

南京航空航天大学
论文集

(二〇一〇年) 第11册

能源与动力学院

(第6分册)

南京航空航天大学科技部编

二〇一一年五月

能源与动力学院

205

目录

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期
1	毛军逵 缪国君 刘震雄	副高 硕士生 硕士生	023 023 023	受限空间内斜向冲击凹柱面流场结构实验	航空动力学报	2010年25卷1期
2	李鑫 毛军逵 王小平	硕士生 副高 硕士生	023 023 023	双层壳型涡轮叶片中冲击旋流换热增益效果实验	推进技术	2010年31卷2期
3	沈瑾 缪国君 毛军逵 刘震雄	硕士生 硕士生 副高 硕士生	023 023 023 023	小冲击间距下带倾角冲击凹柱面流场结构实验研究	推进技术	2010年31卷2期
4	毛军逵 常海洋	副高 正高	023 023	《采暖通风》课程中的启发性和实践性教学	中国校外教育	2010年2期
5	金峰 刘升君 吉洪湖	副高 硕士生 正高	023 023 023	高超声速冲压发动机壁面的再生冷却数值模拟	第三届高超声速科技学术会议	2010年无锡
6	方萍 金峰 邢振华 彭昌海 吴智深	硕士生 副高 本科生 副教授 教授	023 023 023 东南大学 东南大学	基于遗传算法的多孔体-维瞬态导热反问题	重庆理工大学学报 (自然科学版)	2010年11卷4期
7	刘升君 金峰 景小龙 方萍	硕士生 副高 硕士生 硕士生	023 023 023 023	冲压发动机燃烧室再生冷却数值模拟研究	江苏航空航天学会动力专业2010年学术年会 江苏航空2010年增刊119期	2010年南京
8	曹静 金峰 白花蕾 吉洪湖	硕士生 副高 硕士生 正高	023 023 023 023	指式密封泄漏特性及温度场的数值研究	江苏航空航天学会动力专业2010年学术年会 江苏航空2010年增刊119期	2010年南京
9	景小龙 郝晓丽 方萍 刘升君 刘勇 张净玉	硕士生 本科生 硕士生 硕士生 副高 副高	023 023 023 023 023 023	多孔纤维陶瓷的各向异性热导率研究	江苏航空航天学会动力专业2010年学术年会 江苏航空2010年增刊119期	2010年南京
10	范育新 王家骅 宫继双 张靖周	正高 正高 博士生 正高	023 023 023 023	壁温蒸发器对脉冲爆震发动机工作性能的影响	航空学报	2010年31卷1期
11	宫继双 范育新 张靖周	博士生 正高 正高	023 023 023	扇环形截面管内爆震波特性研究	工程热物理学报	2010年31卷6期
12	黄玥 唐豪	博士生 正高	023 023	基于特征线的脉冲爆震发动机推进性能分析	弹道学报	2010年22卷1期
13	黄玥 唐豪	博士生 正高	023 023	Experimental study of DDT enhancement techniques in a small-scale pulse detonation engine with kerosene/air	46th AIAA/ASME/SAEE Joint Propulsion Conference & Exhibit 会议	2010美国-Nashville, TN
14	黄玥 唐豪	博士生 正高	023 023	Experimental investigation on two phases small-scale pulse detonation engine at the high frequency	The 3rd International Symposium on Jet Propulsion and Power Engineering 会议	2010年南京
15	程本林 唐豪	硕士生 正高	023 023	带TIB的涡扇发动机性能研究	航空发动机	2010年36卷6期
16	李校培 唐豪 张超 黄玥	硕士生 正高 博士生 博士生	023 023 023 023	小尺寸脉冲爆震发动机气动阀数值和实验研究	中国工程热物理学会燃烧学年会	2010年广州
17	王寅会 常海洋 王玉梅	硕士生 正高 硕士生	023 023 023	纵向波纹隔热屏气膜孔流量系数的实验	航空动力学报	2010年25卷8期
18	张镜洋 常海洋	博士生 正高	023 023	涡轮叶片弦中区扰流柱强化换热实验	航空动力学报	2010年25卷3期
19	常国强 常海洋 王寅会 单学庆	博士生 正高 硕士生 工程师	023 023 023 606所	曲面红外测温方向性误差分析与修正方法	航空动力学报	2010年25卷2期

目录

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期
20	朱映山 P. Hene 常海萍	博士生 教授 正高	023 法国 023	双色反射技术在温度测量上的应用	工程热物理学报	2010年31卷1期
21	丁阳 白琰 (常海萍 的学生)	博士生 硕士生	023 023	Flow and heat transfer characteristics analysis in vane trailing edge assembled unit	The 3rd International Symposium on Jet Propulsion and Power Engineering 会议	2010年南京
22	杨卫华 王立 宋双文 胡好生 张靖周	副高 硕士生 研究员 研究员 正高	023 608所 608所 608所 023	冲击发散冷却流场结构PIV测量	航空动力学报	2010年25卷3期
23	杨卫华 王梅娟 丁有红 张靖周	副高 高工 高工 正高	023 608所 608所 023	冲击+同向对流+气膜冷却效果的试验	航空动力学报	2010年25卷4期
24	张勃 占洪湖 曹广州 黄伟	副高 正高 博士生 博士生	023 023 023 023	宽高比对矩形喷管射流湍流强度影响试验	航空动力学报	2010年25卷10期
25	潘承雄 张靖周 邵万仁 单勇	博士生 正高 研究员 副高	023 023 606所 023	齿冠形收敛喷管模型气动和红外辐射特性数值研究	航空动力学报	2010年25卷7期
26	杨承宇 张靖周 单勇	硕士生 正高 副高	023 023 023	单边膨胀喷管红外辐射特性的数值模拟	航空学报	2010年31卷10期
27	李业芳 张靖周	硕士生 正高	023 023	气动加热表面内侧液氮冷却数值研究	航空动力学报	2010年25卷11期
28	谢婕 张靖周 谭晓茗 石蕊	硕士生 正高 副高 硕士生	023 023 023 023	气膜孔内部对流换热的数值研究	航空动力学报	2010年25卷11期
29	杨成凤 张靖周 杨卫华	博士生 正高 副高	023 023 023	全覆盖气膜孔阵列方式对冷却特性的影响	航空动力学报	2010年25卷7期
30	姚玉 张靖周 何飞 郭文	博士生 正高 工程师 研究员	023 023 洪都集团 624所	涡轮叶片吸力面气膜冷却效率的数值研究	航空动力学报	2010年25卷6期
31	姚玉 张靖周 何飞 郭文	博士生 正高 工程师 研究员	023 023 洪都集团 624所	涡轮叶片吸力面上收敛缝形孔气膜冷却对叶栅气动损失的影响	航空学报	2010年31卷7期
32	姚玉 张靖周 何飞 郭文	博士生 正高 工程师 研究员	023 023 洪都集团 624所	涡轮叶片吸力面上收敛缝形气膜冷却效率的数值研究	航空学报	2010年31卷6期
33	潘承雄 张靖周 单勇 王先炜	博士生 正高 副高 研究员	023 023 023 602所	直升机多路分流排气引射红外抑制系统气动特性计算	航空动力学报	2010年25卷5期

文章编号: 1000-8055(2010)01-0011-07

受限空间内斜向冲击凹柱面流场结构试验

毛军逵¹, 缪国君¹, 刘震雄²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 民航上海中等专业学校 民航工程系, 上海 200232)

摘 要: 以冲击旋流强化换热为研究背景, 通过粒子示踪的流场显示技术, 对受限空间内斜向冲击凹柱面的流场结构开展了试验研究。通过改变冲击雷诺数、冲击角度、相对冲击间距(冲击间距和冲击孔直径之比)以及相对曲率(冲击孔直径同凹面靶板直径之比)等参数, 分析了受限空间中, 斜向冲击凹柱面后产生的涡系结构及其发展和变化规律。流场显现结果表明: 随冲击雷诺数的增加, 在冲击滞止区域两侧都能形成稳定的旋流结构, 并且在受限空间的角部, 进一步形成了诱导涡。试验中发现随着冲击雷诺数的增加, 冲击气流与壁面分离处对应的圆心角增大, 分离推迟; 随着相对冲击间距值的增加, 气流与壁面分离处对应的圆心角越来越大, 相对于受限空间的大小, 诱导涡的范围越来越小。由于冲击角度的影响, 冲击射流在滞止区域左侧射流(相对冲击角度较小)与壁面分离比在右侧(相对冲击角度较大)提前, 同时更容易产生旋流。

关 键 词: 斜向冲击; 凹柱面; 流场显示; 受限空间

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Experimental study of the flow structures of the concave surface with inclined impingement in limited space

MAO Jun kui¹, MIU Guo jun¹, LIU Zhen xiong²

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Department of Civil Aviation Engineering,

Shanghai Vocational School of Civil Aviation Administration of China, Shanghai 200232, China)

Abstract: Smoke wire flow visualization was used to investigate the characteristics of the flow structures of a round jet inclined impingement on the concave surface in limited space. Reynolds number of impingement, inclined jet angle, the ratio of the jet distance to the diameter of the jet hole and the relative curvature (the ratio of the diameter of jet hole to the diameter of concave surface) were changed to study the rules of flow structures varying with these parameters. At the same time, the developing and disappearing phenomena of the induced vortex were analyzed. All the experimental results show that, around the stagnation region, it can form swirl structure and generate vortex because of inclined jet and curvature of target concave. The central angle of the impingement fluid separated from the target surface became larger with the increase of jet Reynolds. And the separating angle also increased with the increasing ratio of the jet distance to the diameter of the jet hole, while the range of induced vortex became smaller. It was also found in experiments that, because of the influence of the inclined impingement's angle, it is easier to generate vortex at the left of the

收稿日期: 2008-12-29; 修订日期: 2009-03-02

基金项目: 航空推进技术研制计划项目

作者简介: 毛军逵(1976-), 男, 浙江杭州人, 副教授, 博士, 主要从事发动机空气系统和高温部件热分析、高效低阻强化换热技术、传热与传质研究。

© 1994-2010 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. <http://www.cnki.net>

stagnation region where the relative jet angle is smaller.

Key words: inclined impingement; concave surface; flow visualization; limited space

现代高性能发动机,特别是各种军用发动机的推质比逐步增加,其涡轮前温度已经远远高于高温耐热材料的熔点温度,这对涡轮叶片等高温部件的冷却设计提出了更高的要求.当今世界各航空大国均对高效低阻冷却技术投入了大量的人力和物力,取得了很多研究成果,研制出层板冷却、双层铸冷、浮动壁以及多斜孔发散冷却等先进高效冷却技术^[1-3],并对内部强化换热机理进行了进一步的深入讨论.相关文献表明这些先进冷却技术中,充分利用了旋流来强化换热,在降低冷却空气用量的条件下显著提高了冷却效果.

如Bunker等^[4]利用交错肋形成的蛇行通道,迫使冷却空气在通道内不断改变运动方向,形成连续涡旋结构,并将其应用在叶片尾部冷却设计中.研究发现采用该技术后,平均换热效果提升约2.5倍.Glezer等^[5]试验中利用冲击射流和叶片旋转在冲击腔内产生旋流,获得了比常规冲击和带肋冲击更高的传热系数,换热效果显著提升.Qian C等^[6]试验研究了利用圆柱型通道的表面曲率使冲击气流在运动方向上形成涡旋结构,发现采用此种产生涡旋的冷却结构与常规冲击冷却相比,气流流动压力损失基本不变,但平均换热能力提高20%.

航空发动机涡轮叶片中由于叶片厚度和外部型面的限制,同时叶片中大量采用了冲击冷却,使其内冷通道中存在诸多受限小空间(冲击间距甚至小于冲击孔直径),冲击靶面均为曲率表面.因此本文根据旋流强化换热技术,并综合考虑旋流生成和控制方法,研究一种在受限小空间内,利用带倾角冲击和凹柱型曲率表面相结合来产生旋流的方法.

显然这种基于旋流强化换热的技术,旋流的产生和发展规律是影响冷却效果的关键因素之一,而流场显现是了解旋流产生和发展规律最直观和有效的途径之一.

针对曲率表面上流体运动特性和流场结构,Cornaro C等^[7]使用烟线法对单孔垂直冲击凹/凸柱面(冲击间距 H 与冲击孔直径 d 之比 H/d 为1~4)的流场结构进行了研究.试验中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

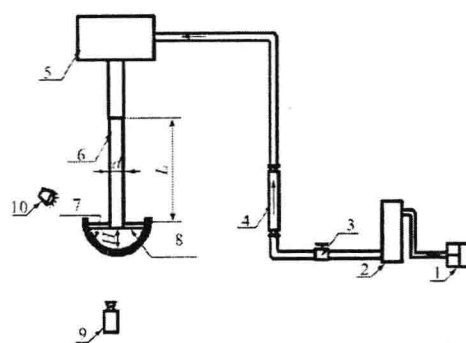
起的涡以及由于流体在曲面运动时脱离表面而产生的涡.毛军逵、刘震雄等^[8-9]同样利用烟线法对单孔垂直冲击凹/凸柱面的流场结构开展了研究,重点讨论了小冲击间距比(冲击间距 H 与冲击孔直径 d 之比 $H/d < 1$)下,冲击以及气体分离产生的涡系及其发展规律.但是目前针对带倾角冲击曲率表面靶板的流场结构分析,很少见到相关文献.

因此针对涡轮叶片的结构特点,开展受限空间内斜向冲击凹柱面的流场结构和流动特性研究,将有助于加深基于旋流强化换热技术的机理认知,可以为今后的高性能涡轮叶片冷却技术和冷却结构设计提供基础的试验数据和设计参考.

1 试验设备与试验方法

1.1 流场显现试验台

试验装置如图1所示,主要由试验段、供气系统、发烟系统、拍摄系统这四部分组成.



1 压气机; 2 储气罐; 3 阀门; 4 流量计; 5 稳压腔;
6 冲击导管; 7 冲击靶面; 8 挡板; 9 摄像机; 10 强光源

图1 受限空间内斜向冲击凹柱面流场显现试验系统

Fig 1 Schematic of the experimental facility

试验中冲击射流的空气由压气机提供.压气机产生的压缩空气首先进入储气罐整流,再进入稳压腔内稳流后,通过冲击导管后形成冲击射流.试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 .

1.2 试验件

受限空间是通过在凹面靶板上叠加一个有孔平板建立的,如图2所示.试验件具体结构和相关参数定义如下:图中 R 为凹面半径,为凹面圆心角, C 为凹面弦高, L 为冲击导管偏移靶面中心的距离, β 为冲击射流角度.试验中,通过改变冲击导管偏移靶面中心的距离 L 来实现角度的变化,其中射流角度为 $\beta = \arccos(L/R)$.

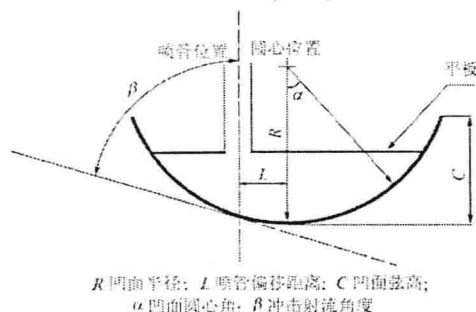


图2 凹柱面靶板结构示意图

Fig.2 Schematic of the concave target

试验中凹柱面靶板采用厚度为2mm的金属板加工而成,在冲击表面喷上黑色油漆并烘干,保证其光滑平整,并便于同白色烟雾进行对比.试验段照片如图3所示.在试验件边缘以红色标签进行标记;直径 $D=300,400\text{mm}$ 冲击靶板的相邻标签之间夹角为 10° 圆心角;直径 $D=500\text{mm}$ 冲击靶板的相邻两标签之间夹角为 5° 圆心角.

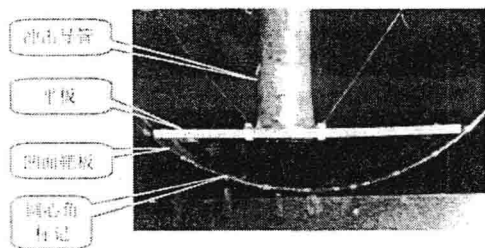


图3 受限空间斜向冲击凹柱面试验系统照片

Fig.3 Photo of the experimental facility

1.3 流场显现试验方法

本文采用了传统的烟线法来直观地显现相关流场结构特征.即在气流中引入煤烟或气体,借助光线对烟气质点的散射,显示流体质点的运动.烟线法可以得到完整、细致的流体流动图像,方法相对比较简单.但是当气流速度大于 2m/s 时,

烟流便会被冲散;当气流太小时,由于烟气质点重于空气,下降的影响过大,就不能正确反映流体的真实流动状态^[10].试验中通过控制通过导管的空气流量来保证出口速度处于 $0.5\sim 1\text{m/s}$ 的范围.

在冲击导管下游出口约 1mm 处放置一根直径为 0.1mm 的康铜丝,在康铜丝表面均匀涂抹一层矿物油.利用可控硅控制电流对其进行电加热.当康铜丝上的矿物油被加热到一定温度将产生白色烟雾,与冲击射流空气相混合,冲击到冲击靶面上显现流场结构.同时在试验台周围布置黑色布景,同和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.试验中使用Canon MX350数码摄像机对冲击流场进行拍摄,使用聚光灯提供稳定的拍摄光源,从 45° 斜上方照射冲击导管下游,具体位置如图1所示.

1.4 流场显现试验工况

依据前文中关于冲击 Re 数、冲击角度以及相对曲率的定义,试验中通过改变冲击流量、冲击导管的相对位置以及凹柱面靶板的直径,来研究流场结构及其变化规律.具体工况见表1.

表1 受限空间内斜向冲击曲面的试验工况表

Table 1 Parameters of the model

参数名称	符号和单位	参数变化范围
冲击孔直径	d/mm	30
曲面弦高	C/mm	150
冲击射流雷诺数	Re	750, 1000, 1250, 1500
冲击靶面半径	R/mm	150, 200, 250
冲击靶面直径	D/mm	$2R$
冲击间距	H/mm	18, 24, 30, 36
冲击距/冲击孔直径	H/d	0.6, 0.8, 1.0, 1.2
相对曲率	d/D	0.1, 0.075, 0.06
冲击导管相对偏移	L/R	0, 1, 0.3
射流角度	$\beta/^\circ$	84, 26, 72, 54

2 试验结果及分析

2.1 冲击 Re 数对流场结构的影响

图4为冲击凹面靶板半径 $R=150\text{mm}$,冲击角度为 84.26° (对应的冲击导管偏移位置为 $0.1R$),冲击间距比 $H/d=0.6$ 工况下,不同冲击雷诺数 Re 下的流场结构照片.

试验中,当气流从冲击导管流出后,形成冲击射流,当冲击射流达到凹柱面靶板后,速度迅速降低为零,从而在滞止区域内形成了高压区,在压力梯度作用下,气流将转变运动方向,并形成壁面流,到出现逆压力梯度时,流体开始与壁面分离,当分离运动的气体,遇到受限空间中的平板后,再次改变运动方向,从而形成冲击旋流结构,如图4(a)中的I区域。

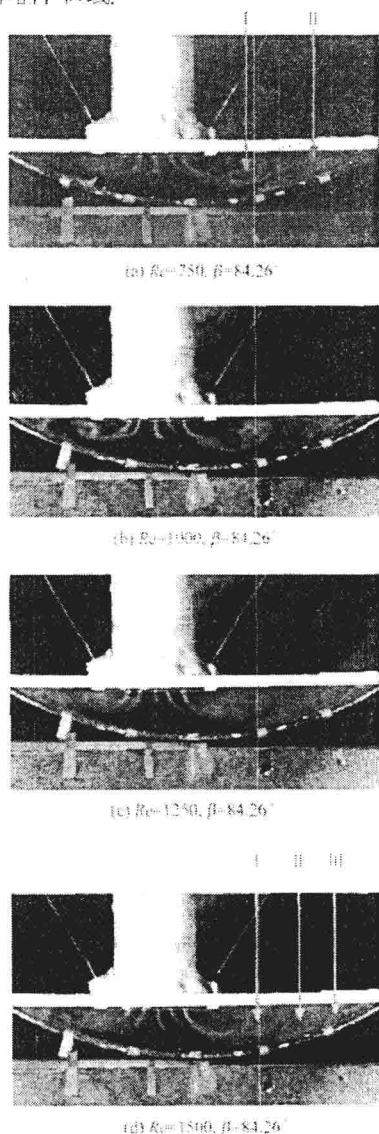


图4 $R=150\text{mm}$, $\beta=84.26^\circ$, $H/d=0.6$ 不同冲击雷诺数 Re 工况下的流场结构

Fig 4 Flow fields of the inclined impingement on concave surface under different jet Re conditions ($R=150\text{mm}$, $\beta=84.26^\circ$, $H/d=0.6$)

由于整个流动区域的空间受限,气体在I区域中产生旋流后,在气体之间相互黏性力的作用下,于受限空间的角部产生了诱导涡,如图4(a)中的II区域所示。

同时从流场显现照片可以看出,在图4(a)与图4(b)中,气流在滞止区域两侧都形成了比较稳定的旋流结构,且由于流动空间限制形成了诱导涡,但随着气流 Re 数的提高,受限空间内的冲击旋流和诱导涡结构发生了显著的改变,如图4(d)中显示,气流在滞止区域左侧仍可以形成较稳定的旋流结构,而在滞止区域右侧由于气流速度较大,当冲击射流在凹柱面靶板上分离后,遇到受限空间中的平板,在空气黏性力作用下,产生了两个运动方向相反的稳定冲击旋流,如I和II区域所示,其中I区域中旋流为逆时针方向,II区域中的旋流为顺时针方向。在受限空间的角部,由于冲击旋流II区域的影响,形成了II区域所示的逆时针方向的诱导涡。

并且将图4(d)和图4(a)中诱导涡结构和位置相比,可以观察到,随着冲击雷诺数 Re 的增加,在冲击滞止区域形成的高压区逐渐增强,迫使流体沿冲击靶板流动更长的距离,冲击射流流体与壁面分离处的圆心角增大,冲击气流与壁面分离推迟,而诱导涡所占据的空间越来越小。

2.2 冲击角度 β 对流场结构的影响

显然从图4中可以发现,由于斜向冲击的影响,导致在凹柱面靶板上滞止区两侧的流场结构存在着显著差异。为了进一步地研究冲击角度 β 对流场的影响,试验中通过保持靶面半径 R 不变,改变冲击导管偏移靶面中心的距离 L 来实现,射流角度 $\beta = \arccos(L/R)$ 。

图5给出了相同冲击间距比 $H/d=1.0$,冲击雷诺数 $Re=1000$ 工况下,不同冲击角度下流场结构。

从图5(a)和(b)中可以看出,气流在滞止区域两侧都形成了比较稳定的旋流结构,且由于流动空间限制形成诱导涡。

由于试验中冲击角度的改变是通过改变冲击导管和凹柱面靶板的相对位置来实现的,因此当冲击导管向靶板的左侧偏移,导致冲击角度从 90° 逐步减小。并且在冲击导管中心轴线的左侧,形成了相对于凹柱面靶板的冲击角度 β ,而在冲击导管中心轴线的右侧,形成了相对于凹柱面靶板的冲击角度 $180^\circ - \beta$ 。这两个相对角度的差异就导致了流体在滞止区域左侧与壁面分离比在右侧

提前,并且随着偏移量 L 的增大,射流在滞止区域左侧与壁面分离处的圆心角减少,在右侧与壁面分离处圆心角增大。

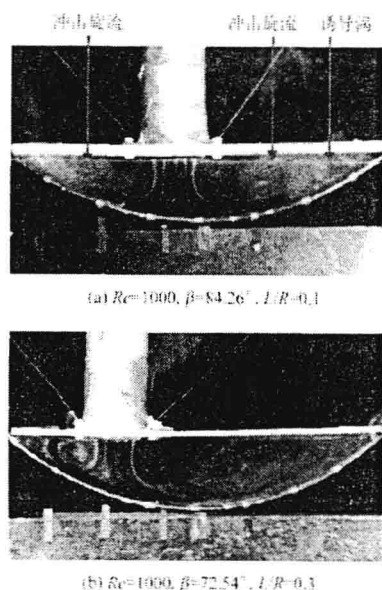


图5 $R=150\text{ mm}$, $Re=1000$, $H/d=1.0$ 不同冲击角度 β 工况下的流场结构

Fig. 5 Flow fields of the inclined impingement on concave surface under different jet angle conditions ($R=150\text{ mm}$, $Re=1000$, $H/d=1.0$)

在图5中可以同时发现,当冲击导管向靶板的左侧偏移,使得在滞止区域左侧射流与壁面角度比右侧小,并且由于左侧流动空间同右侧相比,流动受限程度加剧,从而使气流与壁面分离提前,且容易产生旋流结构。同时由于受限空间变小,诱导涡的作用范围也随之减小。而在滞止区域右侧,旋流结构及诱导涡范围变大。

图6给出了另一组凹面靶板半径(250 mm)和冲击间距比(0.8),冲击 Re 数为 1000 ,不同冲击角度工况下的流场结构。

从图6中可以看出,流场结构随冲击角度 β 的变化规律与图5中相似。只是由于凹柱面靶板曲率的变化,特别是冲击间距比的减小,冲击射流产生的旋流结构及诱导涡作用范围变小。

2.3 冲击间距比 H/d 对流场结构的影响

从前文中图5和图6的相互比较中可以发现,冲击间距比 H/d 直接影响了流场结构。为了进一步地研究冲击间距比这个参数的影响规律,图7给出了凹面靶板半径 $R=150\text{ mm}$,冲击角度

为 84.26° , $Re=1000$ 工况下,不同冲击间距比 H/d 条件下的流场结构照片。

从图7中可以观察到,在不同的冲击间距比条件下,冲击滞止区两侧均产生了稳定的冲击旋流结构,并且在受限空间的角部均形成了诱导涡。

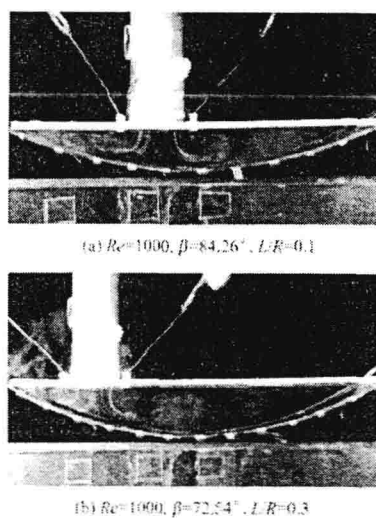


图6 $R=250\text{ mm}$, $Re=1000$, $H/d=0.8$ 不同冲击角度 β 工况下的流场结构

Fig. 6 Flow fields of the inclined impingement on concave surface under different jet angle conditions ($R=250\text{ mm}$, $Re=1000$, $H/d=0.8$)

当冲击间距比较小,如 $H/d=0.6$ 时,冲击射流达到凹柱面靶板后,在高压区的影响下沿着凹柱面靶板运动,形成壁面流动。随着压力梯度的减小以及同周围静止空气黏性相互作用下,流体开始与壁面分离。当分离运动的气体,遇到受限空间中的平板后,将再次改变运动方向,从而形成冲击旋流结构。由于此时 H/d 仅仅为 0.6 ,气体的运动空间受到了很大的限制,所以气流接触到平板后,分成两股运动方向相对的气流,并分别形成了逆时针方向的冲击旋流 I、顺时针方向的冲击旋流 II,如图7(a)中所示。在受限空间的角部,由于冲击旋流 II 的影响,形成了逆时针的诱导涡 III。

比较冲击滞止区域左右两侧的冲击旋流结构,可以清楚的发现,由于冲击存在一定的角度,即冲击导管偏向左侧,导致滞止区两侧的冲击旋流在作用区域和位置上存在一定的差异。图7(a)显示左侧的冲击旋流区域 IV 要明显小于右侧的冲击旋流区域 I,同时由于流动空间小于右侧,滞止区左侧只形成了一个冲击旋流。相应的,在右侧的

受限空间角部,产生的诱导涡V区域也非常小,并且不太明显。

随着冲击间距比 H/d 的增加,受限空间内流体运动空间增加,平板对冲击射流产生的壁面分离流动限制随之减弱,因此从图 7(b) 和 (c) 中可以清楚的看到,受限空间内形成的冲击旋流作用区域在逐步增大,并且气流在凹面靶板上分离位置所对应的圆心角逐渐增加,分离逐步推迟。

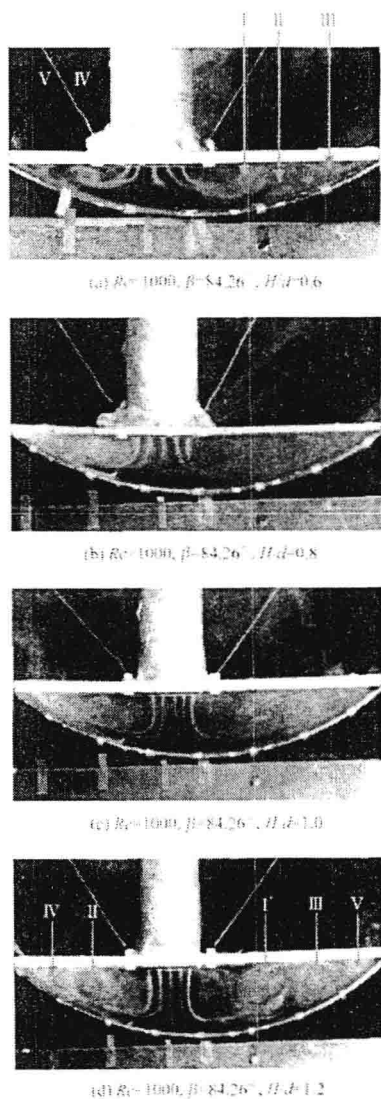


图 7 $R=150\text{mm}$, $Re=1000$, $\beta=84.26^\circ$ 不同冲击间距比 H/d 工况下的流场结构

Fig 7 Flow fields of the inclined impingement on concave surface under different H/d conditions ($R=150\text{mm}$, $Re=1000$, $\beta=84.26^\circ$)

当 $H/d=1.2$ 时,平板对气流运动的限制作用进一步削弱,同图 7(a) 中小冲击间距比的工况相比,此时在滞止区两侧形成的冲击旋流结构发生了显著改变。

当气体在凹面靶板上分离后,在同周围静止空气的黏性力相互作用下,首先在左右两侧分别形成了冲击旋流 II 和 I。特别是在滞止区域的右侧,大冲击间距比情况下,仅仅形成了一个稳定的冲击旋流区 I,而在小冲击间距比 $H/d=0.6$ 时,由于气流接触平板后分为两股,在右侧形成了两个冲击旋流区域。

如图 7(d) 所示,在滞止区域的右侧,由于冲击旋流 I 的影响,产生了两个运动方向相反的诱导涡 II 和 V。而小冲击间距比工况下,诱导涡仅仅产生了一个。

小冲击间距比下,平板对气流的限制作用很明显,冲击射流在壁面上形成的壁面流,在逆压力梯度的作用下,产生分离。这股分离气体在较小的流动空间内,很快接触到平板,并会分为两股气流,分别顺着平板再次改变方向运动,并最终形成两个运动方向相反的冲击旋流。而在大冲击间距比的工况下,壁面流动在凹柱靶板表面分离后,由于流动空间比较大,不会立即同平板相接触,而是会在周围静止空气的黏性力作用下首先形成冲击旋流,在旋流发展过程中会和平板相接触,并产生诱导涡。试验中观察发现,由于该诱导涡作用范围较大,在受限空间的右侧角部又产生了一个诱导涡 V,而在相对较小的左侧空间角部仅仅产生了一个诱导涡 IV,如图 7(d) 所示。

图 8 给出了凹面靶板半径 $R=200\text{mm}$,冲击角度为 72.54° , $Re=1000$ 工况下,不同冲击间距比 H/d 条件下的流场结构照片。

从图 8 中可以观察到,冲击角度较小的工况下,流场结构随冲击间距比的变化规律是基本类似的。只是由于此时冲击导管更加偏向于左侧,导致滞止区域左侧的冲击旋流区域显著减小。特别是冲击间距比较小,如 $H/d=0.6$ 时,在滞止区域的左侧几乎观察不到清晰的旋流结构。如图 8(a) 中所示,此时气流在左侧的角区内运动非常混乱。随着冲击间距比的增加,左侧的冲击旋流结构越加清晰,相应的诱导涡作用区域也在逐步扩大。在滞止区右侧区域中,由于气体流动空间相对较大,会形成的明显的稳定冲击旋流 I 和诱导涡 II。

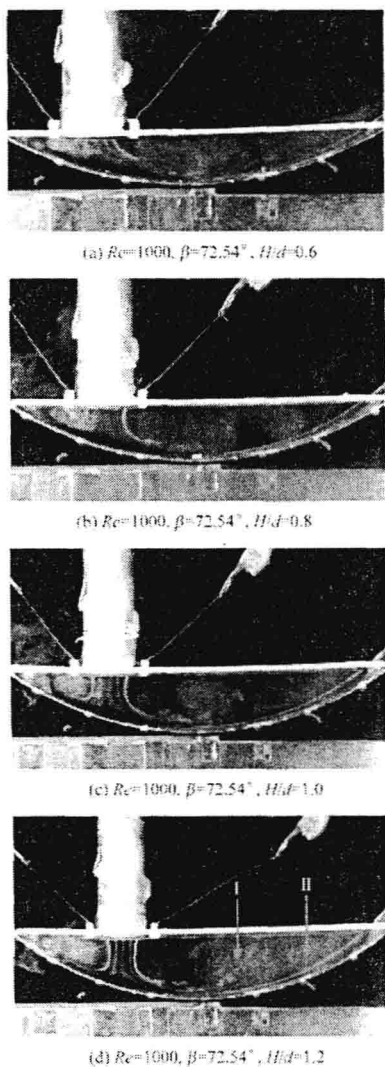


图8 $R=200\text{ mm}$, $Re=1000$, $\beta=72.54^\circ$ 不同冲击间距比 H/d 工况下的流场结构

Fig 8 Flow fields of the inclined impingement on concave surface under different H/d conditions ($R=200\text{ mm}$, $Re=1000$, $\beta=72.54^\circ$)

3 结论

1) 采用的试验装置和试验方法较好地显示出受限空间内斜向冲击凹柱面靶板的流场结构,表明本文采用的烟线法可以满足流场显现和定性分析的要求。

2) 随冲击雷诺数 Re 的增加,在冲击滞止区域两侧都能形成稳定的旋流结构,并且在受限空间的角部,进一步形成了诱导涡。

3) 试验中发现随着冲击雷诺数 Re 的增加,冲击气流与壁面分离处对应的圆心角增大,分离推迟,诱导涡所占据的空间越来越小。

4) 随着 H/d 值的增加,气流与壁面分离处对应的圆心角越来越大,相对于受限空间的大小,诱导涡的范围越来越小。

5) 在 H/d 较小时,冲击滞止区左侧出现两个冲击旋流和一个诱导涡,而 H/d 较大时,冲击滞止区左侧出现一个冲击旋流和两个诱导涡。

6) 由于冲击角度的影响,冲击射流在滞止区域左侧射流(相对冲击角度较小)与壁面分离比在右侧(相对冲击角度较大)提前,更容易产生旋流。

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 (in Chinese)
- [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] Van der Linden S, Gnaedig G, Kreitmeier F. Advanced turbine systems—studies and conceptual design[C]// FE/EE Advanced Turbine Systems Conference, FE Fuel Cells and Coal Fired Heat Engines Conference. Morgantown, West Virginia: US Department of Energy, Morgantown Energy Technology Center, 1993.
- [4] Bunker R S. Lattice-work (vortex) cooling effectiveness in innovative vortex cooling concept and its application to turbine airfoil trailing edge cooling design[R]. ASME Paper GT2004-54157, 2004.
- [5] Glezer B, Moon H K, O'Connell T. A novel technique for the internal blade cooling [R]. ASME Paper 96-GT-181, 1996
- [6] Qian C, Flannery K, Satio K, et al. Innovative vortex cooling concept and its application to turbine airfoil trailing edge cooling design [C]// AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 33rd. Seattle, WA: AIAA, 1997
- [7] 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.
- [8] 毛军逵, 刘震雄, 郭文. 小间距单孔冲击凸面靶板流场结构实验[J]. 航空动力学报, 2007, 22(10): 1598-1603
MAO Junkui, LIU Zhenxiang, GUO Wen. Experimental investigations on round jet impingement on flow structures of convex surface target with narrow space [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(10): 1598-1603 (in Chinese)
- [9] 刘震雄, 毛军逵, 卜继兴. 冲击凹柱面靶板的流场结构研究[J]. 推进技术, 2008, 29(1): 25-28
LIU Zhenxiang, MAO Junkui, BU Jixing. An experiment on flow structures of a round jet impinging on concave surfaces [J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(1): 25-28 (in Chinese)
- [10] 范洁川. 近代流动显示技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002

双层壳型涡轮叶片中冲击旋流换热增益效果试验^{*}

李 鑫¹, 毛军逵¹, 王小平², 郭 文³, 苏云亮³

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016; 2. 南京机电液压工程研究中心, 江苏 南京 211102;
3. 中国燃气涡轮研究院, 四川 成都 610500)

摘 要:以双层壳型涡轮叶片内冷通道中旋流换热特性为研究对象,采用热膜法,对双层壳型冷却结构中的狭小受限通道中,旋流作用下换热特性的变化规律开展了细致的试验研究。重点分析了冷却空气的旋流作用对换热的强化增益效果。试验中通过改变冲击 Re 数 (10 000~20 000),冲击间距和冲击孔直径之比 H/D (0.35~1.7) 等参数,研究了其对旋流的形成及内表面局部换热系数的影响规律。研究发现:由于双层壳型叶片内冷通道的空间受限,冷却空气在通道内形成了旋流结构,该旋流结构显著影响了内表面的局部换热系数并可以有效提高换热效果。研究结果表明:内表面局部换热系数对冲击间距和冲击孔直径之比 H/D 最为敏感,对于不同冲击 Re 数,存在一个最佳的 H/D 使得旋流换热增益效果达到最大 ($Re=10\ 000$ 时,最佳 H/D 为 0.95; $Re=15\ 000, 20\ 000$, 最佳 $H/D=0.63$)。

关键词: 涡轮; 涡轮叶片; 冲击; 旋流⁺; 换热⁺

中图分类号: V231. 3 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2010) 03-0325-06

Experiments on heat transfer enhancement with vortex in a double-decker jet/film cooling structure

L I X in¹, MAO Jun-kui¹, WANG Xiao-ping², GUO Wen³, SU Yun-liang³

(1. Coll. of Energy and Power, Nanjing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Nanjing Engineering Institute of Aircraft System, Nanjing 211102, China;
3. China Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China)

Abstract Experiments were conducted to investigate the local heat transfer in the narrow space of a double-decker impingement/film structure. And the heat transfer enhancement according to vortex were also studied. The jet Reynolds number Re (10 000~20 000) and the ratio of jet impingement distance to the diameter of jet holes H/D (0.35~1.7) were changed to study the induced vortex with impingement. Then the rules of local heat transfer coefficients of inner face varying with these parameters were concluded. All the results show that the local Nusselt number of inner surface is affected greatly by the vortex, which is induced by the jet in a limited space, and the heat transfer rate can be enhanced by the vortex. Under different jet Reynolds number conditions, there exists a certain H/D which results in the maximum Nusselt number. In experiments, H/D equals 0.95 when the jet Reynolds number is 10 000, and the value of H/D changes to be 0.63 while the Re are 15 000 and 20 000.

Key words: Turbine; Turbine blade; Shock; Vortex⁺; Heat transfer⁺

1 引 言

为了提高未来军用发动机性能,要求涡轮前燃气温度提升,同时要求大幅度减少冷却气量,并且压气机增压比的提高将造成冷却空气冷却潜力下降。因

此需要发展先进涡轮叶片冷却结构和冷却技术,以适应未来发动机的发展需求。

针对目前涡轮叶片中广泛采用的冲击+气膜冷却结构的换热特性,国内外的学者们开展了多种多样的研究。如 Hollworth 和 Dagan^[1]研究了冲击孔与气

^{*} 收稿日期: 2009-03-02; 修订日期: 2009-06-25。

作者简介: 李 鑫 (1984—), 硕士生, 研究领域为航空发动机冷却技术。E-mail: lizn123456@126.com

膜孔的排列方式对换热特性的影响,发现当冲击板与靶面间的距离减小时,两种布局方式下目标靶面上的换热效果都逐渐增强。Ekkad^[2]等利用热色液晶技术,对靶面上开设有出流孔的靶面换热规律进行研究。试验结果表明,目标靶面上气膜孔的出流作用,使通道内横流的影响减弱。Cho^[3]等对冲击/气膜复合冷却结构换热特性进行了研究(其中冲击间距与冲击孔直径之比的变化范围为 0.33~10)。结果表明,当两孔壁相距较近时,冲击靶面上的换热系数要比纯冲击冷却高 45~55%,约为气膜冷却的 3~4 倍。

随着近年来关于层板冷却叶片和双层铸冷叶片相关研究的开展,涡轮叶片中多段式双层壳型冷却结构成为关键。这种多段式双层壳型冷却结构是通过减小常规的多排冲击+气膜冷却结构中的冲击间距,并在冷却通道中设置多个隔离体,从而形成了彼此相对独立的受限小空间^[4],该结构的最大特点是冲击间距和冲击孔直径之比小于 1。毛军逵等^[5,6]在对双层壳型冷却结构的试验研究中发现,在双层壳型结构形成的受限小空间内,冲击射流会形成稳定的旋流结构,并能够有效提高综合冷却效果。根据现有的文献分析,目前关于冲击/气膜复合冷却结构中换热特性的研究大多尚局限于常规尺寸的情况(冲击间距和冲击孔直径之比大于 1),对多段式双层壳型冷却结构中的换热情况研究较少。本文同样以双层壳型“冲击/气膜”复合冷却结构为研究对象,通过试验研究冲击孔板内表面的局部换热特性,进而分析冲击产生的旋流增益换热效果。为进一步加深双层壳型涡轮叶片冷却设计和结构优化提供技术参考。

2 试验装置与测量方法

2.1 试验系统

由于涡轮叶片弦中区曲率较小,因此可将多段式双层壳型冷却结构简化为带隔离体的双层平壁模型,结构如图 1 所示。本文的试验就是对其中一个典型区域进行研究(图 1 中虚线所示),通过对 Jet plate 内表面换热特性的分析来研究旋流换热增益效果。

试验系统如图 2 所示。来自压气机的压缩空气通过储气罐稳压,经稳压段整流后进入冲击孔,形成冲击射流。试验中通过节流阀调整冷气流流量,并在储气罐后设置浮子流量计对流量进行测量,通过对浮子流量计进行压力温度修正得到冲击射流的 Re 数。

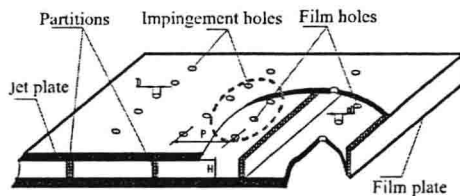


Fig 1 Schematic of the experimental model

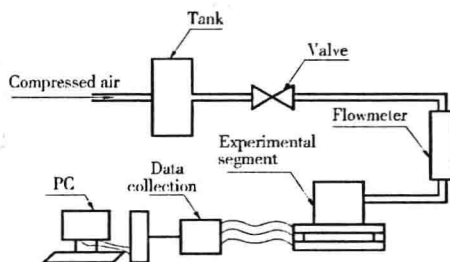


Fig 2 Schematic of the experimental facility

试验中采用热电偶对冲击孔板内表面的温度进行测量,测点分布为一字形且关于冲击孔中心呈对称分布,并在近冲击孔区域排布较密,如图 3 所示。冲击孔板和气膜孔板均为胶木板加工,通过改变两板间的隔离体高度调整冲击间距,冲击孔板、气膜孔板、隔离体通过特定的夹具装夹起来组成试验段。

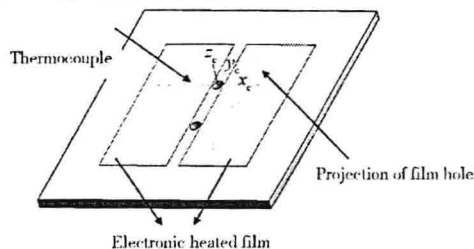


Fig 3 Schematic of inner face of jet plate

2.2 试验工况和参数的确定

通过对控制方程的无因次推导和简化,得到试验中冲击孔板局部 Nu 数的准则关系式如下^[7]

$$Nu = f(Re, Pr, \frac{H}{D}, \frac{P}{D}, \frac{S}{D}, \frac{x}{D}, \frac{z}{D})$$

式中各参数具体定义如下:冷却气流的雷诺数: $Re = uD/\nu$, u 为冲击射流速度, ν 为冲击射流动力粘度;冲击间距与冲击孔直径之比(冲击间距比): H/D ;冲击孔中心与气膜孔中心的展向距离与冲击孔直径之比: P/D ;冲击孔中心距与冲击孔直径之比: S/D 。

试验中固定除冲击间距外的其他几何参数,因此 $Nu = f(Re, H/D)$ 。试验中冲击雷诺数的变化范围为 10 000~20 000,冲击间距与冲击孔直径之比 H/D 的变化范围为 0.35~1.7,试验工况见表 1。

Table 1 Experimental parameters

Parameter	Symbol/Unit	Range
Diameter of jet hole	D/mm	8
Diameter of film hole	d/mm	6
Impingement reynolds number	Re	10000, 15000, 20000
Impingement distance	H/D	0.35, 0.63, 0.95, 1.1, 1.7

2.3 试验数据的处理

为了反映冲击孔板内表面的换热特性,并且由于几何结构的对称性,选取冲击孔中心所在展向直线(即 Jet 线)的 Nu 数为表征参数,以冲击孔中心为 Jet 线的起点,气膜孔中心在 Jet 线的投影位置为 $X/D = 3$,见图 3。 Nu 数的定义如下

$$Nu = \frac{(Q - Q_{loss})D}{(T_w - T_{ref})A\lambda}$$

$$Q_{loss} = Q_{con} + Q_{rad}$$

$$Q_{con} = \lambda' A (T_w - T_w') / \delta$$

$$Q_{rad} = \varepsilon \sigma A (T_w^4 - T_m^4)$$

$$T_{ref} = (T_{in} + T_{out}) / 2$$

式中 Q 为电加热功率, Q_{loss} 为散热损失, Q_{con} 为冲击孔板的导热损失, Q_{rad} 为加热膜的辐射热损失, ε 为辐射面的黑度, σ 为黑体辐射常数, A 为加热膜加热面积, δ 为冲击孔板的厚度, T_w 为冲击孔板内表面温度, T_w' 为冲击孔板外表面温度, T_m 为冲击孔进口气流温度, T_{out} 为气膜孔出口气流温度, T_{ref} 为气流的参考温度, λ 为参考温度下气流的导热系数, λ' 为冲击孔板导热系数。如图 4 所示。

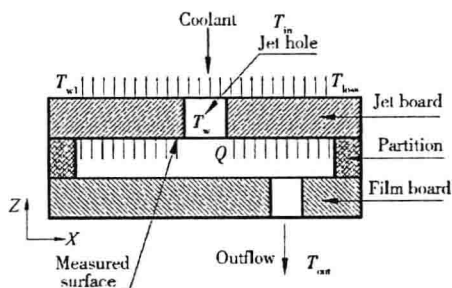


Fig 4 Schematic of the experimental segment

3 试验结果与讨论

3.1 冲击雷诺数对换热特性的影响

图 5 为冲击间距与冲击孔直径之比 $H/D = 0.35$ 时, Jet 线上局部 Nu 数随着 X/D 的变化曲线图。

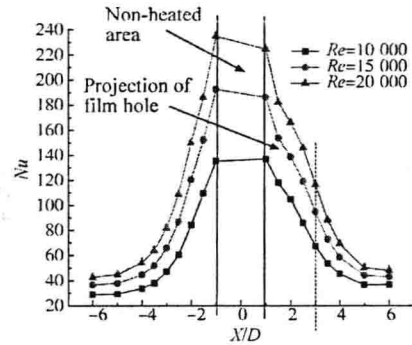
Fig 5 Local Nusselt number varies with X/D at different Reynolds number on jet line ($H/D = 0.35$)

图 5 中显示,随着冲击 Re 的增加,冲击孔两侧的局部换热系数逐步升高。如 $Re = 10\ 000$ 时, $X/D = 4$ 位置的局部 Nu 数为 45.4,当冲击 Re 数增加为 20 000 时,该处的局部 Nu 数增加为 69.3。显然在试验中随着冲击 Re 的增加,进入受限狭小空间中的冷却空气流量在逐步变大,导致冲击孔两侧的表面温度降低,从而使得局部 Nu 数随着 Re 的增加而增加。

同时从图 5 中可以看到,在 Jet 线上,随着 X/D 绝对值的增加(即远离冲击孔的方向上),局部 Nu 数迅速降低。如在冲击 $Re = 10\ 000$ 的变化曲线中,当 $X/D = 1$ 时, Nu 数为 137.2,当 $X/D = 5$ 时, Nu 数迅速减小为 36.5,降低了 73.4%。这是因为在试验中,气流从冲击孔进入双层结构形成冲击射流,射流在气膜孔板上形成高压的滞止区,在该高压的作用下,射流形成壁面流动。壁面流在对冲击孔板内表面进行冷却换热的同时受到粘性作用,速度边界层和温度边界层逐步增厚,导致局部换热系数 Nu 随着 X/D 的增加而逐步降低。

再进一步比较图 5 中冲击孔两侧相同位置的局部换热系数,可以发现两侧换热系数并非完全对称。如在冲击 $Re = 15\ 000$ 的变化曲线中,冲击孔的上游 $X/D = -2$ 处, Nu 为 120.4,而冲击孔的下游(即气膜孔所在方向) $X/D = 2$ 时, Nu 数为 138.8。从图 5 中也可以清楚的看到,冲击孔下游(即气膜孔所在方向), Nu 数相对较高。由于冲击孔下游存在气膜孔,

冷却空气在气膜孔附近存在着一定的加速运动。随着冷却空气不断进入气膜孔,在溢流效应的作用下除了气膜孔附近换热得到强化以外^[7],也会导致冲击孔板表面换热系数有所提高。但是因为冲击孔板和气膜孔板之间存在一定的间距,所以由于溢流作用带来的换热强化增益效果有限。

图6给出了不同冲击间距比下,Jet线上局部 Nu 数随着 Re 的变化规律。从图中可以看到,随着 Re 的增加,冲击孔上/下游的局部 Nu 数均逐步变大。比较图5和图6可以发现,在不同的冲击间距比 H/D 工况下,随着 X/D 的增加,局部 Nu 数并非单调减小,而是呈现出先减小后增加的趋势。如图6(a)中显示在 $H/D=0.63$ 时,局部 Nu 数于 $X/D=3$ 附近出现了第二个峰值;而当 $H/D=0.95$ 时,局部 Nu 数于 $X/D=4$ 附近出现了第二个峰值。

3.2 冲击间距与冲击孔直径之比 H/D 对换热特性的影响

为了进一步研究冲击间距与冲击孔直径之比 H/D 对换热特性的影响,图7给出了相同的 Re 工况下,不同 H/D 条件下局部 Nu 数的变化规律。

从图中可以看到,在不同的 H/D 下, Nu 数均表现为在靠近冲击孔附近区域较高,而在远离冲击孔的区域(即 X/D 绝对值较大的区域)较小。同时从 Nu 数的曲线变化规律可以发现,在距冲击孔直径4倍的范围内,局部 Nu 数的降低非常明显,而在远离冲击孔的区域, Nu 数的变化趋势相对平缓。

仔细比较不同 H/D 条件下,局部 Nu 数的分布曲线,可以清楚地看到相同的 Re 工况下,不同 H/D 条件下,局部 Nu 数的分布曲线存在着显著差异。当 H/D 比较小,如 $H/D=0.35$ 时,冲击孔上/下游的局部 Nu 数均随着 X/D 单调降低;随着 H/D 的增加,如

$H/D=0.63$ 和 0.95 时,在冲击孔下游的局部 Nu 数先增加后降低。两者相比,换热的局部最大值点从 $H/D=0.63$ 下的 $X/D=3$ 变为 $H/D=0.95$ 的 $X/D=4$ 。而且随着 H/D 的进一步增加至 $H/D=1.7$ 时,冲击孔上/下游区域的局部 Nu 数再次恢复了单调降低的变化规律,但是 Nu 数的数值要明显低于 $H/D=0.35$ 的工况。

从图中可以看到冲击间距的变化直接影响了冲击孔板内表面的冷却效果。当冲击间距较小时,由冲击射流在气膜孔板内表面形成的高压滞止区强度得到加强,加剧了壁面流动,同时对冲击孔板内表面的换热也有一定的影响,使得在近冲击孔区域固体表面的速度和温度边界层变薄,换热有所增强。随着 X/D 的增加,速度边界层和温度边界层逐步增厚,导致 Nu 数逐渐降低。随着冲击间距比 H/D 的增加,高压区的压力下降,削弱了壁面流动的作用,降低了近孔区的动量交换,使得换热 Nu 数降低,而对远离冲击孔区域的厚边界层区域影响则相对较小。参考文献[5]中也有相同的结论。

同时由于试验结构是一个封闭的受限空间,当冲击射流进入该结构的时候,冲击射流和由它形成的壁面流动受限。因此有一部分壁面流动会在壁面粘性和空气粘性的作用下,发生偏转,形成冲击旋流对冲击孔板内表面换热。当间距比较小的情况($H/D=0.35$)下,射流在滞止区高压的推动下,更容易形成壁面流动,同时因为气膜流出带来的扰动,更加有利于气流从气膜孔流出,如图8(a),旋流的形成和发展受到限制,由边界层决定的局部 Nu 数随 X/D 的增加单调递减。随着冲击间距比的增加($H/D=0.63, 0.95$),由于空间的相对增加,射流可以形成旋流,如图8(b)所示,并在一定间距范围内随着间距的增加,

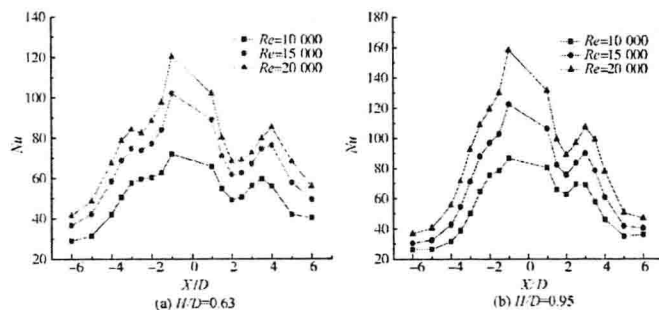


Fig 6 Local Nusselts number varies with X/D at different jet distance to jet diameter ratio H/D on jet line

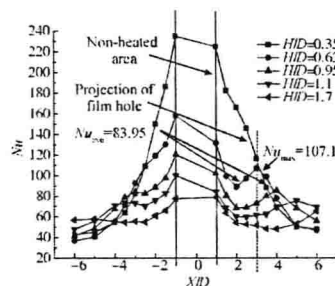


Fig 7 Local Nusselts number varies with X/D at different jet distance to jet diameter ratio H/D on jet line($Re=20\ 000$)

旋流的发展也得到了加强,并使得旋流微团的位置开始逐渐远离冲击孔中心。当冲击间距比增加到一定程度 ($H/D = 1.1$) 时候,因为冲击空间的显著的增加,射流与壁面流的碰撞变的不再剧烈,旋流逐渐削弱。因此,当冲击间距继续增大到图中冲击间距比 $H/D = 1.7$ 的时候,空间的受限作用消失,旋流作用不到冲击孔板内表面,如图 8(c),换热峰值也随之消失。

图 9 给出了其他冲击 Re 数下, Jet 线上的 Nu 数随 H/D 的变化曲线。和图 7 相比, Nu 数的变化规律相同,不过因为冲击 Re 数不同,在相同的 H/D 下,旋流换热的作用区域有所不同。

定义旋流增益为旋流强化换热区域的 Nu_{max} 与该距离该区域最近的,没有旋流作用测点的局部 Nu_{ave} 之比,并对各试验工况的旋流增益进行了计算 (冲击间距比 $H/D = 0.35$ 的工况除外)。从图 9 与图 7 中可以看到,相比于 $H/D = 0.35$ 没有旋流的作用的情况,在不同的冲击 Re 数条件下,存在最佳的 H/D 使得旋流换热增益最大。当冲击 $Re = 10\ 000$ 时,最佳 H/D 为 0.95 (旋流增益为 1.296),当冲击 $Re =$

15 000, 20 000, 最佳 $H/D = 0.63$ (旋流增益分别为 1.167, 1.287)。

4 结 论

从上面的分析我们可以得到以下结论:

(1) 双层壳型结构内冲击射流形成的旋流结构可以强化换热,其中旋流的形成和发展与冲击间距密切相关。对于不同的冲击雷诺数,在试验的工况条件下,存在最佳的冲击间距比使得旋流的强化换热最强。

(2) 在冲击雷诺数不变的情况下,随着冲击间距的增加,冲击旋流的作用位置向远离冲击孔方向移动。相比于冲击孔上游,冲击孔下游的冲击旋流强化换热效果更为显著。

(3) 在冲击间距不变的情况下,随着冲击雷诺数的增加,冲击旋流随之强化,并且旋流的作用位置向远离冲击孔方向移动。

致 谢:感谢中国燃气涡轮研究院对本项研究工作的支持。

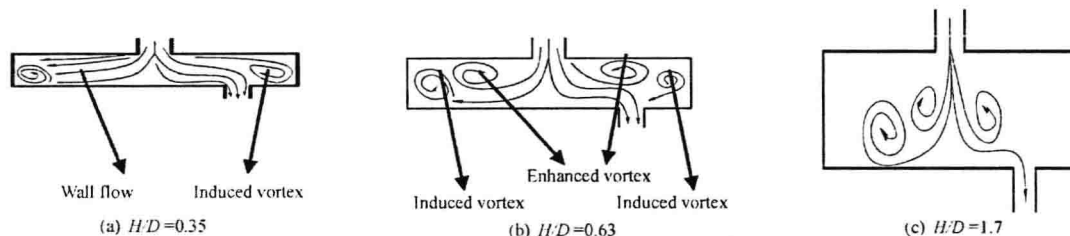


Fig 8 Schematic of flow field in Double-Decker structure at different jet distance to jet diameter ratio H/D

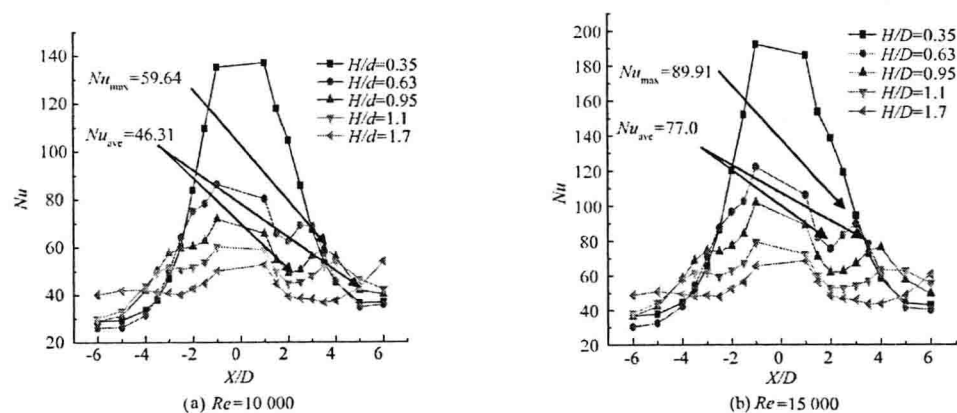


Fig 9 Local Nusselts number varies with X/D at different jet distance to jet diameter ratio H/D on jet line ($Re = 10\ 000, 15\ 000$)

参考文献:

- [1] Hollworth B R, Dagan L. Arrays of impingement jets with spent fluid removal through vent holes on the target surface part I: average heat transfer[J]. *Journal of Engineering for Power*, 1980, 102: 994~999.
- [2] Ekkad S V, Huang Y, Han J C. Impingement heat transfer on a target plate with film cooling holes[J]. *ASME Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 1999, 13.
- [3] Cho H H, Rhee D H. Local heat/mass transfer measurement on the effusion plate in impingement/effusion cooling system[R]. *ASME 2000-GT-0252*.
- [4] Mao Junkui, Guo Wen, Liu Zhenxiong, et al. Experimental studies on cooling effectiveness of the double-decker air jet impingement with film outflow[R]. *Proceedings of the ASME Turbo Expo*, 2007, 4: 295~304.
- [5] 刘震雄, 毛军逵, 郭文, 等. 双层壳型冲击/气膜复合冷却效果的实验[J]. *航空动力学报*, 2007, 22(2).
- [6] 毛军逵, 郭文, 常海萍, 等. 小空间内冲击/气膜复合冷却换热特性试验[J]. *航空动力学报*, 2007, 22(3).
- [7] 许全宏. 燃烧室冲击/发散复合冷却方式研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2007.

(编辑: 姚懿巧)

(上接第 324 页)

参考文献:

- [1] Zhang Chi, Xu Quanhong, Zhao Mengneng. Effect of impingement effusion hole area ratio on discharge coefficients of double cooling wall[R]. *ASME 2006-GT-90612*.
- [2] Chambers A C, Gillespie R H. Enhancement of impingement cooling in a high cross flow channel using sharp impingement cooling holes[R]. *ASME 2006-GT-91229*.
- [3] Chambers A C, Gillespie R H. The effect of initial cross flow on the cooling performance of a narrow impingement channel[J]. *ASME Journal of Heat Transfer*, 2005, 127(4): 358~365.
- [4] Cho H H, Rhee D H. Effects of hole arrangement on local heat/mass transfer for impingement/effusion cooling with small hole spacing[R]. *ASME 2004-GT-53685*.
- [5] Ken-ichi Funazaki, Hamidon Bin Sallch. Extensive studies on internal and external heat transfer characteristics of integrated impingement cooling structures for HP turbines[R]. *ASME 2008-GT-50202*.
- [6] Florschuetz L W, Su C C. Effects of cross flow temperature on heat transfer within an array of impinging jets[J]. *ASME Journal of Heat Transfer*, 1987, 109(1): 74~82.
- [7] Florschuetz L W, Isoda Y. Flow distribution and discharge coefficient effects for jet array impingement with initial cross flow[J]. *ASME Journal of Heat Transfer*, 1983, 105(1): 296~304.

(编辑: 梅 瑛)