

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, 斜向冲击曲率表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 Jurkui¹, MIU Guojun¹, LIU Zhenxiong²

(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.

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

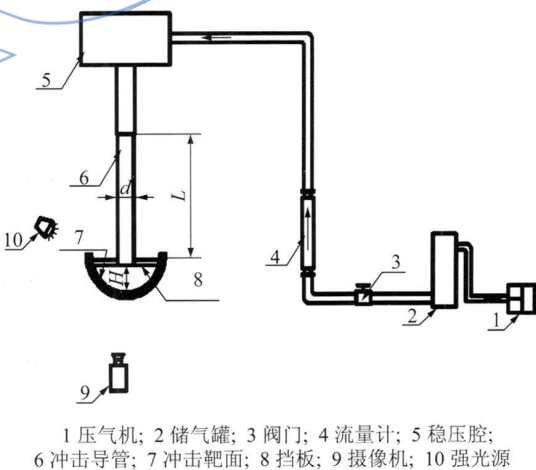
起的涡以及由于流体在曲面运动时脱离表面而产生的涡.毛军逵、刘震雄等^[8-9]同样利用烟线法对单孔垂直冲击凹/凸柱面的流场结构开展了研究,重点讨论了小冲击间距比(冲击间距 H 与冲击孔直径 d 之比 $H/d < 1$)下,冲击以及气体分离产生的涡系及其发展规律.但是目前针对带倾角冲击曲率表面靶板的流场结构分析,很少见到相关文献.

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 $\beta = \arccos(L/R)$.

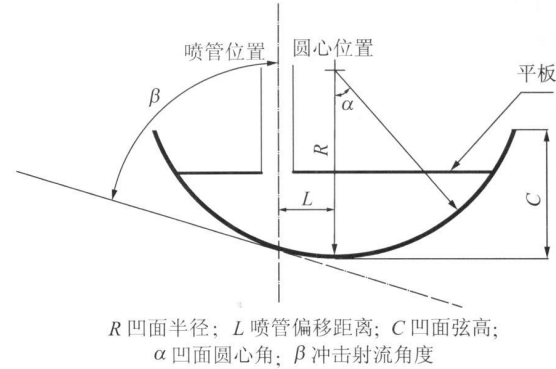


图 2 凹柱面靶板结构示意图

Fig. 2 Schematic of the concave target

试验中凹柱面靶板采用厚度为 2 mm 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.

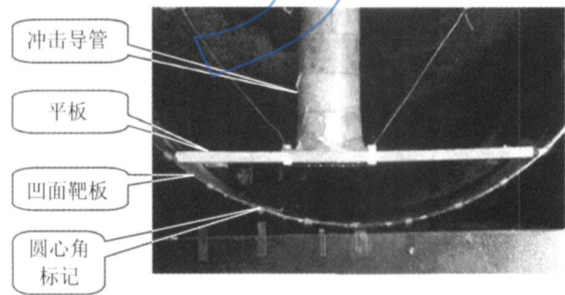


图 3 受限空间斜向冲击凹柱面试验系统照片

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 2 m/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 1 mm 处放置一根直径为 0.1 mm 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

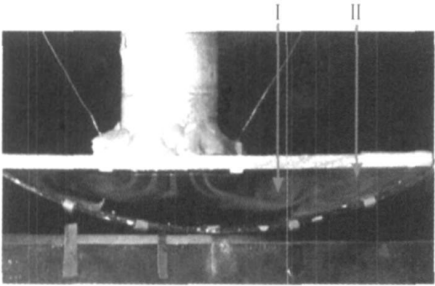
参数名称	符号和单位	参数变化范围
冲击孔直径	d/mm	30
曲面弦高	C/mm	150
冲击射流雷诺数	Re	750, 1000, 1250, 1500
冲击靶面半径	R/mm	150, 200, 250
冲击靶面直径	D/mm	$2R$
冲击间距	H/mm	18, 24, 30, 36
冲击距/冲击孔直径	H/d	0.6, 0.8, 1.0, 1.2
相对曲率	d/D	0.1, 0.075, 0.06
冲击导管相对偏移	L/R	0.1, 0.3
射流角度	$\beta/(\circ)$	84, 26, 72, 54

2 试验结果及分析

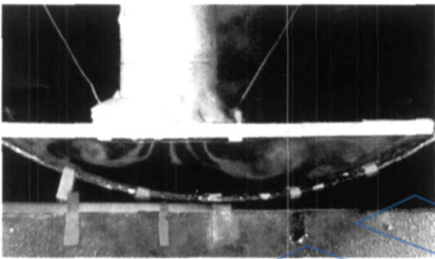
2.1 冲击 Re 数对流场结构的影响

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.

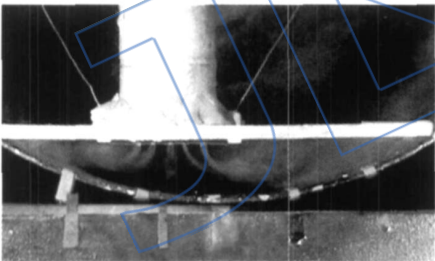
试验中,当气流从冲击导管流出后,形成冲击射流,当冲击射流达到凹柱面靶板后,速度迅速降低为零,从而在滞止区域内形成了高压区,在压力梯度作用下,气流将转变运动方向,并形成壁面流,到出现逆压力梯度时,流体开始与壁面分离.当分离运动的气体,遇到受限空间中的平板后,再次改变运动方向,从而形成冲击旋流结构,如图 4(a) 中的 I 区域.



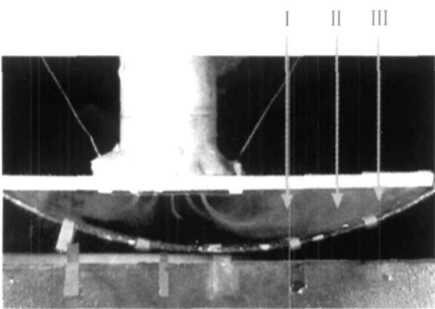
(a) $Re=750, \beta=84.26^\circ$



(b) $Re=1000, \beta=84.26^\circ$



(c) $Re=1250, \beta=84.26^\circ$



(d) $Re=1500, \beta=84.26^\circ$

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 III 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.

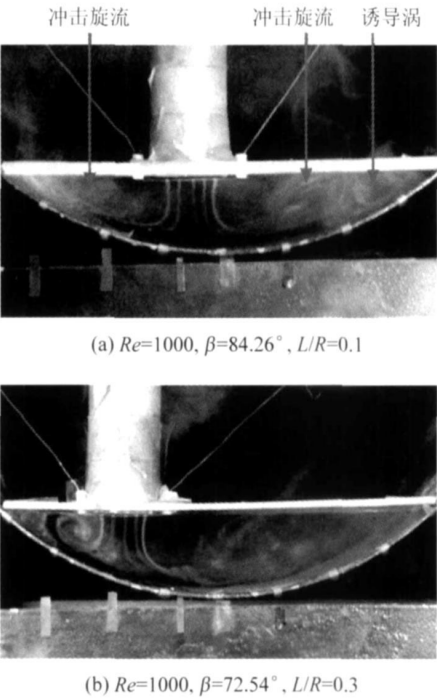


图 5 $R=150\text{ mm}$, $Re=1000$, $H/d=1.0$ 不同冲击角度 β 工况下的流场结构

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.

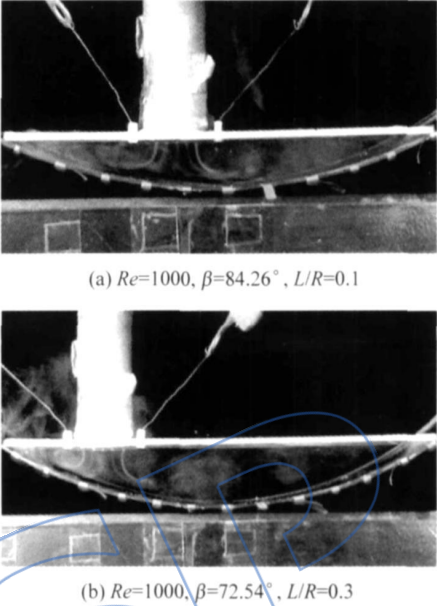


图 6 $R=250\text{ mm}$, $Re=1000$, $H/d=0.8$ 不同冲击角度 β 工况下的流场结构

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.

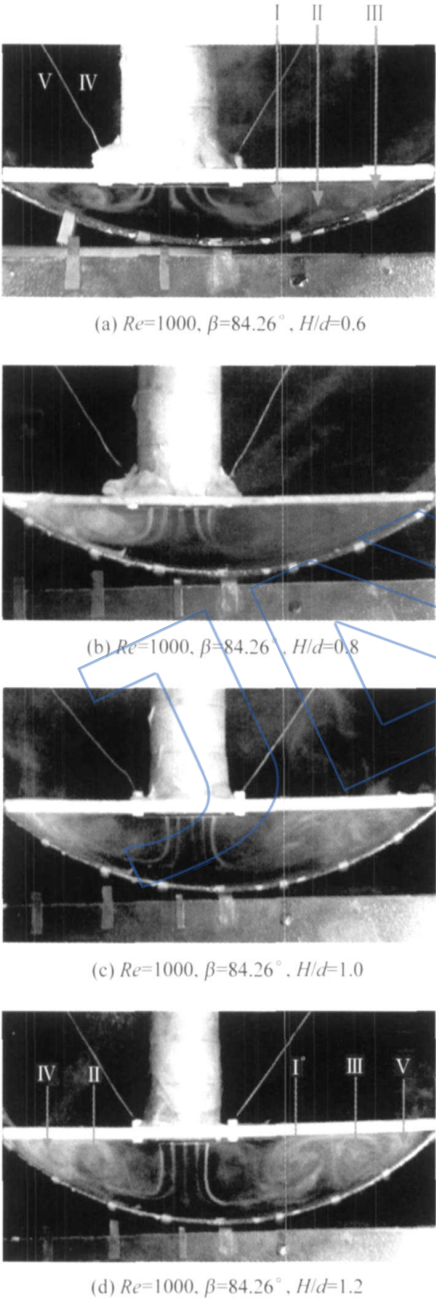


图 7 $R=150\text{ mm}, Re=1000, \beta=84.26^\circ$ 不同冲击间距比 H/d 工况下的流场结构

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.

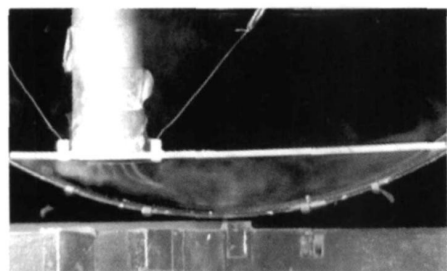
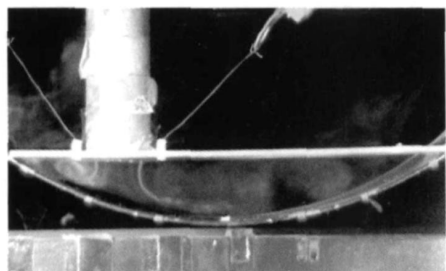
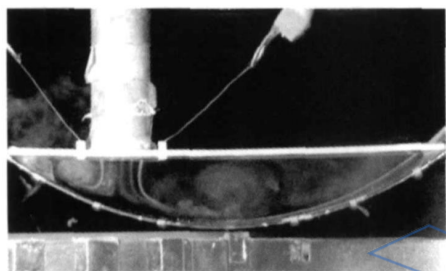
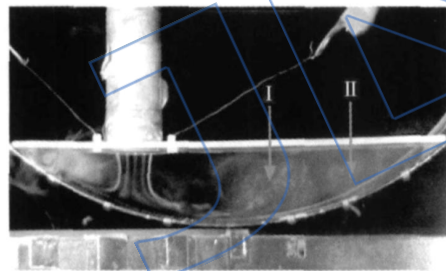
当气体在凹面靶板上分离后, 在同周围静止空气的黏性力相互作用下, 首先在左右两侧分别形成了冲击旋流 II 和 I. 特别是在滞止区域的右侧, 大冲击间距比情况下, 仅仅形成了一个稳定的冲击旋流区 I, 而在小冲击间距比 $H/d=0.6$ 时, 由于气流接触平板后分为两股, 在右侧形成了两个冲击旋流区域.

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 $72.54^\circ, Re=1000$ 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.

(a) $Re=1000, \beta=72.54^\circ, H/d=0.6$ (b) $Re=1000, \beta=72.54^\circ, H/d=0.8$ (c) $Re=1000, \beta=72.54^\circ, H/d=1.0$ (d) $Re=1000, \beta=72.54^\circ, H/d=1.2$ 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, Kreimeier 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 innovative vortex cooling concept and its application to turbine airfoil training edge cooling design[R]. ASME Paper GT 2004-54157, 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 training 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 Zhenxiong, 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 Zhenxiong, 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.