

大型燃气涡轮叶片冷却技术

张效伟, 朱惠人

(西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

摘要:近年来,随着大型燃气轮机性能的不断提高,为进一步减少有效气体的消耗,提出了汽雾两相流冷却方案,即涡轮叶片由空气冷却逐渐转向空气和蒸汽双工质冷却,现已日益成为研究的热点。大量研究表明,汽雾冷却具有冷却快、冷效高、流阻小和结构简单等优点,将在下一代高性能燃气轮机的涡轮叶片冷却中发挥重要作用。通过对带冲击气膜结构冷却的数值模拟,平均冷却效率明显提高,且低温区明显延长。

关键词:涡轮叶片; 叶片冷却技术; 蒸汽冷却; 汽雾冷却

中图分类号: TK469

文献标识码: A

前言

燃气轮机作为大型动力装置,广泛应用于发电及各种工业领域。其主要性能指标为系统循环热效率和输出功率,均随涡轮转子燃气进口温度(RIT)的增加而增加^[1~2];据计算,RIT在1 073~1 273 K范围内每提高100℃,燃气轮机的输出功率将增加20%~25%,节省燃料6%~7%。燃气轮机性能的不断提高,关键在于RIT的提高,而RIT的增加要考虑燃气轮机热端部件材料的耐温程度和低NO_x排放量。目前,RIT远高于涡轮叶片金属材料

的熔点,尤其下一代燃气轮机将以氢气和人造气为燃料,RIT将会更高,所以冷却必不可少^[3]。先进的冷却技术可使热端部件能承受更高的工作温度,提高燃气轮机的循环热效率,延长燃气轮机的使用寿命,提高了系统工作的安全可靠。据推算,如果无冷却导向叶片材料的使用温度能达到1 470 K,则该导向叶片采用内部对流冷却时,可使涡轮进口温度提高到2 200 K^[4]。由此可见,开展叶片冷却技术的研究具有十分重要的意义。

1 涡轮叶片冷却技术发展

早期的涡轮叶片没有采用冷却技术,由于受叶片材料的限制,RIT难以超过1 323 K。随着冷却技术和耐高温复合材料的发展,20世纪50年代有冷却的RIT最高为1 203 K,到了60年代,采用了气冷式涡轮后RIT突破了1 273 K,到60年代末RIT达到1 423 K,十年内RIT提高493 K,70年代和80年代初的RIT增加到1 643 K,十年内又增加了493 K,如图1所示。随着冷却技术的日益成熟,现在已形成了多种基本的涡轮叶片空气冷却技术^[5],如图2所示。

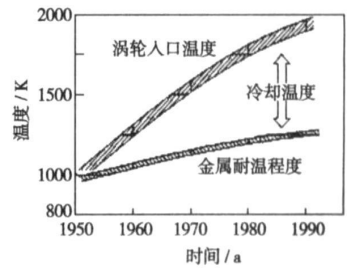


图1 RIT的逐年变化趋势

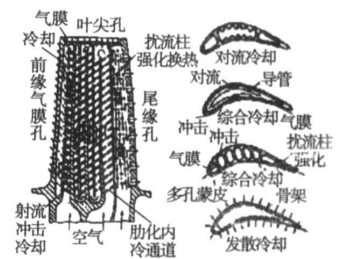


图2 涡轮叶片冷却及内部流道形式

改进涡轮叶片的结构和冷却系统,并大力发展先进冷却技术,是涡轮叶片冷却技术的发展方向,具体讲,要深入开展两方面的研究^[8~12]:

(1) 深入开展工程应用研究。通过优化和改进叶片结构参数和复合冷却方式的诸参数提高冷却效率,挖掘现有已成熟冷却技术的潜力,完善其性能并不断地应用于涡轮叶片冷却上。早在

20 世纪 70 年代后期, 英、美、俄罗斯和德国等发达国家先后研究和发明了组合结构涡轮冷却叶片, 如图 3 所示, 其主要优点是冷却快、冷效高和耗气少, 且 RIT 还可以再次提高, 减少了空气需要量, 从而提高和改善发动机的综合性能。

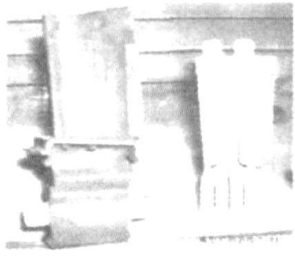


图 3 气冷叶片及其型芯^[13~15]

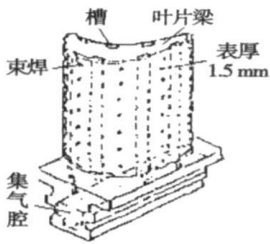


图 4 印度槽冷叶片^[16]

(2) 深入开展工程基础研究。大力发展基于新思想、新理论的先进技术, 为高性能燃气轮机的设计储备技术基础。随涡轮进口温度的不断提高, 压气机出口温度也进一步提高, 所需冷却空气量进一步增加, 这种情况下传统的复合冷却技术已不再适用, 有必要发展新型冷却技术。如新型空气冷却结构、印度槽冷结构(如图 4 所示)、日本热管技术以及新型冷剂和冷却系统。目前, 美国 GE 公司和日本三菱重工已将空气和蒸汽闭环双工质冷却成功应用于高性能燃气涡轮, 如图 5 和图 6 所示; 美国克鲁森

大学开展汽雾冷却涡轮叶片的基础性研究。

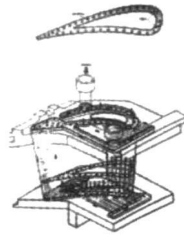


图 5 蒸汽冷却叶片方案图^[17~18]

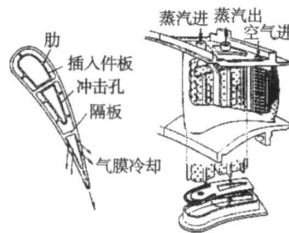


图 6 中压蒸汽冷却叶片

2 冷却介质的变化历程

随着燃气轮机的发展和应用, 气体冷却技术的应用成为可能, 空气冷却是来自不同压缩级的压缩空气作为冷剂对燃气涡轮的热端部件进行冷却。空气易得性和可用性, 使得空气冷却发展最早, 应用也最为广泛。随着燃气轮机性能的不提高, 冷却空气需要量随之增加, 冷却结构的改善对涡轮叶片冷却效果的提高相对贡献越来越小。据估计, 按现有传统复合冷却技术, 当高性能涡轮系统 $RIT > 1763\text{ K}$ 时, 约有 35% 的压缩空气用于热通道组件的冷却, 用于燃烧的空气更少, 这将大大减少了涡轮系统的循环热效率和输出功率^[20]。另外, 冷却空气的流道由于提高燃气轮机的初温 and 高压冷却空气的流动以及冷却空气与主流燃气

的掺混带来较大的热力和气动损失。这些因素将降低燃气轮机的热效率, 且各种损失还随冷却介质流量的增加而增加, 将与提高 RIT 的收益相抵消。

目前, 减少冷却空气消耗量的方法是: 一方面改进气冷结构和发展新型结构, 另一方面采用其它介质来代替空气作冷却介质。新介质既易得可用, 冷却效果又好, 且损失较小, 能保持已有冷却技术的结构简单性和可靠性。对大型陆用燃气轮机来讲, 水蒸气作为叶片冷却介质是首当其冲的, 蒸汽来源多, 且可再次利用, 在任何采用空气冷却的系统中使用, 不会使冷却叶片转子的结构和制造工艺变得复杂。与空气相比, 水蒸气冷却运行能耗低、损失小, 克服了空气冷却的所有不足, 可通过增加冷却蒸汽流量来更多地提高 RIT。因为蒸汽压力不受压气机出口压力的限制, 所以冷却蒸汽流量的增加, 冷却通道的流阻不会遇到什么困难。蒸汽冷却技术具有重要的工程价值和应用前景。

3 蒸汽冷却技术

蒸汽冷却技术就是以水蒸气作为冷媒对燃气轮机热端部件进行冷却的, 它是由 Mukherjee 首次提出的, 并在 BBC (现在的 ABB) 申请专利。

为减少燃烧室火焰筒和过渡段冷却以及透平叶片冷却消耗的空气量和冷却损失, 以更多地提高系统效率, 以蒸汽取代空气进行闭环冷却, 可以满足现有燃烧技术和高 RIT 条件下降低 NO_x 排放和减少冷却空气用量, 如图 7 所示。

蒸汽冷却在工程应用中具有

明显的优点。在高雷诺数下蒸汽的换热能力得到进一步地提高, 即便没有气膜冷却, 内部蒸汽冷却已可以满足涡轮叶片必须的冷却负载; 如果省去了气膜冷却, 涡轮叶片冷却结构得以大大地简化, 又避免了冷却气体与主流燃气的掺混而带来的空气动力和热损失, 燃气轮机循环热效率将得以明显提高; 另一个优点是理论上闭环蒸汽冷却无气膜冷却, RIT 有增加到火焰温度的潜力。目前这项技术日益完善, 并已成功应用于高性能燃气涡轮系统, 尤其是大型发电厂的热电联产技术成熟以后, 相应的闭环蒸汽循环冷却系统, 使用性和经济性更好, 如日本和美国的燃气涡轮生产商已将蒸汽冷却应用到产品中, 并进行改进性研究。研究和应用充分证明了蒸汽冷却既增加了联合循环功率, 又提高了燃气轮机的热效率, 还减少了 NO_x 的排放量。

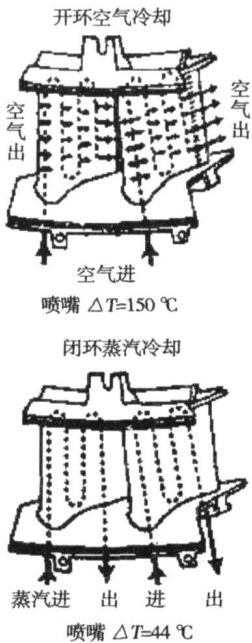


图 7 蒸汽与空气冷却叶片结构对比^[20]

蒸汽冷却虽具有突出优点,

但由于蒸汽消耗量较大, 约有蒸汽循环量的 80% ~ 100% 用于冷却, 所以冷却蒸汽在流动中将消耗较多的可用功率, 减少了汽轮机的输出功率, 从而导致系统总效率的减少。为进步改善蒸汽冷却的有效性, 减少蒸汽消耗量, 许多研究者和工程人员正致力于两相流冷却技术的研究。

4 汽雾冷却及其发展现状

汽雾冷却就是向蒸汽中添加水雾形成的汽雾两相流来改善蒸汽换热能力的一项冷却技术, 通过改善蒸汽的品质减少其消耗量, 既保证了有效的冷却, 又提高了涡轮系统的整体性能。当然, 许多专家学者和科研人员从已发展成熟的空气冷却技术着手对此进行了大量研究, 并取得了一些进展, 结果表明向空气加入雾时冷却效果较纯空气的冷却效果好, 但是由于水滴吸热后蒸发变成水蒸气, 又引入一个新组分, 其换热强化机理和液滴动力学方面极为复杂, 直至目前所有试验研究, 尚不适用于实际燃气轮机涡轮叶片冷却^[21], 由此向高性能大型燃气轮机的冷却蒸汽中添加水雾以强化换热的想法就产生了。

研究表明, 汽雾冷却与传统空气冷却相比, 换热系数较高、强化冷却效果好和结构简单, 且结构改变小, 可以采用现有的蒸汽冷却结构, 具有蒸汽冷却的所有优点, 换热系数较纯蒸汽流的高, 蒸汽的消耗量大大减少, 增加蒸汽轮机的输出功率, 提高了总效率; 易于管理和控制, 能确保冷却通道不被水滴堵塞以及内部冷却剂流中水雾的严重蒸发, 既克服了过多水冷却时产生的过冷现象, 又消除了沸腾所产生的流动不稳

定振颤的存在性。

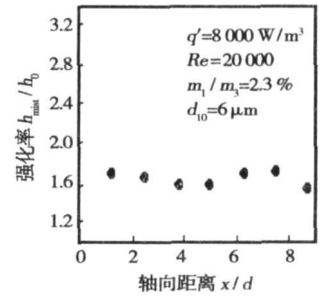


图 8 水平圆管冷效^[23]

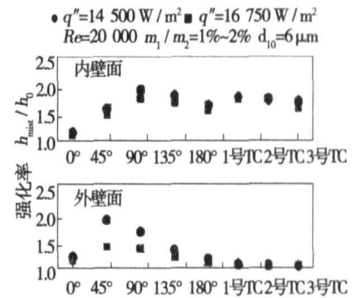


图 9 180°弯管冷效^[24]

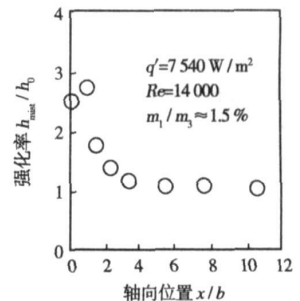


图 10 缝冲击平面冷效^[25]

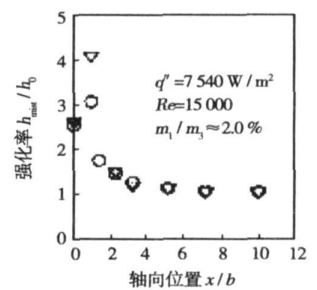


图 11 单排孔冲击平面冷效^[26]

美国克鲁森大学的科研小组

对汽雾冷却进行了一系列基础性研究,并取得一些进展。图 8 是 Guo 等人对加热直管内的汽雾流动及换热研究结果,结果表明当液滴尺寸为 2~12 μm、含量为 2.3% 时,整个管的平均换热系数强化为 160%; Guo 等人对水平 180° 弯管内的汽雾流动及换热进行了试验研究,总冷却强化在 40%~300% 范围,在测试段进口 45° 处甚至冷却强化高达 800%,图 9 为其中部分工况下的试验结果; Li 等人研究了有限缝汽雾冲击冷却加热平面,靶面临界点处的换热强化高达 280%,且还发现热流越低强化越明显,如图 10 所示。Guo 等人试验研究了汽雾单孔冲击冷却加热平板,结果显示当水雾含量为 1.5% 时,靶面临界点处的换热强化为 200%,直到沿流向 5 个直径处换热强化减小到接近零; Li 等人给出了汽雾单排离散孔的试验结果,如图 11 所示,变化趋势与单孔和有限缝相似,强化效果也较为明显,但在质量流量相同条件下,其换热系数变化趋势与有限缝的相似,而换热系数最大值是有限缝的 25%; Wang 等人研究了汽雾多排离散孔冲击冷却加热平面,结果显示强化效果较为明显,局部强

化竟高达 1 000%,如图 12 所示; Li 和 Graddis 等人研究了汽雾冲击冷却加热凹面的换热强化情况,并与加热平面进行了对比,如图 13 所示,二者变化趋势基本一致,但凹面下游区强化效果明显较高。Xianchang Li 等人对不同射流孔型进行汽雾气膜冷却数值模拟,结果显示都较纯蒸汽时具有明显强化效果。

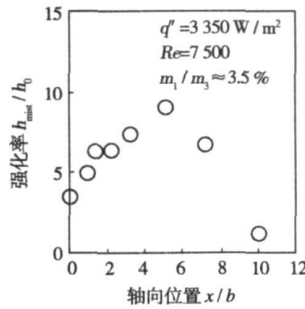


图 12 多排孔冲击平面冷效^[27]

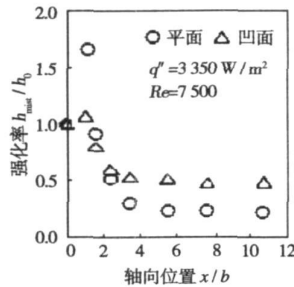


图 13 不同面冷效对比^[26]

王利峰等人对带冲击气膜冷却结构的空气和含蒸汽两相流冷却进行了数值模拟^[30],结果显示换热系数变化不大,但水蒸气体积分数为 0.5 时气膜在整个壁面上的横向平均冷却效率有明显提高,在 $x = 3d$ 处高出 31.6%,在 $x = 26d$ 处高出 19%;在水雾质量含量小于 5% 的情况下,低温区有明显的延长,如图 14 所示。

5 强化换热机理研究

为建立汽雾两相流换热计算模型,要考虑以下几种效应:一是两种单相对流换热共同作用使得各自的流动情况均发生了变化所产生的效应;二是细小颗粒使边界层急剧冷却所产生的效应;三是细小颗粒与壁面直接接触或碰撞所产生的效应。在对含固体颗粒的流体的研究发现,当固体颗粒质量含量为 80% 时,换热强化为 170%。由此可得当固体颗粒质量含量为 2% 时,所带来的换热强化仅约为 4%,第一种效应可以忽略。通过计算边界层急剧冷却效应模型预测增加的热量与雾的浓度几乎成比例,因此当雾含量不高的情况下,强化也是很小的,第二种效应也不太明显。

只有第三种效应才是换热强化的主要原因,对此科研小组做了大量的工作。应用商业软件 Fluent 对喷入冲击域的流动模型进行数值模拟,在不考虑升力和颗粒未因湍流而分散的情况下,液滴作为蒸汽的加速器,因为温度梯度和分子运动所致的动能交换而产生的热迁移很小,所以颗粒所受的力主要是相对运动的拉力。在给定颗粒碰撞密度和尺寸情况下,对冲击区冷却效果的试

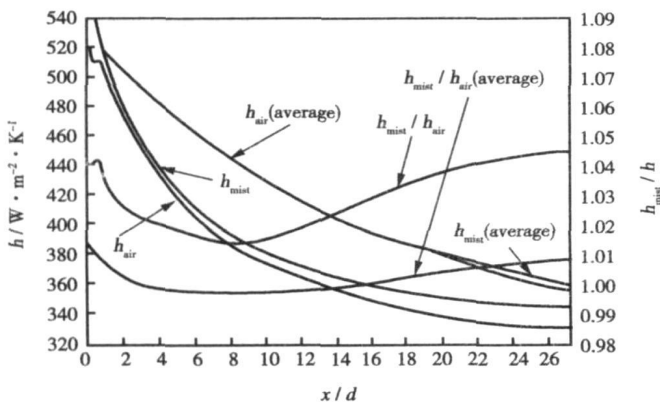


图 14 气膜冷却换热系数对比曲线

验显示壁温较高时壁面与液滴间的传热反而较少。这说明壁温相对独立于壁面与液滴间的传热, 也就是说在足够低的温度下所有液滴完全粘连并蒸发, 而在高温下下一层水蒸气膜却限制了热流, 且接触时间短暂。实际上, 液滴与接触壁面有足够长时间, 以产生一个充分的过热去克服一个恢复碰撞动态压力分布和表面变形所产生的压力。依据尺寸给定液滴撞击密度和速度, 计算的撞击净换热量与试验测量吻合较好, 仅相差 5%, 这说明液滴换热模型在一定范围内有效, 因为一方面韦伯数范围相对的小, 另一方面温度范围也有限制, 所以只能合理估计模型的有效性。

在气膜冷却结构中, 水雾有较空气和蒸汽高的对流换热系数, 且作为热沉吸收大量热量, 然后再吸热在叶片表面形成过热水蒸气膜, 这种两相流冷却方案是一种具有很大发展潜力。

6 强化换热影响因素

从对水平直管和喷口冲击加热面的研究来看, 汽雾两相流换热的影响因素较为复杂, 主要有冷却的几何结构、流体流动情况、壁温、换热量、雾浓度和液滴的大小及其分布等。在 Tao Guo 对水平加热直管的汽雾冷却研究中, 分析了壁面加热与不加热情况下汽雾的冷却效果, 还对雾浓度和液滴的大小及其分布进行了分析, 雾浓度过低, 液滴热沉作用不明显。反过来, 雾浓度过高, 易产生液膜, 造成局部过冷; 液滴过小, 不易穿过热边界层, 强化不明显, 液滴过大, 其随动性较差。而在弯管中, 由于二次流的存在, 使得大量液滴与壁面直接接触和碰

撞, 强化效果明显。在所有的冲击冷却结构中, 由于高速射流直接撞击壁面, 驻点区产生了高强化区, 也正是由于射流撞击壁面, 使得液滴进一步裂解, 增加了与壁面的直接接触, 加快了壁面附近粒子同气相间的换热, 从而产生较好的强化效果。在气膜冷却结构中, 主次流的相互关系对冷却效果具有明显影响。

7 结 论

(1) 自燃气轮机出现以来, 涡轮叶片冷却的尤为必要和重要。随燃气轮机性能的不断提, 涡轮前进口温度日益增加, 须要有新型冷却技术来提高涡轮叶片材料的耐温程度, 满足其温度越来越高的工作环境, 涡轮叶片冷却技术的发展目的只有一个, 那就是改善空气冷却的冷却效果, 减少有效空气的消耗, 发展蒸汽和汽雾冷却技术, 提高系统的整体性能。1 500 °C 级的闭环蒸汽冷却燃气轮机的出现, 标志着蒸汽冷却技术的成熟, 大量研究表明汽雾冷却具有冷却快、冷效高、流阻小和结构简单等优点, 将在下一代新型燃料高性能燃气轮机的涡轮叶片冷却中发挥重要作用, 是大型陆用燃气轮机的发展方向。

(2) 机理研究表明雾化两相流冷却的强化换热中液滴与壁面的直接接触和碰撞效应以及热沉效应发挥主要作用。由此可知冷却结构、流体流动情况、壁温、换热量、雾浓度和液滴的大小及其分布等, 均直接影响换热强化效果。

(3) 从大量基础研究的结果可知, 向冷却介质中加入水雾将大大改善其换热性能, 工程上具

有较强的可行性, 不过还没有实际使用条件下模拟研究。在系统工作过程中, 涡轮叶片表面的需换热量、壁温和冷却蒸汽消耗量以及水雾含量之间的协同是今后研究的方向, 这是汽雾冷却技术工程化必须的一步。

参考文献:

- [1] HAN JE 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] 曹玉璋, 陶智, 徐国强, 等. 航空发动机传热学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005
- [3] GUO TAO. Mist/ steam cooling in a heated horizontal tube[J]. Clemson: Clemson University, 1998.
- [4] 杨凡. 蒸汽冷却叶片的数值模拟研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2006.
- [5] 倪萌, 朱惠人, 裘云, 等. 航空发动机涡轮叶片冷却技术综述[J]. 燃气轮机技术, 2005, 18(4): 25-38.
- [6] 何小明, 常海洋. 高推重比发动机热端部件发展的技术途径与战略对策[J]. 航空科学技术, 1999, 6: 32-34
- [7] 刘世忠. 高效气冷叶片的最新动态[J]. 材料工程, 1999(7): 封二, 42
- [8] 江和甫, 胡正义, 邓化惠. 中国在燃气涡轮发动机燃烧和冷却技术方面的部分进展[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2000, 13(1): 1-4.
- [9] 吉桂明, 刘长和. 燃气轮机的技术和应用: 现状和展望[J]. 热能动力工程, 2000, 15(4): 339-343, 347.
- [10] 杨松鹤. GE 公司重型燃气轮机系列发展分析[J]. 燃气轮机技术, 2000, 13(1): 24-27.
- [11] 吴铭岚. 俄罗斯的燃气轮机状况[J]. 燃气轮机技术, 2001, 14(4): 1-11
- [12] 于达仁, 刘金福, 徐基豫. 面向 21 世纪的燃气轮机技术的发展[J]. 燃气轮机技术, 2001, 14(1): 14-53.
- [13] 顾国红, 曹腊梅. 熔模铸造空心叶片用陶瓷型芯的发展[J]. 铸造技术, 2002, 23(2): 80-83.
- [14] 张振斌, 马吉生. '98 中国精密铸造厂长代表团赴美考察报告[J]. 特种铸造及有色合金, 1999(1): 53-56.

[15] 刘小瀛, 王宝生, 张立同. 氧化铝基陶瓷型芯研究进展[J]. 航空制造技术, 2005(7): 26-29.

[16] PAI B R, KRISHNAMOORTHY V. 印度国家宇航实验室对冷却燃气涡轮叶片的研究[J]. 江和甫, 译. 燃气涡轮试验与研究, 2000, 13(2): 5-17.

[17] SATO M, KOBAYASHI Y, MATSUZAKI H, et al. Final report of the key technology development program for a next-generation high-temperature gas turbine[J]. J of Eng for Gas Turbine and Power, 1997, 119: 617-623.

[18] NOMOTO H, KOGA A, ITO S, et al. The advanced cooling technology for the 1 500 °C class gas turbines; steam-cooled vanes and air-cooled blades[J]. ASME J of Eng for Gas Turbine and Power, 1997, 119: 624-632.

[19] 淋汝谋, 金红光. 燃气轮机发电动力装置及应用[M]. 北京: 中国电力出版社, 2004.

[20] 黄庆宏. 汽轮机与燃气轮机原理及应用[M]. 南京: 东南大学出版社, 2005.

[21] WANG TING, GADDIS LEO J, LI XIAN-CHANG. Mist/ steam cooling for advanced turbine systems[R]. Clemson Department of Mechanical Engineering, Clemson University, 1999.

[22] WNAG T, GADDIS J L, GUO T, et al. Closed-loop mist/ steam cooling for advanced turbine systems[R]. Clemson Department of Mechanical Engineering, Clemson University, 1999.

[23] GUO T, WANG T, GADDIS JL. Mist/ steam cooling in a 180° tube bend[J]. ASME J Heat Transfer, 2001, 122: 749-756.

[24] LI X, GADDIS J L, WANG T. Modeling of heat transfer in a mist/ steam impinging jet[J]. ASME J of Heat Transfer, 2001, 123: 1086-1092.

[25] LI X, GADDIS J L, WANG T. Mist/ steam cooling by a row of impinging jets[J]. Int J of Heat Mass Transfer, 2003, 46: 2279-2290.

[26] WANG TING, GADDIS LEO J, LI XIAN-CHANG. Mist/ steam heat transfer of multiple rows of impinging jets // Proceedings of ASME Turbo Expo 2004 Power for Land[C]. Vienna: Sea and Air, 2004. 1-8.

[27] LI X, GADDIS J L, WANG T. Mist/ steam heat transfer of confined slot jet impingement[J]. ASME J of Turbomachinery, 2001, 123: 161-167.

[28] LI X, GADDIS J L, WANG T. Mist/ steam heat transfer with jet impingement onto a concave surface[J]. ASME J of Heat Transfer, 2003, 125: 438-446.

[29] LI XIANCHANG, WANG TING. Simulation of film cooling enhancement with mist injection // Proc of GT2005, ASME Turbo Expo 2005, Power for Land[C]. Nevada: Sea and Air, 2005. 1-11.

[30] 王利峰, 朱惠人, 郭文. 带冲击的两相气膜冷却特性数值模拟[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2006, 19(4): 43-47.

(编辑 伟)

能源利用

燃烧高炉煤气和炼油厂合成气的 V94. 2K 型燃气轮机

据《Gas Turbine World》2006年11~12月号报道, 意大利 Ansaldo Energia 开发、试验并正在运行的 V94. 2K 燃气轮机, 其额定输出功率为 170 MW。该燃气轮机专门设计成燃烧 BFG(高炉煤气)、气化的炼油厂产物和其它低热值气体, 并把燃油和天然气用于启动/ 停机和过渡工况。

2台 V94. 2K 燃气轮机已在 Sicily 市 ISAB 炼油厂运行近4年, 使用的燃料是从精炼残余物气化得到的合成气。

Ansaldo 工程师修改了标准的 V94. 2K 燃气轮机的燃烧器设计, 以排除过热器和积碳问题。

对于炼钢和高炉煤气项目, 燃烧器设计成能处理天然气、高炉煤气和炼焦炉煤气以可改变比例的混合物, 利用蒸汽回注控制 NO_x 排放。

为了使燃烧炼油厂的合成气、炼焦炉煤和高炉煤气的燃气轮机稳定燃烧, 需要采用先进技术的燃烧器设计、燃料处理设备和快速反应的燃烧控制系统。

(吉桂明 供稿)

大型燃气涡轮叶片冷却技术= **Blade Cooling Technology of Heavy-duty Gas Turbines**=[刊, 汉]/ZHANG Xiao-wei, ZHU Hui-ren (College of Power and Energy Source, Northwestem Polytechnical University, Xi'an, China, Post Code: 710072)//Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. —2008, 23(1). —1~6

In recent years heavy-duty gas turbine performance has undergone a continuous improvement. To further reduce the consumption of effective gases, the authors have proposed a steam-mist two-phase flow cooling scheme, under which turbine blades are cooled by mist-and-steam dual working media instead of air. The scheme in question has become the focus of study with each passing day. A great deal of research shows that the steam-mist cooling method enjoys a variety of merits, such as quick cooling, high cooling efficiency, small flow resistance and simple configuration etc., which will play a major role in the cooling of turbine blades of next-generation high performance gas turbines. A numerical simulation of the cooling process in an impingement gas-film structure has identified a significantly higher average cooling efficiency with the low temperature zone being extended remarkably. **Key words:** gas turbine blade, blade cooling technology, steam cooling, steam mist cooling

预旋对迷宫密封内流动传热特性影响的研究= **A Study of the Influence of Inlet Pre-swirl on Flow and Heat Transfer Characteristics of a Labyrinth Seal**[刊, 汉]/YAN Xin, LI Jun, FENG Zhen-ping (Turbomachinery Research Institute, Xi'an Jiaotong University, Xi'an, China, Post Code: 710049)//Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. —2008, 23(1). —7~10

By adopting a three-dimensional periodical model, a study was conducted of the flow and heat transfer characteristics of a labyrinth seal with a transpiration-type smooth surface. As a result, obtained was the variation relationship of the windage-heat coefficient of the labyrinth seal with circumferential mach numbers under two different flow rates with and without an inlet pre-swirl. The relationship in question was compared with that obtained from experimental values, empirical formulae and two-dimensional axially-symmetric models. It has been found that the above model can simulate relatively well the heat transfer characteristics of the labyrinth seal incorporating an inlet pre-swirl. Under a same flow rate and same inlet pre-swirl ratio, the windage heat coefficient will increase with an increase of rotating speed. At a same flow rate and rotating speed, the imposition of an inlet pre-swirl can significantly lower the total temperature rise in the labyrinth seal and reduce the windage heat coefficient, but will not influence the velocity field on a meridian plane. Under the condition of a same rotating speed and inlet pre-swirl ratio, an increase of the flow rate will lead to a decrease of the windage heat coefficient and an increase of the velocity on a meridian plane. The structure of the flow field, however, will not change. **Key words:** labyrinth seal, inlet pre-swirl, windage heat coefficient, numerical simulation

多级涡轮三维气动优化设计的可行性分析与实现= **Feasibility Analysis and Realization of a Three-dimensional Aerodynamic Optimization Design for a Multi-stage Turbine**[刊, 汉]/ZHAO Hong-lei, WANG Song-tao, HAN Wan-jin, et al (College of Energy Science and Engineering Harbin Institute of Technology, Habrin, China, Post Code: 150001)//Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. —2008, 23(1). —11~15

Due to the massive computation load and time as well as an excessively huge variable-sample database space specific to the three-dimensional aerodynamic optimization design of a multi-stage turbine, a long design cycle often results, which is difficult to cope with effectively in practice. With the development of computer software and hardware the computation ability of computers has seen a dramatic improvement. As a result, an effective integration of varied design methods has been implemented. A vigorous development of the three-dimensional aerodynamic optimization-design study of a multi-stage turbine, which combines a traditional design method with that of a modern automatic optimization design, represents an effective approach for overcoming the above-mentioned difficulties and realizing an optimization design of the turbine in question. The feasibility for combining a quasi-three-dimensional design with the multi-stage local optimization to realize a three-dimensional design of the turbine was analyzed with the aerodynamic optimization design process of the turbine being given. The quasi-three-dimensional design mainly involves a direct problem computation of stream surface S2. Based on the design in question, a preliminary design was performed for improving performance and determining the overall parameters, thus setting the stage for a further optimization design. Then, by employing a multi-stage local optimized design and