

高压涡轮主动间隙控制机匣内部换热特性试验

张井山¹, 毛军逵¹, 李 毅², 沈 毅², 陆海鹰²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国航空工业集团公司 沈阳发动机设计研究所 空气系统室, 沈阳 110015)

摘 要: 针对高压涡轮叶尖主动间隙控制(ACC)机匣中的典型换热结构,利用试验研究了多层机匣结构中内斜向冲击射流的局部换热特征,重点分析了进口雷诺数(10 000~24 000)、冲击孔入射角度(30°, 45°, 60°)、冲击孔直径(1.0, 1.5, 2.0 mm)等参数对带肋机匣表面局部和平均传热系数的影响规律. 研究中发现加强肋的存在显著影响了机匣表面局部传热系数,同时由于冲击射流局部强化换热作用,多层机匣内表面不同位置的传热系数相差很大. 试验结果表明:随着冷气进口雷诺数的增加,机匣加强肋表面局部和平均传热系数均提高. 在研究参数范围内,冲击孔直径为 2.0 mm,孔数为 23 的情况下能够获得最佳的换热效果;相比 30° 和 60° 冲击孔入射角度,冲击孔入射角度为 45° 能获得更好的换热效果.

关 键 词: 主动间隙控制(ACC); 高压涡轮机匣; 斜向冲击; 换热特性; 热膜法

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Experiment on heat transfer characteristics inside the casing of high pressure turbine with active clearance control

ZHANG Jing-shan¹, MAO Jun-kui¹, LI Yi², SHEN Yi², LU Hai-ying²

(1. College of Energy and Power Engineering,

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

2. Department of the Air System, Shenyang Engine Design and Research Institute, Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: According to a typical heat transfer structure of the casing of a high pressure turbine with active clearance control system, experiments were conducted to investigate the local heat transfer characteristics of a multilayer casing structure. In the experiments, the inlet Reynolds number (10 000—24 000), the angle of jet impingement (30°, 45°, 60°) and the diameter of jet impingement hole (1.0, 1.5, 2.0 mm) were changed to investigate the local and average heat transfer coefficients of the casing surface with ribs. It was found that the existence of the ribs affected the local heat transfer coefficient of the casing surface significantly. At the same time, due to the local heat transfer enhancement by the jet impingement, the heat transfer coefficient of the casing inner surface varied considerably at different locations. The results show that the local and average heat transfer coefficients are improved with the increasing inlet Reynolds number of cold air. Within the range of research parameters, maximum heat transfer can be obtained when the diameter of the jet holes is 2 mm and the number of jet holes is 23. Compared with the angle of jet impingement 30° and 60°, 45° can result in higher heat transfer rate.

Key words: active clearance control (ACC); high pressure turbine case;
inclined impingement; heat transfer characteristics; hot-film method

叶尖间隙通常是指轴流式发动机转子叶片叶尖与机匣之间的间隙,而控制叶尖间隙变化的技术则称为间隙控制技术.基于可控热变形的涡轮主动间隙控制技术已经成为现代航空发动机提升涡轮效率和保障发动机安全可靠运行的关键核心技术之一^[1-3].该技术本质上来说是通过射流冲击控制机匣温度,进而通过机匣热变形来控制叶尖间隙.如目前广泛使用的CFM56-3系列发动机,其主动间隙控制高压涡轮是一种典型的多层机匣结构,压气机引出的冷气空气由主进气孔进入第一层机匣内部,通过多孔的中间隔板,进入第二层机匣.在和机匣充分换热后,空气从机匣流出,进入低压涡轮冷却空气集气腔.该发动机正是利用中间隔板上的多排斜向冲击射流来控制机匣温度和变形,并通过机匣的变形来带动外环块沿径向位移,最终实现叶尖间隙的调整和控制.

显然这种主动间隙控制机匣的温度和变形决定于其内部的空气流场组织和换热效果,而中间隔板上的多孔斜向冲击射流是其中的一个重要影响因素.对于斜向冲击射流冲击靶面进行强化换热这项技术而言国内外已经开展了较多的研究.如Rasipuram等^[4]对冲击射流对与倾斜平面换热特性的影响进行了数值模拟研究,其中对冲击孔入射角度($30^{\circ}\sim 90^{\circ}$)、出口的几何形状(矩形和圆形)和数量做出了对比研究,并拟合出冲击表面传热系数的经验公式. Lee等^[5]采用瞬态液晶法对斜向湍射流冲击凹形半球表面换热特性进行了试验研究,并得出凹形半球表面局部换热特性随冲击孔入射角度($0^{\circ}, 15^{\circ}, 30^{\circ}, 40^{\circ}$)、冲击间距比($L/d=2, 4, 6, 8$)和冲击雷诺数的变化规律. Dong等^[6]对甲烷和空气预混合的火焰喷射到斜向平面上的换热特性进行了研究,重点讨论了冲击孔入射角度($57^{\circ}, 67^{\circ}, 80^{\circ}, 90^{\circ}$)对火焰喷射表面换热特性的影响. Roy等^[7]对空气通过两个矩形孔冲击到倾斜表面后的进行换热特性研究,对两种类型的边界条件下对表面换热特性的影响进行对比分析,并给出了喷嘴出口雷诺数($500\sim 20000$)、冲击孔入射角度($30^{\circ}\sim 90^{\circ}$)与冲击靶面平均努塞尔数的关系. 毛军逵、刘震雄等^[8-9]对单孔斜向冲击凸柱面的流场结构和换热特性进行了试验研究,获得了典型的斜向冲击凸柱面的流场结构并比较了不同倾角下局部传热系数的变化规律. 斜向冲

击射流由于能在被冲击表面形成很薄的速度边界层和温度边界层,使滞止点附近有很高的局部传热系数^[10],因此还被应用于大功率电子芯片的冷却设计中^[11-14].

但综合上述已发表的资料可以发现,尽管对冲击射流的角度、冲击间距、排布方式等参数均开展了研究,但是冲击靶板结构多为光滑平直表面.而主动间隙控制机匣中存在着加强肋、螺栓以及安装边等多种结构类型,导致冲击靶板的结构非常复杂并会直接影响冲击射流的发展,其局部换热效果将有别于常规冲击射流.因此本文针对主动间隙控制机匣中复杂内部结构,模化出典型的换热单元开展机匣内表面换热特性试验研究,重点分析机匣中间隔板上的斜向冲击的角度、冲击孔孔径和进口雷诺数对机匣复杂内部表面的局部努塞尔数和平均努塞尔数的影响规律.

1 试验模型及设备

1.1 物理模型

发动机高压涡轮机匣主动间隙控制典型结构的剖面示意图如图1所示,压气机引入的冷却空气主要由主进气口进入机匣的第一层腔,即为图1中的A腔,通过多孔的冲击孔板(图1中E),进入第二层机匣中的B腔和D腔,在和机匣充分换热后气流进入低压涡轮冷却空气集气腔.

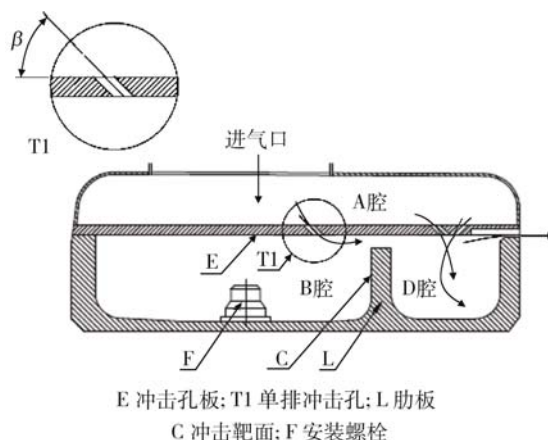


图1 高压涡轮机匣总体结构剖面示意图

Fig. 1 Schematic of overall structure of the casing of high pressure turbine

1.2 试验系统和试验件

试验系统主要可分为供气系统、加热系统、试

验段和测量系统 4 个部分,整个系统示意图如图 2 所示,其中测试系统包括了流量测量系统和温度测量系统。

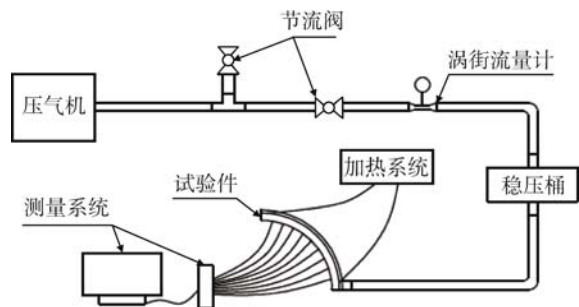


图 2 试验系统示意图

Fig. 2 Schematic of experimental system

根据前期数值模拟结果^[15],本文的换热试验中选取了 360°整环机匣的 1/4 圆弧段(90°机匣)来研究。试验件除去上表面的盖板和中间的冲击孔板,其内部结构如图 3(a)所示。冷却空气由圆柱形的进口进入 A 腔,通过中层冲击孔板(孔板上加工有单排冲击孔 T1),形成多股冲击射流,冲击到机匣内壁并最终从机匣内壁和孔板之间流出,机匣简化试验件模型剖面示意图如图 3(b)所示。

在本次换热特性试验中,为了利用热膜法测量机匣加强肋上的局部努塞尔数,机匣加强肋的材料选用导热能力差、绝缘的胶木。考虑到在换热特性试验中,需要改变冲击孔板上冲击孔的直径、冲击孔的数目,并且工况数目较多,因此在所关注的加强肋冲击靶面 C 埋设 K 型热电偶测点时,并没有按照冲击滞止点一一对应的原则来设置,而是在机匣加强肋的测量面上(即粘贴加热膜的位置)均匀排布了 30 个 K 型热电偶的测点,同时在加强肋另一端表面(即散热面)也均匀布置了 30

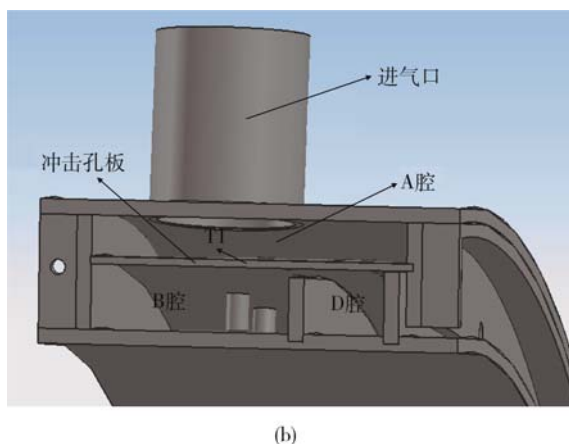


图 3 高压涡轮 ACC 简化机匣模型示意图

Fig. 3 Schematic of the simplified casing of high pressure turbine with ACC

个 K 型热电偶,用来测量散热面的温度进而计算出试验中加热膜的散热量。K 型热电偶和加热膜的安装位置如图 4 所示。

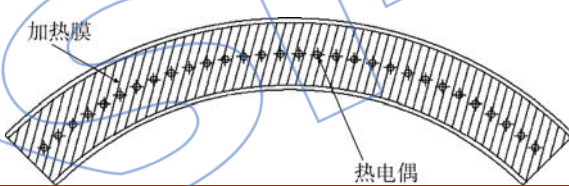


图 4 肋板冲击靶面 K 型热电偶和加热膜安装位置示意图

Fig. 4 Schematic of the position of K-type thermocouples and the heating film

试验系统中所使用的测量仪器的测量精度及量程如表 1 所示。

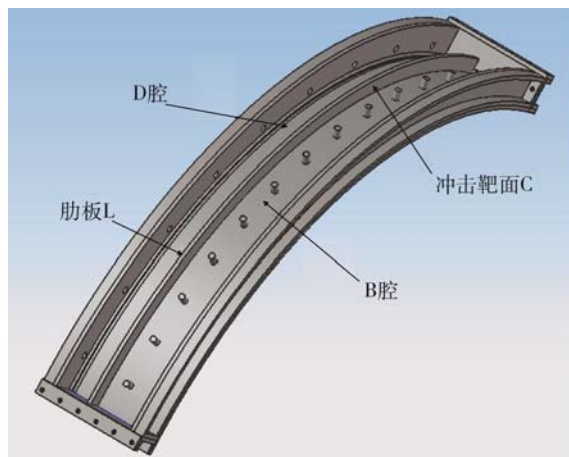
表 1 试验用测量仪器参数

Table 1 Parameters of instruments for experiment

测量仪器	量程	测量精度/%
涡街流量计/(m ³ /h)	9~60	1
K 型热电偶/℃	-100~390	0.75
温度巡检仪/℃	-50~300	1
热流密度计/(kW/m ²)	±200	<3
数字万用电表/V	0~20	0.5

1.3 试验工况和参数处理

典型换热单元流动特性试验工况如表 2 所示(冲击孔总出流面积不变,其中 ϕ 与 n 为一一对应关系)。



(a)

表2 试验参数

Table 2 Parameters for experiment

参数	参数范围
机匣冷却空气进口雷诺数 Re_i	10044~23787
冲击孔直径 ϕ/mm	1.0, 1.5, 2.0
冲击孔入射角度 $\beta/(\circ)$	30, 45, 60
每排孔个数 $n/\text{个}$	23~89

其中冲击孔板 T1 上冲击孔的角度定义如图 1 中局部放大图所示。

试验中机匣冷却空气进口雷诺数 Re_i , 其定义如下:

$$Re_i = \rho u d / \mu = 4 \dot{m} / \pi \mu d \quad (1)$$

其中 $\dot{m}$ 为冲击孔的质量流量, d 为进气管直径, μ 为冷气流的动力黏度。

机匣表面的局部努塞尔数 Nu 定义如下:

$$Nu = \frac{(q_{\text{total}} - q_{\text{loss}}) d}{(T_w - T_{\text{in}}) \lambda_{\text{air}}} \quad (2)$$

$$q_{\text{loss}} = q_{\text{con}} + q_{\text{rad}} \quad (3)$$

$$q_{\text{rad}} = \epsilon \sigma (T_w^4 - T_{\text{in}}^4) \quad (4)$$

其中 q_{total} 为电加热功率, q_{loss} 为散热损失, q_{con} 为机匣的导热损失, q_{rad} 为加热膜的辐射损失, ϵ 为实际物体的发射率(黑度), σ 为黑体常数, T_w 为机匣表面温度, T_{in} 为进口气流温度, λ_{air} 为进口温度下气流的导热系数。

通常工程上还会关心机匣表面的平均换热特性, 本文定义了加强肋板 L 冲击靶面 C 表面的平均努塞尔数($\overline{Nu}$), 这里的平均努塞尔数为处于该范围内的所有局部努塞尔数的算术平均值。

2 试验结果及分析

2.1 进口 Re 对换热特性的影响

图 5 中给出了相同冲击孔入射角度和冲击孔直径条件下, 冲击靶面 C 表面 Nu 和 $\overline{Nu}$ 随着 Re_i 的变化规律(图 5(b)图横坐标为 Re_i 次序)。

从图 5 中可以发现: 当 Re_i 增加后, 冲击靶面 C 表面 Nu 和 $\overline{Nu}$ 均随着 Re_i 的增加而逐步变大。这是由于试验中机匣 Re_i 的增加是通过提高冷却空气的进口流量来实现的, 显然参与换热的冷却空气质量流量越大, 其换热效果必然越加突出, 体现在 Re_i 上, 就是 Nu 随着 Re_i 的增加而变大。

同时从图 5(a)中可以发现(其中横坐标 $\alpha/90$ 为当前测点位置圆心角与 90° 机匣的比值), Nu

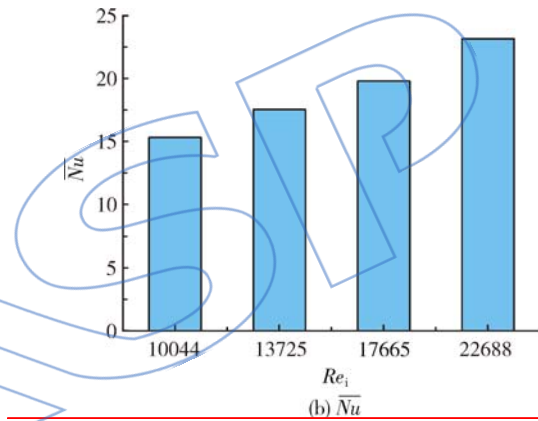
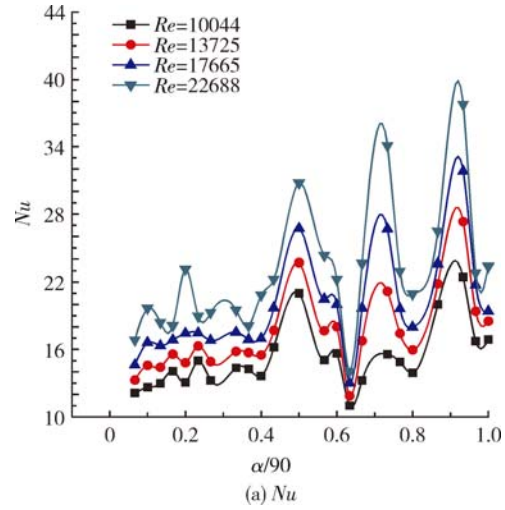


图 5 Nu 和 $\overline{Nu}$ 随 Re_i 变化 ($\phi=1.5 \text{ mm}$, $\beta=30^\circ$)

Fig. 5 Nu and $\overline{Nu}$ vary with Re_i

($\phi=1.5 \text{ mm}$, $\beta=30^\circ$)

分布出现了明显的波浪起伏, Nu 出现这种波峰、波谷的分布主要原因是: 冲击靶面 C 上 K 型热电偶测点的数目、位置没有和冲击孔板上冲击孔数目和位置相对应。从前文中介绍可知: 在 90° 机匣的试验件中, 冲击靶面 C 表面上 K 型热电偶测点只有 30 个, 而 T1 位置的冲击孔直径和数目存在着不同的组合, 其中冲击孔直径和孔数是一一对应关系, 直径在 1.0, 1.5, 2.0 mm 之间变化, 而孔数目在 89, 42 和 23 之间变化。

尽管冷却孔也是在 90° 的范围内均匀分布, 但是由于孔的数目不同, 因此冲击靶面 C 上 K 型热电偶可能正好测量到冲击射流的滞止点上的温度, 显然此处测量得到的冲击靶面 C 表面 Nu 会相对较高; 同时冲击靶面 C 上 K 型热电偶也可能测量到冲击孔之间的位置, 对应的此处的冲击靶面 C 表面 Nu 将会相对较低。并且随着冷却冲击板上的冷却孔数目的变化, 冲击靶面 C 表面上相

同位置温度测点和冲击孔的相对位置也会发生改变,因此冲击靶面 C 表面 Nu 分布出现了明显的波浪起伏。

2.2 冲击孔径对换热特性的影响

图 6 给出了相同冲击孔入射角度($\beta=30^\circ$)和 Re 为 18000 时,冲击靶面 C 表面 Nu 和 $\overline{Nu}$ 随着冲击孔径的变化规律。

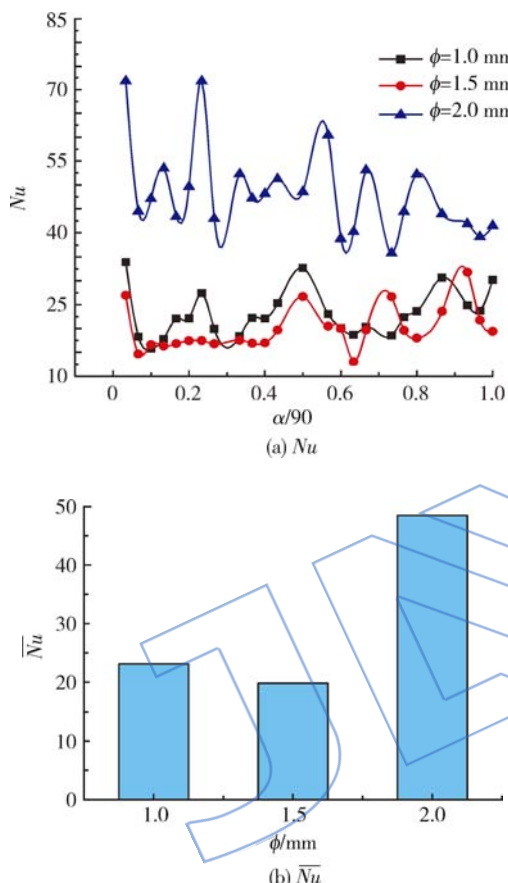


图 6 Nu 和 $\overline{Nu}$ 随 ϕ 变化 ($Re=18000$, $\beta=30^\circ$)

Fig. 6 Nu and $\overline{Nu}$ vary with different ϕ
($Re=18000$, $\beta=30^\circ$)

从图中 6 可以看到, T1 位置的冲击孔直径改变后,显著改变了冲击靶面 C 表面的 Nu 的具体数值。相比较后,当冲击孔径为 2.0 mm 可以获得最好的换热效果。

影响机匣表面换热效果主要是由气体的流动特性所决定的,其中对于射流冲击强化壁面换热而言,冲击孔的冲击射流雷诺数 Re_j 是影响影响换热效果的重要因素。在本次试验中,始终保持中间隔板上冲击孔的开孔总面积不变,因此改变孔径将直接改变孔数,进而影响冷却孔的冲击雷诺数 Re_j 。本文就试验中冷却空气总质量流量一定,

冲击孔直径和数目变化对冲击射流平均雷诺数 $\overline{Re_j}$ 的影响开展分析。具体如下:

$$\overline{Re_j} = \frac{uL}{\nu} = \frac{\dot{m}}{\rho A} \frac{\phi}{\nu} = \frac{\dot{m}\phi}{\mu \frac{\pi}{4} \phi^2 n} = \frac{4\dot{m}}{\mu \pi \phi n} \quad (5)$$

因为冷却空气总质量流量和动力黏度在同一次试验工况下不变,所以由式(5)可知, T1 的冲击射流平均雷诺数 $\overline{Re_j}$ 是由冲击孔直径和冲击孔数目所决定的。结合试验工况,可以发现当直径为 2.0 mm,孔数为 23 时能够获得相对最大的 $\overline{Re_j}$,此时冲击射流能够达到更好的强化换热效果,同时从图 6(b)中的 $\overline{Nu}$ 的比较中也可以发现冲击孔直径为 2.0 mm 时能够获得相对最好的换热效果。

2.3 冲击角度对换热特性的影响

图 7 中分别给出了相同冲击孔($d=1.5$ mm)和机匣 Re 时,冲击靶面 C 表面 Nu 和 $\overline{Nu}$ 随着不同冲击孔入射角度($\beta=30^\circ, 45^\circ, 60^\circ$)的变化规律。可以发现冲击孔入射角度为 45° 时,综合换热效果最佳。

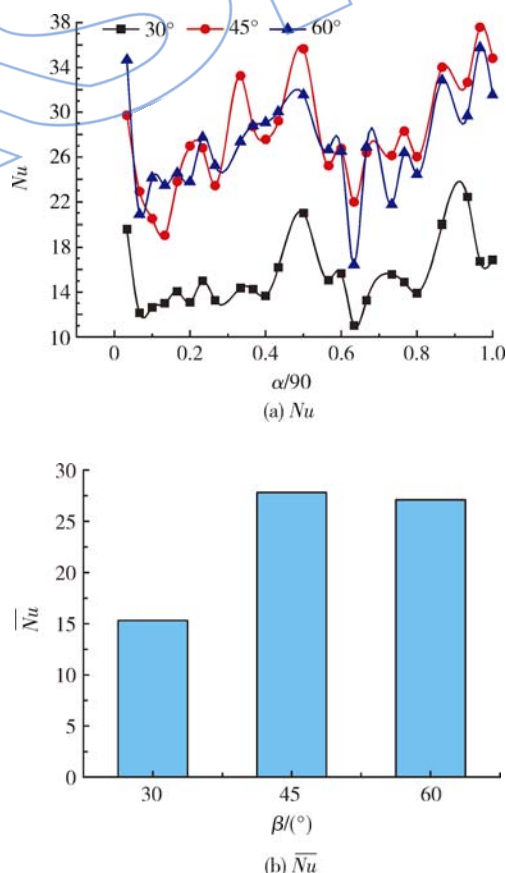


图 7 Nu 和 $\overline{Nu}$ 随冲击孔入射角度 β 变化
($Re=10000$, $\phi=1.5$ mm)

Fig. 7 Nu and $\overline{Nu}$ vary with different β
($Re=10000$, $\phi=1.5$ mm)

为了更好地分析冲击孔入射角度对冲击靶面换热特性的影响,本文对高压涡轮机匣内部流动特性和换热特性进行了数值模拟研究,下面分别给出了不同冲击孔入射角度时的机匣内部流场图。

从如图8中T1在不同角度下机匣内部的流动流线图分析可知:当冲击孔角度与轴线成 30° 时(如图8(a)所示),气流冲击到机匣内壁肋板L的位置比较高,气流方向几乎垂直冲向肋板,同时有一部分气流直接从肋板L上方的空隙直接流过,然后速度迅速衰减,此时的冲击射流并没有与冲击靶面充分换热,所以从图7中可以看出换热效果并不理想。冲击孔入射角度为 45° 时气流正好冲击在沿冲击靶面C面高度方向的中心位置上,并且可以看到冲击射流在冲击到靶面后沿着机匣内壁面流动,形成一个大的涡流结构,如图8(b)所示,气体与冲击靶面能够充分换热。而当冲

击孔角度与轴线成 60° 时(如图8(c)所示),气流大部分冲击到肋板L的根部位置,距离埋设K型热电偶的沿冲击靶面C面高度中心位置也比较远,冲击射流受机匣内壁的滞止作用迅速变为壁面流动,并迅速衰减,但与冲击孔入射角度 $\beta=30^\circ$ 时相比,从冲击孔喷射出的冷却空气没有直接从间隙中流入D腔,冷却空气都参与了B腔的对流换热,因此换热效果和 $\beta=45^\circ$ 时比较接近。综合上述分析,当冲击孔入射角度 $\beta=30^\circ$ 时,不能充分发挥冲击射流对冲击靶面C的局部强化换热效果。冲击孔入射角度为 45° 和 60° 时,机匣加强肋表面传热系数均相对较高,其中冲击孔入射角度为 45° 时,射流与冲击靶面C的平均换热效果最佳。

2.4 试验结果误差分析

误差分析中的一个重要环节就是估计误差的上限,假定测量值为 x ,真值为 x_0 ,那么误差的上限值 U 就可以表示为

$$U = |x - x_0|_{\max} \quad (6)$$

假设以下函数关系式是关于被测参数 Y 与 $(x_1, x_2, \dots, x_n)$ 直接测量

$$Y = f(x_1, x_2, \dots, x_n) \quad (7)$$

随机误差^[15]的传递公式为

$$\frac{dY}{Y} = \sqrt{\left(\frac{x_1}{Y} \frac{\partial f}{\partial x_1} \frac{dx_1}{x_1}\right)^2 + \dots + \left(\frac{x_n}{Y} \frac{\partial f}{\partial x_n} \frac{dx_n}{x_n}\right)^2} \quad (8)$$

换热特性试验中, Nu 定义为

$$Nu = \frac{(q - q_{\text{loss}})D}{(T_w - T_{\text{in}})\lambda_{\text{air}}} = \frac{(UI - q_{\text{loss}})D}{A(T_w - T_{\text{in}})\lambda_{\text{air}}} \quad (9)$$

式中 q 为加热膜产生的热量。

因为试验环境温度变化范围不是很大,将 λ_{air} 当做常量来处理; D 和 A 为加工尺寸,其不确定度由加工精度决定。试验中实测物理量为机匣表面温度 T_w 、空气入口温度 T_{in} 、加热膜两端电压 U 、电流 I ,其中 T_w 和 T_{in} 由K型热电偶测得, U 和 I 由数字万用表测得。将结果代入 Nu 的误差传递公式中可以得到 Nu 的不确定度 $\frac{dNu}{Nu} = 3.47\%$ 。

3 结 论

本文针对高压涡轮主动间隙控制结构典型换热单元展开了机匣内部表面换热特性试验研究,在本次试验工况下得出以下结论:

1) 随着机匣进口雷诺数 Re 的增加,机匣加强肋表面局部和平均传热系数均提高。

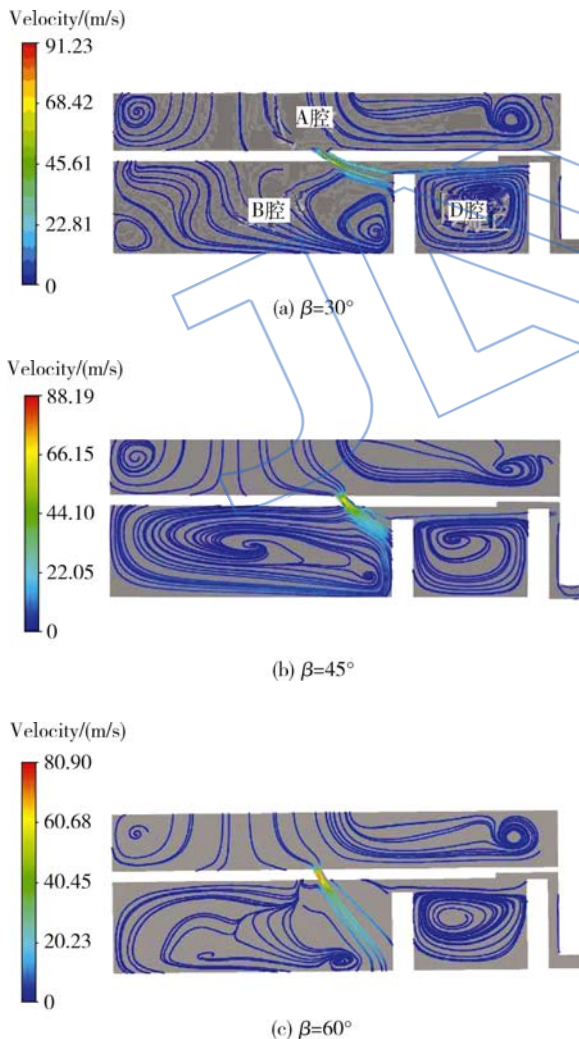


图8 不同冲击孔入射角度 β 下机匣内部流场对比

Fig. 8 Comparison of flow fields inside the casing at different β

2) 在本文试验工况中,冲击孔孔径为 2.0 mm,孔数目为 23 的情况下能够获得最佳的换热效果。

3) T1 位置的冲击孔,冲击孔入射角度为 45° 和 60° 时,机匣加强肋表面传热系数均相对较高,两者相比 45° 能获得最佳的换热效果。

参考文献:

- [1] Lattime S B, Steinetz B M. High-pressure-turbine clearance control systems; current practices and future directions[J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20(2): 302-311.
- [2] 张清华. 发动机叶尖间隙技术[J]. 国际航空, 1987(2): 37-38.
ZHANG Qinghua. Technology of turbine tip clearance[J]. International Aviation, 1987(2): 37-38. (in Chinese)
- [3] Knipser C, Horm W, Staudachers. Aircraft engine performance improvement by active clearance control in low pressure turbines[R]. ASME Paper GT2009-59301, 2009.
- [4] Rasipuram S C, Nasr K J. A numerically-based parametric study of heat transfer off an inclined surface subject to impinging airflow[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2004, 47(23): 4967-4977.
- [5] Lee C H, Lim K B, Lee S H, et al. A study of the heat transfer characteristics of turbulent round jet impinging on an inclined concave surface using liquid crystal transient method[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2007, 31(6): 559-565.
- [6] Dong L L, Leung C W, Cheung C S. Heat transfer characteristics of premixed butane/air flame jet impinging on an inclined flat surface[J]. Heat and Mass Transfer, 2002, 39(1): 19-26.
- [7] Roy S, Patel P. Study of heat transfer for a pair of rectangular jets impinging on an inclined surface[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2003, 46(3): 411-425.
- [8] 毛军逵, 刘震雄, 郭文. 小间距单孔冲击凸面靶板流场结构试验[J]. 航空动力学报, 2007, 22(10): 1599-1603.
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): 1599-1603. (in Chinese)
- [9] 刘震雄. 小冲击间距比下柱型曲面冲击流动与换热特性试验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2006.
LIU Zhenxiong. Experimental investigations on flow and heat transfer characteristics of cylindrical surface with little impact spacing ration[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006. (in Chinese)
- [10] 顾维藻, 神家锐, 马重芳, 等. 强化传热[M]. 北京: 科学出版社, 1990.
- [11] Jambunathan A S. Numerical prediction of semi-confined jet impingement and comparison with experimental data[J]. International Journal for Numerical Methods in Fluids, 1996, 23(3): 295-306.
- [12] Cooper D, Jackson D C, Launder B E, et al. Impinging jet studies for turbulence model assessment: I flow field experiments[J]. International Journal of Heat Mass Transfer, 1993, 36(10): 2675-2684.
- [13] 李藤, 刘静. 芯片冷却技术的最新进展及其评价[J]. 制冷学报, 2004, 25(3): 22-32.
LI Teng, LIU Jing. The latest progress of and evaluation of the chip cooling technology[J]. Journal of Refrigeration, 2004, 25(3): 22-32. (in Chinese)
- [14] Bergles A E. Evolution of cooling technology for electrical, electronic, and microelectronic equipment[J]. Transactions on Components and Packaging Technologies, 2003, 26(1): 6-15.
- [15] 乔剑. 涡轮叶尖间隙主动控制机匣内部流动与换热特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
QIAO Jian. A study on flow and heat transfer characteristics of casing internal by active control of turbine tip clearance[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011. (in Chinese)