

文章编号: 1000-8055(2007)10-1598-06

小间距单孔冲击凸面靶板流场结构实验

毛军逵¹, 刘震雄¹, 郭文²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国燃气涡轮研究院 涡轮室, 成都 610500)

摘 要: 利用烟线法研究了小间距、单孔冲击凸面靶板的流场结构。实验中, 改变冲击雷诺数 Re 、冲击间距和冲击孔直径之比 H/d 以及冲击靶面相对曲率 d/D 等参数, 通过拍摄流场形态, 分析气流分离角度和涡旋结构随上述参数的变化规律。研究结果表明当 Re 、 H/d 较大时, 在凸面靶板周向两侧形成了稳定的旋流结构。随着 Re 、 H/d 的增加, 冲击射流与靶面分离处对应的圆心角增大, 分离推迟。实验中还发现当 d/D 减小, 流体与靶面的分离提前, 其相对应的圆心角呈现减小的趋势。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 冲击; 凸面; 流场显现; 旋流结构; 小空间

中图分类号: V228.3

文献标识码: A

Experimental investigations on round jet impingement on flow structures of convex surface target with narrow space

MAO Jun kui¹, LIU Zhen xiong¹, GUO Wen²

(1. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of

Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. China Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China)

Abstract: The flow structure of convex surface target with narrow space under round jet impingement was investigated by smoke wire flow visualization. Reynolds number Re (750-1500), the ratio of the jet impingement distance to the diameter of the jet hole H/d (0.2-1), and the relative curvature d/D were modified in this experiment. The changes of flow separation angle and vortex dependently of above specified parameters were analyzed through capture of flow field state. The results shows that, when Re , H/D are larger, a stable vortex is generated at two sides of the convex surface. With the increase of Re and H/D , the air separation is delayed when the radius angle of jet flow corresponding to surface separation increases. It was also observed in the experiment that the separation was caused in advance and the corresponding radius angle decreased when d/D declined.

Key words: aerospace propulsion system; jet impingement; convex surface; flow visualization; swirl structure; narrow space

进入 21 世纪后, 欧美等航空航天科技大国均投入巨资开展了先进高性能发动机的研究工作。涡轮叶片冷却技术作为研究的核心内容之一, 科研工作者们投入了大量的精力, 在现有涡轮叶片

的冷却技术基础上研制出了多种新型的涡轮叶片冷却结构^[1]。其中一种是利用先进的精细铸造和精确加工技术, 在叶片壁面内部直接构建出若干相互独立的狭小受限空间, 并将常规的“冲击+气

收稿日期: 2006-10-19; 修订日期: 2007-01-29

作者简介: 毛军逵 (1976), 男, 浙江杭州人, 副教授, 博士, 主要从事传热、传质研究。

膜出流”或“冲击+ 绕流+ 气膜出流”复合冷却技术应用在这些结构中. 由于狭小几何空间上的受限和冲击角度的设置, 使得冲击射流在封闭空间内卷吸和偏转, 形成稳定的旋流. 利用这种旋流结构, 同样是“冲击+ 气膜出流”或“冲击+ 绕流+ 气膜出流”复合冷却形式, 却可以达到比现有涡轮叶片冷却技术更高的冷却效果, 同时消耗更少的冷却空气用量^[2].

事实上, 旋流结构的产生和控制可以通过多种方式来实现. 如利用空间的受限、弯曲通道的类型、冲击靶面的曲率以及旋转运动等, 均可以产生并控制旋流结构. Abdel Wahab S, Tafti D K^[3-5], Sewall E A, Tafti D K^[6] 和 Viswanathan A K, Tafti D K^[7] 详细研究了静止和旋转状态下, 不同类型肋化通道中流场特构, 特别对肋前和肋后产生的涡系发展规律上进行了细致分析. Li grani P M 等^[8] 利用流场显现, 研究了旋转状态下叶片前缘受限大空间内的旋流结构. 研究中发现, 在哥氏力的作用下, 受限冲击射流形成了明显的旋流涡系, 但同时该涡系结构在高转速条件下很快失稳并破碎. Cornaro C 等^[9], Fleischer A S 等^[10] 分别利用烟线法开展了冲击靶面为半圆柱凹面和凸面, 大间距(冲击间距和冲击孔直径之比大 1) 条件下冲击射流的流场结构研究. 试验中清晰地拍摄到冲击曲面靶板条件下的串型涡系; 并通过改变冲击靶板型面曲率, 观察到两种不同的涡系产生和破裂现象: 射流和外界静止空气相互作用引起的旋涡作用以及由于流体在曲面运动时脱离表面而产生的旋流现象.

为了进一步深入了解利用冲击靶面形状来产生和控制旋流的方法, 本文利用烟线法对小间距(冲击间距和冲击孔直径之比小于 1) 条件下, 单孔冲击凸面靶板的射流流场开展实验研究. 通过改变冲击雷诺数 Re 、冲击间距和冲击孔直径之比 H/d 、冲击靶板相对曲率 d/D 等参数, 重点分析射流与壁面分离位置随这些参数的变化规律, 以及旋流结构的产生条件.

1 实验装置及实验件

1.1 实验装置

本文中采用的实验系统如图 1 所示. 冲击射流空气由压气机提供, 压气机产生的压缩空气首先进入储气罐整流, 来保证实验中气流的稳定性. 气流进入稳压腔内经过二次稳流后, 通过冲击导管后形成冲击射流. 实验中利用浮子流量计来测

量冲击射流空气的体积流量, 并且在管道上设置压力和温度测量点, 结合浮子流量计的读数来计算实际的空气质量流量和冲击导管出口处的冲击雷诺数 Re .

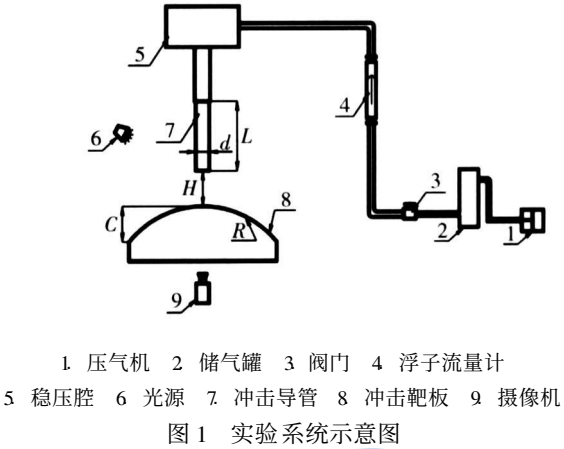


Fig. 1 Schematic of experimental facility

为了保证实验中产生稳定的烟线, 同时尽量降低对流场的干扰, 在冲击导管下游出口约 1 mm 处放置一根直径为 0.1 mm 的康铜丝. 在康铜丝的表面均匀涂抹一层矿物油, 并采用可控硅提供电流对康铜丝进行电加热. 当康铜丝上的矿物油被加热到一定温度将产生白色烟线, 与冲击射流空气相混合后, 就可以通过观察烟线的轨迹来显现流场结构. 实验时, 在实验台的四周布置黑色的幕布背景, 用和来白色的烟迹形成鲜明的对比, 使观察到的流场结构更加清晰, 便于观察.

1.2 实验件及实验工况

本文实验中的凸面靶板用厚度为 2 mm 的金属板, 由定制的夹具中加工而成. 其结构如图 2 所示.

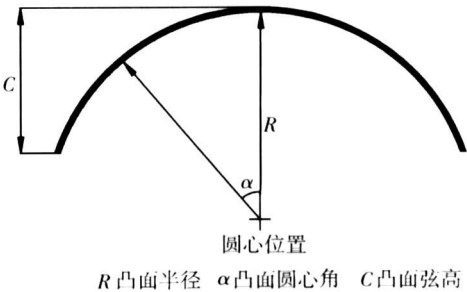


图 2 实验件示意图

Fig. 2 Schematic of test section

图中 R 为凸面半径, α 为凸面圆心角(在实验件边缘以红色标签进行标记; $R = 150$ mm, 200 mm 冲击靶板的相邻标签之间夹角为 10° 圆心角; 半径 $R = 250$ mm 冲击靶板的相邻两标签之间夹

角为 5° 圆心角), C 为凸面靶板弦高. 冲击表面喷上黑色油漆并烘干, 避免实验中在光照下反光, 影响拍摄效果.

实验中通过改变冲击雷诺数 $Re = \rho U d / \mu$ (ρ 冲击射流空气密度, U 冲击射流空气出口速度, μ 冲击射流空气动力粘度, d 冲击导管直径), 冲击间距和冲击孔直径之比 H/d 以及冲击靶板相对曲率 d/D 等参数, 观察这些参数变化对流场结构的影响. 具体工况如表 1.

表 1 实验工况参数表

Table 1 Flow and structure parameters

参数名称	参数变化范围
冲击靶面类型	凸面
冲击孔直径 d/mm	30
凸面弦高 C/mm	150
冲击射流雷诺数 Re	750, 1 000, 1 250, 1 500
冲击靶面半径 R/mm	150, 200, 250
冲击靶面直径 D/mm	300, 400, 500
冲击间距 H/mm	$0.2d, 0.4d, 0.6d, 0.8d, 1.0d$

2 实验结果分析

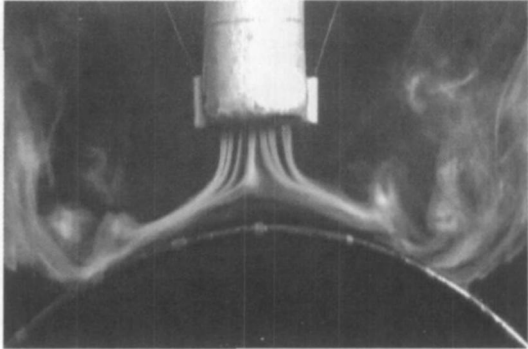
2.1 冲击雷诺数 Re 对流场结构的影响

图 3 为冲击凸面靶板半径 $R = 150\text{ mm}$, 冲击间距 H 与冲击孔直径 d 比 $H/d = 0.8$ 工况下, 不同冲击雷诺数 Re 下的流场结构照片.

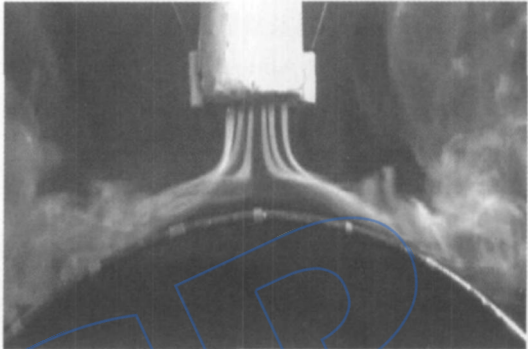
从图中照片可以观察到, 随着冲击 Re 数的增加, 烟线在凸面靶板两侧的运动距离逐步增加. 周向上, 气流和壁面分离产生旋流也逐步推后, 分离处对应的圆心角增大. 同时从图中可以看到, 在冲击滞止形成的高压区作用下, 冲击射流在凸面冲击靶板上形成了壁面流动, 并且随着冲击 Re 数的增加, 壁面流动的紊乱程度明显变大.

空气从冲击导管流出后, 形成冲击射流. 当冲击射流达到凸面靶板的表面后, 速度滞止为零, 会在该处导致一个高压区. 在压力梯度、壁面黏性和外部环境空气剪切力的作用下, 气流的运动方向将会发生改变, 形成壁面流动. 从图 3(a) 中可以清晰的观察到, 在滞止区的高压作用下, 烟线发生了偏转, 并沿着凸面冲击靶板的表面运动. 同时图 3(a) 中显示, 气流在冲击靶板约 20° 圆心角的地方开始与壁面分离, 形成旋流结构.

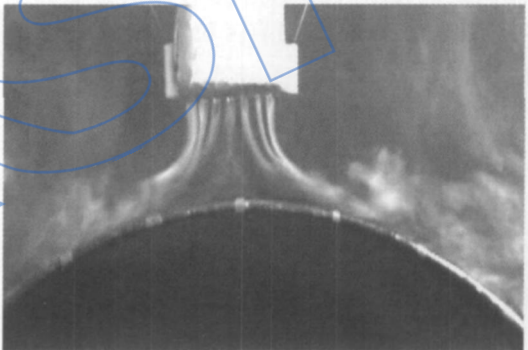
当冲击 Re 数增加后, 烟线所显示的流场结构基本上没有改变. 只是在较高的冲击 Re 条件下, 滞止区内冲击射流的动量交换增加, 高压区对壁面流动的影响加剧, 导致冲击射流形成的壁面



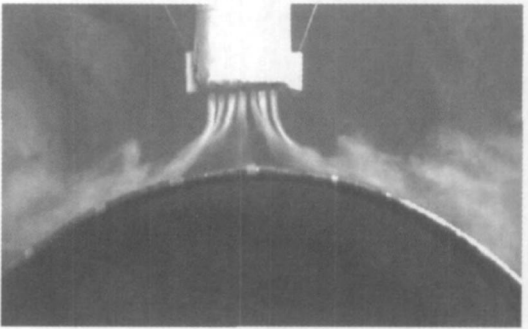
(a) $Re=750, H/d=0.8, R=150\text{mm}$



(b) $Re=1000, H/d=0.8, R=150\text{mm}$



(c) $Re=1250, H/d=0.8, R=150\text{mm}$



(d) $Re=1500, H/d=0.8, R=150\text{mm}$

图 3 $R = 150\text{ mm}, H/d = 0.8$, 不同 Re 下流场结构

Fig. 3 Flow structures in the case of $R = 150\text{ mm}, H/d = 0.8$

流动紊乱度增加. 从图 3(b) 中凸面冲击靶面两侧烟线的轨迹可以发现, 当冲击 $Re = 1\,000$ 时, 由于壁面流动中紊流的影响, 烟线不再呈现稳定的层

状流动, 而是随着气流在靶面上的流动很快耗散. 但是气流和壁面之间的分离角度和图 3(a) 相比有所增加, 大约在 25° 圆心角的地方开始分离.

随着冲击 Re 数的进一步增加, 滞止区压力梯度增大, 迫使流体沿冲击靶面流动更长的距离, 同时壁面流动的紊流度逐步增加. 因此从图 3(c) ~ 图 3(d) 中观察到, $Re=1\,250$ 时, 冲击射流空气大致在冲击靶板 30° 圆心角的地方开始与壁面分离, 而当 $Re=1\,500$ 时, 该角度变化为 35° . 并且在图中能够发现, 和小冲击 Re 数工况相比, 烟线在壁面流动区域内的混乱程度进一步加剧.

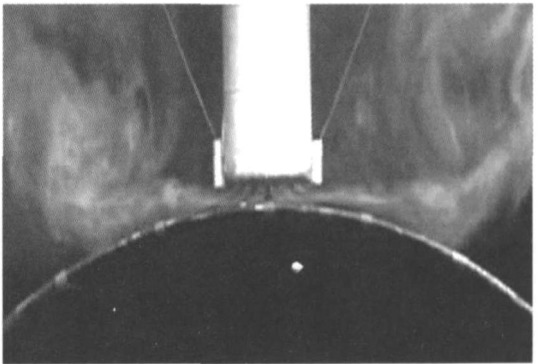
2.2 冲击间距 H 与冲击孔直径 d 比 H/d 对流场结构的影响

图 4 为冲击凸面靶板, 半径 $R=200\text{ mm}$, 冲击 $Re=1\,000$ 工况下, 不同冲击间距 H 与冲击孔直径 d 比 H/d 下的流场结构照片. 从图中照片可以发现: 随着冲击距 H/d 的增大, 冲击射流的流场结构发生了显著的改变.

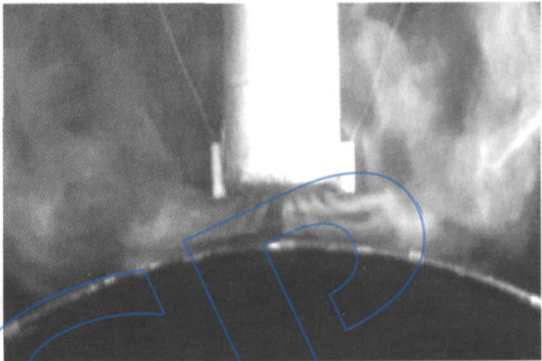
冲击间距很小时, 如图 4(a) $H/d=0.2$, 冲击射流到达冲击靶面后, 并未形成明显的壁面流动, 而是沿水平方向呈现喷射状运动. 随着冲击导管和冲击靶面之间距离的增加, 冲击射流逐步在凸面冲击靶板的周向位置形成壁面流动, 同时气流和壁面的分离逐渐推迟, 其对应的分离角度增加. 图 4(b) 中 $H/d=0.4$, 冲击射流空气在靶面大约 15° 圆心角的地方开始与壁面分离; $H/d=0.6$ 时, 冲击射流空气大致在冲击靶面 20° 圆心角的地方开始与壁面分离; 当 $H/d=0.8$ 时, 分离角度增加为 25° .

当冲击导管和冲击靶板间距很小的情况(如 $H/d=0.2$)下, 导管端部固体壁面和冲击靶板表面对冲击射流所形成的滞止高压区存在着显著的限制作用, 两者之间形成了类似于窄缝射流的几何结构. 因此冲击射流空气在压力梯度的作用下, 沿水平方向呈现出喷射状的运动方式. 由于冲击导管的直径仅为 30 mm , 当 H/d 增加后, 冲击射流的发展空间变大, 冲击导管端部固体壁面对射流的限制作用迅速削弱. 此时在滞止区内压力梯度的作用下, 冲击射流于凸面冲击靶板的周向上形成壁面流动. 随着 H/d 的逐步增加, 冲击射流在凸面靶面的周向上运动距离变大, 气流和靶板表面的分离推迟, 对应的圆心角也在逐步增加.

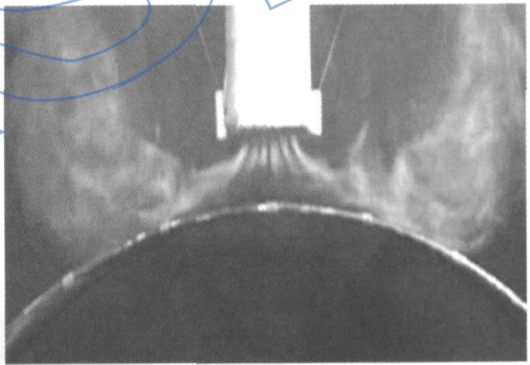
故此从图 4(c) 和 (d) 中可以观察到, 当 $H/d=0.6$ 和 0.8 时, 冲击射流首先在压力梯度的作用下, 在凸面靶板的周向上形成了壁面流动;



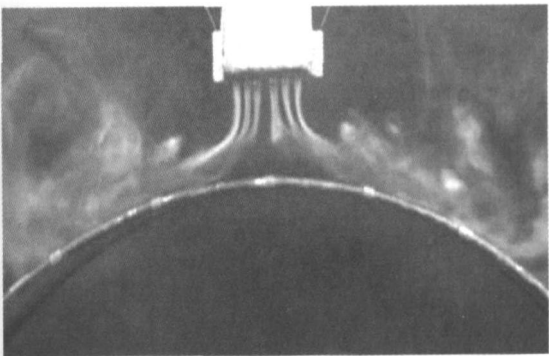
(a) $Re=1000, R=200\text{mm}, H/d=0.2$



(b) $Re=1000, R=200\text{mm}, H/d=0.4$



(c) $Re=1000, R=200\text{mm}, H/d=0.6$



(d) $Re=1000, R=200\text{mm}, H/d=0.8$

图 4 $R=200\text{mm}, Re=1000$, 不同 H/d 下流场结构

Fig. 4 Flow structures in the case of
 $R=200\text{ mm}, Re=1000$

在壁面黏性和外部空气黏性剪切力的作用下, 气流和壁面之间分离, 并形成了明显的旋流结构.

2.3 相对曲率 d/D 对流场结构的影响

图 5 是在冲击雷诺数 $Re=1\,000$, 冲击距 $H/d=0.8$, 不同相对曲率 d/D 下的流场结构. 在实验中, 相对曲率 d/D 的改变通过保持冲击孔直径 d 不变, 改变冲击靶板直径 D 来实现.

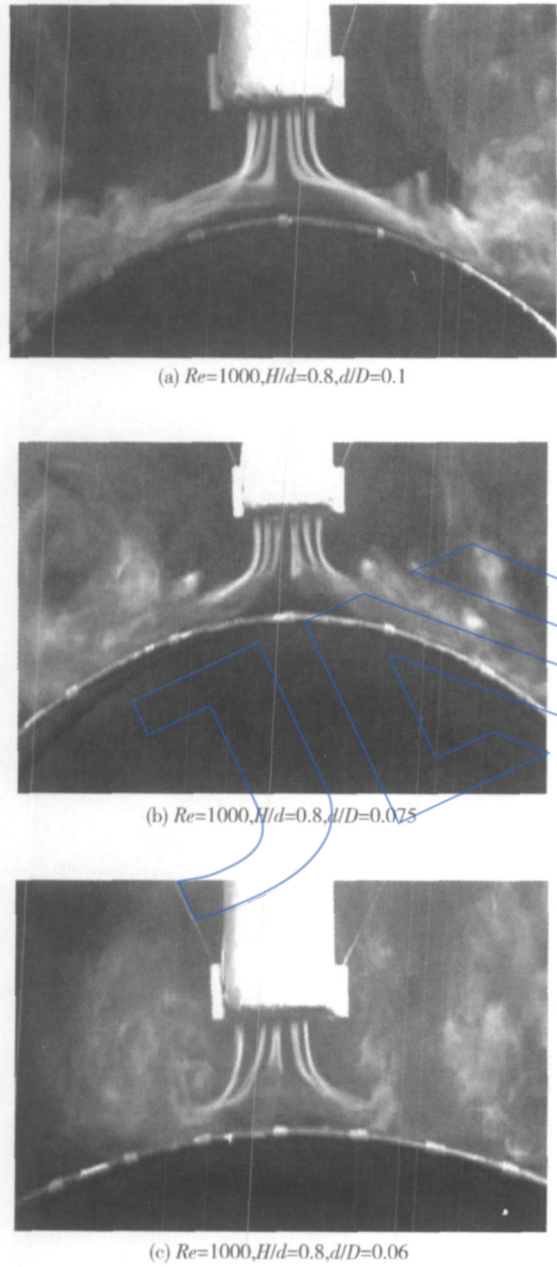


图 5 $Re=1\,000, H/d=0.8$, 不同 d/D 下流场结构
Fig. 5 Flow structures in the case of
 $Re=1\,000, H/d=0.8$

从图中照片可以看到: 冲击射流的流场结构基本保持不变, 但是随着相对曲率 d/D 的减小, 流体与壁面的分离处的圆心角呈现减小的趋势.

图 5(a) 中, 当 $d/D=0.1$ 时, 冲击射流与壁面大概在 25° 圆心角处开始卷吸, 形成旋流结构; 当 $d/D=0.075$ 时, 大约在 20° 圆心角处, 冲击射流流体与壁面分离; 当 d/D 降低为 0.06 , 冲击射流流体在 10° 左右的圆心角处开始与壁面分离, 并形成了清晰旋流结构.

相对曲率 d/D 较大时, 意味着冲击靶板的曲率半径相对较小. 相同冲击 Re 数条件下, 由于凸面冲击靶板表面曲率的作用, 冲击射流可以沿靶板周向运动更长的距离, 和靶板表面的分离推迟. 而 d/D 较小时, 凸面冲击靶板表面趋于平直, 使得气流和冲击靶板表面的分离提前, 如图 5 中所示.

3 结 论

从以上的实验结果分析, 得到如下结论:

- (1) 冲击雷诺数 Re 、冲击间距和冲击孔直径之比 H/d 以及相对曲率 d/D 等参数均显著影响了小空间内冲击凸面靶板的流场结构;
- (2) 实验中随冲击雷诺数 Re 的增加, 旋流与壁面分离处的圆心角增大, 冲击射流气体沿冲击靶板运动距离增加, 与壁面分离推迟;
- (3) 随着 H/d 的变化, 冲击射流的流场结构发生了显著的改变. $H/d=0.2$ 时, 冲击射流到达冲击靶面上, 并未形成明显的壁面流动, 而是沿水平方向呈现喷射状运动. 当 H/d 增加后, 流体沿冲击靶面流动距离增加, 冲击射流流体与壁面分离推迟, 旋流结构与冲击靶板分离处的圆心角增大;
- (4) 实验中发现, 随着相对曲率 d/D 的减小, 流体与壁面的分离提前, 相对应的圆心角呈现减小的趋势.

参考文献:

[1] 董威, 韩树军, 曹玉璋. 多孔层板换热特性实验研究[J]. 航空动力学报, 2002, 17(1): 122-126.
DONG Wei, HAN Shujun, CAO Yuzhang. Experimental investigation on heat transfer characteristic of porous lamellar tablet[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(1): 122-126.

[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] Abdel Wahab S, Tafti D K. Large eddy simulations of flow and heat transfer in a 90° ribbed duct with rotation effect of Coriolis and centrifugal buoyancy forces[J]. Journal of Turbomachine, 2004, 126(4): 627-636.

[4] Abdel Wahab S, Tafti D K. Large eddy simulations of flow

- and heat transfer in a 90° ribbed duct with rotation—effect of Coriolis forces[C] // Proceeding of ASME Turbo Expo 2004, Power for Land, Sea, and Air, Vienna, Austria: June 14–17, 2004, GT2004-53796.
- [5] Abdel Wahab S, Tafti D K. Large eddy simulations of flow and heat transfer in a staggered 45° ribbed duct[C] // Proceeding of ASME Turbo Expo 2004, Power for Land, Sea, and Air, Vienna, Austria: June 14–17, 2004, GT2004-53800.
- [6] Sewall E A, Tafti D K. Large eddy simulation of the developing region of a stationary ribbed internal turbine blade cooling channel[C] // Proceeding of ASME Turbo Expo 2004, Power for Land, Sea, and Air, Vienna, Austria: June 14–17, 2004, GT2004-53832.
- [7] Viswanathan A K, Tafti D K. Detached eddy simulation of turbulent flow and heat transfer in a ribbed duct[J]. Journal of Fluids Engineering, 2005, 127(5): 888–896.
- [8] Ligrani P M, Hedlund C R, Babinchak B T, et al. Flow phenomena in swirl chambers[J]. Experiments in Fluids, 1998, 33(24): 254–264.
- [9] Cornaro C, Fleische A S, Goldstein R J. Flow visualization of a round jet impinging on cylindrical surfaces[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 1999, 20(2): 66–78.
- [10] Fleischer A S, Kramer K, Goldstein R J. Dynamics of the vortex structure of a jet impinging on a convex surface[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2001, 24 (3): 169–175.