

文章编号: 1000-8055(2007)02-0216-06

双层壳型冲击/气膜复合冷却 效果的实验

刘震雄¹, 毛军逵¹, 郭文², 江和甫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, 成都 610500)

摘 要: 以双层壳型冲击/气膜复合冷却结构的平壁模型作为研究对象, 进行了该种冷却结构的复合冷却效果实验研究. 研究中改变冷热气流吹风比 M , 冲击距 H/d , 冲击孔和气膜孔间距与冲击孔直径之比 P/d 等参数, 利用红外热像仪拍摄实验件的温度分布. 研究结果表明: 上述参数均影响双层壳型冲击/气膜复合冷却效果, 而且影响规律表现出较强的关联性. 随着吹风比的增加, 复合冷却效果逐步增强; 在实验工况条件下, 存在一个最佳冲击距 H/d 范围使得复合冷却效果最佳; 同时在冲击孔和气膜孔之间也存在一个最佳的 P/d 范围, 使得复合冷却效果达到最大. 当 $H/d=0.5$ 和 $P/d=4$ 时, 双层壳型冲击/气膜复合冷却结构能达到最佳的冷却效果.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 双层; 冲击; 气膜; 冷却效果

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

Experimental investigation of a double-decker jet impingement/film structure's cooling coefficient

LIU Zhen xiong¹, MAO Jun kui¹, GUO Wen², JIANG He fu²

(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: Experiments were conducted out to investigate cooling coefficient of a lamellar double-decker jet impingement/film structure. Blowing rate M , the ratio of the jet impingement distance to the diameter of the jet hole H/d , and the ratio of the distance between the jet hole and film hole to the diameter of the jet hole P/d were changed to study the rules of local cooling coefficient varying with these parameters. All the results show that higher cooling coefficient was achieved under larger blowing rate conditions. And there exists a proper range of H/d and P/d , which can result in a maximum cooling coefficient. It is verified that when $H/d=0.5$ and $P/d=4$, the maximum cooling coefficient can be achieved.

Key words: aerospace propulsion system; double-decker structure; jet impingement; film cooling; cooling coefficient

提高航空燃气涡轮发动机的推重比是研制和发展高性能发动机始终不渝的追求目标之一. 在

合理的发动机诸多热力参数匹配下, 提高涡轮前燃气温度是增加推重比的最有效措施之一. 目前

收稿日期: 2006-02-09; 修订日期: 2006-05-03

作者简介: 刘震雄(1981-), 男, 上海人, 南京航空航天大学能源与动力学院硕士生, 主要从事传热、传质的研究.

涡轮进口温度远远高于叶片材料的熔点温度, 因此必须对涡轮叶片进行冷却以保证其安全工作. 常规的涡轮叶片冷却技术包括了: 冲击冷却, 粗糙表面强化换热, 冲击对流气膜复合冷却等. 目前, 美国、俄罗斯等航空航天大国在现有冷却技术的基础上又发展了多种新型的冷却技术, 如“层板冷却技术”, “超级冷却技术”等. 这些技术可以在减少冷却空气用量的前提下, 有效提高涡轮叶片的冷却效果^[1, 2].

本文以双层壳型“冲击/ 气膜”复合冷却结构为研究对象, 通过实验对该冷却结构的平壁模型展开了冷却效果的研究. 实验中改变流动参数和双层壳型结构的几何参数(冲击间距, 冲击孔和气膜孔间的间距等), 重点分析平壁模型的冷却效果随这些参数的变化规律.

1 实验装置及实验件

1.1 实验装置

实验装置如图 1 所示, 来自压气机的压缩空气经过供气管道, 通过加热器被加热成为热气流, 进入矩形实验段; 冷气流经过管道进入稳压腔, 对实验件进行冷却. 实验中通过管道上的阀门调节

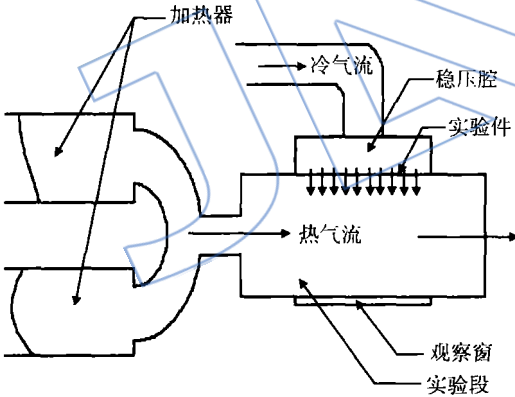


图 1 实验装置示意图

Fig. 1 Experimental equipment sketch map

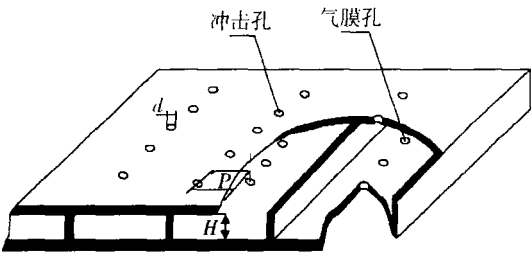


图 2 实验件模型

Fig. 2 Test model

冷、热空气流量, 由浮子流量计测量其流量. 在冷、热气流通道中安装热电偶, 对冷、热空气温度进行实时监测. 图 2 为双层壳型冲击/ 气膜复合冷却结构的结构示意图. 其中 d 为冲击孔直径(试验中气膜孔和冲击孔直径相同), H 为冲击间距, 参数 P 表示冲击孔和气膜孔间距.

实验件采用不锈钢材料, 通过激光焊接联结起来, 使空腔保持密封. 焊接完毕, 利用定做的专门器具进行气密性检查.

1.2 实验数据获得和处理方法

本文实验中热气流流量在 0.096~ 0.0823 kg/s, 冷气流流量在 0.0056~ 0.0166 kg/s 之间变化, 具体实验工况如表 1 所示.

表 1 实验工况

Table 1 Experimental parameters

$m_c / (kg/s)$	$m_H / (kg/s)$	M
0.0056	0.096	0.0017
0.0074	0.094	0.0023
0.0095	0.0914	0.0031
0.0114	0.0898	0.0037
0.0129	0.0872	0.0044
0.0153	0.0858	0.0053
0.0166	0.0823	0.0066

工况表中吹风比 M 定义如下:

$$M = \frac{\rho_c U_c}{\rho_H U_H} = \frac{m_c \times A_H}{A_c \times m_H} \quad (1)$$

式中 A_H 为热气有效出口面积, A_c 为冷气有效流通面积, m_c 为冷气质量流量, m_H 为热气质量流量. 为了研究双层壳型冲击/ 气膜这种冷却结构的冷却效果, 本文定义了一个复合冷却效果参数 η , 具体表达形式为:

$$\eta = \frac{t_g - t_{wg}}{t_g - t_c} \quad (2)$$

式中: t_c 为冷气流进口温度, t_g 为热气流进口温度, t_{wg} 为通过红外热像仪测量得到的实验件外表面温度.

在采集温度数据时, 为了避免实验通道和实验件安装板等壁面效应的影响, 沿 X 方向(热气流运动方向)在实验件中部进行数据采集, 测取了沿气膜孔中心线上的数据, 在 3 条气膜孔温度连线上各取 11 个数据点, 如图 3 所示. 数据分析时,

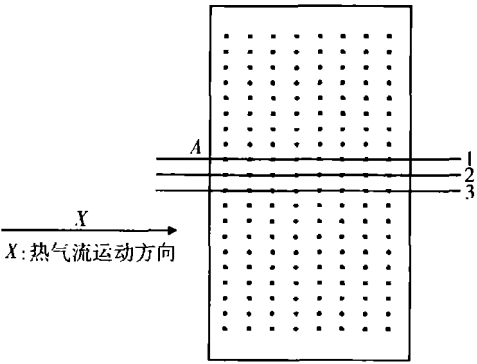


图 3 实验件外表面温度取点位置

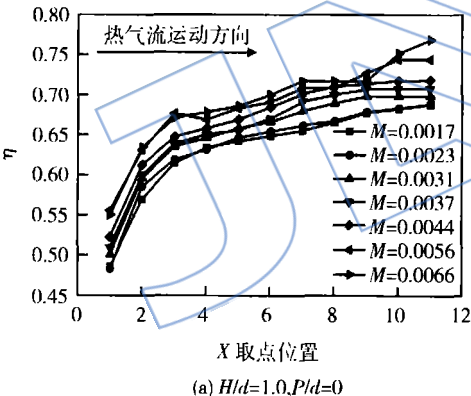
Fig. 3 Position of taking equipment temperature

对 X 位置相同的温度点取平均, 以消除取点时有可能存在的误差.

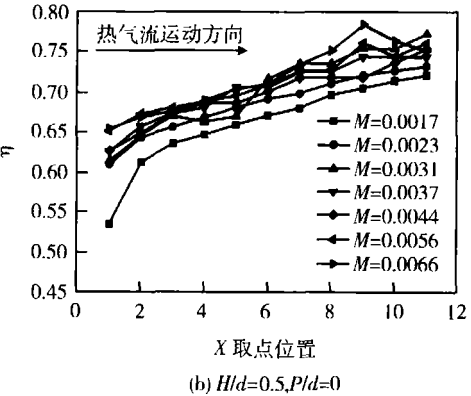
2 实验结果及分析

2.1 吹风比 M 对复合冷却效果的影响

图 4(a) 和(b) 为不同结构几何参数、不同吹风比的工况下, 复合冷却效果沿热气流运动方向的变化规律. 从图中可以看出, 在同一吹风比下, 复合冷却效果沿热气流流动方向逐渐增大. 在实



(a) $H/d=1.0, P/d=0$



(b) $H/d=0.5, P/d=0$

图 4 复合冷却效果 η 随吹风比 M 变化的特性曲线

Fig. 4 Compound cooling coefficient η at different blowing ratio M

验件的前端(如图 3 中所示的位置 A), 在热气流侧尚未形成较好的气膜覆盖效果, 导致了此处复合冷却效果不佳.

实验中, 双层壳型冲击/气膜复合冷却结构形成了多个独立的腔体, 每一排冲击孔对应一排气膜孔(如图 2 所示), 但从整体上看该种冷却结构构成了多排冲击和多排气膜的复合冷却形式. 因此从图 4 中观察到, 在相同的吹风比条件下, 随着热空气流向距离的增加, 由于多排气膜出流的叠加覆盖和多排冲击射流强化换热的共同作用, 复合冷却效果逐步提高.

从图 4(a) 和(b) 中同时可以观察到, 在本文的实验工况条件下, 随着吹风比 M 的增加, 双层壳型冲击/气膜冷却结构的复合冷却效果逐步增加. 在实验件的尾部, 吹风比较大的工况($M=0.0053, 0.0066$) 下, 多排气膜相互叠加导致气流波动, 体现在图 4 中, 即为靠近实验件尾部的测点温度在大吹风比条件下存在一定的波动.

2.2 冲击间距和冲击孔直径之比 H/d 对复合冷却效果的影响

图 5(a) ~ (d) 给出了相同吹风比的情况下, 复合冷却效果随冲击间距和冲击孔直径之比 H/d 的变化规律.

图 5(a) 为吹风比 $M=0.0017, P/d=0$ 时, 沿热气流运动方向复合冷却效果随 H/d 的变化规律. 从图中可以发现复合冷却效果 η 随 H/d 的变化并非单调. 当 $H/d=1.25$ 时, η 达到最大; $H/d=0.5$ 的工况下, 复合冷却效果次之, 但两者非常接近. $H/d=1.0$ 和 0.75 条件下, 复合冷却效果最差. 图 5(b) 和(c) 分别给出了 $M=0.0023$ 和 $M=0.0044$ 工况下, 复合冷却效果 η 随 H/d 的变化曲线图. 同图 5(a) 相似, 相同吹风比条件下, 当 $H/d=0.5$ 和 1.25 , 能够达到最佳的复合冷却效果, 并且随着 M 的增加, $H/d=0.5$ 工况下的复合冷却效果 η 逐渐超过 $H/d=1.25$ 条件下的复合冷却效果. 当 $M=0.0066$ 时, 最佳复合冷却效果在 $H/d=0.5$ 工况下达到, 如图 5(d) 所示.

为了更好的说明复合冷却效果 η 随冲击距 H/d 的变化规律, 图 6(a) 和(b) 给出了不同取点位置, 冲击间距和冲击孔直径之比 H/d 的变化对复合冷却效果的影响.

从图 6(a) 和(b) 中, 可以更为清楚的看到复合冷却效果 η 随 H/d 的变化并非单调. 在同一取点位置, 相同的吹风比条件下, H/d 存在 2 个值

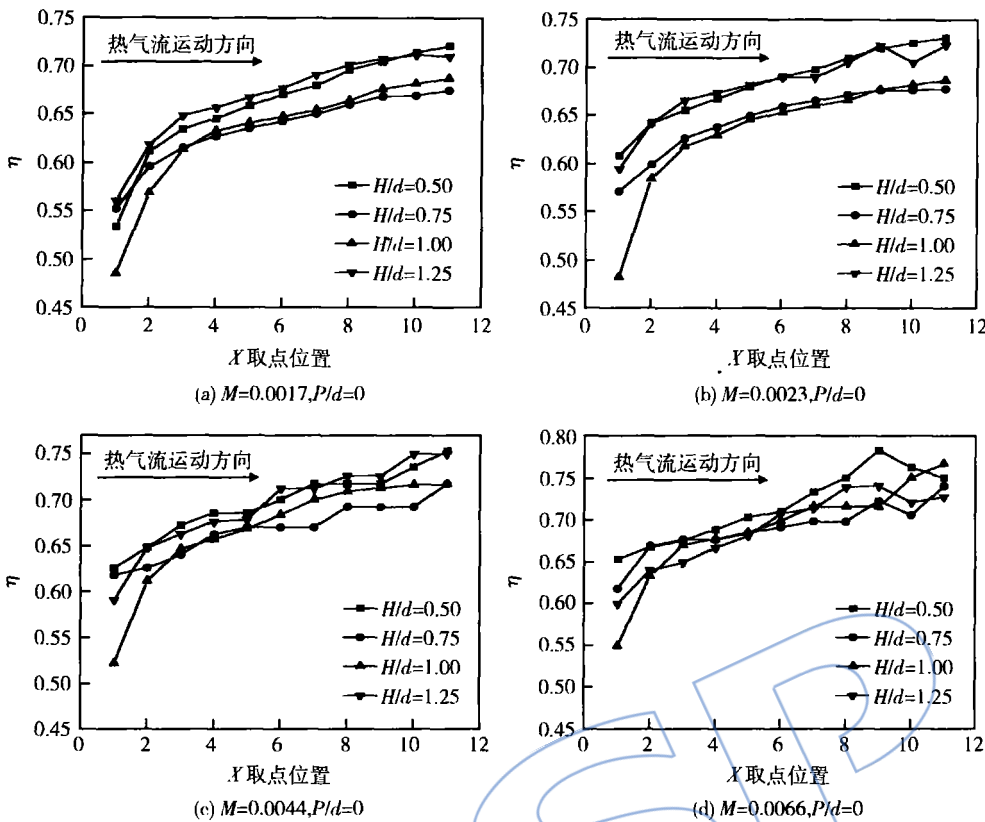


图 5 复合冷却效果 η 随冲击距比 H/d 变化的特性曲线

Fig. 5 Compound cooling coefficient η at different ratio of the jet impingement distance to the diameter of the jet hole H/d

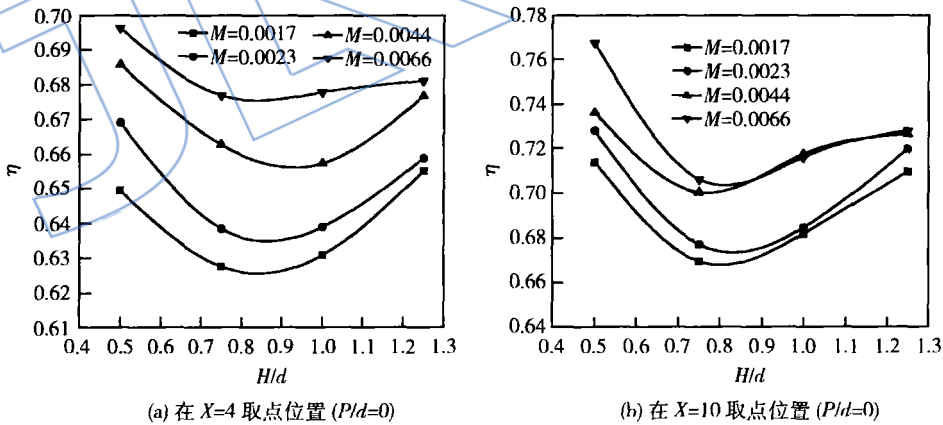


图 6 在不同取点位置复合冷却效果 η 随冲击间距比 H/d 变化的特性曲线

Fig. 6 Compound cooling coefficient η at different ratio of the jet impingement distance to the diameter of the jet hole H/d at different taking points position

($H/d=0.5, 1.25$), 使得双层壳型冲击/气膜复合冷却效果 η 达到最佳; 并随着吹风比的增加, 复合冷却效果增大。

在实验中, 当冲击间距(即双层壁之间的距离)减小, 特别是当 $H/d < 1$ 时, 冲击射流的局部强化换热效果将会随着冲击间距减小而逐步变大。Lytle D 和 Webb B W^[3] 在针对单孔冲击光滑靶板

所开展的实验研究中发现, 冲击间距与冲击孔直径比在 0.25~1.0 之间时, 冲击射流的局部换热效果也是随着冲击间距的减小而逐步增加。因此从图 5 (a)~(d) 中可以看到, $H/d=0.5$ 时实验件的冷却效果最佳。由于本文研究的是一种冲击/气膜的复合冷却结构, 气膜出流也会显著影响复合冷却效果。在双层壳型这种结构中, 双层壁之间的间距(即

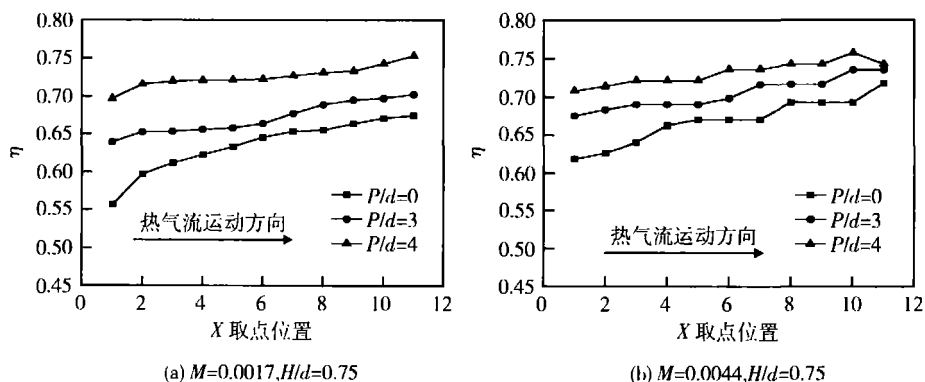


图 7 复合冷却效果 η 随冲击孔和气膜孔间距与冲击孔直径比 P/d 变化的特性曲线

Fig. 7 Compound cooling coefficient η at different ratio of the distance between the jet hole and film hole to the diameter of the jet hole P/d

冲击间距) 直接影响了气膜孔附近的流场结构. 气膜孔附近存在着气流运动方向的偏转和卷吸作用, 产生了溢流效应, 有效的强化了气膜孔附近的换热效果^[4,5]. 这种溢流效应在小空间内(特别是 $H/d < 1$), 由于双层壁结构形式的限制, 溢流效应的强化换热效果被显著削弱. 在大空间内(如 $H/d = 1.25$), 溢流的强化换热效果对冲击/气膜复合冷却效果的影响逐步增强, 因此从图 5 和图 6 中均可以观察到, 在不同的吹风比条件下, 当 $H/d = 1.25$ 时, 尽管该条件下冲击射流的强化换热效果减弱, 但在气膜孔附近的溢流效应的影响下, 复合冷却效果还是得到了明显的提高. 所以实验中观察到 H/d 存在 2 个最佳值范围 ($H/d = 0.5, 1.25$) 使得双层壳型冲击/气膜复合冷却效果达到最佳.

2.3 冲击孔和气膜孔间距与冲击孔直径之比 P/d 对复合冷却效果的影响

图 7(a) 和 (b) 给出了 $H/d = 0.75$ 时, 冲击孔和气膜孔间距与冲击孔直径之比 P/d 对复合冷却效果的影响规律. 从图中可以看出, 在相同吹风比的情况下, 随着 P/d 的增加, 平壁复合冷却效果增加, $P/d = 4$ 时, 复合冷却效果最佳.

冲击射流在达到冲击靶面上, 高速射流迅速降低为速度为零, 并且在壁面上滞止下来, 导致该区域内存在着强烈的动量交换, 其局部换热的强化换热效果非常明显, 但作用范围有限, 一般处于冲击孔附近大约 $2d \sim 3d$ 范围内^[6]. 在冲击/气膜复合冷却结构中, 气膜出流将直接影响冲击射流在滞止区域的流场结构, 从而影响了冲击靶面上的局部换热效果^[3]. 当冲击孔和气膜孔间距较小时, 气膜孔的空气出流削弱了流动通道内表面的冲击射流强化换热效果, 尽管气膜孔附近溢流效

应存在一定的强化换热, 但总体上冲击/气膜复合冷却效果降低, 因此从图 7(a) 和 (b) 中观察到当 $P/d = 0$ 时复合冷却效果较差.

当冲击孔和气膜孔之间存在一定的间距, 如 $P/d = 4$ 时, 可以同时发挥冲击射流的局部强化换热和气膜孔的溢流效应, 同时冷却气流在冷却通道内运动了一段距离, 参与了一部分换热之后才从气膜孔流出, 和 $P/d = 0$ 工况下冷却气流直接被抽吸走相比, 提高了复合冷却效果, 所以此时换热效果达到最佳.

综合分析本文中得到的各种参数对双层壳型冲击/气膜复合冷却效果影响规律, 当冲击间距和冲击孔直径比 $H/d = 0.5$, 冲击孔和气膜孔距离与冲击孔直径比 $P/d = 4$ 时, 双层壳型冲击/气膜符合冷却结构能达到最佳的复合冷却效果.

3 结 论

从以上的实验结果分析, 可以得到以下结论:

(1) 双层壳型冲击/气膜复合冷却结构能够达到较好的冷却效果. 冷热气流吹风比 M , 冲击间距和冲击孔直径之比 H/d , 冲击孔和气膜孔间距与冲击孔直径之比 P/d 等参数均显著影响了该种复合冷却结构的冷却效果.

(2) 在本文的实验工况条件下, 吹风比 M 越高, 复合冷却效果越好.

(3) 实验中发现, 参数 H/d 和 P/d 均存在着一个范围使得双层壳型冲击/气膜复合冷却效果达到最佳. 在本文实验中, $H/d = 0.5$ 和 1.25 , $P/d = 4$ 时有较好的复合冷却效果.

(4) 综合分析本文中得到的各种参数对双层壳型冲击/气膜复合冷却效果影响规律, 当冲击间距和冲击孔直径比 $H/d = 0.5$, 冲击孔和气膜孔

距离与冲击孔直径比 $P/d=4$ 时, 双层壳型冲击/ 气膜符合冷却结构能达到最佳的复合冷却效果.

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): 121-126.
DONG Wei, HAN Shujun, CAO Yuzhang. Experimental investigation on heat transfer characteristic of porous lamellar tablet[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(1): 121-126.

[2] Nearly D A, Relders S B. Evaluation of laminated porous wall material for combustor liner cooling[J]. Transactions of the ASME, Journal of Engineering for Power, 1980, 102: 268-276.

[3] Lytle D, Webb B W. Air jet impingement heat transfer at

low nozzle plate spaces[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1994, 37(12): 1687-1697.

[4] 陶智, 吴宏, 蔡毅. 气膜出流对叶片各内表面换热系数的影响[J]. 航空动力学报, 1997, 12(4): 413-415.
TAO Zhi, WU Hong, CAI Yi. Effects of film cooling on internal heat transfer coefficients of blades[J]. Journal of Aerospace Power, 1997, 12(4): 413-415.

[5] Hollworth B R, Dagan L. Arrays of impinging jets with spent fluid removal through vent holes on the target surface[J]. Transactions of the ASME, Journal of Engineering for Power, 1980, 102(4): 994-999.

[6] Gardon R, Akfirat J C. The role of turbulence in determining the heat transfer characteristics of impinging jets[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1965, 8(10): 1261-1272.

