

文章编号: 1000-8055(2010)06-1233-05

双出口气膜孔冷却效率数值模拟

李广超, 张 魏, 项 松, 王成军, 彭大维
(沈阳航空工业学院 动力与能源工程学院, 沈阳 110136)

摘 要: 为了优化气膜冷却结构, 通过数值模拟研究了一种新型气膜孔(由两个圆柱孔组成的双出口孔)的气膜冷却特性. 利用 Fluent 软件对 Navier-Stokes 方程进行求解, 湍流模型采用两方程 Realizable $k-\epsilon$ 模型和增强壁面函数处理. 圆柱孔射流的冷却效率计算结果和实验数据吻合较好. 双出口孔射流冷却效率计算结果表明, 双出口孔射流有效地增加了冷气的径向覆盖范围, 在吹风比为 0.5 时, 次孔射流起到了减弱主孔出口对旋涡的作用; 在吹风比为 1.0 和 2.0 时, 次孔射流使主孔出口处的对旋涡消失. 最高冷却效率对应的吹风比为 1.0. 双出口孔射流在提高冷却效率的同时, 其加工难度较扩张形孔明显降低.

关 键 词: 航空发动机; 涡轮叶片; 气膜冷却; 冷却效率; 数值模拟

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

Numerical simulation of cooling effectiveness with injection of double-outlet hole

LI Guang-chao, ZHANG Wei, XIANG Song, WANG Cheng-jun, PENG Da-wei
(School of Aerodynamics and Energy Engineering,
Shenyang Institute of Aeronautical Engineering, Shenyang 110136, China)

Abstract: In order to optimize the structure of the film cooling, the film cooling performance of a novel hole with double-outlet was investigated by numerical simulation. The Navier-Stokes equation was solved by Fluent. The realizable $k-\epsilon$ model and enhanced function were used. The numerical effectiveness of the cylindrical hole agrees well with the experimental data. The result of the double-outlet hole injection shows that the lateral spreading of the film is improved as compared to the injection of the cylindrical hole. At the blowing ratio of 0.5, the vortices at the trunk hole outlet are reduced by the injection of the branch hole. At the blowing ratio of 1.0 and 2.0, the vortices at the trunk hole outlet are eliminated by the injection of the branch hole. The optimal blowing ratio is found at blowing ratio of 1.0. The double-outlet hole improves the cooling effectiveness significantly while requiring for easily machinable round hole as compared to expanded hole.

Key words: aero-engine; turbine blade; film cooling; cooling effectiveness; numerical simulation

为了提高航空发动机的热效率, 涡轮入口温度越来越高, 已经远高于涡轮材料的熔点, 必须对叶片进行有效冷却, 才能够保证涡轮正常工作. 气膜冷却是涡轮叶片主要冷却方式之一. 目前有关气膜冷却研究主要是通过改变孔形来提高冷却效

率^[1-7]. 其中, Gritsch 等^[1-2]研究表明, 扇形孔射流可以明显地提高冷却效率. 扩张形孔最佳吹风比明显高于圆柱形孔最佳吹风比^[3]. 但是, 孔形扩张带来的问题使加工难度增加, 成本提高. 为了降低加工难度, 最近出现了以圆柱孔为主体的气膜冷

收稿日期: 2009-05-04; 修订日期: 2009-10-27

作者简介: 李广超(1979-), 男, 辽宁铁岭人, 讲师, 博士, 主要从事航空发动机热端部件传热冷却研究.

却结构,例如:在圆柱孔的基础上增加横向槽^[8],或者在圆柱孔上游增加突起^[9],这都会增加冷气的横向扩散,减小冷气喷入主流内的距离,从而提高冷却效率.本文提出的双出口气膜孔由两个圆柱孔组成,通过两个出口射流相互作用来改变冷气喷出气膜孔后的流动方式,将有害的对旋涡改造成有利的涡流动结构,使冷气更容易贴附在壁面上.同时,由于两个出口中心的径向坐标不同,冷气的径向覆盖宽度也会增加,冷却效果会明显高于圆柱孔,甚至高于扩张形气膜孔.由于该孔形加工过程和圆柱孔类似,所以加工成本和圆柱孔相当,具有很好的工程应用前景.基于此,本文针对双出口气膜孔进行了冷却效率的数值模拟研究,为气膜冷却结构优化提供了一定的参考依据.

1 气膜孔结构介绍

气膜孔结构如图 1 所示,气膜孔由一个主孔(trunk hole)和一个次孔(branch hole)组成,次孔直径是主孔直径的 0.9 倍,较小的次孔直径有利于机械加工.在距离主孔入口 1.5 倍主孔直径位置,次孔中轴线和主孔中轴线相交.气膜孔几何参数定义如图 2 所示,主孔中轴线和壁面夹角 $\alpha=30^\circ$,径向复合角为 0° .次孔中轴线和壁面夹角 $\beta=60^\circ$,复合角 $\gamma=45^\circ$,气膜孔详细的几何参数值在表 1 中给出.

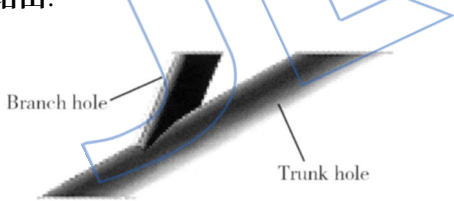


图 1 双出口气膜孔结构
Fig. 1 Geometries of double-outlet hole

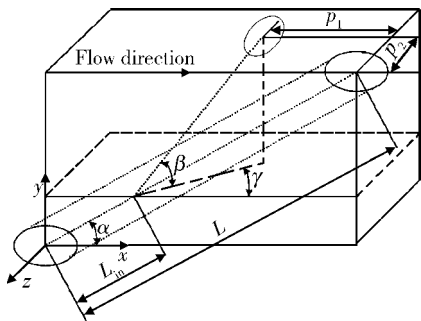


图 2 气膜孔几何参数定义
Fig. 2 Definition of geometric parameters

表 1 气膜孔几何参数值
Table 1 Detailed parameters of film cooling hole

几何参数	数值
$\alpha/(^\circ)$	30
$\beta/(^\circ)$	60
$\gamma/(^\circ)$	45
L/d	6
L_{in}/d	1.5
p/d	3
p_1/d	3
p_2/d	0.9

2 数值模拟

2.1 计算域和网格

图 3 给出了本文的计算域,其中包括主流通道,气膜孔和供气腔,主流通道只有一个径向周期,宽度为 3 倍气膜孔直径,即孔间距为 3. 通道入口到主孔中心的距离为 10 倍孔径,主孔中心到通道出口的距离为 40 倍孔径,主流通道在 y 向距离为 10 倍孔径.供气腔在 y 向距离为 6 倍孔径,在 x 方向距离为 10 倍孔径,在 z 向距离为 3 倍孔径,该尺寸相对于气膜孔容积足够大.气膜孔周围的壁面网格如图 4 所示,气膜孔内部和气膜孔出口附近生成非结构网格,主孔中心下游 3 倍孔径位置到通道出口范围生成结构网格,主流通道网格沿着 y 向平铺而成,尺寸逐渐变大.被冷却壁面的第一层网格在 y 方向的距离为 0.1 mm,对应的 y^+ 变化范围为 1~10,整个计算域的网格总数为 1.2×10^6 .

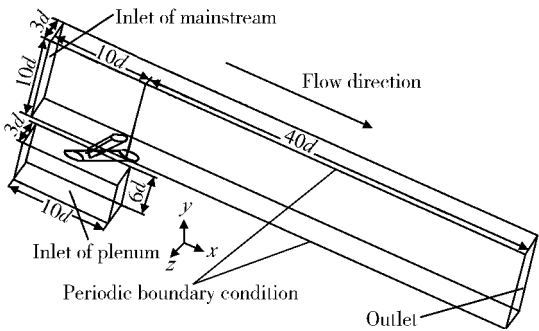


图 3 计算域
Fig. 3 Computational domain

2.2 参数定义

主流雷诺数定义为 $Re = ud/\nu$, 吹风比定义为 $R_b = \rho_c u_c / \rho_{oc} u_{loc}$, 冷却效率定义为 $\eta = (T_{aw} - T_\infty) / (T_c - T_\infty)$, 无量纲温度定义为 $\theta = (T - T_\infty) / (T_c - T_\infty)$. 其中, u 为主流通道入口的平

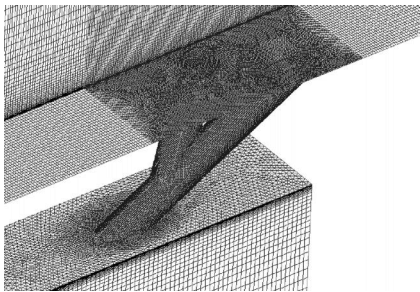


图 4 气膜孔附近壁面网格

Fig. 4 Grids of the surface near the film hole

均速度, d 为主孔直径, ν 为运动黏性系数, ρ 和 ρ_{oc} 分别为冷气在通道入口的密度和主流在气膜孔出口处密度, u_c 和 u_{loc} 分别为冷气在气膜孔入口的平均速度和主流在气膜孔出口处速度, T_{aw} , T_∞ , T_c 分别为被冷却壁面绝热温度、主流温度和冷气温度, T 为主流和冷气掺混后的流体温度.

2.3 边界条件

主流通道入口按照 1/7 次方定律分布给出速度, 其平均速度为 15 m/s, 基于该速度和主孔直径的雷诺数 $Re = 9100$. 供气腔入口根据吹风比给出质量流量. 主流通道的侧壁按照周期性边界条件处理. 主流通道和供气腔入口的湍流度为 1%. 主流入口温度为 300 K, 二次流入口温度为 330 K. 壁面绝热. 计算的吹风比分别为 0.5, 1.0, 1.5 和 2.0.

2.4 计算方法^[10]

利用 Fluent 软件进行数值模拟, 湍流模型采用两方程 Realizable $k-\varepsilon$ 模型和增强壁面函数处理^[11-14]. Realizable $k-\varepsilon$ 模型被广泛的应用到了各个计算领域: 包括旋转的各向剪切流, 带射流和混合层的自由流, 回流, 以及通道和边界层流动. 求解的精度也显著的提高. 压力和速度的耦合采用 SIMPLE (semi-implicit method for pressure-linked equations) 算法. 各参数的离散采用二阶精度的迎风格式. 压力修正方程、连续方程、动量方程、 k 和 ε 方程都实施亚松驰因子, 解收敛的判断标准是相对残差开始波动, 连续方程和速度分量残差小于 1×10^{-5} , 能量方程残差小于 10^{-8} .

3 结果和分析

图 5 给出了吹风比为 1.0 时, 圆柱孔射流的冷却效率计算结果和文献[11]中的实验数据对比. 计算结果和实验数据吻合较好, 冷却效率的最

大偏差为 0.05, 不到 10%. 说明本文采用的湍流模型和网格可以获得较准确的冷却效率.

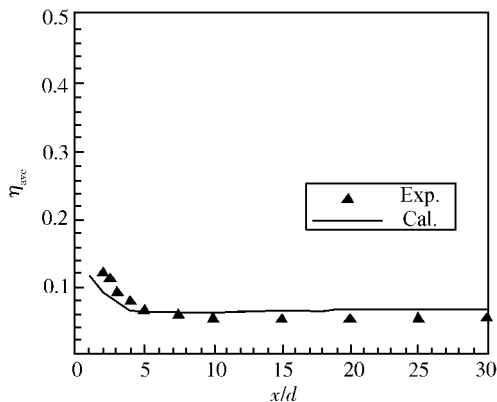


图 5 圆柱孔冷却效率计算结果和实验数据对比 ($R_b = 1.0$)

Fig. 5 Comparison of numerical result and experimental data of cylindrical hole at $R_b = 1.0$

图 6 给出了在 $x/d = 5$ 位置, 垂直于主流方向的速度矢量和无量纲温度分布云图. 从图上可

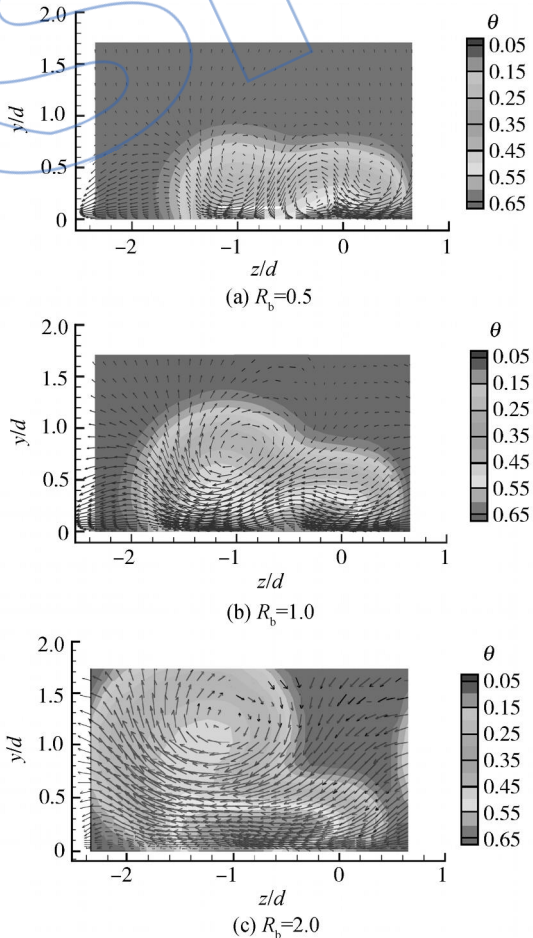


图 6 在 $x/d = 5$ 位置的速度矢量和无量纲温度分布
Fig. 6 Velocity vector by color of dimensional temperature at $x/d = 5$

以看出,随着 y/d 的增加,无量纲温度越来越低,这说明冷气较好地贴附在了壁面上.从速度矢量可以看出, $R_b = 0.5$ 时,主孔出口处的对旋涡仍然存在,但是由于吹风比较小,旋涡较弱,次孔射流产生了一个顺时针旋涡,使冷气的径向扩散范围增加. $R_b = 1.0$ 时,双出口孔射流改变了标准圆柱孔射流的涡结构,主孔出口处的对旋涡消失,向着 y 轴正向的速度矢量变成了斜向下的速度矢量,顺时针旋转涡将气膜孔喷出的冷气紧紧压附在壁面上,此时的次孔射流不仅由于自身射流改进了冷却效果,而且对主孔射流的冷气紧紧贴附在壁面上起了帮助作用,对提高冷却效率是非常有利的. $R_b = 2.0$ 时,次孔射流虽然把主孔射流的冷气压附在了壁面上,但是由于次孔流量较大,喷入主流内的距离较远,从该孔喷出的冷气脱离了壁面,没有得到充分利用,所以冷却效果没有 $R_b = 1.0$ 的好.

图7给出了不同吹风比下的气膜冷却效率云图.当 $R_b = 0.5$ 时,两个出口下游的冷却效率都比较高.气膜的径向覆盖宽度大约为主孔直径的2.5倍.虽然次孔射流有45°的复合角,但是复合角射流的作用并不明显,冷气仍然主要分布在次孔出口下游主流的流动方向,由于两个出口中心径向坐标并不重合,此时的双出口起到了增加冷气径向覆盖宽度的作用.沿着流动方向,冷却效率逐渐降低,但是,在 $x/d = 30$ 的位置,冷却效率仍然高达0.27.在 $R_b = 1.0$ 时,次孔的复合角射流作用已经显示出来,在次孔射流作用下,主孔下游的冷却效率向着次孔一侧偏转.冷气的径向覆盖宽度也略大于 $R_b = 0.5$ 时的宽度. $R_b = 2.0$ 时,冷却效率向着次孔一侧偏转更明显.但是,由于吹风比较高,次孔射流的冷气喷入主流的距离较远,冷气利用率降低,导致冷却效率值低于 $R_b = 1.0$ 的冷却效率.

图8给出了不同吹风比下,径向平均冷却效率沿着主流方向的变化.在整个测量域上, $R_b = 1.0$ 的冷却效率基本是最高的. $R_b = 0.5$ 和 $R_b = 2.0$ 的冷却效率较小.最高冷却效率在 $R_b = 1.0$ 时获得.吹风比从0.5增加到1.0,冷却效率提高了0.1左右,吹风比从1.0增加到2.0,冷却效率降低了0.1左右,这意味着最佳吹风比在1.0处出现.根据文献[3],标准圆柱孔的最佳吹风比为0.5,簸箕形扩张孔的最佳吹风比为0.7,这说明本文提出的双出口孔射流具有更高的冷气利用率.

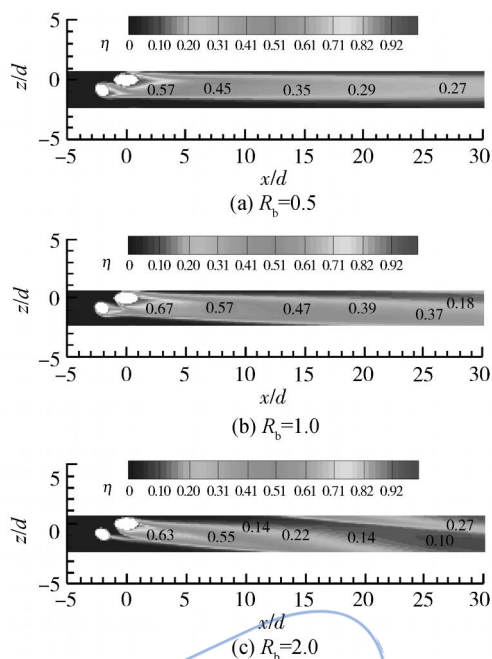


图7 气膜冷却效率云图

Fig. 7 Contours of film cooling effectiveness

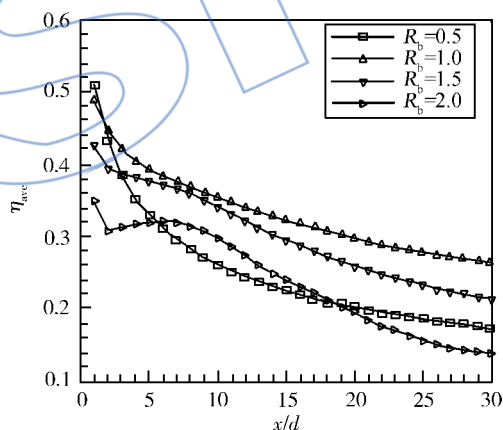


图8 径向平均气膜冷却效率分布

Fig. 8 Laterally averaged film cooling effectiveness distribution

从图8还可以看出,在 $x/d < 5$ 范围, $R_b = 2.0$ 的冷却效率明显低于其它3个吹风比的冷却效率.

在 $5 < x/d < 10$ 范围, $R_b = 1.0$ 的冷却效率略高于 $R_b = 1.5$ 的冷却效率,而后,随着 x/d 增加, $R_b = 1.0$ 的冷却效率优势增大,并且一直保持到 $x/d = 30$.

在 $5 < x/d < 18$ 范围, $R_b = 2.0$ 的冷却效率大于 $R_b = 0.5$ 的冷却效率,而在 $18 < x/d < 30$ 范围,两者恰好相反.

图9给出了 $1 < x/d < 30$ 范围内,面平均冷却效率随吹风比的变化, $R_b = 1.0$ 的冷却效率明

显高于其他 3 个吹风比。这也进一步说明了在本文研究的吹风比范围, $R_b = 1.0$ 是双出口孔射流冷却效率的最佳吹风比。

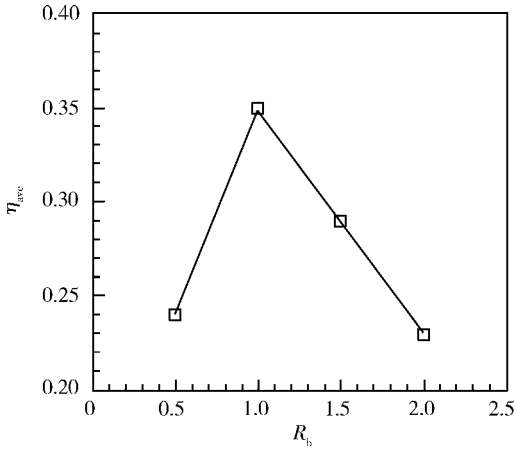


图 9 面平均气膜冷却效率分布

Fig. 9 Surface-averaged film cooling effectiveness distribution

4 结 论

本文对一种新型气膜孔射流的冷却效率进行了数值模拟研究,并且将圆柱孔冷却效率计算结果和实验数据进行了对比,获得的主要结论如下:

1) 圆柱孔冷却效率计算结果和实验数据吻合较好,最大误差在 10 % 以内。

2) 双出口气膜孔射流改善了冷气径向覆盖。 $R_b = 0.5$ 时,次孔射流减弱了主孔出口对旋涡强度, $R_b \geq 1.0$ 时,次孔射流使主孔出口对旋涡消失,此时的涡流动结构有利于气膜贴附在壁面上。

3) 吹风比从 0.5 增加到 1.0,冷却效率增加,吹风比从 1.0 增加到 2.0,冷却效率减小,最佳吹风比为 1.0。

4) 双出口气膜孔由两个圆柱孔组合而成,和扩张形气膜孔相比,工艺难度明显降低。

参考文献:

[1] 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.

[2] Gritsch M, Colban W, Schar H. Effect of hole geometry on the thermal performance of fan-shaped film cooling holes[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2005, 127: 718-725.

[3] 朱惠人, 许都纯, 刘松玲. 孔型对气膜冷却效率的影响[J]. 航空学报, 2002, 23(1): 360-364.
ZHU Hui ren, XU Duchun, LIU Songling. Effect of hole shape on film cooling effectiveness[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2002, 23(1): 360-364. (in Chinese)

[4] Taslim M E, Khanicheh A. Film effectiveness downstream of a row of compound angle film holes[J]. Journal of Heat Transfer, 2005, 127: 434-440.

[5] Lee H W, Park J J, Lee J S. Flow visualization and film cooling effectiveness measurements around shaped holes with compound angle orientations[J]. Heat and Mass Transfer, 2002, 45: 145-156.

[6] 李广超, 朱惠人, 廖乃冰. 气动参数对前缘气膜冷却效率影响的实验研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(2): 215-220.
LI Guangchao, ZHU Hui ren, LIAO Naibing. Influence of aerodynamic parameters on film cooling effectiveness on the vane leading edge[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(2): 215-220. (in Chinese)

[7] 李广超, 朱惠人, 白江涛. 气膜孔布局对前缘气膜冷却效率影响的实验研究[J]. 推进技术, 2008, 29(2): 153-157.
LI Guangchao, ZHU Hui ren, BAI Jiangtao. Influence of hole pitch and radial angle on film cooling effectiveness on leading edge with high turbulence and foreign gas injection[J]. Journal of Propulsion Technique, 2008, 29(2): 153-157. (in Chinese)

[8] Lu Y, Dhungel A, Ekkad S V. Effect of trench width and depth on film cooling from cylindrical holes embed in trenches[R]. ASME GT-2007-27388, 2007.

[9] Na S, Shih T F P. Increasing adiabatic film-cooling effectiveness by using an upstream ramp[J]. ASME Journal of heat transfer, 2007, 129: 464-471.

[10] Fluent Inc. Fluent user's guide [M]. [S. l.]: Fluent Inc., 2001.

[11] Yuen C H N, Martinez-Botas R F. Film cooling characteristics of a single round hole at various streamwise angles in a cross flow: Part I - Effectiveness[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2003, 46: 221-235.

[12] Li X C, Wang T. Effects of various modeling schemes on mist film cooling simulation[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2007, 129: 472-482.

[13] Silieti M, Kassab A J. Film cooling effectiveness from a single scaled-up fan-shaped hole a CFD simulation of adiabatic and conjugate heat transfer models [R]. ASME Paper GT2005-268431, 2005.

[14] Immarigeon A, Hassan I. An advanced impingement film cooling scheme for gas turbines numerical study[J]. International Journal of Numerical Methods for Heat and Fluid Flow, 2006, 16(4): 470-493.