

3 叶片端壁的气膜冷却

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二次流现象,使得对这一区域的气膜冷却难以有效实施,因此端壁气膜冷却的研究显得尤为重要。

Friedrich 等人使用氨-重氮技术得出了大尺度、低速透平直叶栅端壁冷却效率分布^[8],端壁实验表面涂了一层重氮膜,冷却空气中掺入了氨气和水蒸气,氨气和重氮涂层产生反应,在试验表面留下了黑度不同的踪迹,采用一种光学扫描仪可以得到黑度和相对浓度关系的标定曲线,这样利用热质传递类比就可以确定冷却效率。实验发现冷却效率沿孔下游方向增加,在紧靠压力面叶片前缘的下游存在一个高温区。

刘高文等人对前缘上游端壁有单排和双排孔冷却的大尺寸低速涡轮导向叶栅进行了气动和传热实验研究^[9],发现端壁气膜冷却在很大程度上受二次流的影响,冷却效果主要由吹风比决定,低吹风比喷射时,压力面附近的一个三角形区域没有冷气的覆盖,中、高吹风比喷射可以大幅度提高平均冷却效率并使冷气很均匀地覆盖在端壁上,双排孔喷射比单排孔喷射平均效率提高一倍左右。另外,刘高文等人在大尺寸低速平面叶栅风洞中研究了不同喷射角对端壁气膜冷却传热和流场结构的影响。研究表明,减

小喷射角度虽然能够显著地提高冷却效率,但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。

4 叶片前缘的气膜冷却

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多排气膜孔之间的相互影响等复杂流动条件同时发生,而且前缘的气膜冷却不仅影响整个叶片的热传导,还影响叶栅的气动性能,因此,前缘气膜冷却有效方案的设计既关键又困难。

4.1 吹风比的影响

朱惠人等人对叶片前缘多排圆柱形孔的气膜冷却换热进行了试验研究^[10],发现二次流出流会使孔排及其下游区域的平均换热系数增大,幅度随吹风比增大而增加,受主流雷诺数变化的影响很小。王虎齐等人对前缘带有两排冷却孔的高压涡轮叶栅进行了气膜冷却数值计算^[11],在不同的吹风比情况下得到了叶片型面的静压分布。结果表明,吹风比对叶片型面的压力分布影响不大,只是在冷却孔附近有较为明显的变化,由于冷气射流的注入,在冷却孔后出现了一对旋转方向相反的肾形涡,此时增大吹风比不会对旋涡产生明显的影响,但对旋涡下游流场的影响比较明显。

4.2 自由流湍流和不稳定尾流的影响

在实际发动机中,自由流高湍流是一个重要的参数,自由流高湍流可以明显降低气膜的保护作用并增大叶片表面的传热率。自由流湍流的影响是气膜冷却叶

片设计的一个重要参数。Mehendale 等人研究了自由流高湍流对气膜冷却叶片前缘模型的影响^[12],使用加热薄膜和热电偶测量了半圆形叶片前缘上的努塞尔数和冷却效率。发现自由流高湍流度可以造成低吹风比时冷却效率的降低和努塞尔数的少许增加。

Funazaki 等人使用辐轮式尾流发生器来模拟实际叶片中存在的周期性不稳定尾流对前缘气膜冷却效果的影响^[13]。研究发现,不稳定尾流可以使主流掺入气膜保护层,并使冷却效率降低,在自由流湍流度时,不稳定尾流的作用被减弱。

4.3 冷却工质与主流密度比的影响

在实际工况下,冷却工质的密度大于主流燃气的密度,冷却工质与主流燃气相比,压力较高、温度较低。Salcudean 等人在处于横向流中的对称叶片模型上研究了冷却工质密度的影响^[14],使用热质传递类比来测量绝热壁面有效度,研究了前缘上有单排孔和双排孔的情况。孔排位于与滞止点呈 $\pm 15^\circ$ 和 $\pm 44^\circ$ 的位置处,使用空气和 CO_2 作为冷却工质来模拟相对于主流的不同密度比。Ekkad 等人在圆柱形前缘滞止点两侧各有一排气膜孔的模型上研究了冷却工质密度和自由流湍流的影响^[15],并利用瞬态液晶技术来确定传热系数和冷却效率的分布。发现在同一吹风比下,冷却工质的密度比对努塞尔数分布的影响很小。对于两种冷却工质,努塞尔数都随着吹风比从 0.4 ~ 1.2 的增加而增加,较高值出现在沿着孔的方向上,并且在射流下游处增长至 3 倍。使用空气作为冷却工质时,冷却效率在吹风

比为 0.4 时最高,并随着吹风比的增高而降低,然而当使用 CO_2 作为冷却工质时,冷却效率的最高值在吹风比为 0.8 时取得。

4.4 气膜孔几何参数的影响

气膜孔几何结构是影响前缘气膜冷却性能的重要参数。Seo 等人研究了孔的长径比(L/D)对孔下游换热系数的影响^[16],研究发现,随着孔长的增大,孔出口速度变的均匀,冷却效率增大,而孔长较短时,孔出口速度分布明显受入口射流分布的影响,很不均匀,导致冷却效率的降低。Teng 等人研究了不同气膜孔形状和角度对冷却效率的影响^[17],发现带有扩展型出口的气膜孔,其冷却效率在高吹风比时比没有扩展型出口的气膜孔冷却效率高,而在低吹风比时相差不大。

5 叶片顶部的气膜冷却

透平叶片顶部是发动机中最关键的区域之一,顶部区域不耐用而且难以冷却,从压力面越过叶顶流向吸力面的间隙泄漏气流是顶部损坏的主要原因。

Kim 等人通过一个窄间隙的强制气流来模拟叶顶的泄漏气流^[18],气膜冷却工质可以从叶片顶部表面喷射、从靠近顶部的叶片压力面喷射,或是从凹槽顶部的腔室喷射,模拟用叶片是采用丙烯酸材料制成的,并在表面涂了一层薄的液晶层,使用瞬态液晶技术来研究叶片顶部的传热和气膜冷却效果。Kim 给出了采用离散槽、圆孔和压力面扩张孔喷射时,质量流量比对努塞尔数和冷却效率的影响。发现在离散槽射流时,除了最大质量流量比的情况,其它所有情况下通道进口的努塞尔数都呈典型的峰型分布,

在低质量流量比时,射流对努塞尔数分布的影响可以忽略不计。而冷却效率随着质量流量比的增大而显著增大,最高效率产生在紧靠槽的下游处,并且沿下游方向迅速减小;对于圆孔的射流,传热系数值随着从压力面至吸力面方向横向距离的增加而减小,而低质量流量比产生了低的冷却效率,即使在紧邻孔的位置处也是如此;扩张孔射流情况下努塞尔数变化很明显,顶部区域所有位置上的努塞尔数随着质量流量比的增加而增加,与圆孔射流相比,泄漏气流可能被推出顶部表面从而形成复杂的流场,而质量流量比对气膜冷却效果的影响并不明显。

6 叶片尾缘的气膜冷却

随着涡轮前燃气温度的不断提高,涡轮叶片的工作环境越来越恶劣。实践表明,涡轮叶片的尾部往往是高温部位,也最容易受热腐蚀而损坏,主要是由于叶片后部燃气侧流动往往已发展为湍流,使该部位换热强度增大,同时降低了上游喷出冷气的冷却效率,叶片内部冷气经途中吸热,到达尾缘时温度也相对较高,致使冷却作用较小。因此如何设计叶片尾缘冷却结构并了解其冷却特性,是整体涡轮叶片冷却结构设计的关键技术之一。

周超等人应用数值模拟方法研究了涡轮叶片尾缘斜劈缝气膜冷却的流场特性^[19]。结果表明,斜劈缝涡轮叶片尾缘气膜冷却中,出流冷气在主流的影响下呈先分离后附着的流动特征,对应叶背尾缘的温度先升高后降低。朱惠人等人针对涡轮叶片尾缘冷却结构特点^[20],建立了后台阶三

维缝隙结构气膜冷却特性试验台,测量了缝隙中心和肋中心下游换热系数和冷却效率的局部分布,研究了不同几何结构的影响,发现缝后中心线与肋后中心线的换热系数随轴向距离的增加而减小,随着缝高与唇厚比的减小,曲线变得比较平缓。缝隙中心下游的冷却效率沿流向呈逐渐下降趋势,肋中心下游的冷却效率呈先增加后下降的趋势,缝宽—肋宽比对下游冷却效率有较大的影响,缝宽—肋宽比越大冷却效率越高。

7 气膜孔形状对平板气膜冷却的影响

影响气膜冷却效率的因素众多,其中气膜孔的形状对冷却效率的影响尤为显著。因此各国学者长期以来一直致力于气膜孔结构优化的研究工作。

Ekkad 等人比较了两种复合斜孔和单一角度孔^[21],所有的孔都沿着主流方向倾斜 35° ,但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传热系数值,发现复合斜孔射流与单一角度孔射流相比,可以得到更高的传热系数,吹风比增大,这一影响也增强。Gritsch 给出了不同形状气膜孔射流下游当地传热系数比(h/h_0)的分布和冷却效率测量结果^[22],孔的形状分别为圆孔、扇形孔和后倾扇形孔。发现圆孔情况下的传热系数比值最高,冷却效率随着吹风比的增加而显著降低,由于扇形孔出口处横截面积的增加,导致传热系数比值很低,在气膜孔下游较远区域,冷却效率随着吹风比的增加而减小,但并不明显。Sargison 等人尝试采用一种新型的收缩槽缝形孔来改善气

膜孔的结构^[23],以期得到较好的气膜冷却效果和孔口气动性能。通过研究发现收缩槽缝形孔沿叶高方向上的喷射出流连续,冷气覆盖面广,且能够抑制反向涡旋对的产生,从而提高了射流对壁面的贴附性,增强了壁面的冷却效果。

8 气膜孔的流量系数

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。在工程应用中,要想确定每排气膜孔冷气的实际流量,必须测量单排孔的流量系数,流量系数既取决于孔的几何结构,也取决于孔上游和下游的气动参数。

Minchael 等人研究了内部横向流、外部横向流以及两者同时作用时对流量系数的影响^[24]。发现有外部横向流动时,流量系数随外部横向流马赫数的增大而减小。在小压比的情况下,减小趋势很明显,在压比较大的情况下,流量系数随外部横向流马赫数的增大有轻微的减小。在只有内部横向流作用的情况下,流量系数随内部横向流马赫数的增大先增大,达到一个峰值后开始减小。Gritsch 等人研究了带有扩展型出口的气膜孔流量系数^[25],对比了圆柱形孔、扇形孔及倒置扇形孔在相同工况下的流量系数值,发现带有扩展型出口的气膜孔流量系数要比圆柱形气膜孔的流量系数大。Gritsch 等人还研究了内部横向流动方向对流量系数的影响,所研究的气膜孔为圆柱形孔和具有扩展型出口的孔,其轴线与外部横向流平行,倾角为

30°,与内部横向流相垂直。在压比一定时,轴线与内部横向流动垂直的气膜孔其流量系数随内部马赫数的增大而减小。

国内学者对气膜孔的流量系数进行了大量的研究,倪萌和李广超等人分别研究的动量比、密度比、肋角度、肋高度以及旋转对气膜孔流量系数的影响具有代表性^[26~27]。向安定等人通过试验研究了不同吹风比和雷诺数下气膜孔流量系数值^[28],发现在不同位置气膜孔流量系数分布规律有较大区别,孔排位置一定时,流量系数主要由吹风比决定。

9 气膜冷却对气动损失的影响

气膜冷却是对高温燃气通流部件冷却的有效方法,然而它却降低了透平的热效率,造成了气动损失。

Day 研究了在典型的马赫数和雷诺数条件下圆形孔气膜冷却静叶的气动损失^[29]。结果发现,在压力侧每 1% 的气膜冷却空气可能会引起 0.2% 的气流动量损失,吸力侧的气流动量损失约为 0.5%。Friendrichs 等人研究了端壁气膜冷却空气动力学方面的问题^[30],给出了冷却端壁的滞止压力损失和二次流结构。吹风比增大时,通道涡位置更靠近端壁处,通道涡的核心随着吹风比的增大而下移。由于阻塞作用,冷气射流局部地影响着孔附近的压力场,而由于冷气射流与流道气流的相互作用,射流也影响流道的总压力场。乔渭阳等人应用叶栅风洞测量和分析了在叶片表面不同位置气膜孔喷气情况下涡轮叶栅流场与性能^[31]。发现前缘气膜孔喷气造成涡轮叶栅损失增大,且随喷气射流流量的增大而

单调增大。压力面后部加速流动区和吸力面前部加速区域随喷气流量的增大,损失呈先增大后减小的趋势。

10 气膜冷却和内流冷却的相互影响

为了优化冷却效果,目前涡轮叶片普遍采用气膜冷却和内流冷却相结合的复合冷却技术,以保证涡轮运转的可靠性。采用气膜冷却时,冷气从叶片的根部或者顶部流入叶片内部冷气通道,再从气膜孔喷出覆盖在叶片表面。内冷通道壁面通常布置扰流直肋或者斜肋,肋不仅可以起到改变气膜孔流量系数的作用,同时也会改变通道的流阻和换热特性。

目前国内外在这方面的研究还不多见。Douglas 等人研究了同时带肋和气膜孔出流的内流冷却通道的换热系数值^[32],发现由于气膜孔的出流改变了通道内的流动状况,从而影响了带肋壁面的换热系数。由于出流是在有气膜孔的一侧,由肋所导致的二次流和涡旋受出流影响而变得不对称,具有强烈的三维特性。倪萌等人对同时带肋和气膜孔出流的内流通道进行了详细的测量^[33],发现肋对气膜孔流量系数有着较大的影响,由于肋的存在,在内流通道产生的二次流明显影响了气流进入气膜孔时的流动方向,改变了入口损失。这说明通过对气膜孔流量系数的影响,内流情况将会对外部气膜冷却产生一定的影响。朱进容等人对一典型发动机旋转状态下涡轮叶片前缘冲击气膜复合冷却的流动与换热特性进行了研究分析^[34],发现对所研究的冷却结构,其流场和换热分布受到哥氏力、离心力和浮升力

的显著影响。

以上研究均显示气膜冷却和内流冷却相互关联,相互影响。因此在涡轮叶片冷却结构设计中应该考虑二者的相互作用,将现有的基本冷却方式相结合,以更有效地对涡轮叶片进行冷却,提高发动机的整体性能。

11 建 议

通过对国内外涡轮叶片气膜冷却技术研究成果的总结与分析,今后气膜冷却的研究应侧重于以下几个方面:

(1) 通过实验和理论研究,进一步优化气膜冷却性能,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。

(2) 透平叶片表面的光洁度随着发动机的连续运行而降低,叶片表面新增的粗糙度会影响初始设计的传热和气膜冷却特性,因此研究粗糙度对气膜冷却的影响也将是今后气膜冷却研究的重点。

(3) 间隙泄漏影响的研究,包括压力分布对缝隙泄漏量的影响、泄漏区气流的温度分布以及泄漏量对气膜冷却效果的影响。同时也应研究气膜冷却带来的副作用,如气膜射流产生的湍流流动,气膜冷却壁面的温降带来的热应力,气膜下游边界层的生长规律等。

(4) 为了优化冷却效果,将气膜冷却技术与其它涡轮叶片冷却技术相结合的复合冷却,应是未来涡轮叶片冷却技术的发展方向。例如将叶片前缘冲击冷却,叶片中部区域肋片扰动的蛇形冷却和叶片后缘的柱一肋式冷却与气膜冷却技术相结合。

参考文献:

- [1] HAN J E CHIN, DUTTA 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.
- [2] DROST U, BOLCS A. Investigation of detailed film cooling effectiveness and heat transfer distributions on a gas turbine air-foil[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1999, 121: 233—242.
- [3] AMES F E. Aspects of vane film cooling with high turbulence, part I: heat transfer[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1998, 120: 768—776.
- [4] MEHENDALE A B, EKKAD S V, Han J C. Mainstream turbulence effect on film effectiveness and heat transfer coefficient of a gas turbine blade with air and CO₂ film injection[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1994, 37: 2702—2714.
- [5] DU H, HAN J C, EKKAD S V. Effects of unsteady wake on detailed heat transfer coefficient and film effectiveness distributions for a gas turbine blade[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1998, 120: 808—817.
- [6] 蒋雪辉, 赵晓路. 非定常尾迹对叶片头部气膜冷却的影响[J]. 航空动力学报, 2005, 20(4): 540—544.
- [7] 陶 智, 杨晓军, 丁水汀, 等. 旋转状态下曲率对气膜与主流掺混区域的影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2007, 33(2): 132—135.
- [8] FRIEDRICHS S, HODSON H P, DAWES W N. Distribution of film-cooling effectiveness on a turbine endwall measured using the ammonia and Diazo technique[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1996, 118: 613—621.
- [9] 刘高文, 刘松龄, 朱惠人, 等. 涡轮叶栅前缘上游端壁气膜冷却的传热实验研究[J]. 航空动力学报, 2001, 16(3): 249—255.
- [10] 朱惠人, 许都纯, 郭 涛, 等. 叶片前缘气膜冷却换热的实验研究[J]. 推进技术, 1999, 20(2): 64—68.
- [11] 王虎齐, 陈党慧, 康 顺. 涡轮叶片前缘气膜冷却的数值研究[J]. 动力工程, 2007, 27(1): 6—10.
- [12] MEHENDALE A B, HAN J C. Influence of high mainstream turbulence on leading edge film cooling heat transfer[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1992, 114: 707—715.
- [13] FUNAZAKI K, YOKOTA M, YAMAWA-KI K. The effect of periodic wake passing on film effectiveness of discrete holes around the leading edge of a blunt body[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1997, 119: 292—301.
- [14] SALCUDEAN M, GARTSHORE I, ZHANG K, et al. An experimental study of film cooling effectiveness near the leading edge of a turbine blade[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1994, 116: 71—79.
- [15] EKKAD S V, HAN J C, DU H. Detailed film cooling measurements on a cylindrical leading edge model: Effect of free-stream turbulence and coolant density[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1998, 120: 799—807.
- [16] SEO B, SCHMIDT D L, BOGARD D G. Film cooling with compound angle holes: heat transfer[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1996, 118: 800—806.
- [17] TENG S Y, HAN J C. Effect of film hole shape on turbine blade heat transfer coefficient distribution[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2001, 15: 249—256.
- [18] KIM Y W, MEITZGER D E. Heat transfer and effectiveness on film cooled turbine blade tip models[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1995, 117: 12—18.
- [19] 周 超, 常海萍, 崔德平, 等. 涡轮叶片尾缘斜劈缝气膜冷却数值模拟[J]. 南京航空航天大学学报, 2006, 38(5): 583—589.
- [20] 朱惠人, 原和朋, 周志强, 等. 几何结构对后台阶缝隙气膜冷却效率的影响[J]. 推进技术, 2006, 27(4): 312—320.
- [21] 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.
- [22] 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.
- [23] SARGISON J E, GUO S M, OLDFIELD M L, et al. A converging slot-hole film-cooling geometry, part I: low-speed flat-plate heat transfer and loss[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2002, 124: 453—460.
- [24] MICHAEL G, ACHMED S, SIGMAR W. Method for correlating discharge coefficients of film-cooling holes[J]. AIAA Journal, 1998, 36(6): 179—185.
- [25] GRITSCH M, SAUMWEBER C, SCHULZ A, et al. Effect of internal coolant cross-flow orientation on the discharge coefficient of shaped film-cooling holes[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2000, 122: 146—152.
- [26] 倪 萌, 朱惠人, 裴 云, 等. 带肋壁与气膜孔内流通道中肋高度对流量系数的影响[J]. 燃气轮机技术, 2004, 17(2): 30—33.
- [27] 李广超, 朱惠人, 郭 涛. 旋转对内冷通道气膜孔流量系数的影响[J]. 推进技术, 2007, 27(5): 394—398.
- [28] 向安定, 朱惠人, 刘松龄, 等. 吹风比对涡轮动叶型面气膜孔流量系数的影响[J]. 西北工业大学学报, 2004, 22(1): 104—107.
- [29] DAY C R B, OLDFIELD M L G, LOCK G D. The influence of film cooling on the efficiency of an annular nozzle guide vane cascade[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1999, 121: 145—151.
- [30] FRIEDRICHS S, HODON H P, DAWES W N. Aerodynamics aspects of endwall film-cooling[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1997, 119: 786—793.
- [31] 乔渭阳, 曾 军, 曾文演, 等. 气膜孔喷气对涡轮气动性能影响的实验研究[J]. 推进技术, 2007, 28(1): 14—19.
- [32] DOUGLAS T, PHILIP P. Experimental heat transfer and bulk air temperature measurement for a multipass internal cooling model with ribs and bleed[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2001, 123: 90—96.
- [33] 倪 萌, 朱惠人, 裴 云, 等. 带肋的内流通道中气膜孔流量系数的研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2004, 17(1): 24—28.
- [34] 朱进容, 吴 宏. 涡轮叶片前缘冲击气膜复合冷却的数值研究[J]. 湖北工业大学学报, 2006, 21(1): 50—53.

(编辑 伟)

燃气轮机叶片气膜冷却研究进展 = **Recent Advances in the Study of Air-film-cooled Gas Turbine Blades**[刊, 汉]/ DAI Ping (College of Power and Energy Source Engineering, Harbin Engineering University, Harbin, China, Post Code: 150001), LIN Feng (CSIC (China Shipbuilding Industrial Corporation) Harbin No. 703 Research Institute, Harbin, China, Post Code: 150036)//Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. - 2009, 24(1). - 1 ~ 6

With turbine inlet gas temperatures ever increasing, the turbine blade-surface cooling problem of modern high-performance gas turbo-engines has received growing and unremitting attention. Among numerous cooling technologies, air-film cooling enjoys a conspicuous edge and relatively brilliant prospects for engineering applications. A survey of the recent research findings concerning the air-film cooling technologies used on gas turbine blades was given along with a description of the air-film cooling theory. Summarized were the advances in the study of air-film cooling technologies for blade end walls, tips, as well as leading and trailing edges, and the research results on the flow coefficient of air-film holes. Various factors influencing the air-film cooling effectiveness and their effects on the aerodynamic losses were expounded. Finally, it should be noted that a complex cooling mode combining the air-film cooling with other blade cooling technologies represents the development trend of the technologies under discussion in the near future. **Key words:** turbine blade, air-film cooling, heat-transfer coefficient, flow coefficient, aerodynamic loss

LNG 运输船的主动力装置 = **Main Propulsion Plants for LNG (Liquefied Natural Gas) Tankers**[刊, 汉]/ WU Qiong, WANG Chong, JI Gui-ming (CSIC (China Shipbuilding Industrial Corporation) Harbin No. 703 Research Institute, Harbin, China, Post Code: 150036), WANG Jian-feng (CNOOC Research Centre, Beijing, China, Post Code: 100027)//Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. - 2009, 24(1). - 7 ~ 11

A variety of main propulsion plants for LNG (Liquefied Natural Gas) tankers (referred to as LNG tankers for short) were analyzed. It is noted that although a tendency to change from the traditional boiler and steam turbine plants to diesel ones has emerged currently, the traditional boiler and steam turbine plants still predominate for LNG vessels in active service. During an in-depth investigation of the technology, the boiler and steam turbine plants have been found to undergo ceaseless improvements. With marine gas turbines securing a widespread use in military and civilian vessels, the study concerning main propulsion plants for LNG vessels enjoys a new development tendency. One can state that gas turbines have provided efficient, durable and environment-friendly main propulsion plants for future generations of LNG vessels. Regarding the application of LNG vessels, the main points for the design of boiler and steam turbine plants as well as gas turbine ones were briefly described. Two-stroke low-speed diesels and dual-fuel ones and their use on LNG vessels were also briefly explained and analyzed. **Key words:** LNG (Liquefied Natural Gas) tanker, main propulsion plant, boiler, steam turbine, gas turbine, diesel

不同损失模型对气冷涡轮 S2 流面优化影响的分析 = **Analysis of the Influence of Various Loss Models on the Optimization of Air-cooled Turbine S2 Stream Surfaces**[刊, 汉]/ JIN Jie, WEN Feng-bo, HAN Wan-jin, et al (Propulsion Theory and Technology Research Institute, Harbin Institute of Technology, Harbin, China, Post Code: 150001)//Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. - 2009, 24(1). - 12 ~ 18

S2 stream-surface direct problem was employed to perform the optimized design of a turbine. With due consideration of design variables, target functions and constraint conditions, investigated was the influence of various loss models on their optimized results. The calculation results show that the difference in the influence of the models in question on S2 optimized results is relatively big with the overall loss being reduced and the isentropic efficiency also being increased to various degrees. Hence, the use of a reliable and high-precision model is crucial for S2 stream surface optimization calculations and it is of the utmost importance to verify the existing loss models when compared with test data. **Key words:** turbine, loss