

文章编号: 1000-8055(2007)10-1658-05

# 旋转条件下“冲击/出流”双层壁内部换热实验

徐磊, 常海萍, 潘金栋

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

**摘 要:** 以高效航空发动机涡轮叶片内部冷却为研究背景, 在旋转条件下对带气膜出流的双层壁内部冲击换热特性进行了研究. 实验在旋转与冲击方向相同和相反两种情况下进行, 得到了冲击雷诺数  $Re_j$  (5 000~10 000)、旋转数  $Ro$  (0~0.003 532)、无因次温比  $(T_w - T_i)/T_w$  (0.061~0.136) 的变化对冲击靶面换热特性的影响规律; 通过对“双层壁”的实验结果与常规“冲击/气膜”冷却结构的实验结果的比较发现, 在不同的流动和旋转状态下, 前者换热能力强于后者 15% 以上.

**关 键 词:** 航空、航天推进系统; 旋转; 涡轮叶片; 气膜冷却; 冲击冷却

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

## Experimental research on heat transfer of “impingement/effusion” double-plate configuration in rotating state

XU Lei, CHANG Haiping, PAN Jindong

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** Based on the internal cooling turbine blade of high performance aeroengine, the internal heat transfer characteristics of double plate configuration with film cooling have been carried out in rotating state. The test was performed in the same and opposite direction of rotation. Thus, the effect of jet Reynolds numbers  $Re_j$  (5 000~10 000), rotation numbers  $Ro$  (0~0.003 532) and wall to jet temperature difference ratios  $(T_w - T_i)/T_w$  (0.061~0.136) on heat transfer characteristics of impingement was obtained. By comparing the experiment results of both double plate configuration and general configuration of impingement/effusion structure, it is observed that the heat transfer of double plate configuration is 15% stronger than that of general configuration.

**Key words:** aerospace propulsion system; rotation; turbine blade; film cooling; impinging cooling

随着航空发动机涡轮前入口温度的进一步提高, 传统的叶片冷却结构已经不能很好满足这一要求, 必然要求新的叶片冷却结构或冷却方式与之相适应. 层板叶片、铸冷叶片、超冷叶片及双层壁叶片已经成为国内外学者的研究热点. 国内刘松龄<sup>[1,2]</sup>已经在静止层板、双层壁叶片冷却方面进行了大量的研究, 但对旋转状态下的叶片冷却还

未进行较细致的研究. 国内仅吴宏、陶智<sup>[3]</sup>等开展过旋转条件下涡轮叶片前缘“冲击/气膜”复合冷却技术的实验研究, 得到了一些旋转对换热影响的基本结论.

国外对旋转条件下叶片冷却换热的研究比国内要早十年, Epstein<sup>[4]</sup>, Mattern<sup>[5]</sup>等已经对旋转条件下冲击换热问题进行了研究, 认为旋转一定

收稿日期: 2006-09-19; 修订日期: 2006-12-25

作者简介: 徐磊(1979), 男, 山东新泰人, 博士生, 主要从事传热与传质、涡轮叶片冷却的研究.

条件下能使换热降低 30%; 最值得注意的是, Han<sup>[6-10]</sup> 领导的课题组近十年内对旋转条件下“冲击”、“冲击/气膜”以及考虑叶片内外壁面之间相互导热影响的换热问题展开了一系列很有意义的研究, 这说明了旋转条件下单一的冷却方式的研究已经向复合冷却方式转变, 叶片内部壁面之间导热也将对叶片内部换热产生积极的贡献, 以上已经成为今后叶片设计的主攻方向. 本文在前人工作的基础上, 提出一种“冲击/稀疏气膜”双层壁(图 1) 叶片冷却结构, 其与常规“冲击/气膜”结构最大的区别是, 叶片内外壁面间设置网格状隔板, 其主要作用是使叶片内外壁面间能相互导热, 且把整个换热结构细化成很多换热单元, 利用隔板的肋面阻隔和换热面积增加来进一步提高换热. 在旋转与冲击方向相同和相反两种情况下研究这种冷却结构的平均换热特性, 得到了冲击雷诺数  $Re_j$ 、旋转数  $Ro$ 、无因次温比  $(T_w - T_j)/T_w$  对换热的影响规律, 并把双层壁的换热实验结果与常规的“冲击/稀疏气膜”受限空间内部冷却结构实验结果进行了对比, 发现双层壁结构比常规结构的换热有 15% 以上的提高.

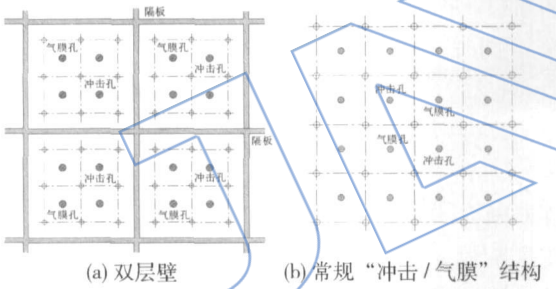


图 1 两种叶片结构

Fig. 1 Two configurations of turbine blade

1 实验模型及实验内容

1.1 实验模型

双层壁实验模型如图 2 所示. 冲击射流经冲击孔板上的冲击孔直接对受热外壁面进行冲击冷却, 但是由于冲击腔的侧壁面(隔板)与冲击靶面相互导热的影响, 冲击靶面上的热量有一部分由侧壁面导热带走, 另一部分由冷却流体带走. 另外侧壁面与冲击孔板之间也存在热传导, 这使得整个换热单元内壁面(冲击孔板内表面、侧面内表面及冲击靶面内表面)都存在对流换热, 这对整个结构的换热都有积极的贡献. 实验研究了一个换热单元的换热情况. 实验是在旋转与冲击方向相同(简称方向相同)和旋转与冲击方向相反(简称方

向相反)两种情况下进行的. 冲击靶面由紫铜制成, 腔体侧壁面及冲击孔板均由导热材料(不锈钢)制成.

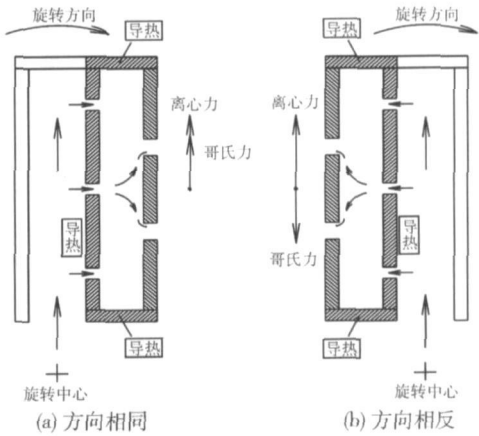


图 2 双层壁模型

Fig. 2 Model of double plate configuration

常规“冲击/气膜”受限结构实验模型如图 3 所示. 采用受限结构主要是考虑到实验件尺寸的要求, 另外也便于直接与双层壁结构进行对比. 它与双层壁模型的根本区别在于侧壁面用绝热材料制成, 加给冲击靶面的热量主要靠冷却气流与冲击靶面间的冲击对流换热带走.

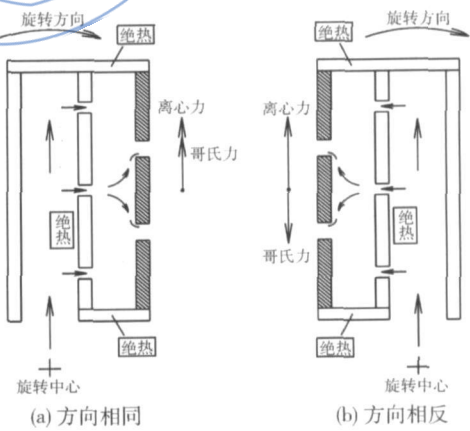


图 3 常规“冲击/气膜”结构模型

Fig. 3 Model of general configuration of impingement combined with film cooling

两种结构中冲击孔和气膜孔采用相同的布置(如图 4 所示), 冲击孔个数为 9, 孔径 1.5 mm; 气膜孔径与冲击孔呈错排布置, 个数为 4, 孔径 2.3 mm; 冲击孔板有效进气面积与气膜孔板有效出气面积相等. 实验件内部照片如图 5 所示, 在冲击孔板和冲击靶面之间分别用导热材料或绝热制成的隔板连接来构成双层壁结构或常规结构. 实验中采用康铜膜作为发热元件, 把其作成中间用铜片连接的曲折蛇形加热条, 最后通过汇

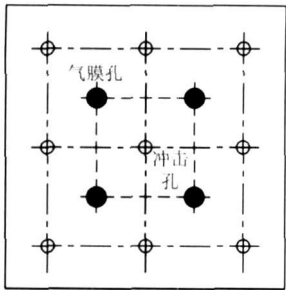


图 4 冲击/气膜孔相对位置

Fig. 4 Jets position relative to film cooling holes

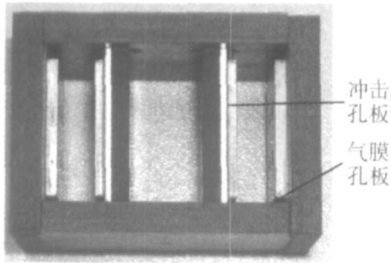
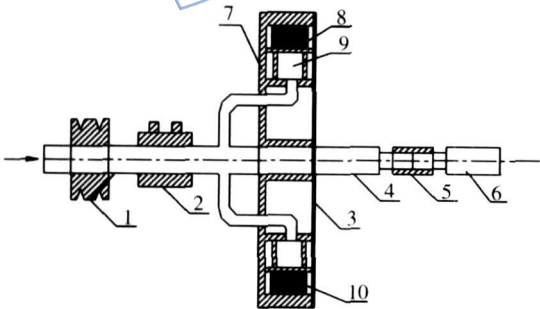


图 5 实验件内部照片

Fig. 5 Photo of experimental section

流条引电加热. 实验时, 将其粘贴在气膜孔板背面, 但保证电绝缘. 气膜孔板由铜制成, 在其上埋设 6 个热电偶, 取其平均温度. 加热膜外侧, 用胶木板绝热, 尽量保证单向热流条件; 同时在胶木板的内外表面上各粘贴 4 个热电偶, 以便测量加热损失.

实验台如图 6 所示. 冷却空气由外部气源提供, 经过阀门、转子流量计后进入实验台空气入口, 然后由旋转轴进入实验件. 热电偶测得的信号由滑环引电器传入数据采集卡.



1. 皮带轮; 2. 强电引入器; 3. 转盘蒙皮; 4. 空心轴; 5. 联轴器;  
6. 滑环引电器; 7. 转盘; 8. 实验件; 9. 集气室; 10. 配重

图 6 实验台

Fig. 6 Test stand schematic

1.2 实验内容

通过对控制方程无因次分析, 在几何相似的基础上, 并根据 Boussinesq 近似假设, 忽略惯性项中密度的变化, 考虑体积力项中密度的变化, 最

后得控制旋转坐标系对流换热的无因次准则数为冲击雷诺数  $Re_j$ , 旋转数  $Ro$ , 无因次温比  $(T_w - T_f)/T_w$ , 普朗特数  $Pr$ , 表示物性的无量纲数  $Pr$  数基本为常数.

冲击靶面对流换热系数  $h$  可表示为:

$$h = \frac{q}{T_w - T_{in}} f(Re_j, Ro, (T_w - T_{in})/T_w)$$

式中  $q$  为加热热流密度/ $W/m^2$  (由流过加热膜的电流和加热膜的电阻共同确定); 冲击雷诺数  $Re_j = \rho u_j d_j / \mu$ ; 旋转数  $Ro = \Omega d_j / u_j$ .

$\Omega$  为旋转角速度/ $(rad/s)$ ;  $T_w$  为壁面平均温度/ $K$ ;  $T_{in}$  为入口空气温度/ $K$ .

实验过程中通过改变来流空气的流量来改变冲击雷诺数  $Re_j$ , 在一定的冲击雷诺数下通过改变转盘转速来改变旋转数  $Ro$ , 通过调整加热功率来改变无因次温比  $(T_w - T_f)/T_w$ , 最后得到以上三者对平均换热特性的影响规律, 并把双层壁换热实验结果与常规“冲击/稀疏气膜”受限结构实验结果进行比较.

2 实验结果与分析

(1) 冲击雷诺数  $Re_j$  的影响

图 7 表示了双层壁结构在旋转数  $Ro = 0.001239$  (其分别对应  $Re_j = 5\,000, n = 400\,r/min$ ;  $Re_j = 7\,000, n = 560\,r/min$ ;  $Re_j = 10\,000, n = 800\,r/min$ ),  $(T_w - T_f)/T_w = 0.11$  时对流换热系数  $h$  随  $Re_j$  的关系变化. 随着雷诺数的增加, 对流换热系数  $h$  升高. 对比冲击与旋转方向相同和相反两种情况, 发现方向相反时要比方向相同时对流换热系数  $h$  高些. 由图 2 可以看出, 当方向相同时, 流体受到的离心力与哥氏力是同方向的, 两者合力的作用下使冲击射流偏转, 降低了冲击对靶面附面层的破坏作用, 换热面上方的附面层变厚,

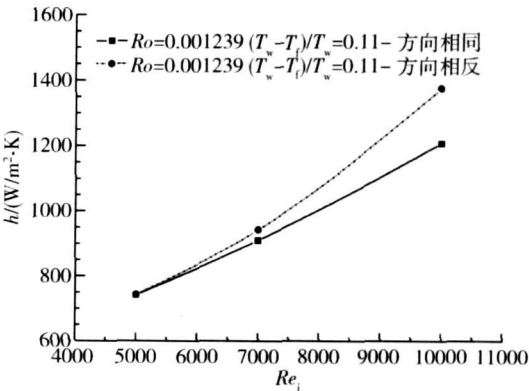


图 7 对流换热  $h$  与冲击雷诺数  $Re_j$  关系曲线

Fig. 7 Changes of  $h$  varying with  $Re_j$

换热被削弱,当方向相反时,离心力与哥氏力是反方向的,二者合力对换热影响较小.对于常规“冲击/稀疏气膜”受限结构靶面换热特性的实验也得到了类似的结论.

(2) 旋转数  $Ro$  的影响

图 8 表示了双层壁结构在冲击雷诺数  $Re_i$  分别为 5 000 和 10 000 下,靶面对流换热系数  $h$  随旋转数  $Ro$  (转速  $n = 0, 400, 800, 1\,140\text{ r/min}$ ) 的变化关系,实验同样是在旋转与冲击方向相同和相反两种情况下进行的.总体上旋转对换热是削弱的,降低的幅度大约在 8% 左右.这里换热削弱的程度小于文献[4 5]中“冲击-径向出流”的情况(实验范围内换热削弱 30%),也小于常规“冲击/稀疏气膜”受限结构的情况.这既与冷却气流的出流方式有关,也与双层壁肋面阻隔及换热面积的增加有关.双层壁实验件气流的出流方式是旋转切向出流,且径向受限,离心力、哥氏力在使射流偏转的同时也产生了径向的逆压力梯度,此压力梯度的存在使得射流偏转受阻,致使换热削弱的程度不是很厉害;尽管旋转削弱了冲击靶面的换热,但旋转在垂流流动截面上产生的二次流增加了冷却流体与侧壁面及冲击孔板的换热,总体上旋转对换热的削弱程度降低.

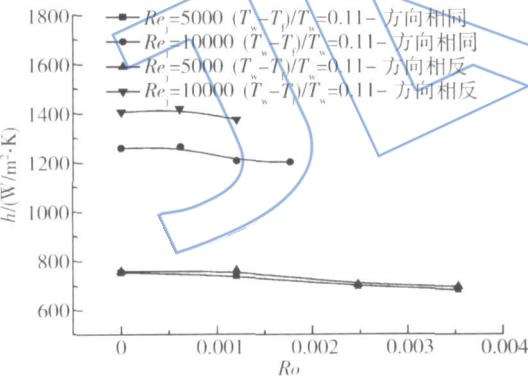


图 8  $h$  与旋转数  $Ro$  关系曲线

Fig. 8 Changes of  $h$  varying with  $Ro$

(3) 无因次温比  $(T_w - T_f)/T_w$  的影响

图 9 表示了双层壁结构在冲击雷诺数  $Re_i$  为 10 000、转速  $n$  分别为 400 和 1140 r/min 时,靶面对流换热系数  $h$  随无因次温比  $(T_w - T_f)/T_w$  的变化关系.总体上,浮升力对换热的影响较小.在流体域内部,冲击、涡流及二次流等使流体充分混合,并且流体与靶面、侧壁面及冲击孔板均有热交换,这使得流体域内部局部的温度和密度都变化很小,这样使得离心力和哥氏力衍生的浮升力

( $\rho \gamma \Delta T (\Omega^2 r + \Omega u)$ ) 很小.当然这一结论可能在实验范围内低转速时是成立的(实验中格拉晓夫数  $Gr \times 10^4$ ),但是在真实发动机工况下的高转速时(真实发动机  $Gr \times 10^5$ ),浮升力的影响可能很大.要想把浮升力对换热影响的实验结论类推到真实发动机的情况,需要继续增加热端壁面与流体间温差,或增加旋转半径及转速,以此来增大离心力或哥氏力衍生的浮升力.

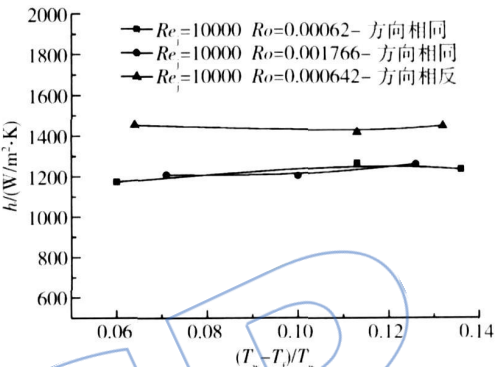
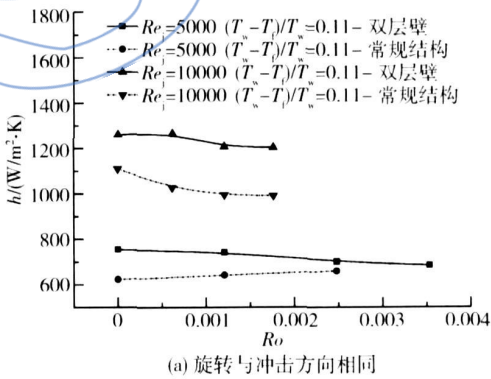


图 9  $h$  与无因次温比  $(T_w - T_f)/T_w$  关系曲线  
Fig. 9 Changes of  $h$  varying with  $(T_w - T_f)/T_w$



(a) 旋转与冲击方向相同

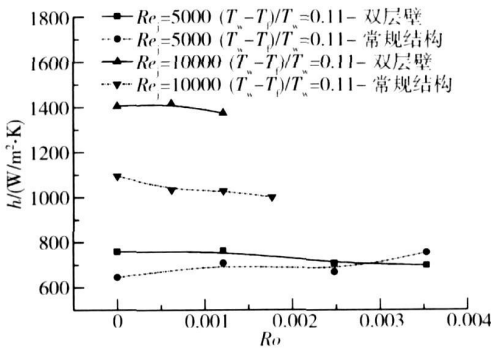


图 10 双层壁与常规“冲击/气膜”结构比较  
Fig. 10 Comparison between double plate configuration and general configuration of impingement combined with film cooling

#### (4) 双层壁换热特性与常规“冲击/气膜”结构换热特性的比较

图 10 表示了双层壁换热结构与常规“冲击/气膜”受限冷却结构冲击靶面换热特性的比较. 其对应冲击雷诺数  $Re_j$  分别为 5 000 和 10 000, 转速  $n$  分别为 0, 400, 800 及 1 140 r/min,  $(T_w - T_f)/T_w = 0.11$ . 双层壁换热结构中冲击靶面换热明显强于常规“冲击-气膜”受限结构的情况, 两者对流换热系数  $h$  的差别普遍在 15% 以上. 双层壁结构中, 侧壁面及冲击孔板均导热, 冲击产生的涡流在沿侧壁面翻卷、爬升的过程中, 必然增加与侧壁面的换热; 由于旋转哥氏力在垂直流动截面上产生的二次流, 强化了各面之间的掺混, 使流体间混合和热交换更强, 最终导致流体与各壁面的换热增强.

### 3 结 论

在实验参数范围内, 得到以下结论:

(1) 双层壁结构中, 旋转能使换热削弱, 但其削弱的程度较常规“冲击-气膜”受限结构的情况要小, 主要由于旋转所带来流动结构的变化增加了与各个壁面的换热;

(2) 双层壁结构中, 浮升力对换热的影响较小, 在发动机真实情况下, 其对换热的影响可能很大; 浮升力对换热的影响也取决于流体内部的流动结构及流体与各壁面的热交换情况;

(3) 在不同的流动和旋转状态下, 双层壁结构的换热强于常规“冲击/气膜”受限结构 15%.

### 参考文献:

- [1] 郁新华, 全栋梁, 刘松龄, 等. 冲击双层壁内通道表面换热系数的研究[J]. 推进技术, 25(1): 38-43, 2004.  
YU Xinhua, QUAN Dongliang, LIU Songling, et al. Investigation of the internal heat transfer characteristics of double impingement plates[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(1): 38-43.
- [2] 全栋梁, 刘松龄, 李江海, 等. 层板冷却特性的实验与数值

模拟研究[J]. 推进技术, 2004, 25(2): 134-138.

QUAN Dongliang, LIU Songling, LI Jianghai, et al. Experimental and numerical investigation of the cooling characteristics in a laminar[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(2): 134-138.

- [3] 吴宏, 陶智, 徐国强, 等. 带气膜出流的旋转叶片冲击冷却的实验研究[J]. 航空动力学报, 2000, 15(4): 375-380.  
WU Hong, TAO Zhi, XU Guoqiang, et al. Experiments of impinging cooling in leading edge of rotating blades with outflow film[J]. Journal of Aerospace Power, 2000, 15(4): 375-380.
- [4] Epstein A H, Kerrebrock J L, Koo J J, et al. Rotational effect on impingement cooling[C] // Proceedings of the First international symposium on transport phenomena, Heat transfer and fluid flow in rotating machinery, Honolulu: HI, hemisphere Publ. Corp., 1987: 86-102.
- [5] Mattern C, Hennecke D K. Influence of rotation on impingement cooling[C] // Proceedings of the 1996 international gas turbine and aeroengine congress and exhibition turboExpo'96, New York: American Society of Mechanical Engineers, 1996.
- [6] Parsons J A, Han J C. Rotation effect on jet impingement heat transfer in smooth rectangular channels with heated target walls and Radially outward cross flow[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1998, 41(13): 2059-2071.
- [7] Akella K V, Han J C. Impingement cooling in rotating two pass rectangular channels[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 1998, 12(4): 582-588.
- [8] Parsons J A, Han J C, Lee C P. Rotation effect on jet impingement heat transfer in smooth rectangular channels with four heated walls and radially outward cross flow[J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 20: 79-85.
- [9] Parsons J A, Han J C. Rotation effect on jet impingement heat transfer in smooth rectangular channels with film coolant extraction[J]. International Journal of Rotating Machinery, 2001, 7(2): 87-103.
- [10] Parsons J A, Han J C. Jet impingement heat transfer in rotating channels with staggered extraction flow[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2005, 19(2): 156-162.