

层板内部压力分布及流阻特性实验

李广超¹, 商春宇¹, 张 魏^{1,2}, 寇志海¹

(1. 沈阳航空航天大学 航空航天工程学部

辽宁省航空推进系统先进测试技术重点实验室, 沈阳 110136;

2. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 在冲击雷诺数为 $1 \times 10^4 \sim 6 \times 10^4$ 条件下, 针对不同气膜孔开孔率两种层板模型, 实验研究了靶面、冲击面、扰流柱面压力系数分布以及冲击射流、绕流、溢流的局部损失和整体损失系数。结果表明: 靶面由于滞止区加速流动向着壁面射流区减速流动过渡, 压力系数出现二次峰值。两股冲击射流在靶面相汇形成低压力系数区, 相汇后翻卷回冲击面形成低压力系数区。距离冲击孔较远的两排扰流柱表面压力系数分布受雷诺数影响较大。雷诺数 $Re \leq 3 \times 10^4$ 时, 压力分布表现为横掠单管的绕流特征。雷诺数 $Re \geq 4 \times 10^4$ 时, 压力分布表现为翻卷绕流特征。溢流损失系数最大, 绕流损失系数次之, 冲击射流损失系数最小。开孔率减小一半, 冲击射流损失和绕流损失变化较小, 气膜孔溢流损失升高至少 4 倍。

关 键 词: 涡轮; 层板; 压力分布; 流动阻力; 开孔率

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Experiment on pressure distribution and flow resistance characteristics of internal lamilloy

LI Guang-chao¹, SHANG Chun-yu¹, ZHANG Wei^{1,2}, KOU Zhi-hai¹

(1. Liaoning Key Laboratory of Advanced Measurement and Test Technology for Aviation Propulsion System, Faculty of Aerospace Engineering, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, China;

2. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Two kinds of lamilloy models with different percentages of film hole opening were experimentally studied at the Reynolds numbers of $1 \times 10^4 \sim 6 \times 10^4$, target surface, impingement surface and pressure coefficients of pin-fins surface, local and total loss coefficients of impingement jet, surrounding flow, effusion were experimented to explore the mechanism of flow loss. Results showed that, the pressure distributions were characterized by the second maximum value because of the transition from an accelerating stagnation region flow to a decelerating wall jet. The low pressure coefficients on the target and impingement surfaces were caused by the sink of two jets and the backflow, respectively. The pressure coefficients distributions on two rows of pin-fins relatively far away from the impingement hole were significantly affected by Reynolds numbers. At the Reynolds number less than or equal

收稿日期: 2015-05-19

基金项目: 国家自然科学基金(51306126, 51406124); 辽宁省自然科学基金(2015020112); 航空科学基金(2012ZB54006)

作者简介: 李广超(1979—), 男, 副教授, 博士, 主要从事航空发动机热端部件传热与冷却技术研究。

引用格式: 李广超, 商春宇, 张魏, 等. 层板内部压力分布及流阻特性实验[J]. 航空动力学报, 2017, 32(1): 14-21. LI Guangchao, SHANG Chunyu, ZHANG Wei, et al. Experiment on pressure distribution and flow resistance characteristics of internal lamilloy[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(1): 14-21.

to 3×10^4 , the pressure distributions were similar with flow across cylinder. At the Reynolds number greater than or equal to 4×10^4 , it also had characteristics of backflow. The effusion loss coefficients were biggest, the impingement jet loss coefficients were smallest and the surrounding flow loss coefficients were moderate. As the percentages of opening decreased one half, the effusion loss coefficients of film holes increased at least 4 times while the loss coefficients of impingement jet loss and surrounding flow had slight changes.

Key words: turbine; lamilloy; pressure distribution; flow resistance; percentage of opening hole

为了增加航空发动机推力,涡轮入口温度不断升高,已远远超出金属材料的耐热极限.必须采用先进冷却技术对涡轮叶片进行有效冷却,才能够保证其正常工作.由叶片内部强化换热和外部气膜冷却共同决定的综合冷却效果是衡量冷却结构优劣的重要参数.对流换热温差一定条件下,提高传热系数和增加换热面积是内部强化换热的重要途径.层板冷却不但利用冲击射流、扰流柱强化换热有效提高叶片内部传热系数,而且还通过双层壁和扰流柱使换热面积显著扩展,综合冷却效率达 0.7 以上^[1-2].采用层板结构提高叶片综合冷却效果的同时,层板内部冷气流动阻力也明显增加,详细分析各种流动方式的阻力分配是优化层板设计的重要环节.

国外 20 世纪 70 年代开始针对燃烧室开展层板冷却技术研究^[3].之后又将层板冷却结构应用扩展到单晶涡轮叶片上,如 Allison 公司为 F35 战斗机设计的发动机中,第 1 级高压涡轮导向叶片便采用了层板结构^[4].国内从 20 世纪 90 年代开始对层板冷却技术进行研究,虽然在内部强化换热^[5-6]、综合冷却效果^[7-9]以及流阻等方面均取得了一定的成果,但是分析层板冷却机理需要的详细压力分布和流场数据则较少,而且主要通过数值模拟方法获得^[10-12],公开发表的实验数据只发现中国科学技术大学采用粒子图像测速技术测量了层板内部典型截面速度,并指出冷气射流冲击靶面后,再次翻卷回冲击面,产生二次冲击^[13].西北工业大学采用油流法发现层板内部两股冲击冷气在靶面相汇后再冲击到冲击面,并在相汇处形成分离区域^[14].流阻特性主要关注层板的整体阻力特性.冲击孔、扰流柱、气膜孔排布方式改变,总压损失系数基本不变^[15].方形扰流柱沿程阻力系数小于圆形扰流柱沿程阻力系数^[16-17].开孔率是影响层板流阻特性的最主要因素,在相同流量下,冲击孔直径越大,总压损失系数越大^[18].气膜

孔间距越小,层板流阻越小^[19].层板的整体阻力特性虽然可以针对具体的层板结构评估流阻大小,但是由于不清楚内部各种流动损失的具体比例,基于流阻特性的结构优化中很难应用.在层板叶片冷却效果和流阻的综合设计中,流阻计算通常采用现有的单一气膜孔溢流阻力特性和绕流阻力特性^[20],这与层板内部复杂的翻卷绕流阻力特性存在很大差别.

基于此,本文根据层板内部流动规律,将层板的整体损失分为冲击射流、绕流以及溢流 3 个局部损失,并针对两种开孔率层板结构,实验研究了局部损失系数随雷诺数变化规律以及层板内部详细压力分布,并通过压力分布分析了层板内部流动特性.

1 实验装置及测试方法

1.1 实验设备与实验模型

实验装置如图 1 所示,由风机提供的冷气经气罐、调节阀门、流量计、扩张段、稳定段后流入层板实验件.测量压力的压差变送器参考端插入装满碎泡沫的瓶子中,保证参考压力不受环境影响.两种实验模型的差别是气膜孔开孔率不同.开孔率的改变可以有效改变发动机工作状态下通过层板叶片的冷气流量而达到改变冷却效果的目的,是改变层板综合冷却效果的有效方式.模型 1 结构如图 2 所示,由某型叶片层板结构简化得到,在叶片上的位置如图 3 所示,该叶片包括 16 个层板狭小腔体.实验件中靠近气膜孔的两个侧向壁面 1,2 与气膜孔的距离按照真实尺寸比例设计,在 Y 方向上,取 3 个冲击单元,中间一个冲击单元作为本实验的测量域.

由冲击板、30 个扰流柱(黑色区域)及靶板组成.冲击板上有 1 列 3 个冲击孔(蓝色区域).靶板左侧有 1 列 6 个气膜孔(红色区域),右侧有 1 列 7 个气膜孔.30 个扰流柱分为 5 列布置.模型 2 在

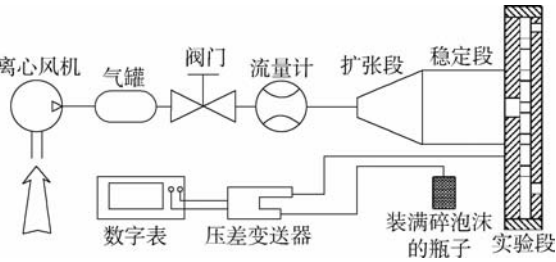


图 1 实验系统

Fig. 1 Experiment equipment system

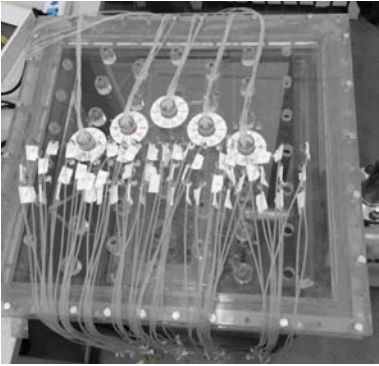


图 2 实验件照片

Fig. 2 Picture of experiment component

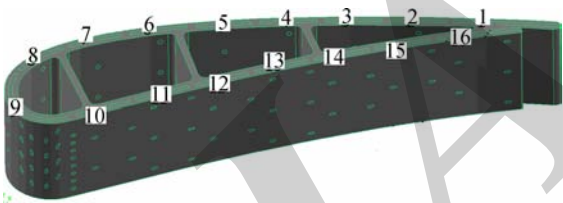


图 3 狭窄腔体层板叶片示意图

Fig. 3 Sketch of lamilloy blade with narrow chamber

模型 1 基础上使每列气膜孔的孔间距增大 1 倍, 左侧 1 列 3 个气膜孔, 右侧 1 列 4 个气膜孔. 冲击孔和扰流柱的布置不变.

两种模型几何参数如表 1 所示, 按照实验雷诺数和真实叶片雷诺数相当条件, 将模型放大 30 倍. 由于层板内部流动速度较低, 即使在冲击孔和气膜孔内部的马赫数也在 0.3 左右, 气体压缩性并不明显, 所以采用放大模型处理仍然可以反映

表 1 实验模型几何参数

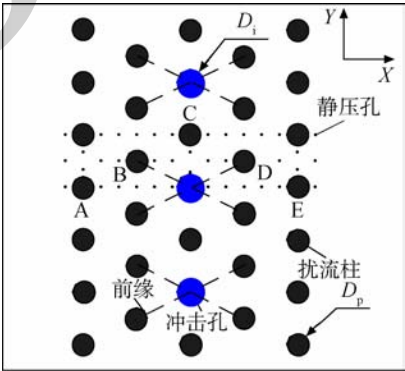
Table 1 Geometry parameters of experiment model

模型 编号	D_i/mm	D_i/D_i	D_p/D_i	H_1/D_i	H_2/D_i	H_3/D_i	S/D_i
1	30	0.5	0.8	0.6	0.6	0.8	2
2	30	0.5	0.8	0.6	0.6	0.8	4

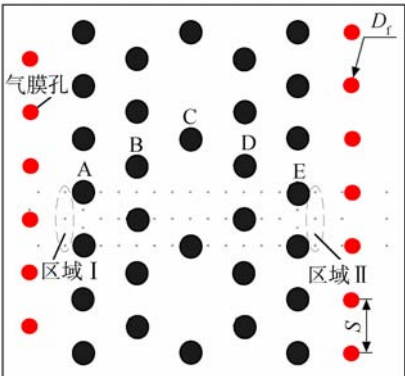
层板内部流动规律. D_i, D_p, D_i 分别为冲击孔、扰流柱、气膜孔直径, H_1, H_3 分别为靶板、冲击板厚度, H_2 为扰流柱高度, S 为气膜孔 Y 轴方向间距. 靶面一侧定义为扰流柱顶端, 冲击面一侧定义为扰流柱底端. 从左到右 5 列扰流柱依次定义为第 1, 2, 3, 4, 5 列, 即第 1 列和第 5 列扰流柱临近气膜孔. 第 2 列和第 4 列扰流柱临近冲击孔. 第 3 列绕流柱与冲击孔处于同一列上. 在冲击孔中心与相邻的扰流柱中心连线方向, 正对冲击孔一侧定义为扰流柱前缘, 另一侧定义为扰流柱尾缘.

1.2 测试方法与不确定度

如图 4 所示, 入口总压在稳定段气腔测量. 靶板和冲击板中间单元一半区域分别布置 38 和 48 个静压孔, 静压, 压力点的排布重点考虑滞止区和绕流区的压力变化. 选取 A, B, C, D, E 共 5 个典型区域的扰流柱测量柱面静压. 如图 5 所示, 每个扰流柱隔相同角度、高度布置 5 个静压孔. 实验开始时, 扰流柱虚线与实验件 X 轴正向重合, 每次采集完 5 个静压孔的数据后, 逆时针旋转扰流柱 36° , 即一个扰流柱表面采集 50 个静压数据. 扰流



(a) 冲击板



(b) 靶板

图 4 层板结构

Fig. 4 Configuration of lamilloy

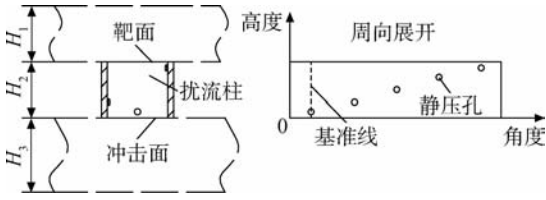


图 5 扰流柱表面静压测点分布

Fig. 5 Distribution of static pressure measuring points on pin-fin surface

柱与靶板、冲击板连接处采用胶带密封,防止泄漏。

采用孔板流量计测量流量,精度为 1.5 级,流量的绝对不确定度为 $0.33\text{m}^3/\text{h}$;压差变送器精度为 0.25%,根据不同的雷诺数选用不同量程的压差变送器,最大和最小压力的绝对不确定度分别为 0.75 Pa 和 5 Pa;根据误差传递公式,雷诺数为 1×10^4 和 6×10^4 的不确定度分别为 1.5% 和 0.22%。压力系数为 0.1 和 7,不确定度分别为 2.1% 和 0.03%。沿程阻力系数为 1 和 40,不确定度分别为 3.2% 和 0.12%。

2 实验数据处理方法

冲击雷诺数定义为

$$Re = \rho U D_i / \mu \quad (1)$$

式中 ρ 为冷气密度, U 为冷气在冲击孔内平均速度, D_i 为冲击孔直径, μ 为动力黏度。雷诺数变化范围为 $1 \times 10^4 \sim 6 \times 10^4$ 。

表面压力系数 C_p 定义为

$$C_p = \frac{p_t - p^*}{\frac{1}{2} \rho U^2} \quad (2)$$

式中 p_t 为实验件入口总压, p^* 为壁面静压。建立层板内部各表面网格点,利用测点实验数据,采用克里金法对没有实验数据的网格点进行插值处理,使各表面压力系数看上去更光滑。克里金插值法在测点之间仍然是内部线性插值,只是点数较多。在测点外部,由于是外推给出网格点的压力值会导致不合理的结果,在分析中,只对内部插值结果进行分析。

局部损失系数 C_{p-1} 定义为

$$C_{p-1} = \frac{p_1 - p_2}{\frac{1}{2} \rho U^2} \quad (3)$$

处理冲击射流损失系数时, p_1 取实验件入口总压, p_2 取靶面滞止点静压,此值与冲击孔出口总压接近;处理绕流损失系数时, p_1 取靶面滞止

点静压, p_2 取图 4 中区域 I 与区域 II 内所测静压平均值。静压测点距气膜孔中心 X 方向距离为 $1.5 D_i$,该区域速度低,受气膜孔溢流作用导致的气流加速作用影响较小,静压可近似当做绕流后总压。处理气膜孔溢流损失系数时, p_1 为区域 I 与区域 II 内静压孔所测静压平均值, p_2 为环境压力。

整体损失系数^[6]定义为

$$C_{p-t} = \frac{p_t - p_0}{\frac{1}{2} \rho U^2} \quad (4)$$

式中 p_0 为环境压力,即处理气膜孔溢流损失系数时的出口压力。

沿程流动阻力系数^[6-7,9]定义为

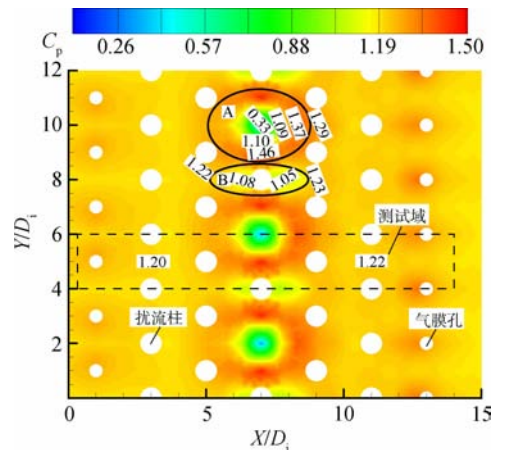
$$f = \frac{(p_t - p^*) \rho D_i^2}{\mu L \dot{m}} \quad (5)$$

式中 L 为层板总厚度, $\dot{m}$ 为质量流率。根据多孔介质理论分析得出,该值与冲击雷诺数之间具有线性关系^[9]。

3 数据分析

3.1 压力系数分布

图 6 为 $Re = 4 \times 10^4$ 时模型 1 的靶面压力系数分布。由于静压点只布置了层板实验件中间单元一半区域,为了更清楚地直观反映压力系数分布,采用对称和周期平移的办法显示出了 3 个单元实验数据。冲击射流流动经历了滞止减速和转向加速过程,即冲击射流逐渐转向壁面射流,区域 A 内压力系数由滞止点沿半径外方向先增大后减小,出现二次峰值。Y 方向压力系数最大值比 X

图 6 $Re = 4 \times 10^4$ 时模型 1 靶面 C_p 分布Fig. 6 Distribution of C_p on target surface of model 1 at $Re = 4 \times 10^4$

方向压力系数最大值大 6%，这是由于与冲击孔处于同一列的扰流柱距离冲击孔更近，对射流的 Y 方向流动更容易阻挡形成翻卷流动。在靠近第 3 列扰流柱的左右两侧存在低压力系数区域 B，比该区域外压力系数小 17% 左右，相邻的冲击孔射流冲击到靶面后，沿 Y 方向流动的一部分冷气在此相汇形成涡对^[21-22]，冷气在此区域内分离，流速降低，压力系数变小。由第 1 列扰流柱指向第 2 列扰流柱的范围内，冷气速度逐渐变得均匀，即临近靶面的速度降低，导致压力系数略减小。冷气从气膜孔溢出时，流通面积减小而加速，导致气膜孔周围的压力系数较大。两列气膜孔错排，右侧气膜孔数目比左侧气膜孔数目多 1 个，流经右侧总流量比流经左侧总流量多，导致冲击孔右侧压力系数比左侧相应区域压力系数大。

图 7 为 $Re=4\times10^4$ 时模型 1 冲击面压力系数分布。该面上的压力系数分布反映射流冲击靶面后翻卷回冲击面的翻卷涡大小。在区域 C 内，冲击孔出口的上下区域压力系数大于周围压力系数 14% 左右，这是由于射流受到与冲击孔处于一列的扰流柱阻挡而翻卷，冲击面附近对应区域的流体速度提高。冲击孔左右两侧的压力系数与周围压力系数接近，这是由于与之相邻的扰流柱距离该区域较远，不易形成翻卷流动。区域 D 内压力系数较低，比周围小 21% 左右，是由于冷气流过冲击孔后，沿 Y 方向流动的一部分冷气在靶面侧相汇并流向冲击面。冷气在区域 D 内滞止。

图 8 为 $Re=4\times10^4$ 时 A、B、C、D、E 5 个区域扰流柱压力系数分布。对于区域 A、B、D、E 处扰

流柱，由于冲击射流冲击到靶面后，绕流过这 4 个扰流柱，再流向气膜孔，其左右结构的对称性决定了冷气流过扰流柱时，区域 A、B 扰流柱分别和区域 E、D 扰流柱压力分布相似。与区域 C 相邻的两个冲击孔射流都会冲向该扰流柱，柱面压力分布与其余 4 个扰流柱不同。下面以区域 A、B、C 扰流柱为例展开讨论。区域 A 距离冲击孔较远，在不同的雷诺数下表现出不同的压力系数分布规律，分析时考虑雷诺数影响。区域 B 和区域 C 距离冲击孔较近，雷诺数对压力系数分布影响较小，分析只以一个雷诺数展开讨论。

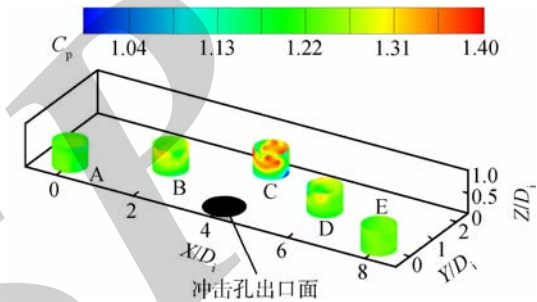


图 8 $Re=4\times10^4$ 模型 1 扰流柱压力系数分布
Fig. 8 Distributions of C_p on pin-fins of model 1 at $Re=4\times10^4$

图 9 为区域 A 扰流柱压力系数分布。 $Re=3\times10^4$ 时，前缘压力系数沿着柱高方向基本不变，这是由于该雷诺数下的冷气速度较低，从冲击孔喷出的冷气速度更容易变得均匀，即沿着高度方向的速度分量非常小，而不同柱高处的周向速度分量基本相同，冷气以类似于横掠单管的形式绕流过该扰流柱。 $Re=4\times10^4$ 时，前缘顶端和底端压力系数比中部压力系数小 3% 左右。冷气在扰流柱周围既有翻卷流动，又有绕流流动。这是由于该雷诺数下的冷气速度较高，从冲击孔喷出的冷气集中在靶面一侧流向扰流柱，到达扰流柱 A 前缘时，冷气速度沿柱高方向仍然具有较大梯度。

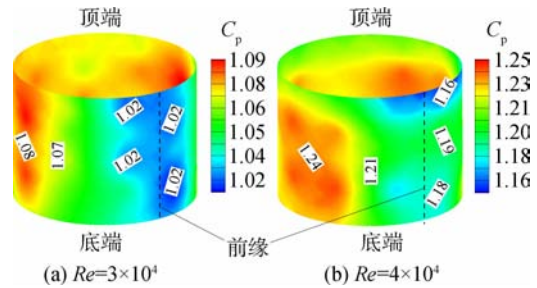


图 9 区域 A 扰流柱压力系数分布
Fig. 9 Distribution of C_p on pin-fins located at region A

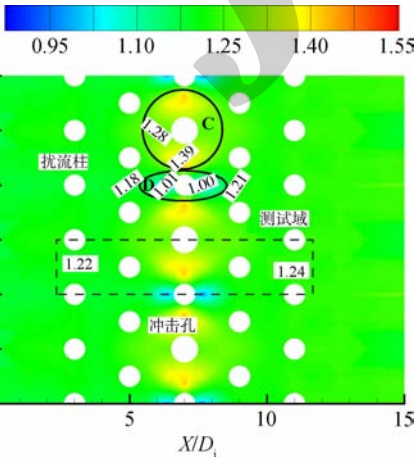


图 7 $Re=4\times10^4$ 时模型 1 冲击面压力系数分布
Fig. 7 Distribution of C_p on impingement surface of model 1 at $Re=4\times10^4$

图 10 为 $Re=4\times10^4$ 时区域 B 扰流柱压力系数分布. 流过该扰流柱的冷气主要来源于与之相邻的 1 个冲击孔. 扰流柱存在 3 个低压力系数区域 E,F,G,比区域外压力系数小 9%左右. 冷气冲击到靶面转为壁面射流后,流向扰流柱前缘形成滞止区域 E. 由于扰流柱的阻挡,冷气在扰流柱前缘形成由靶面流向冲击面的翻卷涡,在扰流柱底端形成低压力系数区域 F. 流过冲击孔的两股气体一部分在靶面相汇后翻卷到冲击面,转为壁面射流后流向扰流柱侧面区域 G,冷气在区域 G 内滞止,导致压力系数较低.

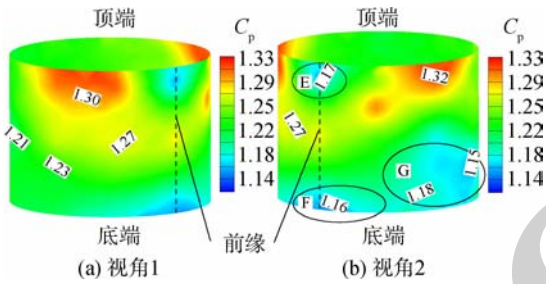


图 10 $Re=4\times10^4$ 时区域 B 扰流柱压力系数分布
Fig. 10 Distribution of C_p on pin-fins located at region B at $Re=4\times10^4$

图 11 为 $Re=4\times10^4$ 时区域 C 扰流柱压力系数分布. 由于扰流柱位于两个冲击孔之间,两股射流都会冲向扰流柱,汇聚后流向气膜孔. 与冲击孔相对侧,滞止区域被高压系数包围,底端压力系数较低,压力系数变化 14%,说明存在强烈的翻卷流动. 扰流柱两侧为条状低压区域,比该区域外压力系数小 16%左右,原因与靶面区域 B 类似,由两股冷气相汇形成的涡对导致.

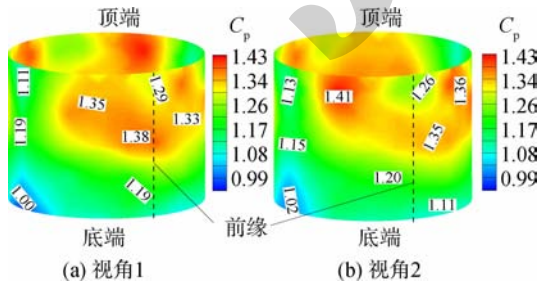


图 11 $Re=4\times10^4$ 时区域 C 扰流柱压力系数分布
Fig. 11 Distribution of C_p on pin-fins located at region C at $Re=4\times10^4$

3.2 损失系数

图 12 给出了冲击射流、绕流和溢流的局部损失系数(C_{p1}). 由于层板结构中的冲击孔排之间存

在扰流柱,层板内部绕流特征非常复杂,在定义局部损失系数时,绕流损失的局部速度很难确定,所以 3 个局部损失系数的速度均取冲击孔内的平均速度,这意味着局部损失大代表局部压力降低多. 从图中可以看出,溢流损失系数最大,绕流损失系数次之,冲击射流局部损失系数最小. 在所研究的雷诺数范围内,模型 1 的绕流损失系数约是冲击射流损失系数的 3.2 倍,溢流损失系数约是冲击射流损失系数的 7.1 倍;模型 2 的绕流损失系数约是冲击射流损失系数的 5.6 倍,溢流损失系数约是冲击射流损失系数的 28.7. 随着雷诺数增大,两种开孔率模型的冲击射流损失系数都基本不变. 模型 1 的绕流损失系数增大,模型 2 的绕流损失系数先减小后基本不变. 气膜孔溢流损失系数先减小后增大. 对比图 12(a)和图 12(b)看出,相同雷诺数下,两种模型冲击射流损失系数非常接近. 绕流损失系数随雷诺数的变化略有不同,在小雷诺数 $1\times10^4\sim2\times10^4$ 之间,模型 1 的绕流损失系数随雷诺数增加而增大,模型 2 的绕流损失系数随雷诺数的增大而减小,这由于小雷诺数时,层板内部速度低,不同开孔率使气膜孔入口附近的流速不同,模型 2 开孔率小,速度分布不均匀,损失系数较大. 大雷诺数时,层板内部流动主要受冲击射流影响,开孔率影响相对减弱,所以不同的开孔率对绕流损失的影响较小. 溢流损失系数差别明显,开孔率减小一半,气膜孔溢流损失系数升高至少 4 倍. 这是由于气膜孔开孔率小导致气膜孔内速度高,流过的总流量相同时必然需要更大的压差.

图 13(a)给出了两种模型的整体损失系数(C_{p1})分布,在 $Re=1\times10^4$ 时,两者差值最大,模型 2 的整体损失系数比模型 1 的整体损失系数大 329%. 雷诺数从 1×10^4 增加到 2.5×10^4 ,两者差

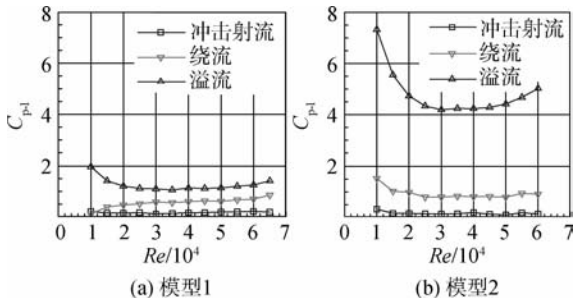


图 12 冲击射流、绕流、溢流局部损失系数
Fig. 12 Local loss coefficients of impingement jet, surrounding flow and effusion

别逐渐减小,模型2的整体损失系数比模型1的整体损失系数大178%。雷诺数进一步增加,两者差别基本保持不变。对比图12和图13发现,模型1中,冲击射流损失占总损失的7%~10%,绕流损失占总损失的5%~35%,溢流损失占总损失的57%~85%。模型2中,冲击射流损失占总损失的2%~4%,绕流损失占总损失的15%~17%,溢流损失占总损失的80%~83%。图13(b)给出了两种模型的沿程阻力系数(f),随着雷诺数增大,沿程阻力系数基本呈现出线性增大规律。

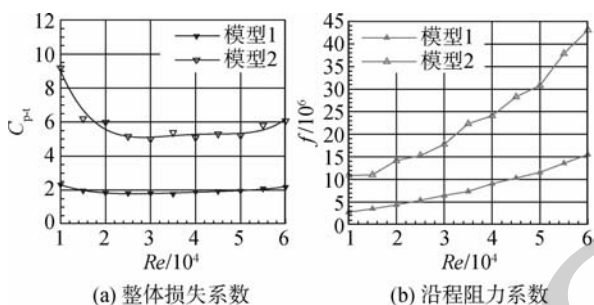


图13 整体损失系数和沿程阻力系数分布

Fig. 13 Distribution of total loss coefficient and along resistance coefficient

4 结 论

1) 靶面正对冲击孔区域的压力系数沿着半径外方向先增大后减小。两股冲击射流在靶面相汇形成低压力系数区,并反卷回冲击面形成低压力系数区。

2) 距离冲击孔较远的两排扰流柱表面压力分布受雷诺数影响较大。 $Re \leq 3 \times 10^4$ 时,压力分布表现为横掠单管的绕流特征。 $Re \geq 4 \times 10^4$ 时,压力分布表现为反卷绕流特征。

3) 溢流损失最大,绕流损失次之,冲击射流损失最小。开孔率减小一半,冲击射流损失和绕流损失变化较小,气膜孔溢流损失至少升高4倍。随着雷诺数增大,沿程阻力系数增大,整体损失系数先减小后基本保持不变。

4) 本文只考虑了开孔率对层板内部3部分流阻特性的影响,而扰流柱尺寸及其排布对层板内部流阻的影响需要进一步研究。真实尺寸下的流阻特性需要进一步研究,分析大小尺寸对流阻特性的影响。

参考文献:

[1] Vershure R W, Jr. Engine demonstration testing of cooled

laminated axial turbine[R]. AIAA 79-1229, 1979.

[2] Wear J D, Trout A M. Design and preliminary results of a semi-transpiration cooled (lamilloy) liner for a high-pressure combustor[R]. Las Vegas: AIAA/SAE 14th Joint Propulsion Conference, 1978.

[3] Nealy D A, Reider S B. Evaluation of laminated porous wall materials for combustor liner cooling[J]. Journal for Engineering for Power, 1978, 102(2): 268-276.

[4] 梁春华,王鸣,刘殿春. 战斗机发动机涡轮叶片层板发散冷却技术的发展[J]. 航空制造技术, 2013(9): 90-93.

LIANG Chunhua, WANG Ming, LIU Dianchun. Development of laminated transpiration-cooled turbine blade for flight engine[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2013(9): 90-93. (in Chinese)

[5] 孔满昭,朱惠人,原和朋. 应用瞬态液晶测量技术研究层板内部换热特性[J]. 航空动力学报, 2009, 24(2): 340-346.

KONG Manzhao, ZHU Huiren, YUAN Hepeng. Research on heat transfer characteristics of lamilloy internal surfaces using transient liquid crystal technique[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(2): 340-346. (in Chinese)

[6] 胡姬萍,卢元丽,吉洪湖,等. 层板冷却涡轮叶片前缘内部流动与传热特性实验研究[J]. 航空动力学报, 2014, 29(2): 240-249.

HU Yaping, LU Yuanli, JI Honghu, et al. Experimental on flow and heat transfer characteristics inside leading edge of lamilloy[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(2): 240-249. (in Chinese)

[7] 李江海. 层板冷却特性的研究[D]. 西安:西北工业大学, 2005.

LI Jianghai. Investigation of cooling characteristics of lamilloy[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2006. (in Chinese)

[8] 全栋梁,刘松龄,李江海. 层板冷却结构强化换热机理[J]. 航空动力学报, 2004, 19(6): 860-865.

QUAN Dongliang, LIU Songling, LI Jianghai. Numerical investigation on mechanism of heat transfer augmentation in lamilloy [J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(6): 860-865. (in Chinese)

[9] 全栋梁. 层板叶片冷却特性研究[D]. 西安:西北工业大学, 2005.

QUAN Dongliang. Investigation of cooling characteristics of lamilloy turbine blade[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2005. (in Chinese)

[10] 郁新华,全栋梁,刘松龄. 层板结构内部流场数值模拟研究[J]. 航空学报, 2004, 25(6): 534-539.

YU Xinhua, QUAN Dongliang, LIU Songling. Numerical simulation of the internal flow in lamilloy[J]. Acta Aeronautical Astronautica Sinica, 2004, 25(6): 534-539. (in Chinese)

[11] 袁星,吕东. 扰流柱几何参数对层板流阻和换热特性的影响[J]. 航空动力学报, 2009, 24(5): 1016-1021.

YUAN Xing, LÜ Dong. Effects of pin-fin's geometry parameters on flow resistance and heat transfer characteris-

tics of lamilloy[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24 (5):1016-1021. (in Chinese)

[12] 陶智,吕东,丁水汀,等. 扰流柱直径对倾斜出气孔层板内流动与换热影响的数值研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22 (4):540-546.

TAO Zhi, LÜ Dong, DING Shuiting, et al. Numerical study on the influences of pin-fin diameter on the flow resistance and heat transfer of leaning vent hole lamilloy[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(4):540-546. (in Chinese)

[13] 李谦,王建华,吴向宇,等. 冷却介质在层板内流动特性研究[J]. 实验流体力学, 2007, 21(4):18-21.

LI Qian, WANG Jianhua, WU Xiangyu, et al. An investigation of coolant flow performance within laminated plate [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2007, 21 (4):18-21. (in Chinese)

[14] 李冰. 层板冷却结构内部流场显示与换热特性研究[D]. 西安:西北工业大学, 2007.

LI Bing. Investigation of flow visualization and heat transfer characteristics of lamilloy [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007. (in Chinese)

[15] 赵乃芬,谭晓茗,李业芳,等. 高致密多孔层板结构选型研究[J]. 推进技术, 2014, 35(11):1517-1522.

ZHAO Naifen, TAN Xiaoming, LI Yefang, et al. Research on structures of high-density laminate porous plate[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35 (11): 1517-1522. (in Chinese)

[16] 全栋梁,郁新华,刘松龄,等. 层板冷却结构流阻特性的实验与数值模拟[J]. 推进技术, 2003, 24(5):425-428.

QUAN Dongliang YU Xinhua, LIU Songling, et al. Experimental and numerical investigation of internal-flow resistance characteristics in laminate porous plates [J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(5):425-428. (in Chinese)

[17] 郁新华,董志锐,刘松龄,等. 层板模型流阻特性的研究[J]. 推进技术, 2000, 21(4):47-50.

YU Xinhua, DONG Zhirui, LIU Songling. Study for flow-resistance characteristics of the modelled laminated porous wall[J]. Journal of Propulsion Technology, 2000, 21(4):47-50. (in Chinese)

[18] 陶智,魏豪杰,丁水汀,等. 典型层板冷却结构中流体流阻与换热特性的实验研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(2):194-198.

TAO Zhi, WEI Haojie, DING Shuiting, et al. Experimental investigation of flow resistance and heat transfer characteristics of typical lamilloy models[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(2):194-198. (in Chinese)

[19] 全栋梁,刘松龄,李江海,等. 多孔层板冷却有效性的研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(4):520-524.

QUAN Dongliang, LIU Songling, LI Jianghai, et al. Experimental investigation of cooling effectiveness of laminate porous plates[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19 (4):520-524. (in Chinese)

[20] 李冰,朱惠人,于芳芳. 层板结构叶片温度场的工程计算[J]. 机械设计与制造, 2008(11):19-21.

LI Bing, ZHU Hui ren, YU Fangfang. Calculation of wall temperature of lamilloy blade[J]. Machinery Design and Manufacture, 2008(11):19-21. (in Chinese)

[21] Cho H H, Rhee D H. Local heat/mass transfer measurement on the effusion plate in impingment/effusion cooling systems[J]. Journal of Turbomachinery, 2001, 123(3):601-608.

[22] Bernard A, Brizzi L E, Bousgarbies J L. Study of several jets impinging on a plate wall: visualizations and laser velocimetry investigations[J]. Journal of Fluids Engineering, 1999, 121(4):808-812.

(编辑:王碧珺)