

文章编号: 1000-8055(2006)06-0989-06

基于热驱动理论的新型冷却技术换热效果实验和比较

杨 敏^{1,2}, 常海萍², 吴培光³

(1. 北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083;

2. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016; 3. 第二炮兵司令部工程部, 北京)

摘 要: 新型超级冷却技术(NSCT)是一种基于热驱动理论的新型冷却技术, 针对该技术的平均换热特性进行了实验研究, 结果表明: 随着浮力数 Bu 、旋转雷诺数 Re_ω 、进口冷气流雷诺数 Re_c 的不断增大, 旋转条件下新型超级冷却技术的平均换热效果逐渐增强。将新型冷却技术与常规两种涡轮叶片冷却方式—肋强化冷却和冲击冷却的平均换热效果进行比较, 得出结论: 在实验范围内, 新型超级冷却技术比另外两种冷却方式具有更优的换热效果。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 热驱动理论; 换热; 涡轮叶片冷却; 旋转

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

Experimental study of heat transfer effect of a new cooling technique based on thermally driven theory

YANG Min^{1,2}, CHANG Haiping², WU Peiguang³

1. College of Aeronautic Science & Technology,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China

2. College of Energy & Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China

3. Department of Engineering, Headquarters of the Second Artillery, Beijing)

Abstract: A New Super Cooling Technique based on thermally driven theory was studied further at the background of turbine blade's cooling by Experiments. Experimental results show that the heat transfer effect of this new cooling technique is enhanced with increasing in buoyancy, rotational Reynolds number and cooling air Reynolds number, its cooling ability is better than those of the other two kinds of current blade cooling techniques.

Key words: aerospace propulsion system; thermally driven theory; heat transfer; turbine blade cooling; rotation

随着航空工业的飞速发展, 各种各样的涡轮叶片冷却技术和冷却结构层出不穷。起初采用简

单的对流冷却、气膜冷却、冲击冷却, 随后又出现了发散冷却、发汗冷却、多斜孔壁冷却、层板冷却、

收稿日期: 2005-12-12; 修订日期: 2006-06-21

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(50276027); 国防基础科研资助项目(J1400D001)

作者简介: 杨敏(1979), 女, 山东省单县, 北航博士后, 研究方向: 传热与传质, 涡轮叶片冷却, 低温技术。

以及金属陶瓷壁冷却技术等。这些冷却技术具有各自的优点,但是,也有自身的不足之处,远远不能满足发动机性能不断提高的要求,因此研制新型高效的冷却技术越来越成为涡轮叶片冷却的迫切需要。基于热驱动理论的新型超级冷却技术,是由常海萍教授和过增元院士提出的一项专利^[1],由机理研究^[2-6]表明该技术具有独特的优势,有望应用于涡轮叶片冷却设计中。本文在此基础上对该技术的平均换热效果进行了实验研究,并与另外两种冷却方式进行比较。

1 旋转实验装置

实验研究搭建的旋转实验装置如图 1 所示。整套装置主要包括动力系统、加热系统、测试系统、冷却系统、旋转盘腔等,其中转盘的直径为 800 mm,各系统详细情况及试验件的安装位置如图 1 所示。本实验装置与机理研究所采用的旋转实验装置相比,增加了冷却空气进气系统,可以模

拟涡轮叶片冷却。

2 新型超级冷却技术平均换热效果

2.1 试验件

图 2 是模拟涡轮叶片的新型超级冷却技术试验件结构,整个试验件的外形尺寸 38 mm × 48 mm × 30 mm,在四周和肋上构成了宽度为 1 mm 的封闭腔体,灌装液体介质,本实验中选用 H₂O 作为热驱动介质,采用电加热的方法,并采用热电偶测量温度。图中可以看到试验件的加热面、冷却面 *L*,以及热电偶的埋设位置,其中冷却面 *L* 是冷却空气通道内靠近加热面侧的 5 个壁面,并在此面上沿 *z* 方向埋设热电偶。与新型超级冷却技术机理研究所采用的模型相比,本文带冷却空气通道的实验模型模拟了涡轮叶片冷却结构,使新型超级冷却技术的研究向工程应用的方向前进了一步。

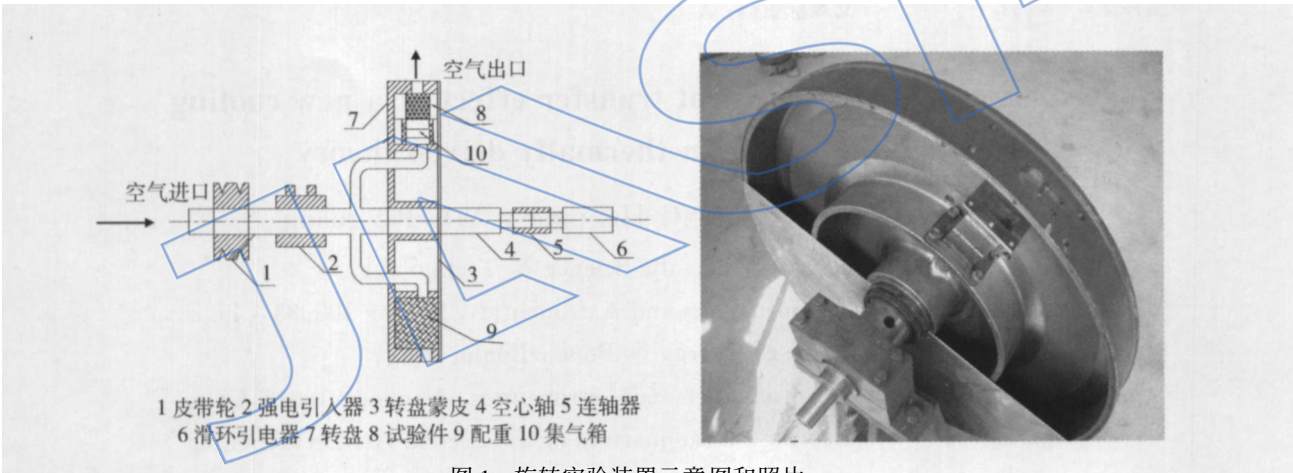


图 1 旋转实验装置示意图和照片

Fig. 1 Cross section through the rotating test facility

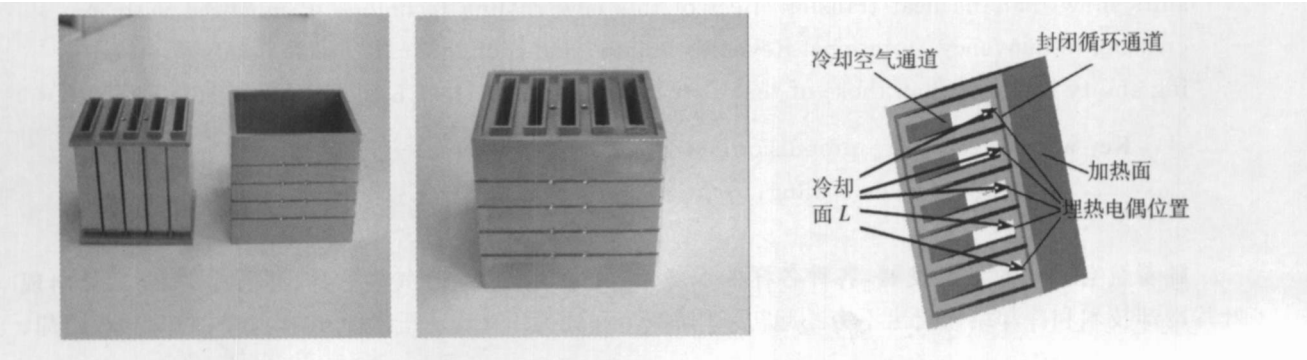


图 2 新型超级冷却技术试验模型

Fig. 2 Experimental model of new super cooling technique

2.2 实验工况

实验中通过改变热流密度、旋转速度和冷却空气流量等参数值, 分析研究浮力数、旋转雷诺数和冷气雷诺数对离心力场下新型超级冷却技术平均换热特性的影响, 并进一步建立换热准则关系式。实验工况如表 1 所示。

相关参数的定义:

$$Bu = \beta_{H_2O} \Delta T \quad Re_{\omega} = \omega x_0^2 / U_{H_2O}$$
$$Re_z = \rho_{air} V d / \mu_{air} \quad h = q / (T_b - T_f)$$
$$Nu = h d / \lambda_{air}$$

其中: 平均 h 和平均 Nu 表征新型超级冷却技术的平均换热效果; T_b 为冷却面 L 的平均温度, T_f 冷却空气进口温度; 封闭流体通道特征尺寸为 $x_0 = 1 \text{ mm}$, 冷却空气通道当量直径 $d = 7 \text{ mm}$ 。

表 1 实验工况表

Table 1 Experimental conditions

参数名称	参数变化范围
热流密度 $q / (10^3 \text{ W} / \text{m}^2)$	6.32, 14.2, 25.3, 39.5, 56.9
旋转速度 $n / (\text{r} / \text{min})$	180~ 2100
冷气雷诺数 Re_z	8860, 18830, 22200, 33200

2.3 实验结果分析

由图 3 可以看出, 当进口冷气雷诺数和旋转速度不变的条件下, 随着浮力数 Bu 的不断增大, 平均 Nu 逐渐提高。分析可知, 由于浮力数的增大, 封闭通道内液体由于密度的变化而产生的热驱动力增大, 热驱动换热增强。因此, 新型冷却技术的平均换热效果随之提高。

图 4 反映了旋转雷诺数 Re_{ω} 对新型超级冷却技术平均换热特性的影响。图中的变化规律显而易见, 随着 Re_{ω} 的不断增大, 平均 Nu 显著提高。由此可见, 旋转对新型超级冷却技术平均换热效果的影响十分显著, 随着旋转速度的增加平均换热能力得到加强。这是因为, 随着旋转速度的增加, 封闭通道内的液体, 所受到的离心浮升力增大, 促使液体流动加快, 热驱动换热增强, 因此, 新型冷却技术的平均换热效果也随之提高。

图 5 反映了冷气雷诺数 Re_z 对新型冷却技术平均换热效果的影响, 可以看出, 当旋转速度和热流密度恒定时, 平均 Nu 随着 Re_z 的增加而明显提高。由此表明, 新型超级冷却技术平均换热效果, 随着冷气流量的增加而逐渐增强。

综合图 3~ 图 5 可见, 在实验模型确定的情况下, 浮力数、旋转雷诺数、冷气雷诺数是离心力场下新型冷却技术平均换热特性的主要影响因素, 并随着这些参数值的不断增大, 平均换热效果不断增强。

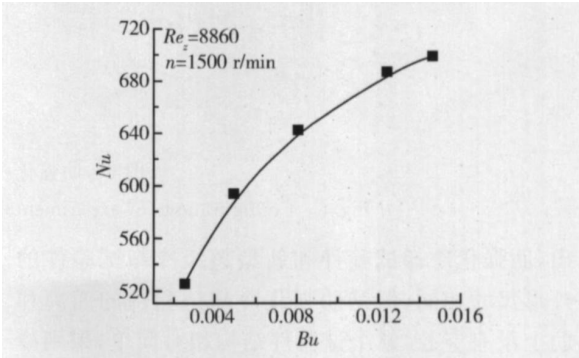


图 3 Nu 随 Bu 的变化曲线图

Fig. 3 Variation of Nu with Bu

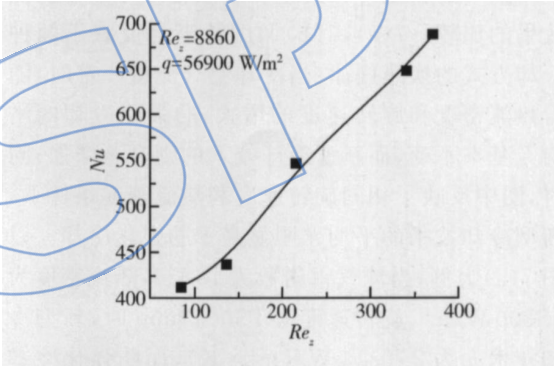


图 4 Nu 随 Re_{ω} 的变化曲线

Fig. 4 Variation of Nu with Re_{ω}

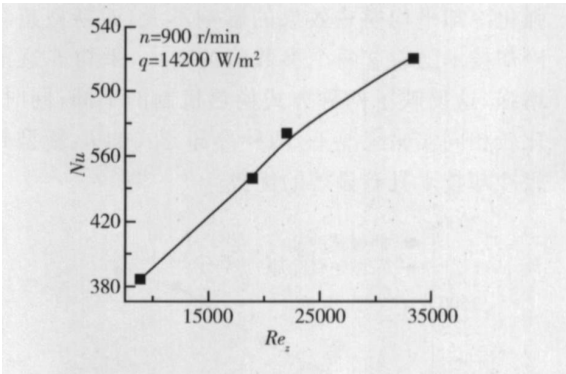


图 5 Nu 随 Re_z 的变化曲线图

Fig. 5 Variation of Nu with Re_z

3 与肋强化冷却的比较

为了便于比较旋转条件下新型超级冷却技术和肋强化冷却技术的平均换热效果, 本文设计了如图 6 所示的肋强化冷却试验件。从图中可以看

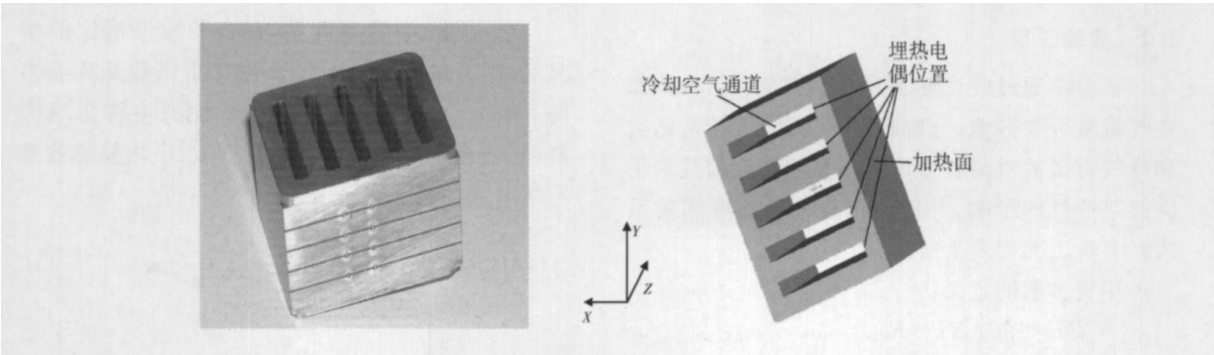


图 6 肋强化冷却试验件结构图

Fig. 6 Configurations of experimental model with rib roughed surfaces cooling

出,肋强化冷却试验件和新型超级冷却试验件的外形尺寸相同,但是肋强化冷却试验件的四周和肋上没有空腔,整个试验件结构相对简单,采用冷空气进行冷却。图中加热面的位置、热电偶的埋设方式和位置与新型超级冷却实验相同。

图 7 为新型冷却技术和肋强化冷却平均换热效果的比较。7(a), 7(b) 两图清晰地反映了两种冷却方式的换热规律: 当冷却空气流量一定时,随着热流密度和旋转速度的增大,肋强化冷却的平均 h 基本不变,而新型冷却技术的则显著增强;同时,图中反映了相同旋转速度和热流密度条件下,新型冷却技术的平均 h 明显高于肋强化冷却。以图 7(a) 为例,当冷气雷诺数为 18830,热流密度为 $25\,300\text{ W/m}^2$,旋转速度为 $1\,500\text{ r/min}$ 时,新型冷却技术 h 为 $2\,703.1\text{ W/(m}^2\cdot\text{K)}$,而肋强化冷却方式的 h 为 $1\,500.28\text{ W/(m}^2\cdot\text{K)}$,前者是后者的约 1.8 倍。由此表明:热流密度和旋转速度对肋强化冷却平均换热效果的影响不大,而新型超级冷却技术随着这两个参数值的增大,平均 h 逐渐增强,这反映了两种方式换热机制的不同;同时,比较相同实验工况下,两种冷却方式的 h ,新型超级冷却技术具有显著的优势。

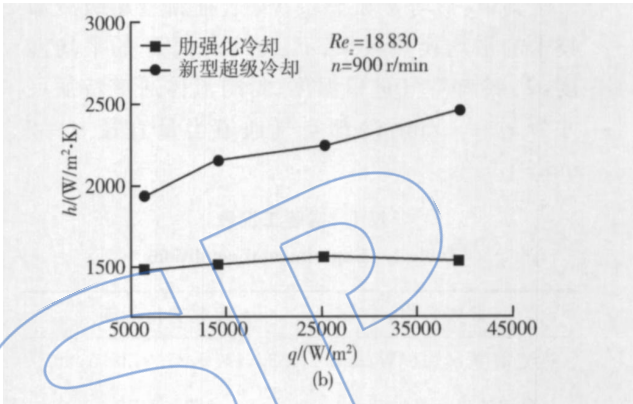


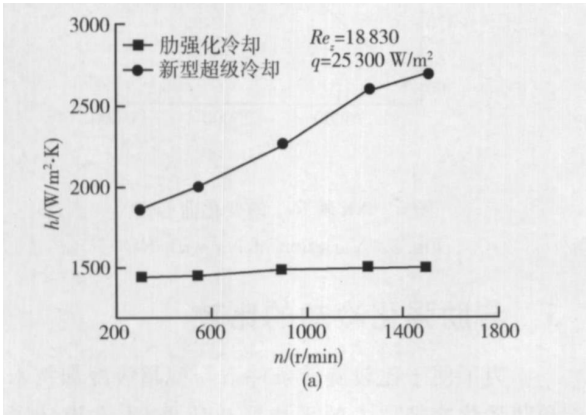
图 7 新型超级冷却和肋强化冷却平均换热效果的比较

Fig. 7 Comparison of heat transfer efficiency of NSCT with rib roughed surfaces cooling

4 与冲击冷却的比较

本文参考静止条件下多孔冲击冷却几何参数的最佳匹配^[7,8],在旋转条件下通过实验研究得到结论:冲击孔的排列方式为叉列式,冲击孔到靶板之间的距离为 4 倍孔直径时,多孔冲击冷却的平均换热效果最佳。由图 8 试验件模型可以看到,冲击孔的排列方式和热电偶的埋设位置,以及冷气在半封闭矩形腔内的流动方向。旋转条件下冲击冷却实验研究仍采用图 1 的旋转实验装置。

为了直观反映新型超级冷却技术的平均换热效果,在此选取换热效果最佳的冲击冷却与之比较,即叉列式、冲击孔到靶板之间的距离为 4 倍孔直径。图 9 为通入相同流量的冷却空气(冷气管道进口处 $Re_m = 22\,600$) 时,两种冷却方式平均换热效果的比较。图中两种冷却方式的换热特性显而易见:随着旋转速度和热流密度的增加,新型冷却技术的平均换热系数显著提高,而冲击冷却的则变化不大。同时,从图中清晰地看到相同实验工况下,新型冷却技术的平均换热效果明显优于



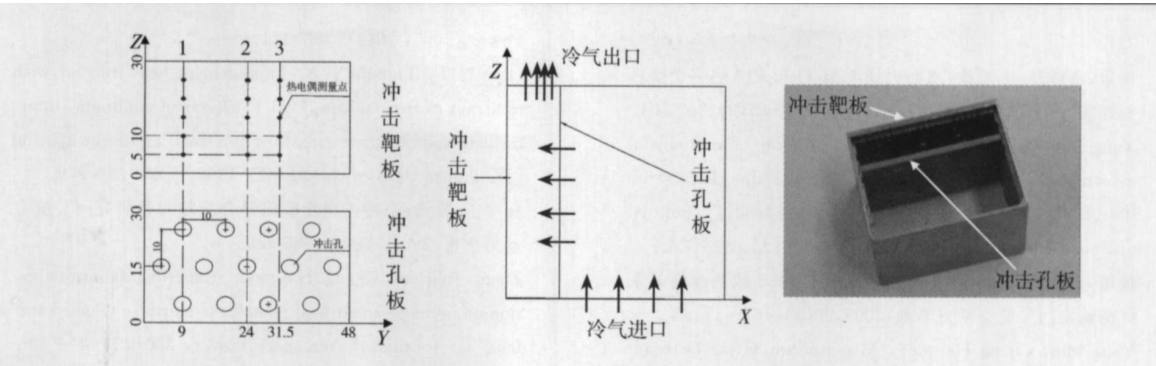


图8 冲击冷却技术试验件模型

Fig. 8 Configurations of impingement cooling experimental model

冲击冷却, 在本文实验条件下两者最大换热效果, 前者是后者的 2.39 倍。因此, 比较表明: 旋转速度和热流密度对两种冷却方式平均换热效果的影响规律不同, 并且新型超级冷却技术平均冷却效果明显优于冲击冷却技术。

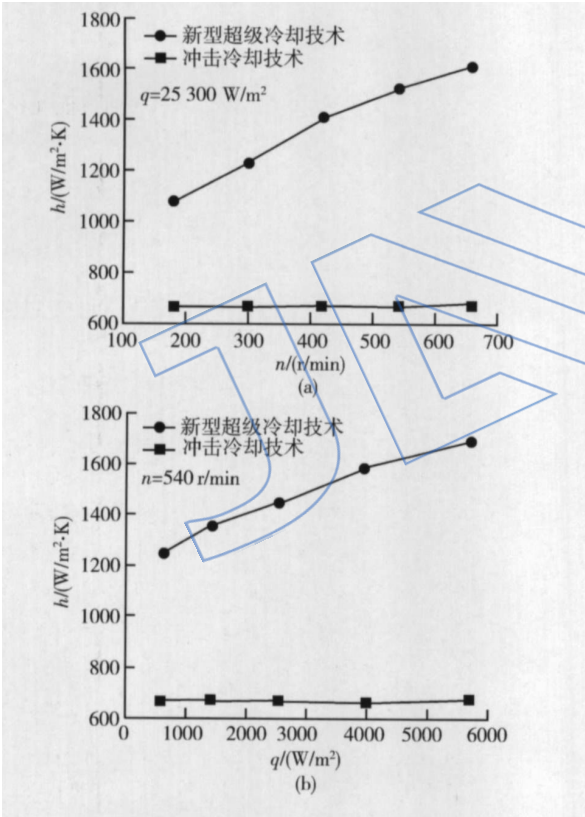


图9 新型超级冷却和冲击冷却
平均换热效果的比较

Fig. 9 Comparison of heat transfer efficiency of
NSCT with impingement cooling

5 结 论

通过实验, 研究了旋转条件下基于热驱动理论的新型冷却技术的平均换热效果, 并与常规两

种涡轮叶片冷却方式- 肋强化冷却和冲击冷却进行比较, 得出如下结论:

- (1) 在实验模型确定的情况下, 浮力数、旋转雷诺数和进口冷气雷诺数是新型超级冷却技术平均换热效果的主要影响因素, 并且随着这三个参数值的不断增加, 平均冷却效果逐渐增强。
- (2) 在相同实验条件下, 与肋强化冷却和冲击冷却的平均换热效果相比, 新型超级冷却技术具有显著的优势, 这也充分反映了该技术换热机制的不同。
- (3) 通过实验研究可以预测, 在高转速和大热流密度条件下新型冷却技术将会有更好的换热效果, 因此, 该技术具有巨大的应用潜力, 有望应用于涡轮叶片的冷却设计中。

参考文献:

[1] 常海萍, 过增元. 一种燃气涡轮冷却叶片[P]. 实用新型专利, 专利号: ZL 01217525. 0
Chang Hai ping, Guo Zeng yuan. A new technique used in turbine blade[P]. Invention Patent, NO: ZL 01217525.

[2] 毛军逵, 常海萍. 一种新型冷却循环通道内水的热驱动数值分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2002, 34(6): 522-526.
Mao Jun kui, Chang Hai ping. Simulation of thermal driving water in circular region used in high power density electronic systems[J]. Journal of NUAA, 2002, 34(6): 522-526.

[3] 毛军逵, 常海萍, 方立. 离心力场下细微封闭通道内 R12 的热驱动换热研究[J]. 航空动力学报, 2003, 18(4): 498-501.
Mao Jun kui, Chang Hai ping, Fang Li. Experimental investigation of flow and heat transfer about the thermal driving of R12 in rotating small-size circular enclosures[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(4): 498-501.

[4] 毛军逵, 常海萍, 方立. 离心力场流体热驱动液晶显现实验研究[J]. 工程热物理学报, 2004, 25(2): 229-231.
Mao Jun kui, Chang Hai ping, Fang Li. Investigation of thermal driving in centrifugal field with liquid crystal[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2004, 25(2): 229

- 231.
- [5] 杨敏, 常海萍, 毛军逵. 离心力场下 H_2O 和 $R12$ 热驱动换热特性实验研究[J]. 工程热物理学报, 2004, 25(2): 302-304.
Yang Min, Chang Hai ping, Mao Jun kui. Experimental investigation of thermally driving heat transfer characteristics of H_2O and $R12$ in a centrifugal force field[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2004, 25(2): 302-304.
- [6] 杨敏, 常海萍, 毛军逵, 等. 离心力场下热驱动换热准则关系式的确定[J]. 航空动力学报, 2005, 20(3): 467~471.
Yang Min, Chang Hai ping, Mao Jun kui, et al. Determination of the similarity criteria for thermally driven heat transfer in centrifugal force field[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(3): 467-471.
- [7] Obot N T, Trabold T A. Impingement heat transfer with in arrays of circular jets: Part 1- Effects of minimum, intermediate and complete crossflow for small and large spacing [J]. Transactions of the ASME, 1987, 109: 872~879.
- [8] 张净玉, 常海萍. 冲击粗糙壁面复合冷却实验研究[J]. 航空动力学报, 2001, 16(4): 386-389.
Zhang Jing yu, Chang Hai ping. Experimental investigation on impingement heat transfer from rib roughened surface[J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(4): 386-389.