

DOI: 10.7652/xjtuxb201403007

带槽双射流气膜冷却数值研究

廖高良, 王新军, 李军

(西安交通大学能源与动力工程学院, 710049, 西安)

摘要: 针对双射流气膜冷却在提高气膜冷却效率中存在横向冷却效果不佳的问题,提出了一种带槽结构的双射流气膜冷却方式,即在气膜孔出口处垂直于流向横开一槽,并在平均吹风比为 1.9 时,采用 CFX 商用软件及剪切应力输运湍流模型对带槽双射流结构的流动与冷却特性进行数值研究,获得了横槽倾角对气膜冷却特性的影响规律。研究结果表明:在相同孔间距下,带槽结构能明显改善气膜在被冷却壁面的横向分布,增大气膜的横向覆盖面积,有效提高气膜冷却效率;不同的横槽倾角对气膜冷却效率具有重要的影响,倾角均为 30°时的方案冷却效果最好;沿中心线远离气膜孔处出现未冷却区域,这可能与吹风比、横槽倾角、槽宽等参数有关。研究结果为射流冷却的流动与换热特性研究提供了参考依据。

关键词: 气膜冷却;带槽双射流;冷却效率;数值模拟

中图分类号: TK474.7 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2014)03-0034-05

Numerical Investigation to Double-Jet Film-Cooling with Trench

LIAO Gaoliang, WANG Xinjun, LI Jun

(School of Energy Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: Double-jet film-cooling is able to significantly improve the film cooling effect, whereas has poor lateral cooling result. A new double-jet film cooling with trench is presented. The film holes are embedded in transverse trench perpendicular to the flow direction. To consider the influence of trench inclined angles on the film cooling characteristic, commercial software CFX and shear stress transport (SST) turbulence model are applied to numerically investigate the flow and film cooling characteristics of the double-jet film-cooling with trench at the averaged blowing ratio of 1.9. It is shown that the configuration with trench obviously improves the film transverse distribution on the cooled surfaces, and increases the film transverse cover area and enhances the film cooling effectiveness. The trench inclined angle greatly affects film cooling effectiveness, which reaches the best in the case of 30°. An uncooled zone far from the film holes along the centerline is found, which may be related to the blowing ratio, trench inclined angles and trench width.

Keywords: film cooling; double-jet film-cooling with trench; numerical investigation; cooling effectiveness

提高燃气透平进口温度可以有效地改善燃气轮机的热效率,增加透平输出功率。现代燃气轮机航空发动机透平进口温度最高已经达到 2 000 K^[1],远远超过了目前金属材料所能承受的极限温度,为了

保证燃气轮机安全可靠的运行并延长使用寿命,必须对透平高温部件进行有效的冷却保护。气膜冷却作为一种重要的冷却保护措施,通过在被冷却表面形成一层气膜,使得金属材料与高温燃气隔开,从而

达到冷却保护的作用。近几十年来,国内外许多学者对气膜冷却做了研究,发现冷却孔结构与布局对气膜冷却效率的影响很大,改进和完善冷却孔结构是提高气膜冷却性能的重要途径。Goldstein(1969)最早研究了倾斜圆孔对气膜冷却效率的影响^[2]。Gritsch 等人对圆形孔、扇形孔和后倾扇形孔进行了研究,对比了它们的气膜冷却效率^[3]。Thole 等人实验研究了不同气膜孔出口形状的流动特性,结果表明成型孔具有较好的横向冷却效果^[4]。刘存良等对收缩-扩张型气膜孔冷却效率进行了数值研究^[5]。

Kusterer 等人为消除肾形涡对对气膜冷却效率的影响,提出了一种双射流气膜冷却结构^[6-10]。双射流气膜冷却结构是由一对相邻的具有相反复合角的圆形气膜孔组成。理想情况下,这种结构可以在气膜孔出口处形成一对对称的反肾形涡,阻止高温燃气向壁面卷吸并且可以使冷却气体更好地附着在被冷却表面上,从而提高气膜的冷却效率。Kusterer 等人提出的双射流结构横向冷却效果不佳,为达到足够的横向冷却效果需要在侧向布置更多的气膜孔来增加冷却空气的消耗。鉴于孔与孔之间的区域冷却效果比较薄弱,一些研究者提出了离散孔与缝槽相结合的思想。Lu 等人对单一孔带槽结构进行了研究,结果表明当槽深为 0.75 倍孔径时可获得最好的冷却效果^[11-12]。

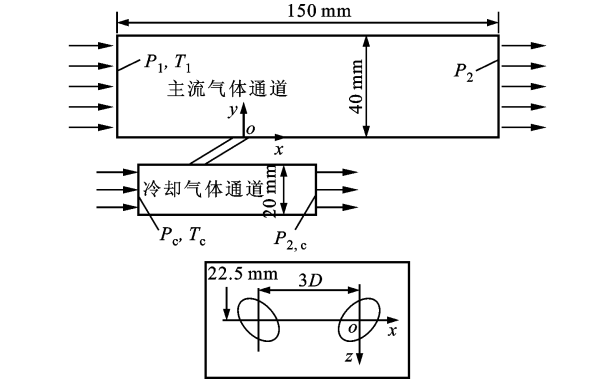
本文在双射流气膜冷却结构的基础上,结合前人对横槽结构的研究,提出了一种改进的冷却结构,即在气膜孔出口处沿着与流动垂直方向开一个横槽(带槽双射流气膜冷却结构),采用 CFX 商用软件,数值研究了带槽双射流气膜结构的冷却特性,并与原双射流气膜冷却结构进行了对比。

1 计算模型与数值方法

1.1 几何模型

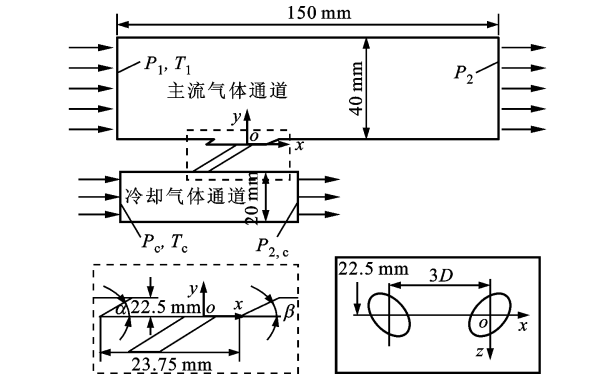
图 1 为 Kusterer 等人提出的双射流气膜冷却结构^[6]示意图,图 2 是本文提出的带槽双射流气膜冷却结构示意图。

为了便于对比,两种结构的气膜孔相对位置、孔径以及计算域完全相同,差别在于后者将双射流气膜孔布置在一个与主流方向垂直、宽 W 为 23.75 mm 的横槽内。取第 2 个孔出口中心为坐标原点,图中 x 表示主流方向, y 方向垂直主流向上, z 为横向;孔 1 与孔 2 沿 x 轴布置,孔间距 S 为 $3D$;气膜孔的孔径 D 为 3 mm,孔长 L 与 D 比值为 7,气膜孔轴线与主流方向的空间夹角为 30° 。根据 Lu 等人的研究成果选取槽



P_1, T_1 : 主流气体进口总压、总温; P_2 : 主流出口静压; P_c, T_c : 冷却气体进口总压、总温; $P_{2,c}$: 冷却气体出口静压; D : 气膜孔孔径

图 1 双射流气膜冷却结构和计算域示意图



α, β : 槽上、下游挡板倾角

图 2 带槽双射流气膜冷却结构和计算域示意图

深为 2.25 mm(即 $0.75D$)。本文数值研究了 Kusterer 提出的双射流结构和 5 种带槽双射流气膜结构的冷却特性,具体结构参数见表 1。

表 1 不同横槽结构的几何参数

方案	W/mm	D/mm	S	$\alpha/(^\circ)$	$\beta/(^\circ)$
Kusterer		3	$3D$		
A	23.75	3	$3D$	30	20
B	23.75	3	$3D$	30	30
C	23.75	3	$3D$	45	20
D	23.75	3	$3D$	45	30
E	23.75	3	$3D$	45	45

1.2 数值方法

采用 CFX 商用软件对 Kusterer 的双射流结构和带槽双射流结构的气膜冷却特性进行了数值模拟。由于结构的复杂性,所以将整体计算域分割成 3 个部分:冷却气体通道、气膜孔和主流气体通道。对这 3 部分采用不同的网格生成方法,其中冷气和主流气体通道采用六面体结构化网格,气膜孔及附件区域采用四面体非结构化网格,网格均在 ICEM

CFD中生成。为保证计算的准确性以及节省计算机资源,对网格进行了无关性验证以获得最优网格数目。如图3所示,对Kusterer方案的网格无关性进行了验证,结果表明,当网格数大于110万时则认为数值与网格数无关。对所有结构,本文最后选取网格数为110~140万作为计算网格数目。将壁面第1层网格 Y^+ (Y Plus)值控制在5~30之间,以满足湍流模型对壁面网格布置的要求。

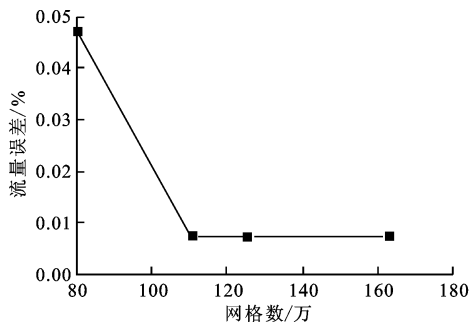


图3 网格无关性验证

Kusterer在吹风比为1.0时,研究了双射流结构的气膜冷却特性^[8],本文采用SST湍流模型对双射流结构进行了数值模拟,计算模型和边界条件与文献^[8]中的条件完全相同。图4是数值计算结果与实验数据^[8]的比较曲线,图中横坐标 x/D 是轴向的相对值,纵坐标是绝热气膜冷却效率

$$\eta = \frac{(T_{aw} - T_{\infty})}{(T_c - T_{\infty})} \quad (1)$$

式中: T_{aw} 为绝热壁面温度; T_{∞} 为主流气体进口总温; T_c 为冷却气体进口总温。

吹风比为冷气与主流气体的质量流量比

$$M = \frac{\rho_c u_c}{\rho_{\infty} u_{\infty}} \quad (2)$$

式中: ρ_c 为冷却气体密度; u_c 为冷却气体速度; ρ_{∞} 为主流密度; u_{∞} 为主流速度。

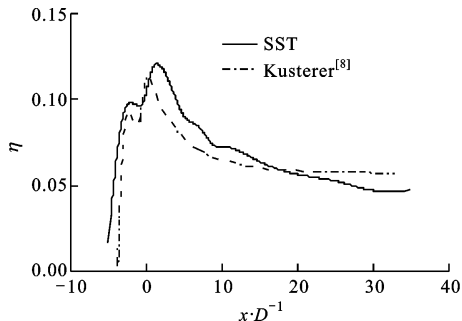


图4 数值计算结果与Kusterer实验数据的比较曲线

从图4中可以看出,模拟结果与实验结果吻合较好,说明SST模型是适用的。本文后续的计算均采用SST湍流模型。

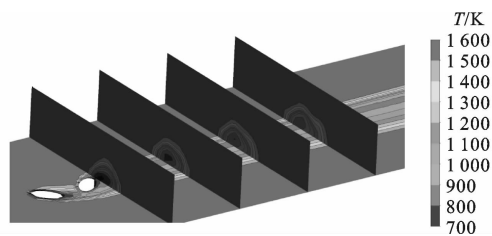
1.3 边界条件

冷却气体和主流气体为理想空气,对于气膜孔出口, $M=1.9$ 。主流进口和冷却通道进口均给定总压总温,压比和温比分别为0.875,2.286;主流与冷却通道出口给定静压,压比为0.812,湍流强度为5%,沿 z 轴两侧设为周期性壁面,其余面均为无滑移绝热壁面。

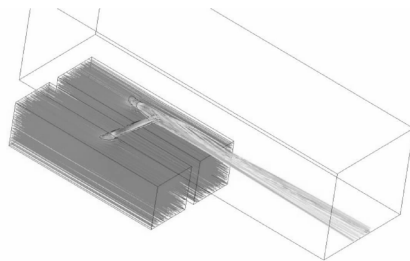
2 计算结果与分析

2.1 温度分布与流线图

为了分析带槽与不带槽双射流气膜冷却结构的流动与换热特性,选取了Kusterer方案和B方案作为分析对象。图5、图6分别为Kusterer方案和B方案沿流向不同截面的温度分布云图与流线图,所选取的截面依次为 $x/D=1,6,11,16$ 。从截面上的温度分布可以看出,被冷却区域沿高度方向不断增加。从气膜孔出口喷出的冷却气体具有垂直方向的速度分量,沿流向冷却气体不断被抬离壁面,射入主流区并与主流气体混合,从而导致主流区温度降低,下游远离孔的区域冷却效果不佳。导致冷却气体抬离壁面的主要因素是在壁面附近形成了肾形涡。肾形涡使得主流高温气体冲击壁面,冷却气体不断被抬离壁面,降低了气膜冷却效率。虽然双射流气膜冷却结构形成一对相反的肾形涡,可以在一定程度上减少冷气的抬离,但并没有形成理想的对称反肾形涡对,因此仍有部分冷却气体射入主流,导致冷却效果降低。



(a)温度分布



(b)流线图

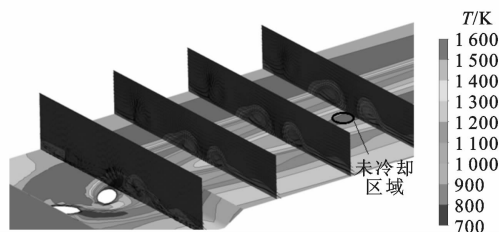
图5 Kusterer方案沿流向不同截面的温度分布云图和流线图

可以看出,沿流向壁面温度逐渐升高,即冷却效

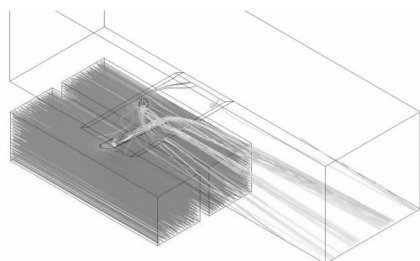
果不断降低,这主要是因为冷却气体射入主流,与主流混合,减少了与壁面接触的冷气流量,导致壁面温度上升。Kusterer 方案,在气膜孔出口处冷却气体速度低于主流气体,受主流气体影响不断向孔下游发展,使得横向流动较弱,无法在横向形成有效的气膜保护,如图 5 所示

对比图 6 和图 5,带槽双射流结构(如 B 方案)在横向形成了较宽的冷却保护区域,相比于 Kusterer 方案具有更好的横向冷却效果。带槽双射流结构中,主流气体经过横槽结构时,面积突然增大,流动速度降低。在冷却气体动量不变的情况下,冷却气体与主流气体的动量比增大,使得主流对冷却气体的影响降低,从而减小了冷却气体横向流动的阻力,增加了横向气膜的覆盖率,改善了整体气膜冷却的效果。由流线图可以看出,冷却气体具有较宽的横向分布。

受冷却气体横向分布的影响,带槽双射流气膜冷却结构沿孔中心线下游 $x/D > 12$ 处出现狭窄的未冷却区域,如图 6 所示。冷却气体在横向覆盖区域的增加,使得中心区域冷却气体量减少,从而导致在孔的下游中心线附近出现未冷却区域。为提高带槽双射流结构的气膜冷却效果,可以通过改变槽的结构参数等方式来改善孔下游区域中心线附近的冷却效果,这需要对槽结构进行更深入的研究,具体工作还在进行中。



(a)温度分布



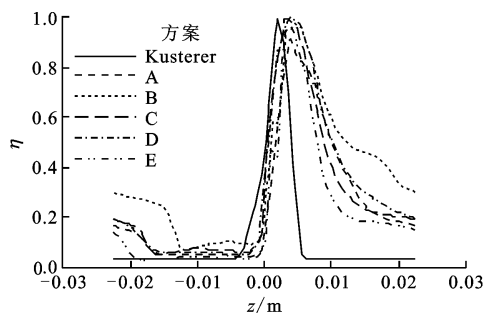
(b)流线图

图 6 方案 B 沿流向不同截面的温度分布云图和流线图

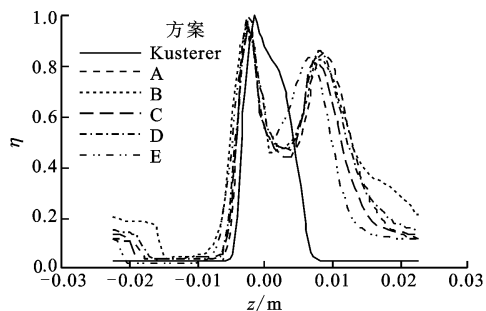
2.2 气膜冷却效率

实际上,燃气轮机透平各部件内部有热量交换,

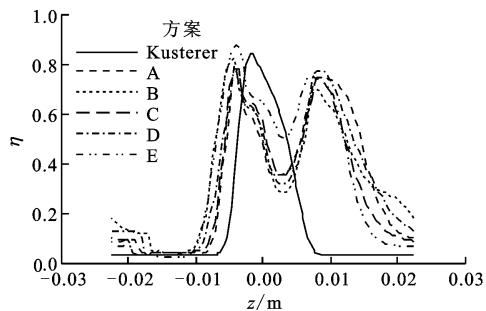
并不是绝热的。模拟真实的冷却过程需要考虑流体与固体之间的流热耦合。本文只是对带槽双射流气膜冷却结构的机理进行了研究,故假设壁面是绝热的。绝热气膜冷却效率是评判气膜冷却效果的参数。沿流向选取截面 $x/D = -2$, $x/D = 1$ 和 $x/D = 6$,图 7 为不同截面横向绝热气膜冷却效率的分布。Kusterer 双射流结构只在 $-0.005 \text{ m} < z < 0.006 \text{ m}$ 范围内形成气膜冷却保护。相比于 Kusterer 方案,带槽双射流结构在横向具有更好的气膜冷却效果,在 $-0.005 \text{ m} < z < 0.025 \text{ m}$ 以及 $z < -0.016 \text{ m}$ 区域均可以形成有效的冷却保护。



(a) $x/D = -2$



(b) $x/D = 1$



(c) $x/D = 6$

图 7 不同截面横向绝热气膜冷却效率分布

图 8 给出了 Kusterer 方案以及 5 种带槽双射流结构的横向平均绝热气膜冷却效率沿流动方向的分布。横向平均绝热气膜冷却效率是对横向面积积分得到的,由图 5 和图 6 可以看出,部分横向区域并

没有被冷却,从而导致横向平均气膜冷却效率较低,均小于 0.45。从图 7 可以看出,带槽双射流冷却结构(A、B、C、D 和 E 方案)的气膜冷却效率远高于不带槽双射流冷却结构(Kusterer 方案)的冷却效率。B 方案的平均气膜冷却效率最大值出现在槽上游挡板处,受挡板的影响,冷却气体紧贴壁面并且向两侧流动,使得挡板附近气膜冷却效率增加。A 方案的气膜冷却效率在孔出口处达到极值,然后随着冷却气体与主流的混合逐渐减小。同时,由于缺少挡板的作用,所在第一个气膜孔的上游冷却效率几乎为 0。在平均吹风比为 1.9 时,B 方案具有最好的气膜冷却效率,最大气膜冷却效率为 Kusterer 方案最大效率的 3.43 倍。在第二个气膜孔出口下游,即 $x/D=3$ 处,各结构平均气膜冷却效率达到极大值,其中 B 方案的气膜冷却效率为 0.418 06,远大于 Kusterer 方案的 0.113 22,其余 4 种结构的平均气膜冷却效率分别为 B 方案的 0.853、0.807、0.906 和 0.884 倍。

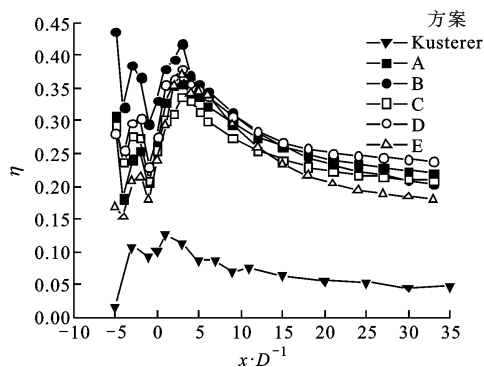


图 8 横向平均绝热气膜冷却效率

3 结 论

本文提出了带槽双射流气膜冷却结构,在平均吹风比 1.9 条件下对双射流冷却和不同槽结构双射流冷却进行了数值研究,结论如下。

(1)带槽双射流冷却结构可以很好地改善气膜在被冷却壁面的横向分布,增大气膜的横向覆盖面积,有效地提高了气膜冷却效率。

(2)所选取的 5 种带槽双射流冷却结构中,B 方案具有最好的气膜冷却效果。

(3)对于带槽双射流结构,沿中心线远离孔(下游 $x/D>12$)处出现未冷却区域,这可能与吹风比、横槽倾角、槽宽等参数有关。要深入了解带槽双射流冷却的流动与换热特性并改善孔下游区域的冷却效果,还需要对不同吹风比以及槽结构进行更多的研究。

参考文献:

- [1] 王文三,唐菲,赵庆军,等. 新型双射流冷却孔对气膜冷却效率影响的研究 [J]. 工程热物理学报, 2011, 32(8): 1291-1294.
WANG Wenshan, TANG Fei, ZHAO Qingjun, et al. An investigation of the effect of new-type double-jet film cooling hole on film cooling effectiveness [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2011, 32(8): 1291-1294.
- [2] R J GOLDSTEIN. Film cooling following injection through inclined circular tubes [C]// Israel Annual Conference on Aviation and Astronautics. Israel: NASA, 1969.
- [3] GRITSCH M, SCHULZ A, WITTIG S. Adiabatic wall effectiveness measurements of film cooling holes with expanded exits [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1988, 120(3): 549-556.
- [4] THOLE K, GRITSCH M, SCHELZ A, et al. Flow-field measurements for film cooling holes with expanded exits [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1998, 120(5): 327-336.
- [5] 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): 992-996.
LIU Cunliang, ZHU Huiren, BAI Jiangtao. Study on the physics of film-cooling effectiveness enhancement by the converging-expanding hole [J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(4): 992-996.
- [6] KUSTERER K, BOHN D, SUGIMOTO T. Double-jet ejection of cooling air for improved film cooling [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2007, 129(10): 809-815.
- [7] KUSTERER K, BOHN D, SUGIMOTO T. Influence of blowing ratio on the double-jet ejection of cooling air [C]// Proceedings of ASME Turbo Expo 2007. New York, USA: ASME, 2007: 305-315.
- [8] KUSTERER K, ELYAS A, BOHN D. Double-jet film-cooling for highly efficient film-cooling with low blowing ratios [C]// Proceedings of ASME Turbo Expo 2008. New York, USA: ASME, 2008: 23-34.
- [9] KUSTERER K, ELYAS A, BOHN D. A parametric study on the influence of the lateral ejection angle of double-jet holes on the film cooling effectiveness for high blowing ratios [C]// Proceedings of ASME Turbo Expo 2009. New York, USA: ASME, 2009: 199-211.

(下转第 127 页)