

高压涡轮机匣加强肋表面换热特性试验

刘远见¹, 毛军逵¹, 江 华^{1,2}, 李 毅³, 沈 毅³, 陆海鹰³

- (1. 南京航空航天大学 能源与动力学院
江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016;
2. 中国商用飞机有限责任公司 上海飞机设计研究院, 上海 201210;
3. 中国航空发动机集团有限公司 沈阳发动机研究所 空气系统室, 沈阳 110015)

摘 要: 针对高压涡轮叶尖间隙主动控制机匣的多层结构,重点分析了机匣内部加强肋和安装螺栓共同组成的基本换热单元,利用热膜法研究了加强肋表面的局部和平均传热系数,得到了不同进气状态、加强肋高度对传热系数的影响规律。研究发现:冲击靶面传热系数随着冲击雷诺数的增长而增大,但传热系数的增长速率随着冲击雷诺数的增大而缓慢降低。3 排冲击射流工况中,靠近出流位置的加强肋表面平均传热系数最高。试验结果表明,加强肋表面的传热系数受到加强肋高度和冲击雷诺数耦合作用。在高雷诺数时,增加加强肋高度带来的换热强化效果更加明显。

关 键 词: 主动间隙控制; 高压涡轮机匣; 加强肋; 冲击换热特性; 热膜法

中图分类号: V231.1 **文献标志码:** A

Experiment on surface heat transfer characteristic of high rib in high pressure turbine casing

LIU Yuanjian¹, MAO Junkui¹, JIANG Hua^{1,2},
LI Yi³, SHEN Yi³, LU Haiying³

- (1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,
College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Shanghai Aircraft Design and Research Institute,
Commercial Aircraft Corporation of China Limited, Shanghai 201210, China;
3. Department of the Air System, Shenyang Engine Research Institute,
Aero Engine (Group) Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: According to the multilayer high pressure turbine case applied in an active clearance control system, a typical compound cooling structure consisting of impingement with high ribs and embedded bolts was investigated. The effects of jet Reynolds number, the ratio of height of rib to jet hole's diameter on local and average heat transfer coefficients were experimentally studied. It was found that the heat transfer coefficients of target surface were improved with the increase of jet Reynolds number, while the growth rate slowed down. The highest average heat transfer coefficient was observed at the region near the exhaust channel when three rows of jet holes were used. The experimental results showed that the heat

收稿日期:2016-05-03
作者简介:刘远见(1992—),男,硕士生,主要从事航空发动机传热、传质研究。

引用格式:刘远见,毛军逵,江华,等. 高压涡轮机匣加强肋表面换热特性试验[J]. 航空动力学报,2017,32(11):2619-2628. LIU Yuanjian, MAO Junkui, JIANG Hua, et al. Experiment on surface heat transfer characteristic of high rib in high pressure turbine casing[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(11): 2619-2628.

transfer coefficients on high rib surfaces were influenced by both the height of rib and impinging Reynolds number. Increasing the height of rib led to higher heat transfer coefficients, and this trend became more distinguished in large Reynolds cases.

Key words: active clearance control; high pressure turbine casing; high rib; impingement heat transfer characteristic; heating film method

叶尖间隙主动控制技术(active clearance control, ACC)能够实现叶尖间隙主动调节,对降低发动机油耗、提高发动机性能和可靠性具有着重要意义。目前,航空发动机上采用的 ACC 技术大多数都是基于可控热变形机匣方案,如 JT9D-7、V2500 以及 GE90 系列发动机^[1]。即在发动机不同的工作状态下,应用不同温度气体射流冲击机匣,来改变机匣的温度,实现其热变形的调节,进而控制叶尖间隙在整个发动机工作包线内保持合适的大小^[2]。因此可控热变形的涡轮机匣设计一直是 ACC 系统研制中的核心,而机匣内部的局部和平均传热系数研究是支撑涡轮机匣设计的最关键技术之一。

为了综合保障机匣强度、结构安装需求以及变形控制,通常可控热变形涡轮机匣结构比较复杂,在多层机匣内部设置有加强肋、螺栓以及安装边等多种结构类型,机匣中应用的冲击射流多体现为受限空间内斜向冲击射流。

针对斜向冲击平板换热问题,国内外学者们已开展了较系统的研究。Goldstein 等^[3]利用温敏液晶研究了斜向冲击角度 $\alpha=30^\circ\sim 90^\circ$ 对平板表面传热系数的影响,试验结果表明最大努塞尔数所在位置与冲击角度有关。O'Donovan 等^[4]通过试验方法得到了冲击雷诺数 $Re_i=10\,000$ 时,斜向冲击角度 $\alpha=30^\circ\sim 90^\circ$ 、冲击间距比 H/d 为 2~8 情况下,平板靶面上的流场结构与换热特性。单文娟等^[5]利用热膜法研究了斜向冲击角度 $\alpha=45^\circ$ 时,小斜向冲击间距比 $H/d=2\sim 6$,大冲击雷诺数 $Re_i=33\,000\sim 83\,000$ 的换热情况,得到了平板靶面的局部和平均换热特性,并总结出了经验关系式。魏建生等^[6]通过数值模拟研究了受限空间内斜向冲击平板的流动与换热特性,分析了冲击雷诺数 $Re_i=2\,500\sim 7\,500$ 、冲击孔直径 $d=0.5\sim 1.0\text{ mm}$ 对流动与换热的影响,研究发现:斜向冲击在有限空间内引起的旋涡对换热有很大影响。

部分学者研究了斜向冲击曲率表面的换热特性。Lee 等^[7]采用瞬态液晶法研究了冲击靶板为凹形半球面的斜向冲击换热,分析了冲击雷诺数、冲击间距比对局部换热特性的影响。毛军逵、刘

震雄等^[8-9]对冲击靶板为凸柱面的斜向冲击换热进行了研究,利用烟线法与热膜法,获得了单孔、小冲击间距下的流动与换热特性,比较了不同倾角下局部传热系数的变化规律。毛军逵、缪国君等^[10-11]对狭小受限空间内靶面为凹柱面的斜向冲击换热开展了研究,分析了冲击雷诺数、冲击间距比、冲击角度对流动与换热的影响,试验结果表明:在凹柱靶面周向与轴向上,在最大努塞尔数两侧都会出现第 2 峰值。吴宏等^[12]实验研究了小空间内大曲率凹面的冲击换热,分析了带气膜出流的旋转状态下,冲击雷诺数、转速对换热特性的影响。

还有一些学者关注了冲击带肋表面的换热特性。徐亚威等^[13]采用红外热像测试技术对双圆孔冲击带肋表面进行了实验研究,研究了肋化形式、冲击雷诺数 $Re_i=6\,000\sim 16\,000$ 、冲击间距比 $H/d=2,3$ 对冲击换热特性的影响,结果表明:间断的肋片形式比连续的肋片形式有更好的强化换热效果, 60° 斜向间断肋型有最佳的换热效果。谭蕾^[14]对半封闭肋化通道单排孔冲击换热进行了数值和实验研究,研究了冲击雷诺数 $Re_i=6\,000\sim 30\,000$ 、冲击间距比 ($H/d=1,2,3$)、肋形对局部、平均换热特性的影响规律,研究发现:冲击间距比对通道肋化部分的换热影响较大,V 型肋化通道换热效果最好。

上述诸多研究均表明,冲击换热特性除受到冷却工质气动参数的影响,同时还同换热单元的结构形式和几何参数密切相关。考虑到可控热变形高压涡轮机匣内部结构较为特殊,如机匣内部的加强肋高度较高,甚至会几乎充满整个通道,而一般叶片中带肋通道的肋高仅为通道高度的 5%~20%。同时机匣内部阵列冲击射流的角度各不相同,也同航空发动机中火焰筒或涡轮叶片中应用的规则阵列射流存在极大的差异。因此针对涡轮机匣内部这种特殊结构,必须要开展针对性的研究。

张书华等^[15]运用瞬态液晶测量方法,对某型涡轮机匣上表面的传热系数进行了全表面测量,研究了雷诺数 $Re=120\,000\sim 200\,000$ 对机匣内部单排孔斜向冲击平板换热的影响,得到了冲击靶

板的换热分布。张井山等^[16]利用热膜法研究了多层机匣中单排孔斜向冲击带肋机匣的局部换热特性,重点分析了雷诺数 $Re=10\,000\sim24\,000$;斜向冲击角度 $\alpha=30^\circ,45^\circ,60^\circ$;冲击孔直径 $d=1.0,1.5,2\text{ mm}$ 对局部和平均传热系数的影响,研究发现:加强肋的存在显著影响了机匣表面局部传热系数。LIU Fangyuan 等^[17]利用热膜法试验研究了高压涡轮机匣中,方形冷却管单排孔 45° 斜向冲击加强肋的换热特性,分析了冲击雷诺数 $Re_i=2\,000\sim20\,000$,冲击间距比 $H/d=6\sim10$ 对加强肋表面局部和平均换热特性的影响,通过试验发现:气流冲击加强肋靶面后,在加强肋附近的流动特性也会显著影响靶面的换热特性。

本文将针对主动间隙控制系统中应用的多层机匣结构,抽象出其中典型的换热单元,试验研究多排非均匀斜向冲击下,不同高度的肋表面局部和平均传热系数,重点分析加强肋的高度发生改变后,多排非均匀斜向冲击的强化换热效果,为可控热变性涡轮机匣的设计和 optimization 提供基础数据支撑。

1 试验系统和测量设备

1.1 物理模型

图 1 为发动机主动间隙控制系统中典型可控热变形高压涡轮机匣结构的周向剖面示意图。(为便于叙述,规定本文中轴向为沿发动机旋转轴,从压气机到涡轮的方向,周向为发动机旋转方向,径向为发动机旋转轴垂直指向机匣的方向)

从图 1 中可以看到,空气从进气口进入 A 腔,在 A 腔的下方有冲击孔板 E,E 上有 3 排不同排布方式的斜向冲击孔 T1、T2、T3,空气从这些冲击孔流入 B 腔和 C 腔,3 排非均匀的斜向冲击孔 T1、T2、T3 分别对应着 3 个冲击靶面(即靶面 A、C、B),机匣内部存在着加强肋和多个螺栓。

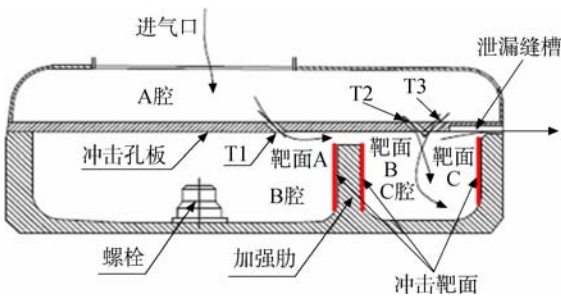


图 1 高压涡轮机匣总体结构剖面示意图

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

气流与机匣经过充分换热后从机匣一侧的泄漏缝槽流出机匣。

该可控热变型机匣的典型结构参数如表 1 所示。

表 1 结构参数
Table 1 Structure parameters

参数	数值
冲击孔(T1、T2、T3)直径 d/mm	1.5
冲击孔(T1、T2)角度/ $^\circ$	45
冲击孔(T3)角度/ $^\circ$	135
冲击间距(T1、T3)	$10d$
冲击间距(T2)	$13.5d$
B、C 腔高度	$11.67d$
出流缝宽度	$0.8d$
螺栓到加强肋的间距	$12.64d$

注: d 为斜向冲击孔 T1、T2、T3 的直径。

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,其中测试系统包括流量和温度测量系统以及压力测量系统,加热系统包括交流电流(AC)转化为直流电流(DC)的硅整流器。

根据文献^[18]的数值模拟结果,本文的换热试验中选取了整环机匣的 $1/2(180^\circ\text{机匣})$ 来研究;由于机匣半径远远大于冲击间距、冲击孔直径,机匣的周向曲率对换热的影响较小,因此试验中没有考虑机匣周向曲率而将机匣简化为平直结构。简化后的机匣试验件除去冲击孔板及外部结构后,其内部结构如图 3(a)所示。试验中冷却空气由圆柱形的进气口进入,通过冲击孔板上的斜向冲击孔,形成多股冲击射流,冲击到加强肋壁面并最终从泄漏缝槽流出试验件,试验件模型剖面如图 3(b)所示,安装螺栓被等效为直径为 6 mm 的圆柱,加强肋高度用 h 表示,试验件进气口直径用 l 表示。

从试验件中空气流动和传热的角度来分析,属于受限空间内非规则阵列斜向冲击带肋靶面。单文娟等^[5]针对单孔斜向冲击,应用热膜法结合红外成像技术,研究了局部换热特性。LIU Fangyuan 等^[17]基于热膜法,研究了带有单排垂直射流冷却管冲击靶面的局部换热特性,并同经典冲击射流经验关系式进行了比对。张井山等^[16]同样采用热电偶测温,利用热膜法研究了类似多层机匣结构中单排斜向冲击平壁靶面的换热特性。上述研究充分

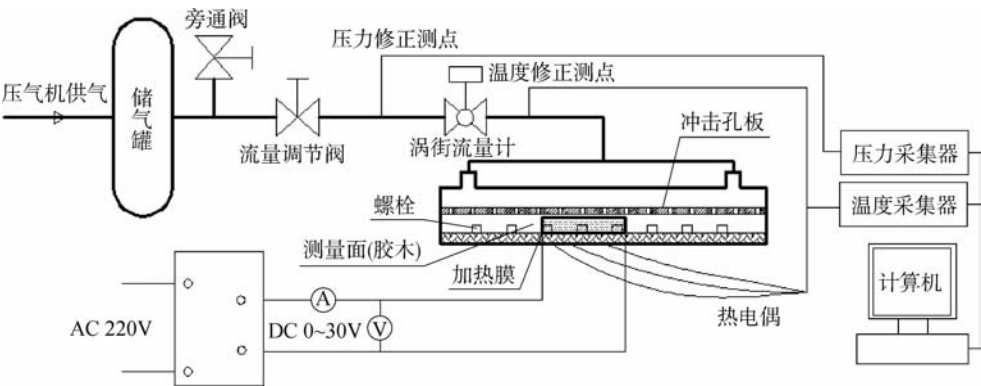


图 2 试验系统示意图

Fig. 2 Schematic of experimental system

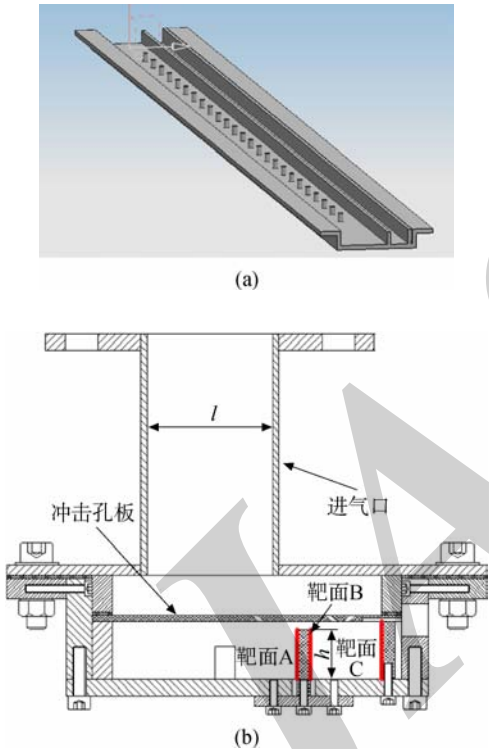


图 3 试验件模型示意图

Fig. 3 Schematic of experimental pieces model

表明了热电偶测温技术和热膜法在此类问题研究中的适用性。

因此在本文换热特性试验中,也采用热膜法来测量冲击靶面的传热系数。作为冲击靶面的加强肋(靶面 A、靶面 B)以及泄漏缝槽处的另一加强肋(靶面 C)的材料选用导热能力差、绝缘的胶木。试验采用了硅整流器作为加热电源,采用康铜膜(厚度为 0.015 mm)作为发热元件对试验件进行加热。康铜加热膜具有电阻均匀、温度对其电阻率影响较小的特点,因此可以稳定地形成一个恒热流的试验热边界。

考虑到在换热特性试验中,即需要反映冲击

靶面全局换热特性又要捕捉靶面的局部换热特性,又由于靶面有一定的高度为更全面地反映靶面的局部传热系数,因此在冲击靶面 A、B、C 上埋设 K 型热电偶时,将两个热电偶设为一组,除冲击滞止点所在周向位置外,滞止点与滞止点中间位置也都布置一组热电偶,每组热电偶在同一周向位置沿径向分上排(up)、下排(down)布置,如图 4 所示(图中用无量纲化后的 x/d 来表示热电偶测点在周向上的相对位置, $x/d=0$ 位于试验件周向中点, x 为热电偶测点到试验件周向中点距离,方向与周向相同)。最终在 3 个靶面上(黏贴加热膜的位置)各均匀排布了 20 个 K 型热电偶的测点,同时在靶面 C 的另一端表面(散热面)也按相同方式布置了 20 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,靶面 A、B 互为散热面。

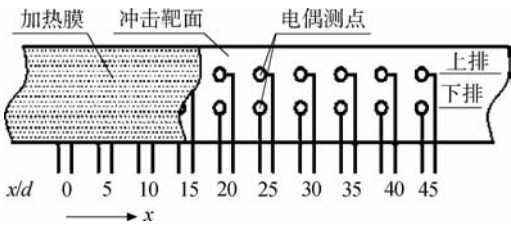


图 4 热电偶与加热膜安装位置示意图

Fig. 4 Schematic of installation positions of thermocouples and 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 2 所示。

1.3 试验工况和参数处理

试验分为两个部分,先研究加强肋无量纲高度 $h/d=10$ 时单排孔冲击情况下,对应各冲击靶面的换热特性;然后再研究不同加强肋高度下 3 排孔同时冲击时,各肋靶面的换热情况,具体的实

验工况,如表 3 所示。试验中雷诺数的范围为 25 000~85 000,冷却空气在试验件进气口处的温度为 18~30 ℃,冲击靶面上加热膜的热流密度为 10 000~25 000 W/m²,由于冲击换热主要受流动参数影响,因此试验的 Re 范围根据发动机实际工作状态设定,而冷却空气温度与冲击靶面热流密度由试验实际条件确定。

表 2 试验用仪器参数

仪器名称	量程	精度/%
涡街流量计/(m ³ /h)	22.6~150	1
K 型热电偶/℃	-100~390	0.75
温度巡检仪/℃	-50~300	1
数字万用电表/V	0~20	0.5
压力采集系统/kPa	0~2 000	0.4

表 3 试验工况

参数	数值及详情
靶面对应的孔排	T1、T2、T3
加强肋高度 h	9.33 d 、10 d 、10.7 d
单排孔冲击时 Re	25 000、35 000、50 000、85 000
3 排孔冲击时 Re	25 000、40 000、55 000、70 000

Re 定义为

$$Re = \rho ul / \mu = 4\dot{m} / \pi l \mu \tag{1}$$

式中 $\dot{m}$ 为进气口质量流量,根据涡街流量计示数及流量计前后的压力、温度计算得到; l 为试验件进气口的当量直径(38 mm); μ 为空气动力黏滞系数。努塞尔数 Nu 的定义如下:

$$Nu = \frac{(q_{\text{total}} - q_{\text{loss}})d}{(t_w - t_{\text{in}})\lambda_{\text{air}}} \tag{2}$$

式中 t_w 为热电偶测得的靶面温度, t_{in} 为进气口处气流温度, λ_{air} 为进气口处温度下气流的导热系数。 q_{total} 为加热膜热流密度,加热膜形状可以视为规则矩形,构造的是恒热流边界条件,因此热流密度 q_{total} 可以定义如下:

$$q_{\text{total}} = UI / A \tag{3}$$

式中 U 和 I 分别为加热膜两端电压和通过加热膜的电流; A 为加热膜的面积。 q_{loss} 为散热损失,由于试验中靶面温度小于 150 ℃,因此不考虑辐射散热损失, q_{loss} 即为靶面的导热损失,导热损失利用傅里叶导热方程,通过靶面两侧热电偶测得的温度差和靶面的厚度计算得到。

通常工程上关心的是机匣表面平均换热特性。为全面反映各个靶面周向换热特点,本文定义周向上某处的局部努塞尔数 Nu_j 为 Nu_{up} 、 Nu_{down} 的算术平均值,定义式如下:

$$Nu_j = (Nu_{\text{up}} + Nu_{\text{down}}) / 2 \tag{4}$$

式中 Nu_{up} 、 Nu_{down} 由相应周向位置,上、下排热电偶所测温度通过前文相关公式计算得到。

定义靶面平均努塞尔数 $\overline{Nu}$ 为该靶面上所有有效的局部 Nu_j 求算术平均值。

$$\overline{Nu} = \sum_{i=1}^n Nu_{j,i} / n \tag{5}$$

式中 n 为除去奇异点后的有效的 Nu_j 数量。

2 试验结果及分析

2.1 单排孔冲击不同靶面换热特性对比

为了便于直观了解单排孔冲击时的换热情况,根据文献[18]的数值模拟结果,图 5 给出了加强肋无量纲高度 $h/d = 10$ 、 $Re = 25\,000$ 时,T1、T2、T3 排孔单独冲击时的机匣内部流场图。从图 5 中可以看到由于冲击射流的存在,气流在机

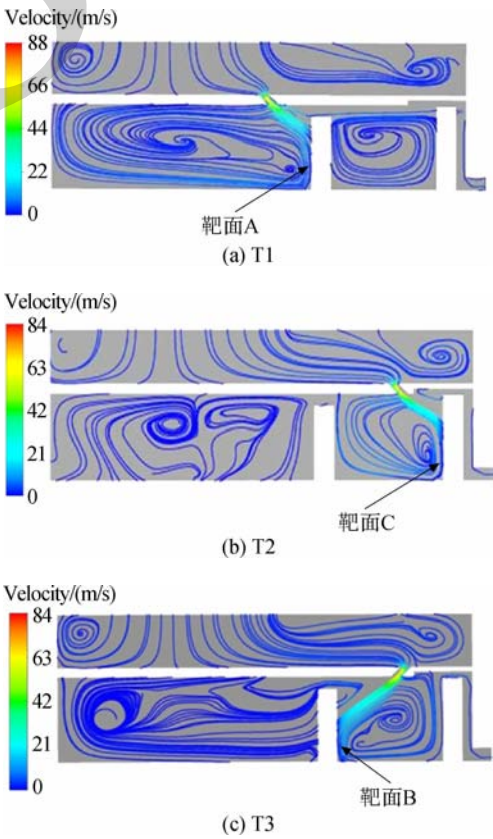


图 5 单排孔冲击时机匣内部流场图
($h/d = 10$, $Re = 25\,000$)

Fig. 5 Flow fields inside the casing of single row holes jet impingement ($h/d = 10$, $Re = 25\,000$)

匣内部形成了明显的涡流结构。

图 6 给出了,加强肋无量纲高度 $h/d=10$, T1 排孔单独冲击时,靶面 A 在不同 Re 时的局部换热特性周向对比,其中横坐标 x/d 表示测点周向位置,纵坐标为局部 Nu_j 数值,虚线标出了冲击滞止点的位置。

从图 6 中可以看出,由于周向上均匀分布有多个冲击孔,靶面 A 在不同 Re 下,局部 Nu_j 沿周向呈波浪形起伏,都在冲击滞止点达到最大值,在两个冲击滞止点中间达到最小值;随着 Re 的增加,周向上各个位置的局部 Nu_j 数都开始增大。

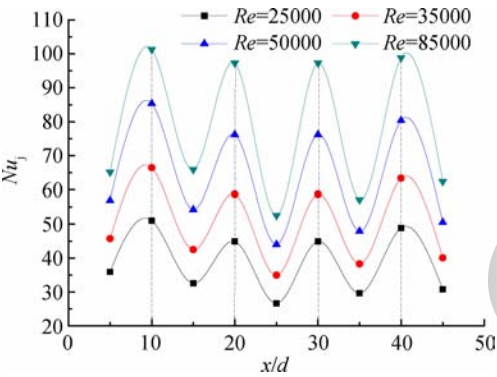


图 6 单排孔冲击时不同 Re 的靶面 A 的 Nu_j 对比 ($h/d=10$)

Fig. 6 Comparison of the Nu_j of target surfaces A among different Re when single row holes jet impingement ($h/d=10$)

分析图 7 可知,3 个靶面的 $\overline{Nu}$ 均随着 Re 的增加而增加,图 7 给出了单排孔冲击时靶面 A、B、C 平均换热特性曲线。

$\overline{Nu}$ 增加速率随 Re 增加而逐渐减缓。以靶面 A 为例,当 Re 从 25 000 增加到 35 000 时, $\overline{Nu}$ 增加了 11.36,而 Re 从 50 000 增加到 85 000 时, $\overline{Nu}$ 却

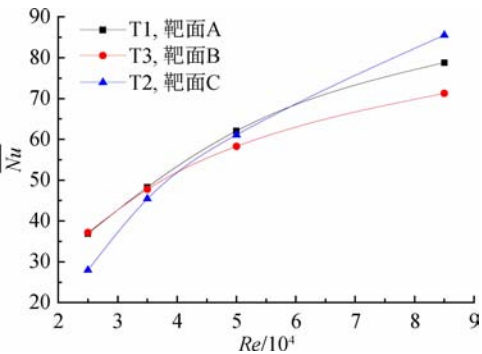


图 7 单排孔冲击时不同靶面 $\overline{Nu}$ 对比 ($h/d=10$)

Fig. 7 Comparison of the $\overline{Nu}$ of different target surfaces when single row holes jet impingement ($h/d=10$)

只增加了 16.74。

单排孔冲击工况下,在 $Re < 40000$ 时,靶面 C 的 $\overline{Nu}$ 是 3 个靶面中最小的,靶面 A 与靶面 B 的 $\overline{Nu}$ 曲线几乎重合,数值极为接近。这是由于在 Re 较小时,冲击间距对换热的影响比较显著,而 T1(靶面 A)、T3(靶面 B)冲击孔的冲击间距相同并且小于 T2(靶面 C)冲击孔的冲击间距。

当 $40000 < Re < 60000$ 时,靶面 C 的 $\overline{Nu}$ 迅速增长并同靶面 A 几乎相当,而靶面 B 的 $\overline{Nu}$ 虽然也有一定程度的提升,但是幅度有限。由于靶面 C 顶端存在着泄漏缝槽,空气会在狭小通道中加速,靶面 C 附近会存在由于空气的加速过程而产生的扰动和抽吸,因此靶面 C 的对流换热效果增强。

靶面 A 所在加强肋同冲击孔板之间也存在一定的间隙。由于 $h/d=10$ 中,靶面 C 顶端的泄漏缝槽的宽度 ($0.8d$) 小于靶面 A 顶端的缝隙宽度 ($1.67d$),靶面 C 附近的空气加速效应更为突出,因此虽然靶面 C 对应的冲击间距大于靶面 A,这两处的 $\overline{Nu}$ 基本相当,且均高于处于背风的靶面 B。

当 $Re > 60000$ 时,由泄漏缝槽处气流加速引起的强化效果更加明显,所以缝隙相对较小的靶面 C 的 $\overline{Nu}$ 显著增长并达到最大,而靶面 B 的 $\overline{Nu}$ 增长幅度有限。

2.2 3 排孔同时冲击时不同靶面换热特性对比

图 8 给出了 $h/d=10$ 时,3 排孔同时冲击,不同靶面局部 Nu_j ,在 $Re=25\,000$ 与 $Re=55\,000$ 时的分布。

从图 8 中可以看出,3 排孔同时冲击时,各靶面在不同 Re 下,局部 Nu_j 沿周向的分布规律与

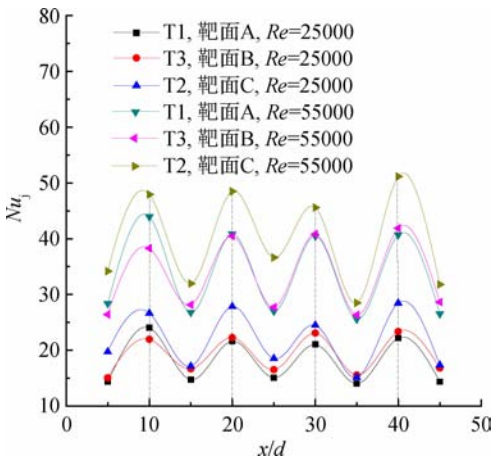


图 8 3 排孔同时冲击时各靶面 Nu_j 分布 ($h/d=10$)

Fig. 8 Nu_j of different target surfaces when three rows holes jet impingement simultaneously ($h/d=10$)

单排孔冲击时相同,也都呈波浪形起伏,都在冲击滞止点达到最大值,在两个冲击滞止点中间达到最小值,同一周向位置上局部 Nu_j 也会随着 Re 的增加而增大。

图 9 为 $h/d=10$ 时,3 排孔同时冲击,各冲击靶面平均换热特性曲线。

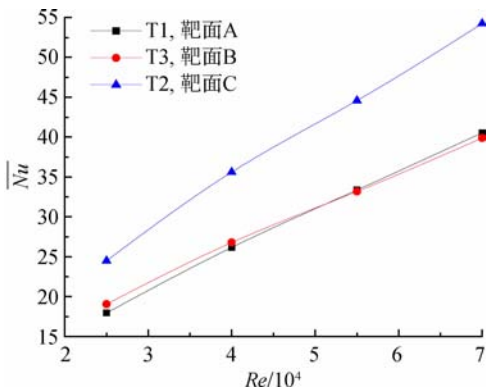


图 9 3 排孔同时冲击时不同靶面 $\overline{Nu}$ 对比 ($h/d=10$)

Fig. 9 Comparison of $\overline{Nu}$ among different target surfaces when three rows holes jet impingement simultaneously ($h/d=10$)

观察图 9,可以直观地看到:所有冲击靶面的 $\overline{Nu}$ 均随着 Re 的增长而增长,呈近似线性关系。在整个试验 Re 范围内靶面 A 与靶面 B 的 $\overline{Nu}$ 差异很小,而靶面 C 的 $\overline{Nu}$ 却比 A、靶面 B 高 35% 左右。

如图 10 所示,3 排孔同时冲击时,气体先进入 A 腔然后分成 3 路从 T1、T2、T3 流出形成 3 股射流,从 T1 流出的射流先进入 B 腔,然后进入 C 腔,从 T2、T3 流出的射流直接进入 C 腔,最后全部气体通过靶面 C 顶端的泄漏缝槽流出机匣。

正如前文中的分析,由于加强肋顶端与冲击孔板之间存在缝隙,空气在此处会局部加速,使位于加强肋迎风面的靶面 A 的换热得到强化。相比于通过靶面 A 顶端缝隙的气流只有从 T1 中流

出的空气,而从靶面 C 顶端的泄漏缝槽中通过的空气则是所有进入机匣的冷却空气,并且在 $h/d=10$ 时,靶面 C 顶端的泄漏缝槽小于靶面 A 顶端的缝隙,因此空气局部加速对靶面 C 带来的换热强化效果强于靶面 A。

同时进一步分析靶面 A 和靶面 B 的换热特性,虽然靶面 B 位于缝隙中加速空气的背风处和下游,气流加速作用带来的换热强化程度低于靶面 A。但是机匣内冷却空气均汇总到 C 腔,并从泄漏缝隙中流出。因此 C 腔内参与换热的空气量大于 B 腔中冷却空气量。在上述两种因素作用下,机匣内存在 3 排冲击射流时,靶面 B 的 $\overline{Nu}$ 与靶面 A 相当,但都小于靶面 C 的 $\overline{Nu}$ 。

图 11 给出了 $h/d=10$ 、 $Re=25\,000$ 时 3 排孔同时冲击时,各靶面的平局努塞耳数与单排孔冲击时的对比。

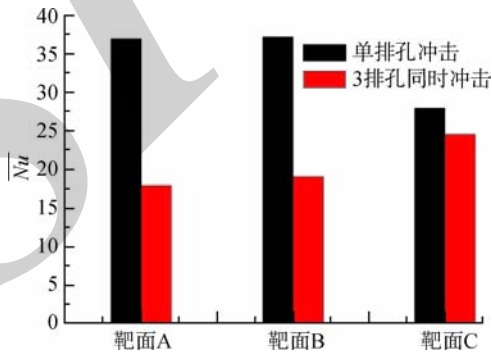


图 11 各靶面 3 排孔同时冲击与单排孔冲击 $\overline{Nu}$ 对比 ($Re=25\,000$, $h/d=10$)

Fig. 11 Comparison of $\overline{Nu}$ between three rows holes jet impingement simultaneously and single row holes jet impingement ($Re=25\,000$, $h/d=10$)

分析图 11 可知,在相同的 Re 下,单排孔冲击时 A、B、C 三个靶面的 $\overline{Nu}$ 均大于 3 排孔同时冲击时的。由于 Re 中的定性长度为试验件进气口直径,相同的 Re 下进入到试验件中的冷却空气量相同,3 排孔同时冲击时冷却空气分 3 路从 3 排孔中流出冲击到各自的靶面上,单排孔冲击时全部的冷却空气从某一排孔中流出冲击到靶面上,也就是说对于某一靶面,单排孔冲击时冲击到靶面上的冷却空气量大于 3 排孔同时冲击时的。

从图 11 中还能看到,3 个靶面的 3 排孔同时冲击的 $\overline{Nu}$ 与各自的单排孔冲击的 $\overline{Nu}$ 相比的比值均大于 1/3,靶面 A 为 48.6%,靶面 B 为 51.2%,靶面 C 达到了 87.6%。相比与单排孔冲击,3 排孔同时冲击时机匣内的流动更加复杂,3 股冲击

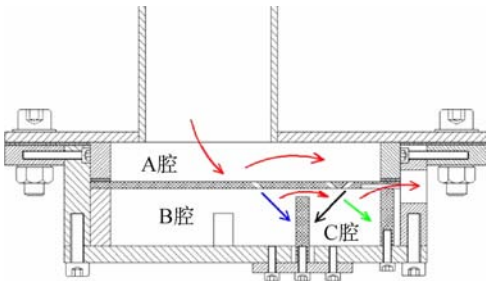


图 10 3 排孔同时冲击时流动示意图

Fig. 10 Schematic of flow structure when three rows holes jet impingement simultaneously

射流之间的相互作用,增强了冲击腔内的流体扰动,使换热得到强化,尤其是对于处在泄漏缝槽下方的靶面 C。

2.3 改变加强肋高度对不同靶面换热特性的影响规律

图 12 给出了 3 排孔同时冲击时靶面 B 的 Nu_j 沿周向的变化规律,图 12(a)为相同 Re ,不同加强肋无量纲高度 h/d 的对比图,图 12(b)为同一 h/d ,不同 Re 的对比图。

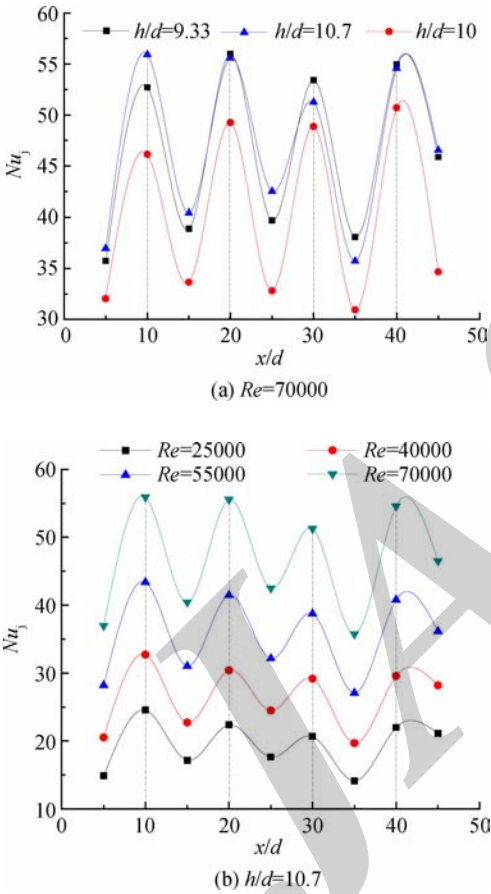


图 12 3 排孔同时冲击时不同 h/d 和 Re 下靶面 B 的 Nu_j 分布
Fig12. Comparison of Nu_j of target surface B among different h/d and Re when three rows holes jet impingement simultaneously

从图 12 可以看到,在不同 h/d 以及不同 Re 下,靶面 B 上的 Nu_j 沿周向的变化规律都很相似,都呈波浪形起伏。从图 12(a)可以看出, $h/d=10$ 的 Nu_j 在整个周向上都最小, $h/d=9.33$ 与 $h/d=10.7$ 的 Nu_j 大小相近。从图 11(b)可以看出, h/d 的增大并没有影响靶面 B 上 Nu_j 在不同 Re 下的分布规律,在相同位置上 Nu_j 还是随 Re 增大而增大。

图 13 给出了 3 排孔同时冲击时不同 h/d 下,靶面 A 平均换热特性曲线。

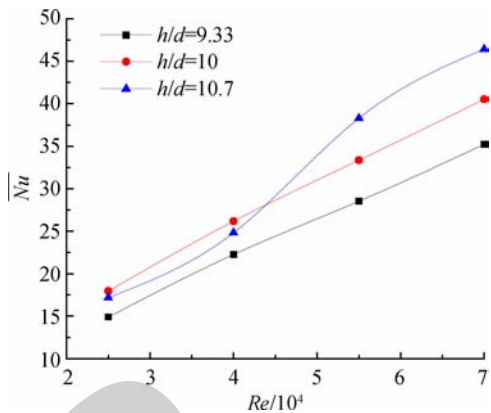


图 13 3 排孔同时冲击时不同 h/d 下,靶面 A 的 $\overline{Nu}$ 对比
Fig. 13 Comparison of $\overline{Nu}$ of target surface A among different h/d when three rows jet impingement simultaneously

从图 13 可以看出,不同加强肋无量纲高度 h/d 下,靶面 A 的 $\overline{Nu}$ 均随着 Re 的增长而增加;加强肋高度对靶面 A 的 $\overline{Nu}$ 有较大影响,在 $Re=55000$ 时,以 $h/d=10$ 工况为基准,加强肋高度增加 6.67%,靶面 A 的 $\overline{Nu}$ 增长 14.8%,加强肋高度降低 6.67%,靶面 A 的 $\overline{Nu}$ 减小 14.5%。在整个试验范围内加强肋高度 $h/d=9.33$ 时靶面 A 的 $\overline{Nu}$ 最小;当 $Re<45000$ 时, $h/d=10.7$ 时靶面 A 的 $\overline{Nu}$ 稍小于 $h/d=10$ 的,在 $Re=40000\sim55000$ 范围内, $h/d=10.7$ 工况下靶面 A 的 $\overline{Nu}$ 快速增加,使得当 $Re>45000$ 时, $h/d=10.7$ 工况下靶面 A 的 $\overline{Nu}$ 大于 $h/d=10$ 的。

当加强肋高度变化后,B 腔气体的出流通道截面也随之改变,进而影响了从 T1 射流出的冷却空气量。同时出流缝隙减小后,引起的气流加速效应随之增强。在这两种因素共同作用下,最终导致加强肋高度增加后,靶面 A 的 $\overline{Nu}$ 显著提升。

图 14 为 3 排孔同时冲击时不同加强肋无量纲高度 h/d 下,靶面 B 平均换热特性曲线。

分析图 14 可知,加强肋无量纲高度 h/d 对靶面 B 的 $\overline{Nu}$ 影响比较微弱。在 Re 较小时, $h/d=10$ 与 $h/d=10.7$ 靶面 B 的 $\overline{Nu}$ 几乎相同,略大于 $h/d=9.33$ 时的。随着 Re 的增加,加强肋高度的影响程度逐步增加,但是不同加强肋高度下靶面 B 的 $\overline{Nu}$ 的差异程度仍比较有限。总体上看,高 Re 工况下,增加加强肋高度可以提升靶面 B 的平均换热效果。

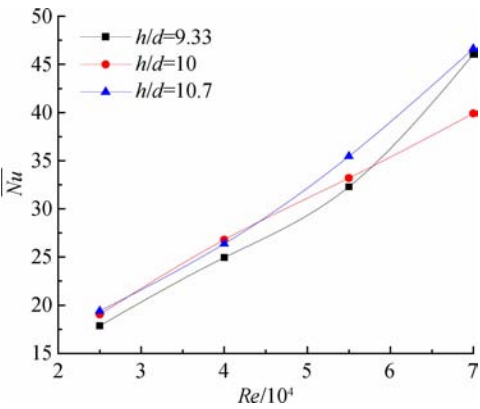


图 14 3 排孔同时冲击时不同 h/d 下,靶面 B 的 $\overline{Nu}$ 对比
Fig. 14 Comparison of $\overline{Nu}$ of target surface B among different h/d when three rows holes jet impingement simultaneously

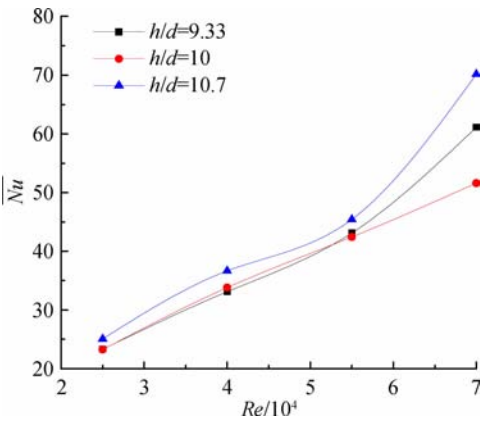


图 15 3 排孔同时冲击时不同 h/d 下,靶面 C 的 $\overline{Nu}$ 对比
Fig. 15 Comparison of $\overline{Nu}$ of target surface C among different h/d (three rows holes jet impingement simultaneously)

图 15 给出了 3 排孔同时冲击时不同加强肋无量纲高度 h/d 下,靶面 C 平均换热特性曲线。

对比图 15 与图 14 可以看出,加强肋无量纲高度 h/d 对 B、靶面 C 的 $\overline{Nu}$ 的影响较为相似,都表现为:在小 Re 时加强肋高度对换热影响较小,当 Re 大于某一值时加强肋高度对 B、靶面 C 换热的影响开始变得明显,并且随着 Re 的进一步增加,影响越来越显著。具体到靶面 C 来看,当 $Re < 55\,000$ 时, $h/d = 9.33$ 与 $h/d = 10$ 的靶面 C 的 $\overline{Nu}$ 几乎相同略小于 $h/d = 10.7$ 的,且都随 Re 的增加而变大;当 $Re > 55\,000$ 时, $h/d = 9.33$ 与 $h/d = 10.7$ 的靶面 C 的 $\overline{Nu}$ 快速增加,并且 $h/d = 10.7$ 的增加地更快,使得在 $Re = 70\,000$ 时 $h/d = 10.7$ 的靶面 C 的 $\overline{Nu}$ 最大, $h/d = 10$ 的最小, $h/d = 10.7$ 的靶面 C 的 $\overline{Nu}$ 比 $h/d = 10$ 的大 36%。

加强肋高度的改变,一方面直接改变了冷却空气在 B 腔和 C 腔内的分配以及在腔内的运动

状态,另一方面会影响空气在加强肋和冲击孔板之间缝隙中的加速运动。当 Re 较大时,空气在缝隙中加速作用带来的影响更加突出,因此在 Re 和加强肋高度共同作用下,各冲击靶面的换热效果均有提升。但是不同位置冲击靶面传热系数的提升幅度存在差异,最靠近出流缝隙位置的靶面 C 受到这些参数的影响最为突出。

2.4 试验结果误差分析

试验误差可分为系统误差、粗大误差以及随机误差 3 类,系统误差与粗大误差通过相应的方法已尽量消除,因此试验结果的不确定度主要由随机误差产生。

假设被测参数 Y 与直接测量量 $x_1, x_2, \dots, x_n$ 间的函数关系为

$$Y = f(x_1, x_2, \dots, x_n) \tag{6}$$

则随机误差的传递函数为

$$\frac{dY}{Y} = \sqrt{\left(\frac{dx_1}{Y} \cdot \frac{\partial f}{\partial x_1} dx_1\right)^2 + \left(\frac{dx_2}{Y} \cdot \frac{\partial f}{\partial x_2} dx_2\right)^2 + \dots + \left(\frac{dx_n}{Y} \cdot \frac{\partial f}{\partial x_n} dx_n\right)^2} \tag{7}$$

本试验中电流、电压、温度等数据为直接测量量, Nu 由这些直接测量量通过前文的相关公式计算得到。根据表 2 中的各测量仪器的精度以及试验件的加工精度,由随机误差传递函数得到 Nu 的不确定度为 3.28%。

3 结 论

综合分析本文获得的试验结果,可以得到以下结论:

1) 多层机匣内部存在的加强肋结构,影响了多排非规则冲击换热的效果。尤其是加强肋和冲

击孔板之间的缝隙,由于空气的加速作用,显著影响了加强肋迎风面区域的换热特性。

2) 在单排孔冲击情况下,所有冲击靶面的传热系数随着 Re 的增长而增大,但传热系数的增长速率随着 Re 的增加而降低。高 Re 工况下,靠近机匣出流缝槽位置的冲击靶面平均传热系数相对更高。

3) 3 排非均匀冲击情况下,加强肋高度变化直接改变了机匣中不同腔内冷却空气分布和流动特性,特别是影响空气在加强肋和冲击孔板之间缝隙中的加速运动。低 Re 条件下,加强肋高度

影响较小。在高 Re 工况下,空气在缝隙中加速作用带来的影响更加突出,增加肋高可以有效提升冲击靶面的平均换热效果,加强肋高度增加 6.67%,冲击靶面的 $\overline{Nu}$ 最大能增加 36%。

参考文献:

- [1] 周序. 航空发动机涡轮叶尖间隙主动控制系统传热问题的数值模拟研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2002.
ZHOU Xu. The numerical simulation on the heat transfer in active control system of turbine blade tip gap in aero-engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2002. (in Chinese)
- [2] 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.
- [3] GOLDSTEIN R J, FRANEHETT M E. Heat transfer from a surface to an oblique impinging jet[J]. Journal of Heat Transfer, 1988, 110(2): 84-90.
- [4] O'DONOVAN T S, MURRAY D B. Fluctuating fluid flow and heat transfer of an obliquely impinging air jet[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2008, 51(25/26): 6169-6179.
- [5] 单文娟, 毛军逵, 李毅, 等. 斜向冲击强化换热特性试验[J]. 航空动力学报, 2013, 28(3): 701-708.
SHAN Wenjuan, MAO Junkui, LI Yi, et al. Experiment on heat transfer characteristics with inclined impingement[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(3): 701-708. (in Chinese)
- [6] 魏建生, 郭涛, 朱惠人, 等. 新型双层壁隔热屏气膜板内壁面换热特性数值研究[J]. 推进技术, 2015, 36(1): 68-74.
WEI Jiansheng, GUO Tao, ZHU Hui ren, et al. Numerical investigation on internal heat transfer characteristic of film plate in a new double-wall liner[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(1): 68-74. (in Chinese)
- [7] LEE C H, LIM K B, LEE S H, et al. A study of the heat transfer characteristics of turbulence round jet impinging on an inclined concave surface using liquid crystal transient method[J]. Experiment Thermal and Fluid Science, 2007, 31(6): 559-565.
- [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): 1598-1603.
MAO Junkui, LIU Zhenxiong, GUO Wen. Experimental investigations on round jet impinging on flow structure of convex surface target with narrow space[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(10): 1598-1603. (in Chinese)
- [9] 刘震雄. 小冲击间距比下柱型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. Experiment investigation on flow and heat transfer characteristics of cylindrical surface with little impact spacing ratio[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006. (in Chinese)
- [10] 毛军逵, 缪国君, 刘震雄. 受限空间内斜向冲击凹柱面流场结构试验[J]. 航空动力学报, 2010, 25(1): 11-17.
MAO Junkui, MIAO Guojun, LIU Zhenxiong. Experiment study of flow structures of the concave surface with inclined impingement in limited space[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(1): 11-17. (in Chinese)
- [11] 缪国君. 狭小受限曲面空间内冲击流动与换热特性研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2007.
MIAO Guojun. Investigations of flow characteristics and heat transfer of impingement on curved surface in a limit narrow space[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)
- [12] 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. (in Chinese)
- [13] 徐亚威, 张学学, 姜培学. 肋化平板射流冲击换热特性的实验研究[J]. 清华大学学报(自然科学版), 2010, 50(2): 278-282.
XU Yawei, ZHANG Xuexue, JIANG Peixue. Experimental investigation of the heat transfer characteristics of jet impingement on a rib-roughened plate[J]. Journal of Tsinghua University (Science and Technology), 2010, 50(2): 278-282. (in Chinese)
- [14] 谭蕾. 半封闭肋化通道射流冲击换热特性的数值和实验研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2007.
TAN Lei. Research on heat transfer characteristics of jet impingement inside semi-confined rib-roughened channel[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)
- [15] 张书华, 张丽, 朱惠人, 等. 涡轮机匣实验[J]. 航空动力学报, 2011, 26(5): 1011-1016.
ZHANG Shuhua, ZHANG Li, ZHU Hui ren, et al. Experimental investigation of heat transfer characteristic in turbine casing[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(5): 1011-1016. (in Chinese)
- [16] 张井山, 毛军逵, 李毅, 等. 高压涡轮主动间隙控制机匣内部换热特性试验[J]. 航空动力学报, 2014, 29(2): 298-304.
ZHANG Jingshan, MAO Junkui, LI Yi, et al. Experiment on heat transfer characteristics inside the casing of high pressure turbine with active clearance control[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(2): 298-304. (in Chinese)
- [17] LIU Fangyuan, MAO Junkui. Experimental investigations about heat transfer characteristic of irregular impingement jet arrays in typical active clearance control system[R]. Dallas: AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference, 2015.
- [18] 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,2010.
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)