

文章编号: 1000-8055 (2004) 02-0219-05

大转角反弯叶栅气膜冷却实验研究

陈 浮, 杨 科, 宋彦萍, 王仲奇
(哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘要: 对大转折角气冷涡轮直、反弯叶栅出口流场进行了不同位置 10 排孔喷气及多排孔喷气等 26 套冷却方案测量。结果表明, 无冷气喷射时反弯叶栅内损失高于直叶栅; 压力面、吸力面近尾缘处喷气可降低叶栅损失; 反弯叶栅前部多排孔气膜冷却的损失增加值要低于直叶栅, 后部多排孔喷气则可降低叶栅损失。

关键词: 航空、航天推进系统; 气膜冷却; 大转折角; 反弯叶栅

中图分类号: V 233.41

文献标识码: A

An Experimental Study of Cooling Film in Negatively Bowed Cascade with Large Turning Angle

CHEN Fu, YANG Ke, SONG Yan-ping, WANG Zhong-qi

(Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: Transverse measurements are carried out at the outlet of the straight and negatively bowed turbine cascades with 106° turning angle respectively with and without cooling air injection from holes of the ten rows and from holes of several rows of the ten rows (totally 26 schemes). Experimental results show that negatively bowed cascade produces more energy loss than the straight one without cooling air injection. Cooling air injection from the holes on the pressure surface and from the holes on the suction surface near the trailing edge can reduce energy losses in both the straight and the negatively bowed cascades. The increase in loss is less in negatively bowed cascade than that in the straight one with cooling air injection from holes of several rows at the leading edge, whereas cooling air injection from holes of several rows at the trailing edge reduces the energy loss in the negatively bowed cascade.

Key words: aerospace propulsion system; cooling film; large turning angle; negatively bowed cascade

随着现代航空工业的发展, 高温涡轮冷却技术已成为提高发动机性能及可靠性的核心问题, 冷气掺混方面的研究也越来越受到重视^[1]。其中, 如何以尽可能少的冷却空气量达到最佳冷却效果, 同时使冷气喷射所带来的附加气动损失为最

小成为研究中的热点问题^[2]。另一方面, 应用弯曲叶片是增加涡轮负荷、减少端部能量损失、提高效率的有效措施。冷气射流的加入使得射流附近附面层迁移与低能流体分布受到了较大影响, 如果不采用合理的冷却方案, 弯叶片不仅不能达到

收稿日期: 2003-05-12; 修订日期: 2003-07-31

基金项目: 国家科技部 973 资助项目 (G1999022307); 黑龙江省自然科学基金资助项目 (E0204);

哈尔滨工业大学校基金资助项目 (HIT · 2002 · 44)

作者简介: 陈浮 (1970-), 男, 辽宁沈阳人, 哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院副教授, 博士, 主要从事叶轮机械气体动力学方面研究。

改善流场结构,降低气动损失的作用,反而可能使流场更加恶化。随着弯叶片的广泛应用,在弯叶栅中采用何种冷却方案,以进一步优化流场结构,也成为亟需解决的问题。

在大转折角(一般在 110° 以上)高压涡轮叶栅中,前缘涡、通道涡很强,高强度的上、下通道涡向叶栅中部发展,甚至可能在叶栅中部相遇,使得叶栅中的二次流损失较高^[3]。大转折角叶栅中的冷气掺混会使流动情况更为复杂。考虑到叶片冷却通常应用在涡轮高压级,而大转角涡轮高压级采用反弯叶片比正弯有效^[4],因此本文对 106° 转角下直叶栅(STR)、反弯叶栅(NCB)叶片表面不同位置 10 排孔和多排孔有冷气条件下的出口流场进行了实验测量,通过对直、反弯叶栅能量损失系数的比较,研究冷却二次流对反弯叶栅流场性能的影响。

1 实验装置

实验风洞为哈尔滨工业大学发动机气动研究中心大尺度低速平面风洞^[5],图 1 为实验叶片型线、冷却孔位置、喷射角度及测量面分布情况。冷气喷射孔直径为 2 mm,相对孔间距 $S/D=3$,冷气与来流喷射质量比为 1%。根据前期实验研究^[6]及数值模拟结果,喷射角度从孔 1~10 分别取 90° ; 120° ; 45° ; 30° ; 25° ; 90° ; 20° ; 30° ; 30° 及 120° 。来流弦长雷诺数 $Re=4.6\times 10^5$,来流总压 104400 Pa 。本文主要目的在于研究射流对流场气动损失影响,因而采用冷态空气作冷却介质。

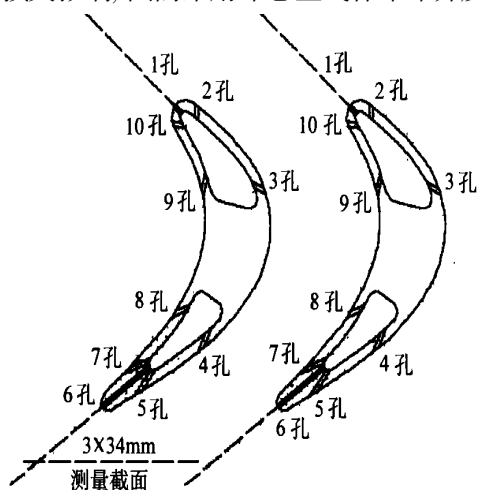


图 1 测量截面及冷气喷射孔布置

Fig. 1 Measuring section and direction of jet hole

2 实验结果和分析

2.1 无冷气喷射时直叶栅与反弯叶栅性能比较

王仲奇教授等人^[7,8]的研究表明,反弯叶栅中存在着反“C”型压力分布,中径附近吸力面和压力面型面压力均高于直叶栅,端壁附近上游横向压力梯度要低于直叶栅,下游横向压力梯度则高于直叶栅,反弯叶栅中的压力分布使得通道涡形成较晚。从图 2 所示的两种叶栅吸力面流线分布可清晰看出,由于反弯叶栅中存在反“C”型压力分布,沿中径指向端壁的压力梯度严重阻碍通道涡上升高度,使得叶栅通道涡分离线抬起高度明显低于直叶栅,同时也削弱了通道涡强度。图中反弯叶栅通道涡吸力面分离线位于出口处 24% 展向高度,而直叶栅中则达到 34% 展向高度。反弯叶栅中吸力面中径低能流体在反“C”型压力分

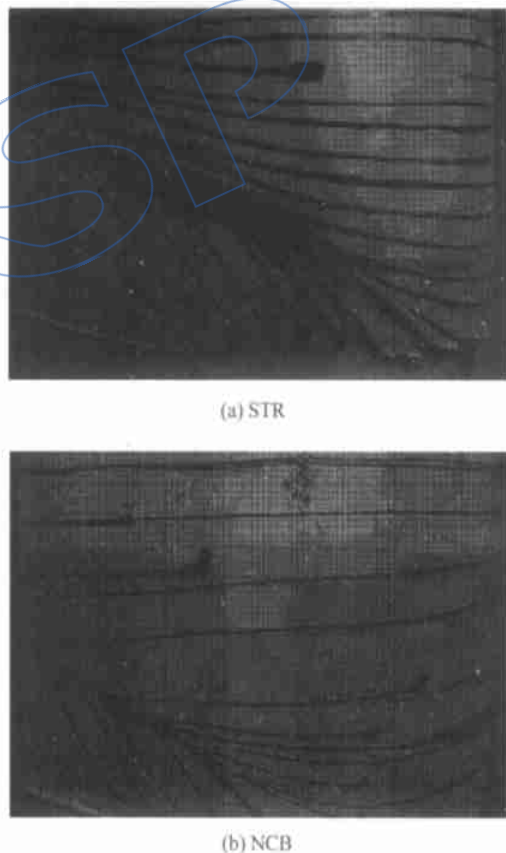


图 2 叶片吸力面表面极限流线

Fig. 2 Limited streamline on suction

布作用下向下迁移,而吸力面端壁角区低能流体在通道涡作用下沿壁面上升。在这两个相反压力梯度作用下,通道涡上方产生了一个新旋涡结构—壁面涡。反弯叶栅中壁面涡结构强度和尺度均较大,这种分布特点将对整个流场的涡系和损失

分布带来较大影响。

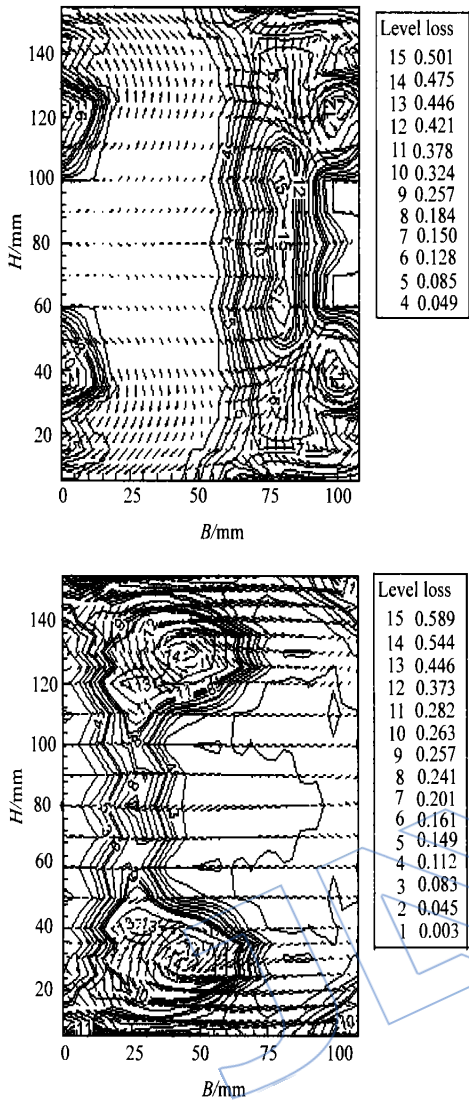


图 3 出口截面二次流和损失分布

Fig. 3 Distribution of streamline and energy loss

图 3 为叶栅出口流场矢量和能量损失分布, 可看到反弯叶栅中存在的通道涡、壁面涡、壁角涡使得其出口流场与直叶栅明显不同。在反弯叶栅中, 由于横向压力梯度高于直叶栅, 端壁附面层中低能流体更多的聚集在吸力面壁角区。反“C”型压力分布及壁面涡的存在, 也使叶片表面的低能流体进一步向吸力面壁角迁移, 20% 叶高以下的损失大大增加。大转角直叶栅中, 由于通道涡强度及尺度均较大, 通道涡在尾缘与尾迹相互干扰, 诱导产生了尾缘脱落涡, 其位置接近压力面中径处。通道涡在直叶栅出口截面处位置抬高, 将低能流体带到了更高的位置, 使得中径附近能量损失远高于反弯叶栅。

2. 2 冷却孔位置对出口流场的影响

无冷气喷射时反弯叶栅流道内的研究成果表明, 反“C”型压力使得叶片表面附面层中的低能流体有向端壁迁移的趋势, 使得端壁附近能量损失与直叶栅相比增加很多。同时, 反弯叶栅前缘鞍点位置向吸力面方向的移动, 导致通道涡形成较晚, 强度也不大, 吸附低能流体能力较低, 因此, 20% 展向高度以下区域能量损失远高于直叶栅。反弯叶栅中独特的流动情况, 使得冷气掺混过程与直叶栅中的情况有明显差别。

图 4 为直、反弯叶栅出口截面节距平均损失沿叶高分布。可以看出, 孔 1 喷气与无冷气喷射时的情形较接近, 由于喷气使前缘马蹄涡鞍点形成较早, 来流附面层有所增厚, 端壁附近损失稍有增加, 主要表现在 10% 叶高以内, 孔 1 逆主流喷气形成的气膜恰好覆盖在叶片表面, 虽然使型面附近损失增加, 但对整个流场的影响较小。孔 2 和孔 3 位于通道涡还未形成的吸力面前部, 冷气射流的加入加大了能量损失, 但掺混导致的低能流体在反“C”型压力分布作用下向端壁方向迁移, 使得中径附近的损失低于无冷气情况, 而 30% 叶高以下区域由于低能流体的积聚导致能量损失增加明显。

值得注意的是, 直叶栅孔 4 喷气时能量损失降低, 而反弯叶栅中损失则有所增加。其原因在于孔 4 喷气使得孔后壁面流线不再按照原来的方向流动, 而是在一定的区域内沿着冷气射流的方向流动, 这种现象可称为“栅栏”作用, 它阻碍了吸力面表面附近低能流体的径向迁移, 从而改变了通道涡分离线位置, 影响吸力面高损失区分布状况。直叶栅中的“栅栏”作用可以阻止低能流体向中径方向移动, 降低损失。而反弯叶栅中的“栅栏”作用削弱了壁面涡强度, 减弱了壁面涡对通道涡的压制作用, 使低能流体被通道涡带到了更高的位置, 因此使损失增加。

吸力面上孔 5 接近尾缘, 高能流体的加入提高了压力, 减小了与压力面之间的压力差, 改善了尾缘附近的流动, 能量损失降低显著。位于压力面尾缘附近的孔 7 喷气提高了压力, 增大了与吸力面之间的压力差, 使得尾迹损失增加明显。

由于压力面附面层一般为湍流状态, 易于保持稳定, 冷气射流的加入增加了流体能量, 不仅不会加剧附面层分离, 反而使流动更为稳定, 从而起到降低损失的作用。反弯、直叶栅中孔 8、孔 9 喷气时能量损失降低的幅度基本相同。孔 10 为

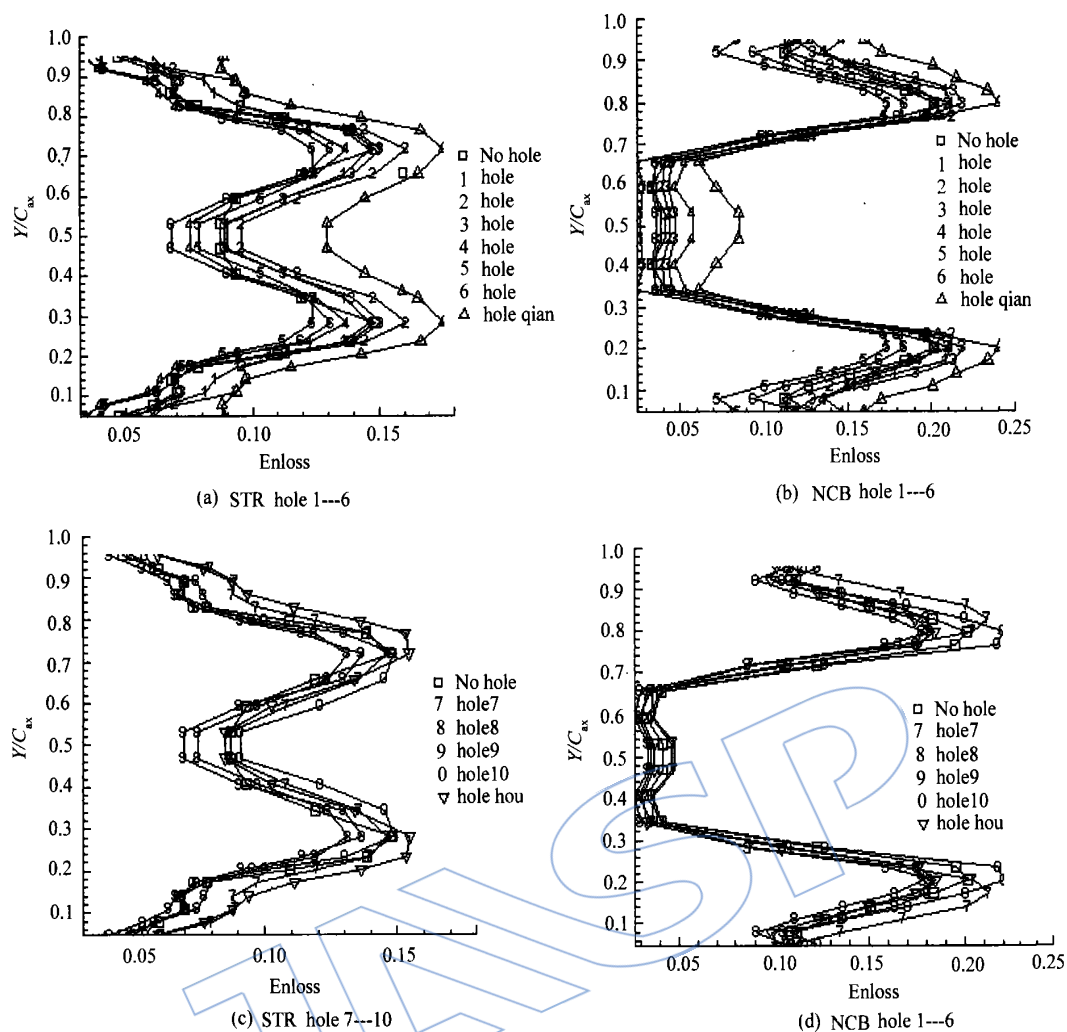


图 4 节距平均能量损失系数沿叶高的分布
Fig. 4 Change in spanwise distribution of loss at exit plane

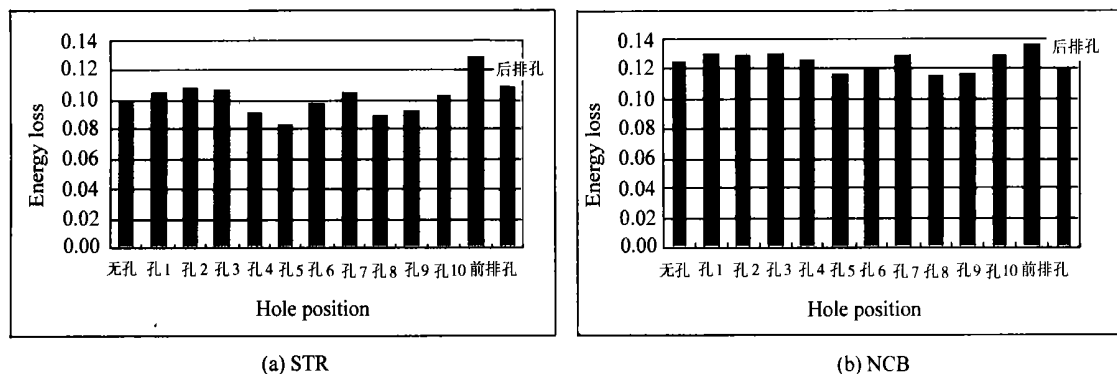


图 5 出口截面平均能量损失系数
Fig. 5 Change in mass-averaged loss at exit plane

逆主流喷气，由于该处主流速度较低，冷气喷射会对附面层带来较大破坏，且其下游处于逆压梯度区，从而加大了掺混程度，增加能量损失。

尾缘喷气时加入的具有较高能量的冷气，可

减小尾缘中反向涡对的尺度或吹除反向涡对，降低尾迹损失。如果加入冷气较多，则可能与通道涡发生相互作用，使得尾缘脱落涡增大，强烈的掺混作用将导致总损失升高。本文实验结果表明

直、反弯叶栅尾缘处孔 6 喷气时损失降低。

图 5 为叶栅出口截面总平均损失系数, 可以发现无冷气喷射时反弯叶栅出口损失值要高于直叶栅。当后部多排孔喷气时反弯叶栅损失减小的较为明显。前部多排孔喷气时, 反弯叶栅中损失增加要低于直叶栅中增加程度, 这为反弯叶栅中应用气膜冷却技术展现出了良好的前景。

3 结 论

(1) 反弯叶栅吸力面附近壁面涡与通道涡并存, 壁面涡强度较大, 且与通道涡旋向相反, 在这对旋涡共同作用下, 低能流体积聚在通道涡与壁面涡中间, 掺混损失较大。

(2) 吸力面后部孔 4 喷气时, 直叶栅损失降低, 反弯叶栅损失则提高, 其原因在于反弯叶栅中的“栅栏”作用使得壁面涡位置更靠近中径, 相应减小了对通道涡的压制作用, 通道涡把低能流体带到了更高的位置, 从而使高损失区位置提高。

(3) 由于高能流体的加入, 尾缘附近孔 5 和孔 6 喷气可显著降低损失, 压力面前部顺主流适量喷气将改善附面层流动状况, 降低压力梯度, 使流动更加稳定, 损失降低。

(4) 反弯叶栅中前部多排孔冷气喷射造成的损失升高小于直叶栅, 后部多排孔喷气时损失则

降低, 该结果为反弯叶栅中气膜冷却技术的应用展现了良好前景。

参考文献:

- [1] Hay N, Lampard D. Discharge Coefficient of Turbine Cooling Hole: A Review [J]. Trans of ASME, 1998, 120: 314–319.
- [2] Heidmann J D, Lucci B L. An Experimental Study of the Effect of Wake Passing on Turbine Blade Film Cooling [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2001, 123: 214–221.
- [3] 谭春青, 王仲奇, 韩万今. 大转角透平叶栅叶片正弯曲的实验研究 [J]. 航空动力学报, 1994, 9 (4): 413–415.
- [4] 安柏涛, 韩万金, 王仲奇. 弯叶片降低损失机理的实验研究 [J]. 热能动力工程, 2000, 15 (5): 498–501.
- [5] 陈浮, 宋彦萍, 王仲奇, 冯国泰. 前缘逆主流喷气时涡轮叶栅流场性能研究 [J]. 工程热物理学报, 1999, 20 (2): 176–180.
- [6] Chen Fu, Yang Hong. An Experimental Investigation on the Aerodynamic Performance and Flowfield Structure of Film-Cooled Turbine Cascade [R]. ASME Paper 99–GT–280.
- [7] Wang Zhongqi. Three-Dimensional Theory and Design Method of Bowed-Twisted Blade and its Application to Turbomachines [R]. Von Karman Institute for Fluid Dynamics. 1992–02.
- [8] 王仲奇, 苏杰先, 钟兢军. 弯扭叶片栅内减少能量损失机理研究的新进展 [J]. 工程热物理学报, 1994, 15 (2): 147–152.