

文章编号:1000-8055(2011)12-2648-07

楔形肋片内冷通道传热与流动阻力特性

邱庆刚, 王海鹏, 赵 亮, 沈胜强
(大连理工大学 能源与动力学院, 辽宁 大连 116024)

摘 要: 利用实验和数值模拟方法, 分析了楔形肋片几何结构对仿螺旋肋片内冷通道强化传热与流动阻力特性的影响, 并将模拟结果与实验数据进行了对比, 两者结果吻合良好. 研究表明, 随着楔形肋片导流角的增大, 通道的强化传热显著增强, 但其流动阻力也明显增大; 气流方向的不同对通道总体换热强度影响不是很大, 但反吹时通道中的流动阻力却明显高于正吹; 从内冷通道的综合换热效果来看, 当楔形肋片导流角为 7° 且气流正吹时是最佳的肋片几何结构参数.

关 键 词: 叶片冷却; 燃气轮机; 楔形仿螺旋肋片; 传热强化; 对流换热

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Heat transfer and friction behavior in internal cooling duct with cuniform-fins

QIU Qing-gang, WANG Hai-peng, ZHAO Liang, SHEN Sheng-qiang

(School of Energy and Power Engineering,
Dalian University of Technology, Dalian Liaoning 116024, China)

Abstract: Experimental and numerical methods were applied together to investigate the influence of cuniform-fin geometry parameters on heat transfer and friction behavior in helix-alike internal cooling channel of the gas turbine blades. The numerical results were compared with the experimental data, and they agreed very well with each other. Results show that, with the increase of helix-alike fin leading angle, heat transfer enhancement is improved more significantly and at the mean time pressure penalty also becomes higher in the internal cooling duct. The results also indicate that air flow direction has less effect on heat transfer enhancement, but the flow resistance with reverse coolant direction is markedly higher than that with normal coolant direction. In addition, based on the results of the numerical simulation, the configuration of fins with leading angle 7° and fluid flow with normal coolant direction give the best overall performance.

Key words: blade cooling; gas turbine; helix-alike cuniform-fin;
heat transfer enhancement; convective heat transfer

内冷通道强化对流换热冷却技术是研究与应用最早、最广泛的涡轮发动机叶片冷却方式之一, 其强化换热手段多采用在内冷通道壁面上布置一些凹面^[1]、波纹^[2-3]、扰流柱^[4-5]、短肋条^[6-9]以及肋片^[10-13]等. 这些研究工作从不同角度分析了内通

道几何结构参数对流体边界层的分离、流体重附着流动、通道二次流等的影响及其变化的规律, 从而揭示了其强化传热机理.

本文首先利用实验方法对楔形仿螺旋肋片内冷通道的流动阻力特性进行了研究, 并将实验数

收稿日期: 2011-01-06; 修订日期: 2011-03-23

基金项目: 辽宁省博士科研启动基金(20091011)

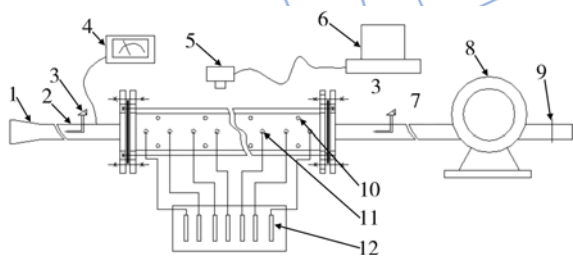
作者简介: 邱庆刚(1969—), 男, 辽宁辽阳人, 副教授, 博士, 主要从事传热传质强化及过程系统能量集成研究.

据与数值模拟结果进行了对比分析,两者结果吻合良好.在此基础上利用数值模拟方法进一步分析研究了楔形仿螺旋肋片内冷通道的传热与流动阻力特性,重点分析了仿螺旋肋片内冷通道中楔形肋片的导流角度及其几何不对称性对强化传热与流动阻力特性的影响规律.

1 实验研究

1.1 实验装置简图

为了研究楔形仿螺旋肋片内冷通道的流动阻力特性,建立了专用的实验台,如图 1 所示.其主要包括了进气唇口、发展稳定段、实验段、出口恢复段、风机以及测量系统等.实验台的风源为离心式引风机,在其出口处安放挡板用以调节流量,风机的最大流量可达到 $800 \text{ m}^3/\text{h}$. 发展稳定段的长度为 1500 mm ,在其进口处安放有矩形金属网作为湍流发生器,在发展稳定段出口前约 300 mm 处开有一个直径为 10 mm 的小孔,用来放置毕托管,测量实验段进口冷却介质的流量.实验段的上下壁面及两个侧壁面制成可拆卸的,以便于在实验过程中改变肋片的几何结构和气流方向.在出口恢复段入口后约 300 mm 处也开有一个直径为 10 mm 的小孔,用来放置毕托管,测量实验段出口冷却介质的流量.此外这两个小孔同时也是用来放置热线风速仪的探针.



1 进气唇口; 2 发展稳定段; 3 毕托管及倾斜管式微压差计;
4 热线风速仪; 5 高速摄像机; 6 数据采集卡及笔记本电脑;
7 出口恢复段; 8 离心式引风机; 9 调节流量用插板;
10 固定实验段通道侧板用预留孔;
11 测量实验段通道静压孔; 12 水排压力计

图 1 实验台系统示意图

Fig. 1 Schematic diagram of experimental system

1.2 实验件

实验中共对三种不同楔形肋片导流角度(导流角是指楔形肋片与气流方向夹角, $\alpha = 0^\circ, 15^\circ, 30^\circ$)及两种气流方向(气流正吹及反吹,参见图 2 中的箭头方向)的楔形仿螺旋肋片内冷通道模型

进行了实验.实验件的设计目的是研究楔形肋片导流角度及气流方向对通道的流动阻力特性的影响及其变化规律.通道的两个侧壁为光滑壁面,上下壁面各布置 8 排肋片排,每排肋片排共有 7 或 8 片肋片,肋片排之间相互错列肋片间距的一半,且上下壁面上相对应的肋片也相互错列肋片间距的一半.图 2 示出了楔形仿螺旋肋片内冷通道上下壁面的实物照片.

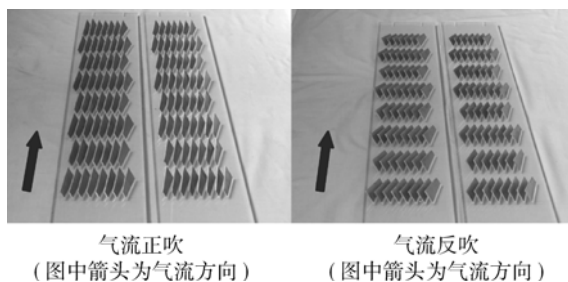


图 2 内冷通道上下壁面的实物照片

Fig. 2 Photography of top and down wall

以下为实验件的具体几何结构参数:内冷通道的宽高比(W/H)为 2.9;肋片倾斜角(β)为 15° ;肋片导流角(α)为 $0^\circ, 15^\circ, 30^\circ$;肋片间距与通道高比(d/H)为 0.3;肋片排间距与通道高比(h/H)为 2.0;肋片大头高与通道高比(h_1/H)为 0.5;肋片小头高与通道高比(h_2/H)为 0.25;气流方向为正吹(冷却空气从楔形肋片小头流向大头)、反吹(冷却空气从楔形肋片大头流向小头)。

2 数值模拟方法

2.1 几何物理模型及计算域

为了考查楔形肋片的导流角 α 对强化传热与流动阻力特性的影响规律,在数值计算中除了楔形肋片导流角 α 几何结构参数外,其他几何结构参数如通道宽高比、排数、排列方式、楔形肋片倾斜角 β 等与实验时的相同.在模拟时,导流角 α 分别取 $0^\circ, 7^\circ, 15^\circ, 22^\circ, 30^\circ$,此外由于楔形肋片几何结构的非对称性,因此本文还模拟并分析了相同几何结构下冷却介质流过肋片的方向对通道传热及流动阻力特性的影响.

由于仿螺旋肋片内冷通道的几何结构沿流动方向上具有重复性的特点,从而导致了周期性完全发展的流动,周期性条件在足够的入口长度后就会形成^[12-13].在不考虑通道的出入口效应的时候,也即当流动与换热进入充分发展阶段后,速度、压力梯度及无量纲温度都是以一个几何周期

为周期在主流方向上重复地变化,因此可取如图3中所示部分为计算区域,这样既能充分研究内冷通道的流动与换热特性,同时又能使得计算工作量大为减少.

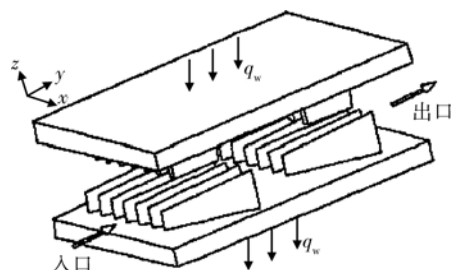


图3 计算域三维结构示意图

Fig. 3 Three-dimensional schematic diagram of computational domain

2.2 数值计算方法及边界条件

由于内冷通道中流动与换热的周期性,对计算区域进行独立分析研究. 本文对计算域采用整场离散、整场求解的方法来模拟仿螺旋肋片内冷通道的流动与换热问题. 数值模拟过程中, Navier-Stokes(N-S)雷诺时均湍流微分控制方程的求解采用 FLUENT 6.0 软件的分离隐式稳态求解器, 压力修正采用 semi-implicit method for pressure linked equation(SIMPLE)算法, 方程的离散采用二阶精度的迎风格式. 压力修正方程、连续方程、动量方程、 k 和 ϵ 方程都实施亚松弛.

由于通道几何结构的特殊性, 仿螺旋肋片既有一定的倾斜角度又有一定的导流角度, 上下通道壁面上肋片的布置又有严重非对称性, 因此在数值模拟过程中, 区域离散均采用非结构化的混合网格. 在内冷通道上下壁面及肋片的固体壁面与流体的交界面上, 固体部分的网格与流体部分的网格节点重合, 共用一套网格. 经网格无关性证明后, 本文最终计算域整体网格数约为 1.0×10^6 .

设定仿螺旋肋片内冷通道的上下外壁面为定热流条件 $q_w = 40 \text{ kW}$, 设定内冷通道的上下内壁面及肋片为耦合界面, 冷却空气入口为质量流量入口, 入口温度为 $t_m = 293^\circ\text{C}$.

2.3 数据处理

为了处理数据的方便, 文中引进了通道阻力增大比 f/f_0 、换热强化比 Nu/Nu_0 及综合肋化效率系数 ξ , 其定义式如下^[12-13]:

$$f/f_0 = f/(0.046Re^{-0.2})$$

$$Nu/Nu_0 = (hD_h/\lambda)/(0.023Re^{0.8}Pr^{0.4})$$

$$\xi = (Nu/Nu_0)/(f/f_0)$$

式中 f, Nu 分别为仿螺旋肋片内冷通道平均阻力系数及平均努塞尔数, f_0, Nu_0 分别为具有相同当量直径的光滑圆管充分发展湍流平均阻力系数及平均努塞尔数.

3 结果分析

3.1 实验结果与模拟结果的比较

图4是楔形仿螺旋肋片内冷通道的阻力增大比 f/f_0 在不同导流角 α 及气流方向下随雷诺数 Re 变化的实验结果与数值模拟结果的比较图. 为叙述方便, 本文用数字组合如 15-30 代表内冷通道的肋片倾斜角度为 15° , 而肋片导流角度为 30° . 从图4中可以看出, 在实验雷诺数的取值范围内, 实验结果与数值模拟结果具有很好的一致性, 这说明本文的数值模拟结果具有较高的可信度. 从图中还可以看出, 随着楔形肋片导流角 α 的增大, 通道的阻力增大比 f/f_0 具有明显的增大趋势; 无论是实验值还是数值模拟值, 气流反吹的阻力增大比 f/f_0 都高于气流正吹的. 此外从图中也能够明显看到实验结果普遍要高于数值结果, 这是由于除去测量误差可能的原因外(实验不确定度为 3.3%), 主要是计算中对能量损失的估计不充分. 另外由于数值模拟时假定通道内流体流动为充分发展流且不考虑入口和出口效应以及

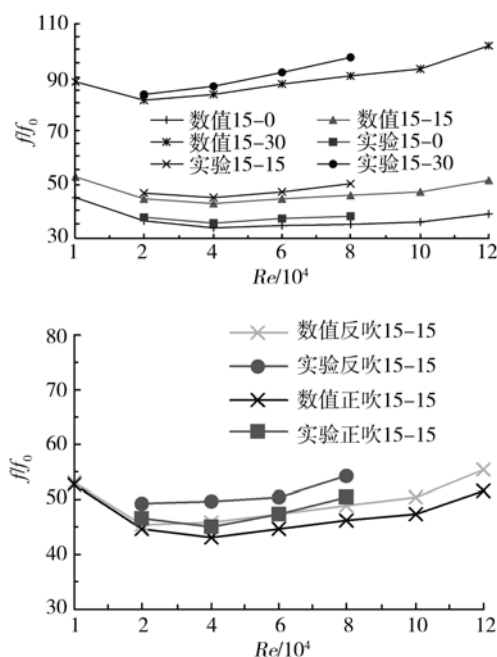


图4 f/f_0 随 Re 的变化

Fig. 4 f/f_0 vs. Re

实验段加工、安装精度不高等,都促使了模拟值和实测值的偏差。

3.2 导流角度对通道传热及流动阻力特性的影响

3.2.1 导流角度对通道传热特性的影响

图 5 是通道平均努塞尔数 Nu 及换热强化比 Nu/Nu_0 随雷诺数 Re 的变化趋势图。从图中可以看出,随雷诺数 Re 的增大,通道平均努塞尔数 Nu 呈上升趋势。相对于光滑通道,各个算例的通道平均努塞尔数都在不同程度上得到提高,也即换热强度得到不同程度的加强。在同一雷诺数下,肋片导流角 α 的越大,通道的平均努塞尔数 Nu 越高,尤其是雷诺数越高越明显。

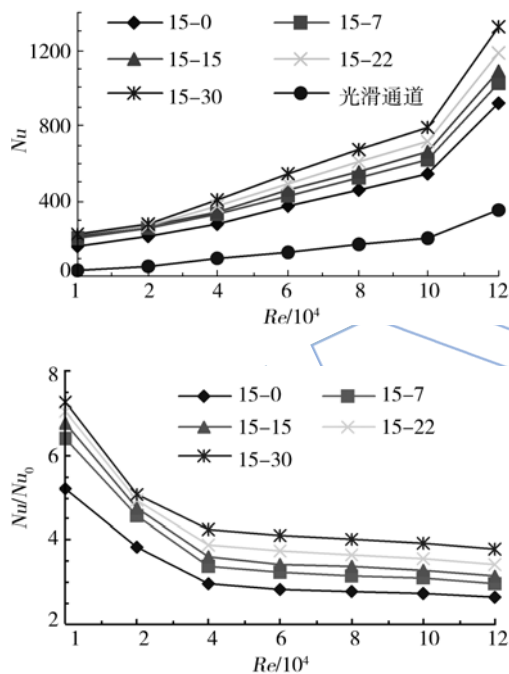


图 5 Nu 及 Nu/Nu_0 随 Re 的变化

Fig. 5 Nu and Nu/Nu_0 vs. Re

从图 5 中还可以看出,随着雷诺数 Re 的增大,通道换热强化比 Nu/Nu_0 呈明显的下降趋势,尤其是在低雷诺数下其下降趋势更为明显,在高雷诺数下其下降趋势变得较为平缓。随着肋片导流角 α 增大,肋片对冷却介质流动方向的控制加强,对冷却介质流动的扰动也增强,同时肋片的二次扩展面作用也逐渐加强,换热强化比 Nu/Nu_0 也随之增大。可见肋片导流角 α 越大,内冷通道的换热强度越强,换热强化比 Nu/Nu_0 越大,通道壁面被冷却效果越明显。

3.2.2 导流角度对通道阻力特性的影响

图 6 为内冷通道平均阻力系数 f 及阻力增大

比 f/f_0 随通道进口雷诺数 Re 变化趋势图。

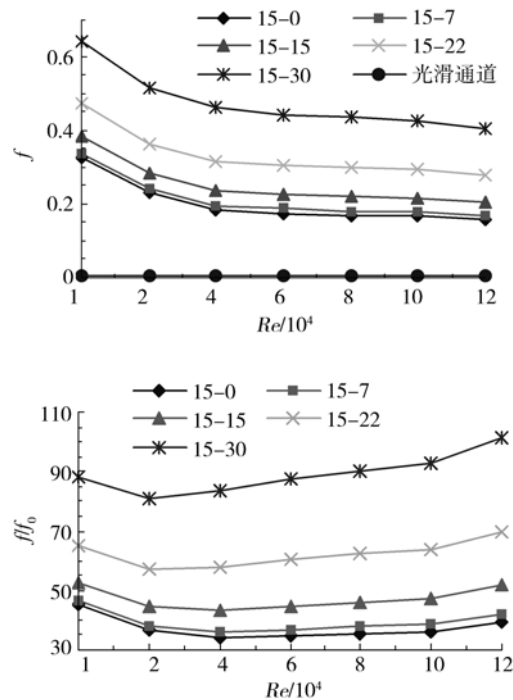


图 6 f 及 f/f_0 随 Re 的变化

Fig. 6 f and f/f_0 vs. Re

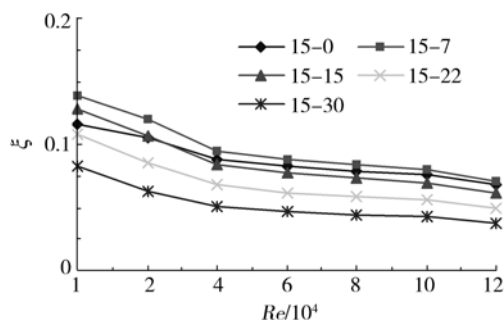
从图 6 中可见,随着雷诺数 Re 的增大,通道平均阻力系数 f 呈明显的下降趋势,尤其是在低雷诺数下其下降趋势更为明显,在高雷诺数下其下降趋势变得较为平缓。各算例的通道平均阻力系数 f 都明显高于光滑通道的平均阻力系数 f_0 ,且随着肋片导流角 α 增大,通道的平均阻力系数 f 就越大。

此外,从图 6 中还可以发现,当 Re 较小时,通道阻力增大比 f/f_0 先有一个小幅下降,随着 Re 的增加,通道阻力增大比 f/f_0 呈上升趋势。此外,随着肋片导流角 α 的增加,内冷通道的流动阻力增大比明显增高,其中导流角为 30° 算例的通道流动阻力增大比远远大于其他几个算例。

3.2.3 导流角度对通道综合肋化效能系数的影响

图 7 是内冷通道综合肋化效能系数 ξ 随通道进口雷诺数 Re 的变化趋势图。从图 7 中可见,随着雷诺数 Re 的增大,通道综合肋化效能系数 ξ 呈明显的下降趋势,尤其是在低雷诺数下其下降趋势更为明显,在高雷诺数下其下降趋势变得较为平缓。这说明在低雷诺数下通道强化换热下降的幅度总是较通道阻力增加的幅度为快,这与 3.2.2 节分析中得出的当雷诺数 Re 较小时 ($Re < 20000$) 通道阻力增大比 f/f_0 先有一个小幅下降相对应。而在高雷诺数下,通道强化换热的增强速

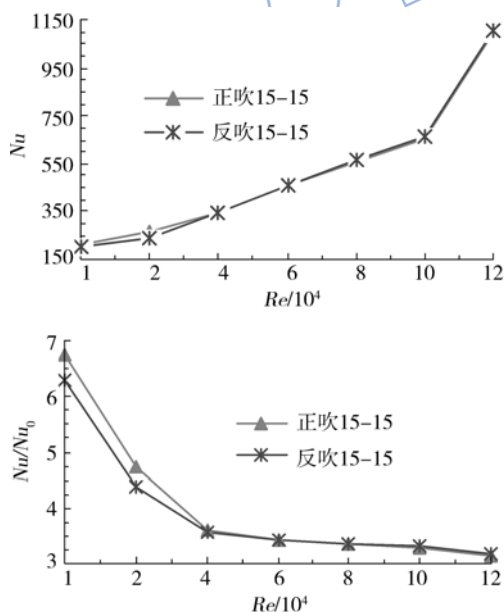
度与通道阻力的增加速度较为接近,因而此时的通道综合肋化效能系数 ξ 下降趋势较为平缓. 从换热强化的综合效果来看,当肋片导流角 α 太小或太大是都不利于通道强化换热综合效果的提高,肋片导流角 α 应该存在一个最优值. 在本文算例范围内,当导流角为 7° 时是所有算例中最佳导流角度.

图7 ξ 随 Re 的变化Fig. 7 ξ vs. Re

3.3 气流方向对通道流动阻力与传热特性的影响

3.3.1 气流方向对通道传热特性的影响

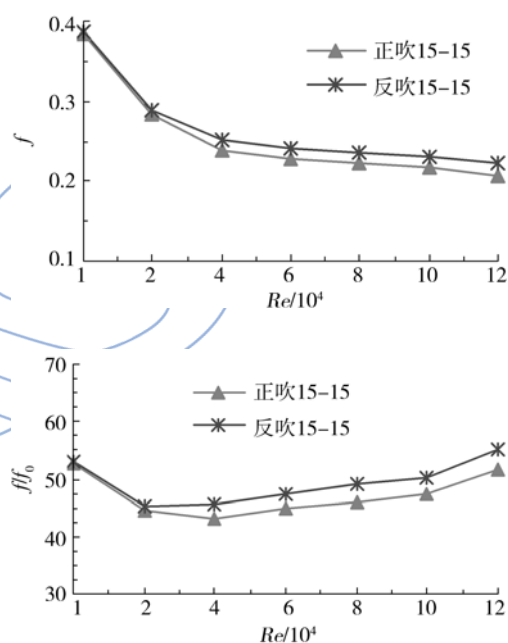
图8为楔形肋片导流角 α 为 15° 时,气流方向对通道平均努塞尔数 Nu 及换热强化比 Nu/Nu_0 的影响趋势图. 从图8中可以看出,随着雷诺数的增大,无论是气流正吹还是反吹,其通道的平均努塞尔数 Nu 均呈上升趋势,且两者的变化曲线几

图8 气流方向对 Nu 及 Nu/Nu_0 的影响Fig. 8 Influence of air flow direction on Nu and Nu/Nu_0

乎重合. 此外随着雷诺数的增大,无论是气流正吹还是反吹,其通道的换热强化比 Nu/Nu_0 均呈下降趋势,在雷诺数较小时,两者的换热强化比 Nu/Nu_0 下降的都较快,且此时气流正吹的换热强化比 Nu/Nu_0 稍高于气流反吹的,随着雷诺数的增大,两者的换热强化比 Nu/Nu_0 趋于平缓且两者的变化曲线趋于重合. 本文还模拟了其他导流角度值的情况,得到了同样的结论.

3.3.2 气流方向对通道阻力特性的影响

图9为楔形肋片导流角 α 为 15° 时,气流方向对通道平均阻力系数 f 及阻力增大比 f/f_0 的影响趋势图.

图9 气流方向对 f 及 f/f_0 的影响Fig. 9 Influence of air flow direction on f and f/f_0

从图9中可见,随着雷诺数 Re 的增大,无论是气流正吹还是反吹,其通道平均阻力系数 f 呈明显的下降趋势,尤其是在低雷诺数下其下降趋势更为明显,在高雷诺数下其下降趋势变得较为平缓. 气流反吹时的通道平均阻力系数 f 总是略高于气流正吹时的通道平均阻力系数 f ,当雷诺数 Re 较大时更为明显. 此外当 Re 雷诺数较小时,通道阻力增大比 f/f_0 先有一个小幅下降,随着雷诺数 Re 的增加,通道阻力增大比 f/f_0 呈上升趋势,气流反吹时的通道阻力增大比 f/f_0 总是高于气流正吹时的阻力增大比 f/f_0 ,当雷诺数 Re 较大时更为明显.

3.3.3 气流方向对通道综合肋化效能系数的影响

图 10 为楔形肋片导流角 α 为 15° 时,气流方向对通道综合肋化效能系数 ξ 的影响趋势图. 从图 10 中可见,随着雷诺数 Re 的增大,无论是气流正吹还是反吹,其通道综合肋化效能系数 ξ 呈明显的下降趋势,尤其是在低雷诺数下其下降趋势更为明显,在高雷诺数下其下降趋势变得较为平缓. 此外气流正吹时的通道综合肋化效能系数 ξ 总是略高于气流反吹时的通道综合肋化效能系数 ξ . 这说明在楔形仿螺旋肋片内冷通道中,从内冷通道的综合换热效果来看,气流正吹时的效果总是要好于气流反吹时的效果. 本文还模拟了其他导流角度值的情况,得到了同样的结论.

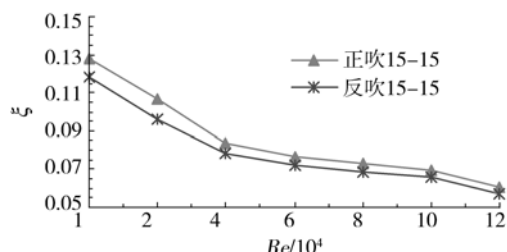


图 10 气流方向对 ξ 的影响

Fig. 10 Influence of air flow direction on ξ

4 结 论

1) 利用实验和数值模拟方法,分析了楔形肋片导流角度及气流方向对仿螺旋肋片内冷通道流动阻力特性的影响,并将模拟结果与实验数据进行了对比,两者结果吻合良好.

2) 楔形仿螺旋肋片内冷通道中,随着肋片导流角 α 的增大,通道强化传热显著增强,但其流动阻力也明显增大. 在本文的研究范围内,从通道综合换热效果来看肋片导流角 α 为 7° 时是肋片最佳导流角度.

3) 由于楔形肋片几何结构的非对称性,其对通道内的换热特性具有一定的影响. 总体上正吹与反吹两者的换热强度相差不是很大,而反吹楔形肋片通道中的阻力增大比却明显高于正吹楔形肋片通道. 从内冷通道的综合换热效果来看,气流正吹时的效果总是要好于气流反吹时的效果.

4) 通过对比分析本文研究范围内的楔形仿螺旋肋片内冷通道传热特性及流动特性,从内冷通道的综合换热效果来看,不难得出当楔形肋片导流角 α 为 7° 且气流正吹时,是楔形仿螺旋肋片

内冷通道中最佳的肋片几何结构参数.

参考文献:

- [1] Xie G, Sundén B. Numerical predictions of augmented heat transfer of an internal blade tip-wall by hemispherical dimples[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2010, 45(25-26): 5639-5650.
- [2] Wang C C, Chen K. Forced convection in a wavy-wall channel[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2002, 45(12): 2587-2595.
- [3] Chang S W, Lees A W, Liou T M, et al. Heat transfer of a radially rotating furrowed channel with two opposite skewed sinusoidal wavy walls[J]. International Journal of Thermal Sciences, 2010, 49(5): 769-785.
- [4] 吉洪湖, 王宝官, 王代军. 涡轮叶片尾缘出流对带叉排扰流柱阵列的内冷通道传热特性的影响[J]. 航空动力学报, 1999, 14(3): 237-241.
JI Honghu, WANG Baoguan, WANG Daijun. Effect of trailing edge ejection of turbine blades on heat transfer of cooling passage with staggered pin fins[J]. Journal of Aerospace Power, 1999, 14(3): 237-241. (in Chinese)
- [5] 田丽亭, 关志强, 凌长明, 等. 叉排针肋楔形通道换热数值研究[J]. 热科学与技术, 2004, 3(1): 34-37.
TIAN Liting, GUAN Zhiqiang, LING Changming, et al. Numerical investigation of heat transfer in wedge-shaped passage with staggered pin-fins[J]. Journal of Thermal Science and Technology, 2004, 3(1): 34-37. (in Chinese)
- [6] 邓斌, Wong T T, 陶文铨, 等. 带交叉肋方形截面通道内强制对流换热的实验研究[J]. 西安交通大学学报, 2002, 36(9): 881-885.
DENG Bin, Wong T T, TAO Wenquan, et al. Experimental study of forced convection in a rectangle duct with cross ribs on the opposite walls[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2002, 36(9): 881-885. (in Chinese)
- [7] Chandra P R, Alexander C R, Han J C. Heat transfer and friction behaviors in rectangular channels with varying number of ribbed walls[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2003, 46(3): 481-495.
- [8] Tanda G. Heat transfer in rectangular channels with transverse and V-shaped broken ribs[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2004, 47(2): 229-243.
- [9] Iacovides H, Raïsee M. Turbulent flow and heat transfer in stationary and rotating cooling passages with inclined ribs on opposite walls[J]. International Journal of Numerical Methods for Heat and Fluid Flow, 2008, 18(2): 258-278.
- [10] 张勃, 吉洪湖, 张靖周, 等. 网格肋化通道换热与总压损失特性研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(2): 201-205.
ZHANG Bo, JI Honghu, ZHANG Jingzhou, et al. Experimental study of heat transfer and total pressure drop of a grid-ribbed rectangular channel[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(2): 201-205. (in Chinese)
- [11] 张勃, 吉洪湖, 张靖周, 等. 肋的几何参数对网格肋化通道的传热与总压损失特性的影响[J]. 航空动力学报,

- 2004, 19(2): 206-212.
- ZHANG Bo, JI Honghu, ZHANG Jingzhou, et al. Influence of rib's geometric parameters upon heat transfer and total pressure loss in grid-ribbed channel[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(2): 206-212. (in Chinese)
- [12] 邱庆刚, 沈胜强. 肋片形状对仿螺旋肋片内冷通道流动与换热的影响[J]. 航空动力学报, 2006, 21(1): 71-76.
- QIU Qinggang, SHEN Shengqiang. Effect of helix-alike fin surface shape on flow and heat transfer in the internal cooling passage[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(1): 71-76. (in Chinese)
- [13] 邱庆刚, 沈胜强, 张博. 带有倾斜楔形肋片的矩形内冷通道流动与传热数值分析[J]. 大连理工大学学报, 2006, 46(3): 345-349.
- QIU Qinggang, SHEN Shengqiang, ZHANG Bo. Turbulent flow and heat transfer in rectangular passage with tilted wedged-fins[J]. Journal of Dalian University of Technology, 2006, 46(3): 345-349. (in Chinese)

《航空动力学报》的影响因子等指标继续名列前茅

2011年12月2日, 中国科技期刊统计的权威机构——中国科学技术信息研究所, 在北京国际会议中心举行了2011年中国科技论文统计结果发布会。会上发布的《航空动力学报》的期刊影响因子、总被引频次等各项主要指标, 在29种航空航天科学技术类核心期刊中名列第5名, 继续名列前茅。

《航空动力学报》1篇论文入选“2010年中国百篇最具影响国内学术论文”

2011年12月2日, 中国科技期刊统计的权威机构——中国科学技术信息研究所, 在北京国际会议中心举行了2011年中国科技论文统计结果发布会, 会上发布的科技论文统计结果“2010年中国百篇最具影响国内学术论文”中, 《航空动力学报》2008年23卷第4期刊登的西北工业大学作者刘存良、朱惠人、白江涛的论文“收缩-扩张形气膜孔提高气膜冷却效率的机理研究”入选, 这是2010年航空、航天科学技术类期刊中唯一入选的论文。

关于“2011年中国百篇最具影响国内学术论文”的评选标准, 根据中国科学技术信息研究所发布的资料介绍: “百篇最具影响优秀国内学术论文是从2006—2010年中国科技论文与引文数据库(CST-PCD)收录的论文中选出, …是综合考虑论文的创新性、论文发表的期刊水平、是否属于学科热点论文等选取标准, 遴选出的百篇最具影响优秀国内学术论文”。因此, 我刊1篇论文入选“2011年中国百篇最具影响国内学术论文”, 是国家权威机构对作者研究工作的充分肯定, 同时也是对《航空动力学报》的鼓励。