

文章编号:1000-8055(2011)07-1458-07

次孔方位角对单入口-双出口孔射流 气膜冷却效率影响

李广超, 吴 冬, 张 魏, 柏树生

(沈阳航空航天大学 动力与能源工程学院

辽宁省数字化工艺仿真与试验技术重点实验室, 沈阳 110136)

摘 要: 为了探讨次孔方位角对单入口-双出口孔射流气膜冷却效率的影响,利用商业软件提供的有限体积法求解 Navier-Stokes 方程,对次孔方位角分别为 30° , 45° , 60° 和 90° 的单入口-双出口孔射流冷却效率进行数值模拟. 吹风比变化范围为 0.5~2.0. 研究了流场、气膜冷却效率和径向平均气膜冷却效率的变化规律. 结果表明,相对于圆柱孔,单入口-双出口孔射流气膜冷却效率明显改进. 基于气膜冷却效率的最佳次孔方位角度为 45° ,高于圆柱孔射流气膜冷却效率 300%. 吹风比越大,次孔方位角对气膜冷却效率的影响越明显.

关 键 词: 航空发动机; 涡轮叶片; 气膜冷却效率; 次孔方位角; 数值模拟

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Influence of orientation angles of branch hole on film cooling effectiveness with one inlet and double outlet hole injection

LI Guang-chao, WU Dong, ZHANG Wei, BAI Shu-sheng

(Liaoning Key Laboratory of Digital Technology Simulation and Test Technique,

College of Power and Energy Engineering,

Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China)

Abstract: In order to investigate the influence of orientation angles of branch hole on film cooling effectiveness with one inlet and double outlet hole injection, the film cooling effectiveness was simulated by commercial code using the finite volume method, on the condition that the orientation angles of branch hole were 30° , 45° , 60° and 90° respectively, the blowing ratios varied from 0.5 to 2.0. The flow field, the film cooling effectiveness and the spanwise averaged film cooling effectiveness were investigated. The results show that the film cooling effectiveness with one inlet and double outlet hole injection has been improved as compared to that of the cylindrical hole injection. The optimized branch hole angle is 45° , higher by 300% than the film cooling effectiveness of the cylindrical hole injection. The orientation angles of branch hole have an increasing influence on the film cooling effectiveness with the increase of blowing ratios.

Key words: aircraft engines; turbine blade; film cooling effectiveness; orientation angle of branch hole; numerical simulation

在航空发动机涡轮叶片上,冷气从与壁面有一定夹角的射流孔(气膜孔)喷出,在燃气挤压作

收稿日期:2010-06-17; 修订日期:2010-12-20

基金项目:航空科学基金(2010ZB54004); 辽宁省教育厅基金(LZ2010425)

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.

用下,形成径向不连续的气膜层. Robert 等^[1-3]发表的系列研究结果表明掺混前冷气在孔内的流动状态是影响其与燃气掺混的重要因素. 在现有的各种离散孔射流隔热冷却中,孔内均存在耦合旋涡流动,不仅使冷气喷出后产生脱离壁面的附加升力,还会强化冷气和燃气的掺混过程,对冷却极为不利. 李广超等^[4-5]发表的双向扩张形孔射流的流动结果表明,气膜孔入口向冷气通道一侧的扩张,减弱了冷气进入气膜孔时在孔内形成的旋涡流动,但没有消除. 单入口-双出口孔射流隔热冷却方式,利用冷气分支流动破坏孔内耦合涡,消除孔内流动对气膜隔热冷却效果的不利影响.

目前涡轮叶片采用的是圆柱形孔或出口扩张形孔. 圆柱形孔射流隔热冷却效果差,但是加工简单,成本低. 扩张形孔由于降低了冷气在气膜孔出口的速度而减弱了孔外对旋涡尺度,在一定程度上改进了气膜隔热冷却效果^[6-10]. 但是扩张形孔相对于圆柱形孔结构复杂,加工成本高. 根据文献[11],冷气从离散孔喷出高温燃气过程中,存在由射流中心向外侧卷吸的大尺度对旋涡,涡流强化燃气和壁面换热,将一部分高温燃气卷吸到冷气底层,导致沿着壁面外法线方向,掺混后的流体形成高-低-高的不利气膜隔热冷却的温度分布. 应该说,提高气膜隔热冷却效果同时不增加气膜孔加工难度,是现代涡轮冷却设计者必须考虑的问题. 本文提出的单入口-双出口孔利用两个出口射流相互作用,控制孔外流动,消除孔外有害涡流,产生有利冷气在壁面贴附的流动.

为了提高气膜隔热冷却效果,同时考虑到工艺条件限制,本世纪出现了以圆柱形孔为框架的被动控制流动结构的气膜隔热冷却技术. 例如:在圆柱孔出口增加横向槽^[12-14],冷气从气膜孔喷出时,在槽内进行横向扩散后再与燃气掺混,改进气膜层的径向均匀性. 在圆柱孔上游加三角形突起^[15],减少与冷气掺混的燃气量. 从流动控制角度讲,这些冷却方式都是通过减弱冷气在孔外形成的有害涡流来提高气膜隔热冷却效果. 单入口-双出口孔射流气膜隔热冷却,不仅利用了圆柱孔加工简单的优点,还通过冷气在孔内的分支流动和孔外两股冷气射流相互作用,控制射流中的涡流结构,对改进气膜隔热冷却方式具有指导性意义. 在气膜孔出口的上游增加小孔,构成三孔射流的气膜冷却结构,该结构可以有效改进冷气从气膜孔喷出后的流场^[16]. 单入口-双出口孔将三个出口变为两个出口,这不仅降低了孔的加工难度,

而且充分发挥次孔复合角射流的优势,使冷却效率进一步提高. 单入口-双出口孔在主孔和次孔交接处会出现应力集中,这在叶片结构设计中是必须避免的. 为了避免这种不利的力学性能,在实际应用时,需要通过流沙技术对该位置光滑处理,消除应力集中,改进力学行为.

1 数值模拟

1.1 计算方法

利用商业软件提供的有限体积法求解可压缩的三维 Navier-Stokes 方程,对单入口-双出口孔的气膜冷却特性进行稳态传热数值模拟. 湍流模型选择两方程 realizable $k-\epsilon$ 模型. 压力和速度的耦合采用 SIMPLE (semi-implicit method for pressure linked equations) 算法. 方程的离散项采用二阶迎风格式. 计算收敛的标准是所有的残差都开始波动. 计算收敛时,连续方程和速度分量的残差小于 10^{-6} ,能量方程的残差小于 10^{-8} ,湍流模型的残差小于 10^{-5} .

1.2 计算域和网格

如图1所示,计算域包括主流通道、二次流供气腔、一个气膜孔. 主流通道和供气腔的横向宽度是气膜孔入口圆柱截面直径的3倍. 主流通道分三段:入口段、与气膜孔相连的中间段和气膜冷却段. 气膜孔由一个主孔和一个次孔组成,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见参考文献[17],主孔中轴线和壁面夹角 $\alpha=30^\circ$,次孔中轴线和壁面夹角 $\beta=60^\circ$,方位角 γ 分别为 $30^\circ, 45^\circ, 60^\circ$ 和 90° . 与气膜孔相连的中间段生成非结构网格. 入口段和气膜冷却段生成结构网格. 沿着 y 轴方向,网格尺寸逐渐增加,紧贴气膜冷却面的第一层网格尺寸为 0.1 mm ,相应的 y^+ 值在1到10之间. 气膜孔和供气腔分别生成非结构网格. 整个计算域的网格总数约是 1.2×10^6 .

1.3 参数定义和边界条件

吹风比定义为

$$M = \frac{\rho_c u_c}{\rho_{\infty} u_{\infty}}$$

其中 ρ_c 为二次流密度, u_c 为气膜孔入口平均速度,该速度可以通过下面公式计算得到:

$$u_c = \frac{m}{\rho_c \times 3.14 \times d^2 / 4}$$

其中 m 为进入气膜孔的冷气质量流量, d 为气膜

膜孔射流的冷却效率云图。从图 3(a)可以看出,次孔方位角 30° 时,高低气膜冷却效率有明显的分界线,最高气膜冷却效率 0.58,最低气膜冷却效率 0.11,差别为 0.47。这是由于冷气流量小,覆

盖范围有限。从图 3(b)可以看出,次孔方位角 45° 时,不同位置的气膜冷却效率都较高,分布也比较均匀,差别只有 0.2 左右,说明此时的气膜已经对孔下游进行了全覆盖。从图 3(c)可以看出,次孔方

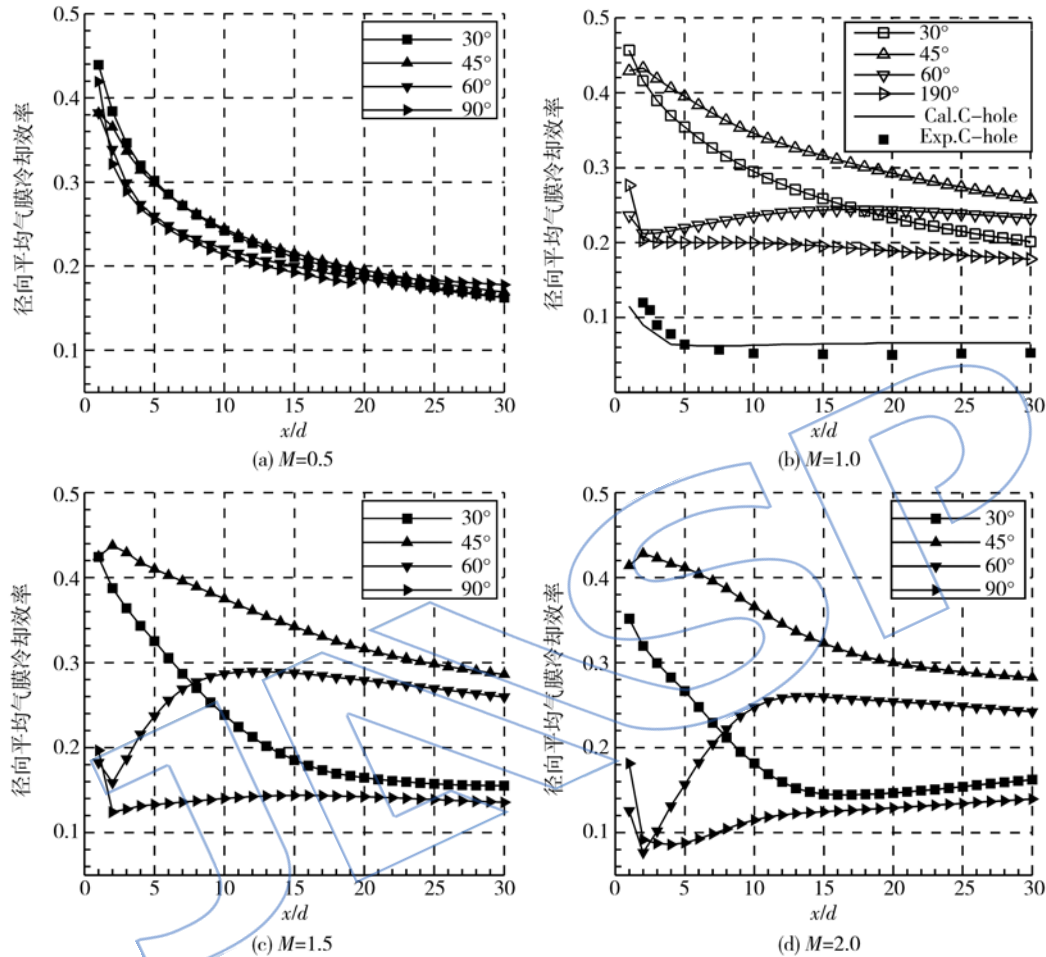


图 2 次孔方位角对径向平均气膜冷却效率的影响

Fig. 2 Influence of orientation angles of the branch hole on the averaged film cooling effectiveness

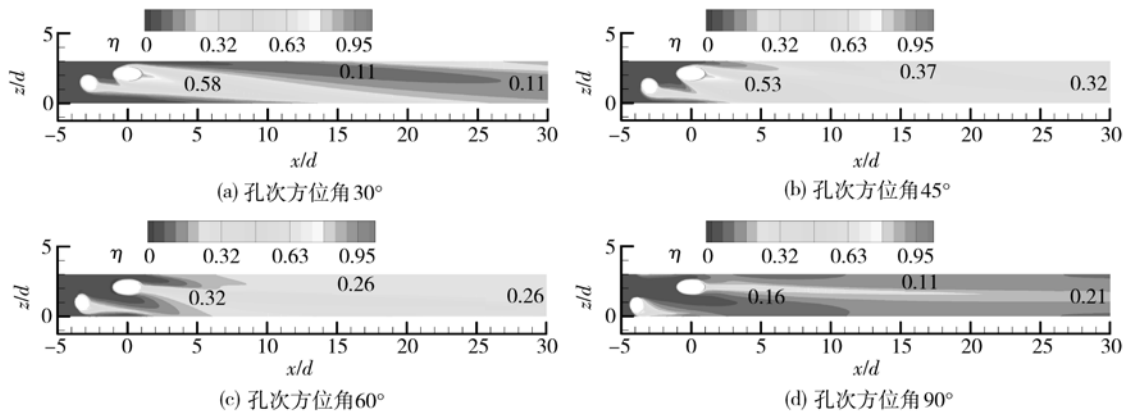


图 3 不同次孔方位角下的气膜冷却效率云图

Fig. 3 Contours of the film cooling effectiveness with various orientation angles at $M = 1.5$

位角 60° 时, $x/d < 5$ 范围的气膜冷却效率差别较大, $x/d > 5$ 范围的气膜冷却效率差别较小. 对比图 3(b) 和 (c) 可以看出, 在不同位置, 次孔方位角 60° 气膜孔射流的冷却效率都要小于次孔方位角 45° 气膜孔射流的冷却效率. 从图 3(d) 可以看出, 次孔方位角 90° 时, 不同位置的气膜冷却效率进一步减小. 上述分析说明, 次孔方位角 45° 是单入口-双出口孔的最佳结构. 从 4 幅图还可以看出, 较高的气膜冷却效率都是由于主孔射流的冷气所导致的, 次孔射流没有直接带来较高的气膜冷却效率. 从图 3 的流场分析得出, 次孔射流改善了主孔射流的冷气在壁面的贴附, 间接改善了气膜冷却特性.

图 4 给出了吹风比为 1.5 时, 气膜孔下游 $x/d = 5$ 位置速度矢量. $z/d = 2$ 对应于主孔出口中心位置. 当次孔方位角 30° 和 45° 时, 气膜孔下游的涡流明显削弱, 只有一个顺时针流动旋涡. 越靠近壁面, 无量纲温度越高, 说明冷气较好地贴附在壁面上. 在 $2.5 < z/d < 3$ 范围, 次孔方位角 45° 无量纲温度大于次孔方位角 30° 无量纲温度,

导致次孔方位角 45° 的气膜冷却效率高于次孔方位角 30° 的气膜冷却效率. 次孔方位角 60° 和 90° 时, 主孔出口下游形成了不对称涡对, 次孔方位角 90° 时尤其明显, 将高温燃气卷入冷气底层, 无量纲温度沿着壁面外法线方向形成低-高-低分布, 导致次孔方位角从 45° 增到 90° , 两个出口射流相互掺混效应没有显示出来.

图 5 给出了吹风比为 1.5 时, 气膜孔下游 $x/d = 15$ 位置速度矢量. 当次孔方位角 30° , 45° 和 60° 时, 气膜孔下游涡流都被削弱. 次孔方位角 45° 时, 紧贴壁面无量纲温度高于次孔方位角 30° 紧贴壁面无量纲温度. 次孔方位角 90° 的主孔出口下游形成了不对称涡对. 对比图 5(c) 和图 4(c) 可以看出, 次孔方位角 60° 时, $x/d = 15$ 位置的涡流相比 $x/d = 5$ 位置涡流有所改善, 只形成一个顺时针旋涡. 对比图 5 中 4 种次孔方位角下近壁面无量纲温度看出, 次孔方位角 45° 时, 无量纲温度最高, 接下来依次为 60° , 30° 和 90° . 从上述流场分析看出, 无量纲温度分布规律和 $x/d = 15$ 位置的不同次孔方位角射流下的气膜冷却效率变化规律

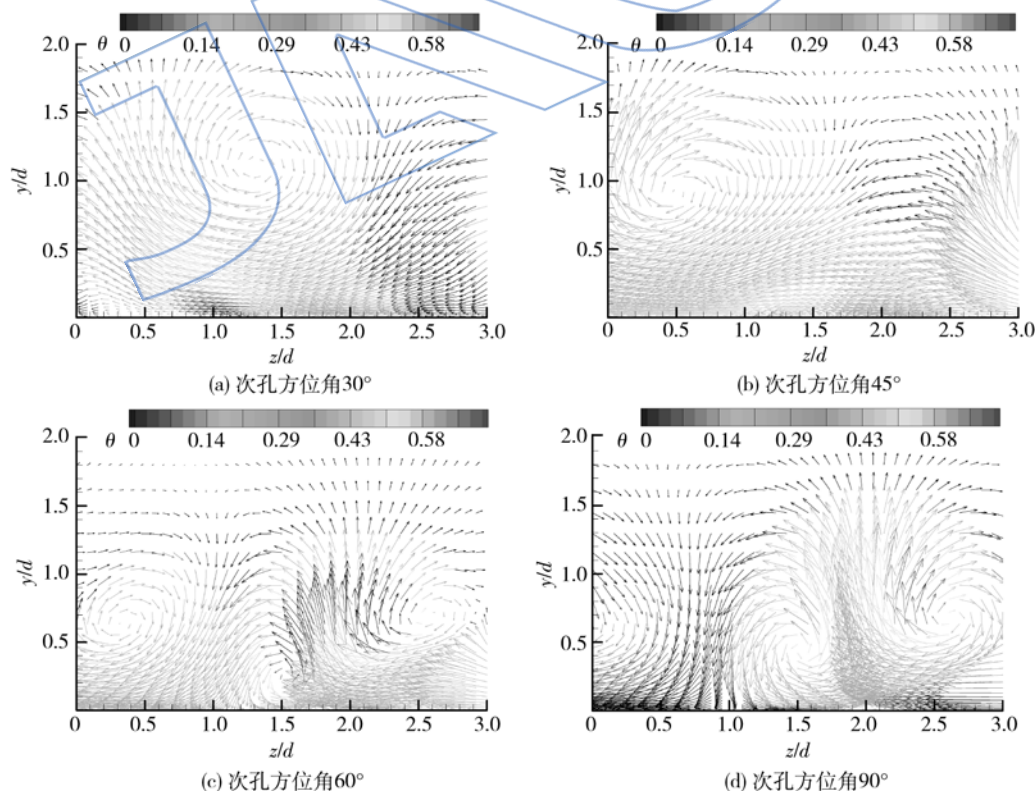


图 4 气膜孔下游 $x/d = 5$ 位置速度矢量

Fig. 4 Vector downstream of the film hole at $x/d = 5$ colored by dimensionless temperature at $M = 1.5$

一致.

图6给出了冷气从气膜孔喷出后的流线,为了清楚表达冷气之间相互作用,显示了两个周期(4个出口).次孔方位角 45° 时,同一个气膜孔两个出口的冷气掺混到一起,次孔射流将主孔射流压在壁面,形成图4(b)的流场结构.次孔方位角

60° 时,同一个气膜孔两个出口冷气在气膜孔下游较长范围没有相互掺混,类似双排孔错排情况下的气膜冷却特性,在主孔下游仍然存在对旋涡流动(图4(c)),没有起到利用双出口孔射流改善气膜冷却涡流的作用.从次孔方位角对气膜冷却效率和流场结构的影响可以看出,单入口-双出口孔

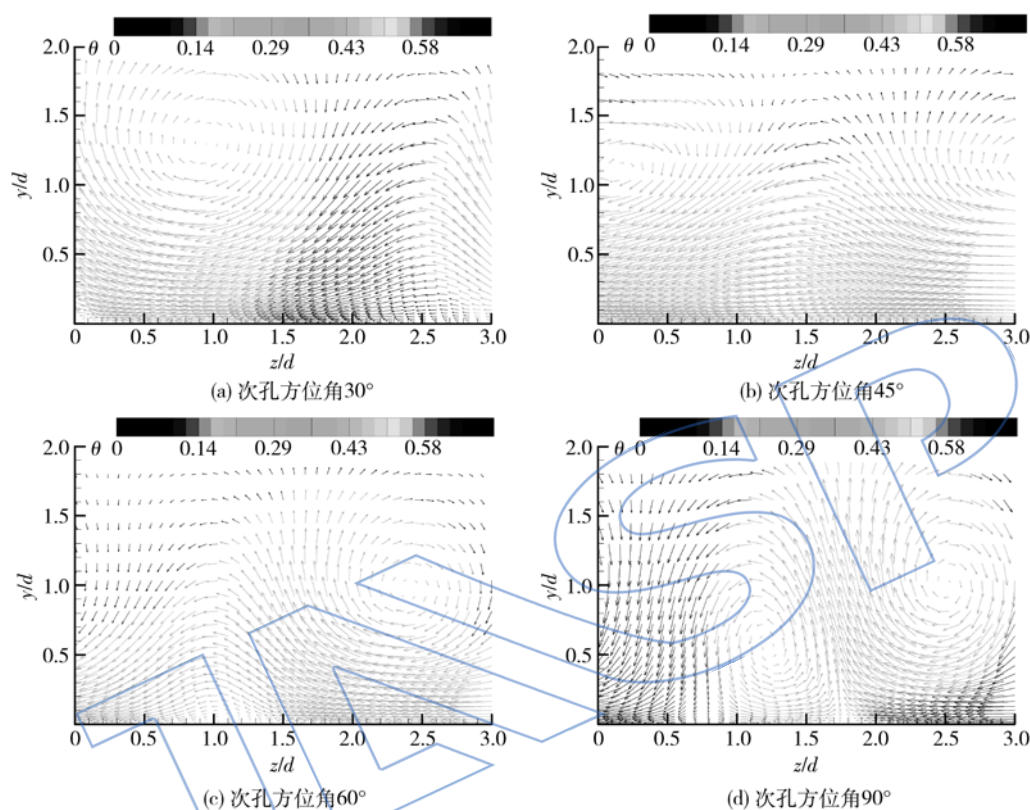


图5 气膜孔下游 $x/d=15$ 位置速度矢量

Fig. 5 Vector downstream of the film hole at $x/d=15$ colored by dimensionless temperature at $M=1.5$

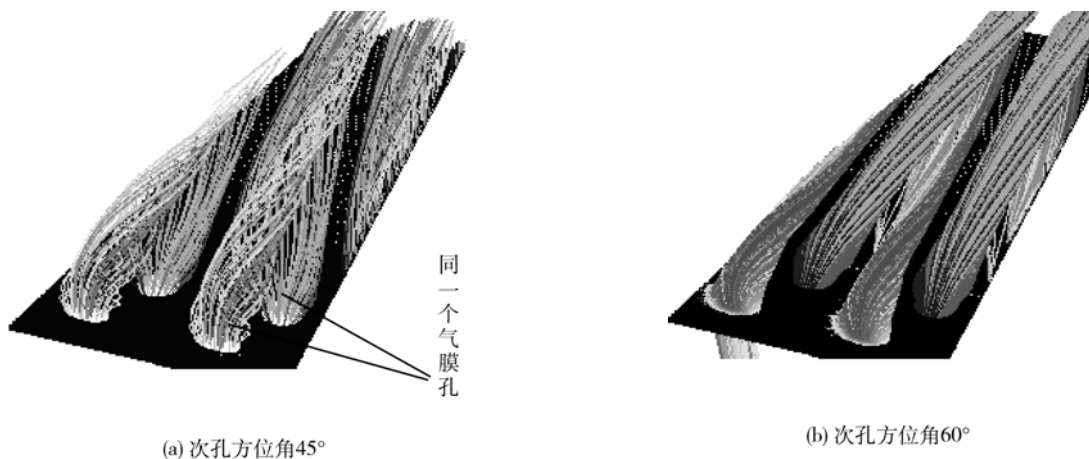


图6 气膜孔出口处冷气流线

Fig. 6 Pathlines of the coolant from the film hole outlet at $M=1.5$

通过增加气膜孔出口径向稠度提高气膜冷却效率是有限的,涡流流场的改进是气膜冷却效率提高的主要原因。

3 结 论

本文通过数值模拟的方法研究了次孔4种方位角的单入口-双出口孔的气膜冷却效率,获得主要结论如下:

1) 次孔方位角 45° 的气膜冷却效率最高,高于圆柱孔射流冷却效率300%左右。

2) 吹风比越高,不同次孔方位角下的气膜冷却效率差别越大。

3) 单入口-双出口孔通过增加气膜孔出口径向稠度提高气膜冷却效率是有限的,流场的改进是气膜冷却效率提高的主要原因。次孔方位角 45° 的流场最有利于提高气膜冷却效率。

参考文献:

- [1] Robert A, James H L. A detailed analysis of film cooling physics Part I: streamwise injection with cylindrical holes [R]. ASME 97-GT-269, 1997.
- [2] Robert A, James H L. A detailed analysis of film cooling physics Part II: compound-angle injection with cylindrical holes [R]. ASME 97-GT-270, 1997.
- [3] Robert A, James H L. A detailed analysis of film cooling physics Part III: streamwise injection with shaped holes [R]. ASME 97-GT-271, 1997.
- [4] 李广超, 朱惠人, 樊慧明. 角度和孔间距对双向扩张型孔流量系数影响的实验研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(3): 499-506.
LI Guangchao, ZHU Huiren, FAN Huiming. Influence of angles and hole pitches on discharge coefficients of expanded holes at inlet and outlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(3): 499-506. (in Chinese)
- [5] LI Guangchao, ZHU Huiren, FAN Huiming. Discharge coefficients of the 3-in-1 hole with various inclination angles and hole pitches[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2008, 21(5): 385-392.
- [6] Schmidt D L, Sen B, Bogard D. Film cooling with compound angle holes: adiabatic effectiveness[J]. Journal of Turbomachinery, 1996, 118(4): 807-813.
- [7] Gritsch M, Schulz A, Witting S. Adiabatic wall effectiveness measurement of film-cooling holes with expanded exits[J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 120(3): 549-556.
- [8] Gritsch M, Schulz A, Witting S. Heat transfer coefficients measurement of film-cooling holes with expanded exits [R]. ASME Paper 98-GT-28, 1998.
- [9] Sen B, Schmidt D, Bogard D. Film cooling with compound angle holes: heat transfer [R]. ASME Paper 94-GT-311, 1994.
- [10] Gritsch M, Schulz A, Witting S. Effect of internal coolant crossflow on the effectiveness of shaped film-cooling holes [J]. Journal of Turbomachinery, 2003, 125(3): 547-554.
- [11] Yuen C H N, Martinez-Botas R F. Film cooling characteristics of a single round hole at various streamwise angle in a crossflow Part I: effectiveness [J]. Heat and Mass Transfer, 2003, 46(2): 221-235.
- [12] Lu Y, Ekkad S V, Bunker R S. Trench film cooling-effect of trench downstream edge and hole spacing [R]. ASME GT-2008-50606, 2008.
- [13] Sundaram N, Thole K A. Film cooling flow fields with trenched holes on an endwall [R]. ASME 2008-50149, 2008.
- [14] Humberto A Z, Jayanta S K. Effect of increasing pitch-to-diameter ratio on the film cooling effectiveness of shaped and cylindrical holes embedded in trenches [R]. ASME 2009-60080, 2009.
- [15] Sangkwon N A, Tom I S. Increasing adiabatic film-cooling effectiveness by using an upstream ramp [J]. Journal of Heat Transfer, 2007, 129(4): 464-471.
- [16] Heidmann J D, Ekkad S. A novel anti-vortex turbine film cooling hole concept [R]. ASME GT-2007-27528, 2007.
- [17] 李广超, 张巍, 项松, 等. 双出口气膜孔冷却效率数值模拟[J]. 航空动力学报, 2010, 25(6): 1233-1237.
LI Guangchao, ZHANG Wei, XIANG Song, et al. Numerical simulation of cooling effectiveness with injection of double-outlet hole [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(6): 1233-1237. (in Chinese)