

斜劈式翼型扰流柱冷却通道流动与 换热数值研究

贾 宁¹, 靳 伟¹, 武俊梅¹, 雷 蒋¹, 冀文涛²

- (1. 西安交通大学 航天航空学院 机械结构强度与振动国家重点实验室, 西安 710049;
2. 西安交通大学 能源与动力工程学院 热流科学与工程教育部重点实验室, 西安 710049)

摘 要: 基于 NACA 翼型和斜劈式纵向涡发生器结构设计了一种新型斜劈式翼型扰流柱及其在冷却通道内的排布形式, 采用数值模拟方法对含有该种翼型扰流柱的涡轮叶片冷却通道流动换热特性进行了研究, 得到了流场和温度场的详细特征及含有斜劈式翼型扰流柱冷却通道的换热能力。分析结果表明: 斜劈式翼型扰流柱有良好的强化换热效果。该翼型扰流柱的斜劈式结构可以在其尾缘后方形成持久而稳定的二次流纵向涡, 有助于加强流场的扰动作用, 从而增强通道换热能力。

关 键 词: 扰流柱; 翼型; 迎角; 斜劈; 流动换热特性; 尾缘冷却

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Numerical investigation on flow and heat transfer of beveled pin-fins based on airfoil profile in a cooling channel

JIA Ning¹, JIN Wei¹, WU Junmei¹, LEI Jiang¹, JI Wentao²

- (1. State Key Laboratory for Strength and Vibration of Mechanical Structures,
School of Aerospace Engineering,
Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;
2. MOE Key Laboratory of Thermo-Fluid Science and Engineering,
School of Energy and Power Engineering,
Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract: Based on NACA airfoil profile and the structure of beveled vortice generator, a novel beveled design of NACA pin-fin and its configuration in the cooling channel of turbine blade were proposed. Numerical simulation was conducted to investigate the flow and heat transfer characteristics of this pin-fin arrays in the cooling channel. The detailed physical field distributions of the flow and heat transfer were discussed and the overall thermal performance was also explored. The result indicated that the bevel cut of the pin-fin can produce lasting and stable longitudinal vortices to strengthen the disturbance of flow field, yielding a good effect on enhancing heat transfer of the cooling channel.

收稿日期: 2020-06-16

基金项目: 国家科技重大专项(2017-III-0003-0027)

作者简介: 贾宁(1995—), 男, 硕士生, 主要从事涡轮叶片先进冷却技术研究。

通信作者: 武俊梅(1966—), 女, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事强化传热传质等方面研究。E-mail: wjmxjtu@mail.xjtu.edu.cn

引用格式: 贾宁, 靳伟, 武俊梅, 等. 斜劈式翼型扰流柱冷却通道流动与换热数值研究[J]. 航空动力学报, 2021, 36(1): 61-69. JIA Ning, JIN Wei, WU Junmei, et al. Numerical investigation on flow and heat transfer of beveled pin-fins based on airfoil profile in a cooling channel[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(1): 61-69.

Key words: pin-fin; airfoil profile; attack angle; bevel cut; flow and heat transfer performance; trailing edge cooling

提高航空发动机推力的有效方法是提高涡轮前燃气温度,有研究表明:涡轮前总温每提高 55 K,在发动机尺寸不变的情况下,其推力可提高约 10%^[1]。但由于铸造涡轮叶片的金属材料的热强度限制,必须通过有效的冷却技术来降低叶片温度,为提高涡轮前燃气温度创造条件。扰流柱是叶片尾缘内部冷却中常用的强化传热结构之一,它可以增加冷却气流的湍流度,增大冷却通道的换热面积,从而有效加强通道的换热能力。此外,扰流柱还可以在在一定程度上增加叶片的结构强度^[2]。

然而,在冷却通道内设置扰流柱会造成一定程度的流动损失。在扰流柱冷却的相关研究中,如何在强化换热效果的同时不引起流动阻力增加太多是主要目标。而通过筛选优化扰流柱的几何形状及其在通道内的布置形式是达到该目标的重要途径。

国内外学者对于圆形扰流柱的相关研究较为详尽,也已经应用于实际的叶片。但圆形扰流柱后方尾迹区有明显的流动分离及涡脱落现象,使得流动阻力较大。Jadhav 等人^[3]用实验和数值模拟的方法研究了圆形扰流柱对通道的流动换热特性的影响,结果表明:圆形扰流柱的直径是影响其换热能力和流动阻力最关键的因素;扰流柱的流向间距对流动阻力影响更大,而换热能力与扰流柱的横向间距相关度更高。已有的研究结果提示扰流柱冷却设计必须同时考虑扰流柱构型及与之匹配的排布。从改善圆形扰流柱表面的流动分离现象入手,国内外学者对其他构型的扰流柱进行了相关研究^[4-7]。Kirsch 等人^[8]用实验方法研究了叉排排布的椭圆形扰流柱对通道流动换热特性的影响,表明降低扰流柱的表面曲率可以有效抑制流动分离现象的产生。

那么,具有流线型外形的扰流柱一定对控制通道内流动阻力的大幅提升是有好处的,但带来的强化换热效果也值得关注。文献[9]用数值模拟方法对多种不同形状(圆形、椭圆形、长椭圆形、水滴形、柳叶刀形、NACA 翼型)的叉排扰流柱对矩形通道内的流动换热特性进行了研究。结果表明,无迎角的 NACA 翼型扰流柱确实可以增强通道换热能力,但改善效果低于圆形扰流柱。如何对 NACA 翼型扰流柱设计进行改进以获得换热

强化和控制阻力增加是本文的研究目的。

1 斜劈式翼型扰流柱及排布形式设计

1.1 斜劈式翼型扰流柱的设计

NACA 翼型是由美国国家航空咨询委员会开发的一系列翼型,具有良好的气动特性,由于其流线型外形,当气流流经翼型表面时,受到的流动阻力较小,因此被广泛应用于飞机机翼和风机叶片的设计中。

为了进一步改进翼型扰流柱的强化换热效果,文献[10-13]基于纵向涡发生器强化换热的思路和研究成果,通过对翼型扰流柱的创新设计和布置,在通道内产生纵向涡来强化换热。而 Tran 等人^[14]的研究结果也表明,空气流过楔形扰流元的弦边产生了纵向涡,其强化换热效果要好于肋柱。本文设计了一种斜劈式的翼型扰流柱,其除了具有传统意义上的扰流强化传热作用外,还可以使空气流过斜劈面的侧边时产生纵向涡,从而更有效地强化通道内部的冷却换热效果。

本研究使用的翼型是具有足够厚度来满足结构强度要求的对称翼型 NACA0021, D 代表翼型的最大厚度; c 代表翼型的弦长,翼型的几何尺寸数据来自公共领域航空软件(PADS)^[15]。据此构建的基础翼型扰流柱如图 1(a)所示。接着,将该扰流柱通过斜切的方法转化为一种新型斜劈式翼型扰流柱,斜切面通过基础翼型扰流柱顶面的前缘和底面的尾缘,基础翼型扰流柱的下半部分保留为斜劈式翼型扰流柱,如图 1(b)所示。斜切后,斜劈式翼型扰流柱呈类似楔形的结构。

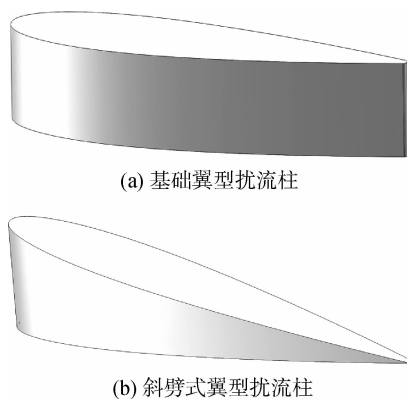


图 1 翼型扰流柱的形状

Fig. 1 Shape of pin-fins of airfoil profile

1.2 斜劈式翼型扰流柱在冷却通道内的布置

翼型扰流柱在通道内的布置对强化换热效果有很大影响。飞机机翼和自由来流间设置迎角是为了增大升力,同时也带来了对流场的扰动。为了进行对比,对翼型扰流柱进行了三种形式的排布设计,分别称为排布形式 A、B、C,如图 2 所示,翼型扰流柱采用成对布置的形式。排布形式 A 基于基础翼型扰流柱未设置迎角;排布形式 B 在排布形式 A 的基础上,翼型前缘位置不变,但翼型与来流之间有迎角 $\alpha=10^{\circ}$;排布形式 C 采用斜劈式翼型扰流柱,且与排布形式 B 相同。三种排布形式均设置 5 排翼形扰流柱,点划线表示每种排布形式在垂直于主流方向(横向)上都具有对称性。主流方向间距 X_m 与翼型弦长 c 的比值(X_m/c)为 2,横向间距 S 与翼型最大厚度 D 的比值(S/D)为 3。本研究中雷诺数由入口速度和通道的水力直径计算得出,范围为 $1\times 10^4\sim 4\times 10^4$ 。

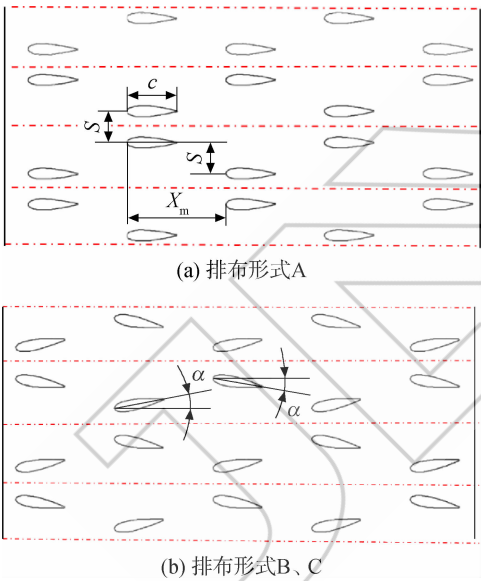


图 2 翼型扰流柱的三种排布形式
Fig. 2 Three configurations of pin-fin arrays

基于翼型扰流柱横向排布的对称性,计算区域选取如图 3 所示。这种对称形式是为了模拟图 4 中真实涡轮叶片的尾缘冷却。冷却气流从左侧的孔流入叶片尾缘通道,流经翼型扰流柱区域最终从叶片尾缘的劈缝中流出。计算区域包括三部分:入口延伸段、加热段与出口延伸段。 H 是计算通道和翼型扰流柱的高度; W 是计算区域的宽度; L_1 是计算区域的总长度, L_i 、 L 和 L_o 分别是入口段、加热段和出口段的长度。图 3 中,坐标系的原点位于矩形通道入口底部的中点处, X 、 Y 、 Z

轴方向分别代表通道轴线方向、宽度方向和高度方向。表 1 给出了通道和翼型扰流柱的几何尺寸。

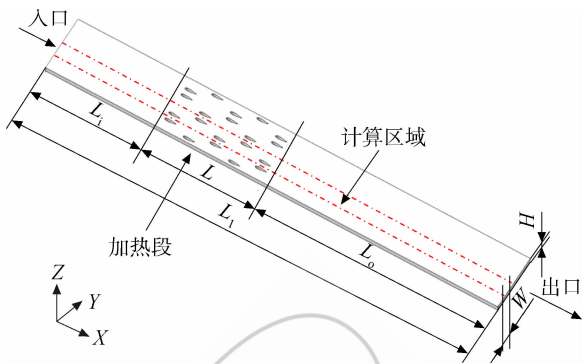


图 3 数值模拟中使用的模型
Fig. 3 Model used in simulation

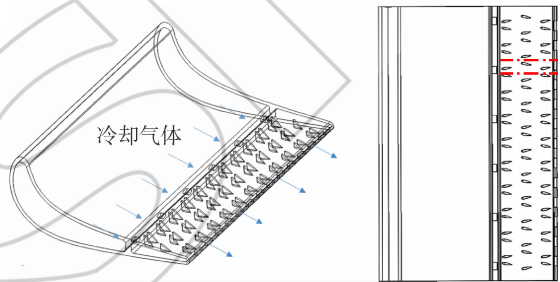


图 4 叶片冷却通道中的翼型扰流柱布局
Fig. 4 Layout of pin-fins in the cooling channel of blade

表 1 冷却通道及翼型扰流柱的几何尺寸

参数	数值
D/m	0.01
c/m	0.05
L_1/m	2
L/m	0.5
L_i/m	0.475
L_o/m	1.025
W/m	0.06
H/m	0.0127
S/D	3
X_m/c	2

2 计算模型方法及验证

三维稳态质量、动量、能量守恒方程用于描述通道内的流动换热。在湍流模型的验证方面,在布置有传统圆形扰流柱的矩形通道内的流动换热

中,相较于标准 $k-\epsilon$ 湍流模型、RNG(re-normalization group) $k-\epsilon$ 湍流模型、SST(shear stress transport) $k-\omega$ 湍流模型,使用加强壁面函数的 realizable $k-\epsilon$ 湍流模型得到的结果与文献[16]中的实验结果最为接近,结果如图 5 所示。此外,realizable $k-\epsilon$ 湍流模型可以更好地捕捉近壁面和扰流柱周围的流动与换热特征。因此,本研究中选择使用加强壁面函数的 realizable $k-\epsilon$ 湍流模型。

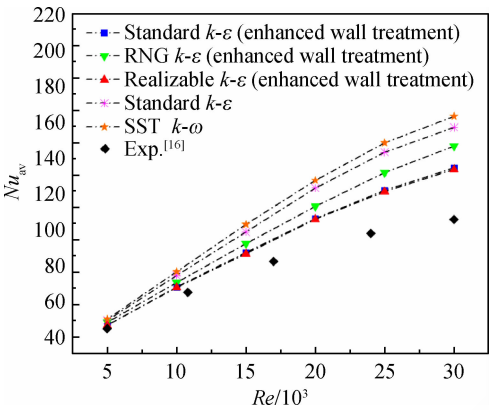


图 5 湍流模型的验证

Fig.5 Validation of turbulence model

本研究还考虑了扰流柱和冷却气流之间的耦合传热,将扰流柱区域设置为固体,材料为 DD3 合金。DD3 合金是一种镍基单晶高温合金,具有很高的强度和良好的铸造性能,被广泛用于燃气涡轮发动机叶片的制造。DD3 合金的相关参数由表 2^[17]给出。计算中扰流柱内部的导热方程和冷却空气的质量、动量、能量守恒方程联立求解。冷却空气使用在 300 K 的温度下的常热物性^[18]。

表 2 DD3 合金的材料属性^[17]

Table 2 Material properties of DD3 alloy^[17]

材料属性	数值
密度/(kg/m ³)	8 220
比定压热容/(J/(kg·K))	430
导热系数/(W/(m·K))	10.1

2.1 边界条件

表 3 列出了在雷诺数 $Re=1\times10^4\sim4\times10^4$ 条件下的边界条件。值得说明的是,图 2、图 3 显示的翼型扰流柱排列方向是主流先撞击扰流柱前缘的情况,为了进一步对比研究主流先撞击扰流柱尾缘的扰流柱排列方向对通道流动换热特性的影响,还在其他条件不变的情况下,将通道的进出

表 3 计算域使用的边界条件

Table 3 Boundary conditions of computational domain

边界	条件设置
入口(倒置时的出口)	由 Re 计算得出的速度入口;均温 300 K
出口(倒置时的入口)	压力出口, $p=0$
入(出)口段的顶面、底面、两个侧面、加热段的两个侧面	对称边界
加热段的底面	恒热流密度;无滑移边界
加热段的顶面	绝热;无滑移边界

口倒置后进行了模拟计算,结果标识为倒置工况。

2.2 数据处理

由于应用了对称边界条件,实际的叶片通道可以简化为一个具有很宽宽度、很小高度的扁平通道。因此对于这个扁平通道,当量直径 D_h 仅由通道高度决定,不随通道宽度的变化而变化。即

$$D_h = 2H \tag{1}$$

雷诺数的定义为

$$Re = \frac{\rho u D_h}{\mu} \tag{2}$$

式中 ρ 为空气的密度, $\rho=1.177\text{ kg/m}^3$; u 为入口速度 (m/s); μ 为空气的动力黏度, $\mu=18.5\times10^{-6}\text{ Pa}\cdot\text{s}$ 。

加热面的表面传热系数定义为

$$h = \frac{q}{T_w - T_b} \tag{3}$$

式中 q 为加热面热流密度 (W/m^2); T_w 为加热面的平均温度 (K); T_b 为流体平均温度,即沿流向的加热段横截面质量平均温度 (K)。

努塞尔数定义为

$$Nu = \frac{h D_h}{\kappa} \tag{4}$$

式中 κ 为空气的导热系数, $\kappa=0.0254\text{ W/(m}\cdot\text{K)}$ 。

通道内的流动阻力系数定义为

$$f = \frac{2\Delta p D_h}{\rho u^2 L} \tag{5}$$

式中 Δp 为加热段内的压降 (Pa)。

2.3 网格划分

使用基础翼型扰流柱的排布形式 A 和排布形式 B,采用 ANSYS Meshing 生成混合网格。由于斜劈式结构及其周边区域生成网格较为困难,因此对于使用斜劈式翼型扰流柱的排布形式

C 采用了 ANSYS Fluent Meshing Mode 生成多面体网格。生成的网格如图 6 所示,在翼型扰流柱周围及近壁面区域生成了边界层网格。考虑到湍流模型的适用性及网格质量的要求,网格的 y^+ 值约为 3。

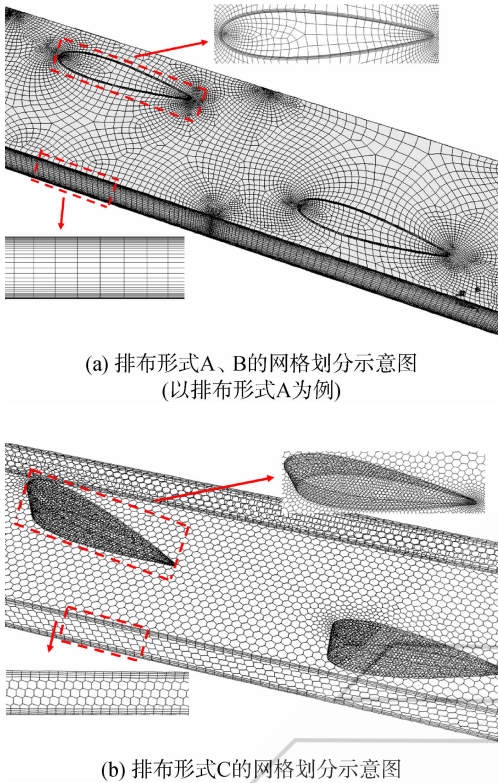


图 6 计算域的网格划分示意图
Fig. 6 Grid of computational domain

2.4 网格独立性检验

在四套网格系统(网格数分别为 92 万、148 万、171 万、193 万)下计算了 $Re=10\,000$ 时,排布形式 A 加热面上的平均努塞尔数 Nu_{av} 来验证网格独立性,结果如图 7 所示。当网格数超过 171

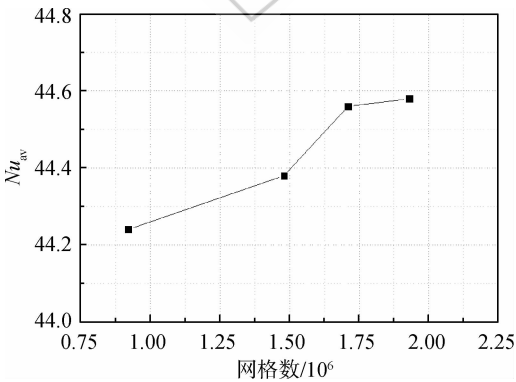


图 7 网格独立性检验
Fig. 7 Validation of grid independence

万时,加热面上的平均努塞尔数趋于一个稳定值,可以判断此时网格数不再影响计算精度,说明网格数在 171 万左右基本可以获得网格独立解,因此,在之后的计算过程中网格数均在 171 万左右。

3 结果与讨论

3.1 翼型扰流柱对通道流场和温度场的影响

3.1.1 速度场分布

当流体流经每个扰流柱时,会在前缘区域生成一个速度驻点,主流在驻点处分为两部分流过扰流柱,此时扰流柱的表面会因流体黏性作用而形成边界层。当流体流经曲率较大的扰流柱(如圆形)表面时,会在接近尾缘处发生边界层分离,从而形成涡脱落和较大的形状阻力。因此当扰流柱为增强换热效果而增大流场扰动时,会不可避免地带来一定的压力损失。而在本研究中,由于翼型扰流柱的流线型外形,流动分离现象被有效地抑制,从而减小了流动阻力。然而,扰流柱带来的换热效果会由于流场扰动减小而相应地降低。排布形式 B 相对于排布形式 A 来说,其翼型扰流柱与主流间存在一个迎角,扰动加强了,但需要将迎角的大小控制在小于失速迎角的范围内以避免产生较大的形状阻力。采用斜劈式翼型扰流柱的排布形式 C 可以在排布形式 B 的基础上通过在翼型扰流柱下游生成纵向涡进一步加强流场扰动。流场计算结果如下。

图 8 是雷诺数为 25000 时,三种不同的翼型扰流柱排布形式下在加热段高度 $Z_b=6.35\text{ mm}$ (通道高度的一半)处的截面上速度分布情况和翼型扰流柱尾缘处速度矢量的局部放大图。其中雷诺数为 25000 是航空发动机叶片冷却通道的典型工况之一^[19]。从图中可以看到,对于排布形式 A,冷却气体光滑地流过基础翼型扰流柱的两侧;而排布形式 B 在每个翼型扰流柱接近尾缘处形成了一个低速区域,并产生了轻微的边界层分离。比较来看,排布形式 B 由于迎角的存在有效地增强了对流场的扰动。对于排布形式 C,流体流经翼型扰流柱前半部分的两侧后漫上斜面并最终流过。

为了了解通道横截面上二次流情况,对于三种排布形式,给出了在图 8(a)所示的第一排翼型扰流柱的正后方,也就是 $X=575\text{ mm}$ 的通道横截面(截面 A)速度分布情况,如图 9 所示。从图中可见,排布形式 A 中的翼型扰流柱后方二次流大致沿 Y 方向,而排布形式 B 中迎角使得翼型扰流

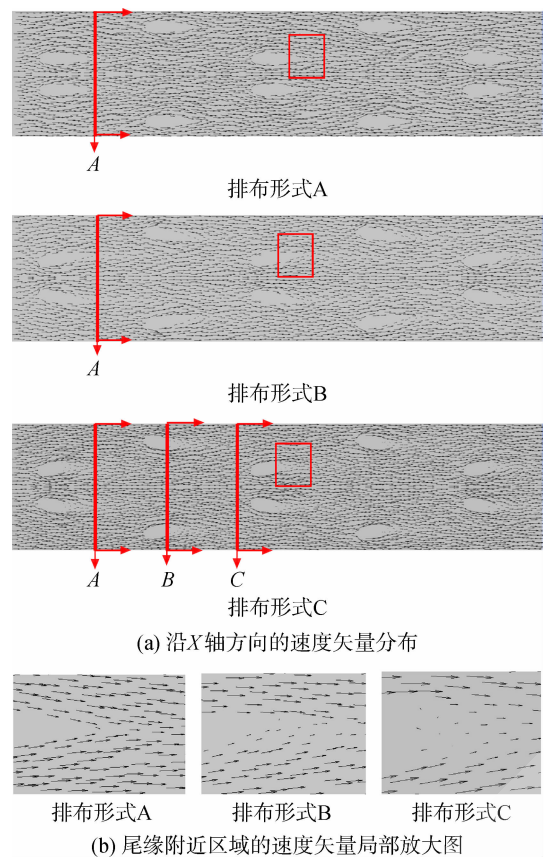


图 8 $Z_h=6.35\text{ mm}$ 横截面处速度分布图($Re=25\,000$)
Fig. 8 Velocity distribution of the cross section of $Z_h=6.35\text{ mm}$ ($Re=25\,000$)

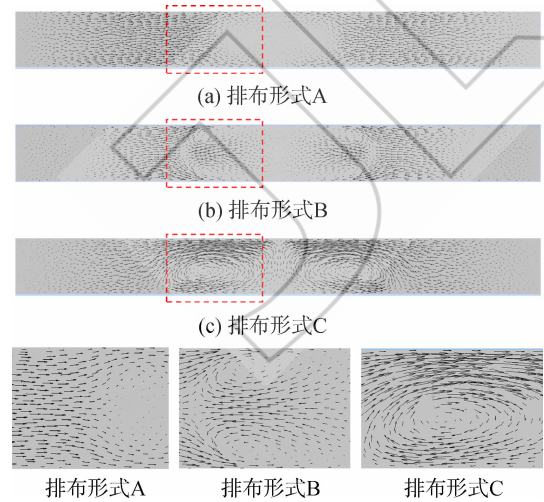


图 9 $X=575\text{ mm}$ 横截面处速度分布图
($Re=25\,000, -120\text{ mm}\leq Y\leq 0\text{ mm}$)
Fig. 9 Velocity distribution of the cross section of $X=575\text{ mm}$ ($Re=25\,000, -120\text{ mm}\leq Y\leq 0\text{ mm}$)

柱后方产生了沿着 $\pm Z$ 方向的冲向通道上顶面和下底面的二次流,这对于局部位置的冷却是有好处的。而在排布形式 C 中,斜劈式翼型扰流柱产

生的二次流较另外两种排布形式强得多,且有明显的纵向涡产生,纵向涡对壁面边界层流体产生卷绕作用,对于增强换热效果有很好的帮助。

为了深入了解排布形式 C 中生成的纵向涡沿轴向的稳定性和持续性,又选取了如图 8(a)所示的 B、C 三个不同位置的截面,比较排布形式 C 中 A、B、C 三个不同截面的二次流速度矢量分布,如图 9(c)和图 10 所示。比较图 9(c)和图 10(a),可以观察到由第一排一对 Y 向对称布置的斜劈式翼型扰流柱产成一对对称的纵向涡,通过气流卷绕作用,从截面 A 到截面 B,一对纵向涡的中心向彼此靠拢,Y 向影响区域扩大,强度稍有减弱但涡型保持完整。与此同时第二排的翼型扰流柱接力产生了新的纵向涡对,到截面 C 位置,第二排翼型扰流柱产生的纵向涡与第一排翼型扰流柱产生的纵向涡相互作用,Y 向气流卷吸现象明显,第二排翼型扰流柱后方纵向涡强度很大,而第一排翼型扰流柱后方纵向涡强度比截面 B 有所提高。说明相邻两排翼型扰流柱产生的纵向涡在互相作用后,通道横截面的二次流持续性更好,影响范围更广、更均匀,极大地加强了对流场的扰动作用。而这一现象同时会在后续的各排翼型扰流柱之间继续接力,保持纵向涡的强度和横向覆盖度。这说明本文设计的斜劈式翼型扰流柱阵列可以在冷却通道中产生稳定和持久的纵向涡,且在横向的影响范围宽广,对整个通道内加热面上的边界层产生强烈的扰动,这对于增强对整个加热壁面的冷却效果、提高壁面温度分布的均匀性有重要意义。

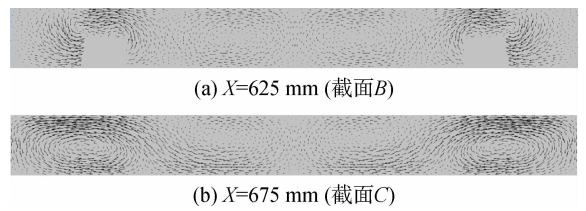


图 10 排布形式 C 中 $X=625, 675$ 处两个横截面的速度分布图($Re=25\,000, -120\text{ mm}\leq Y\leq 0\text{ mm}$)
Fig. 10 Velocity distribution of the cross section of $X=625, 675$ of configuration C ($Re=25\,000, -120\text{ mm}\leq Y\leq 0\text{ mm}$)

3. 1. 2 温度场分布

图 11(a)中展示了在雷诺数为 25 000 时,相同热流密度下,三种不同翼型扰流柱排布形式的通道加热面上的温度场分布情况。图 11(b)为单

个翼型扰流柱附近区域温度分布的局部放大图。如前文所述,本文考虑了翼型扰流柱内部的热传导,因此翼型扰流柱底面温度也有不同。从图 11(a)可以看出,与排布形式 A 相比,排布形式 B 中翼型扰流柱附近的低温区有所扩大和延伸,这表示其换热效果优于前者。对于排布形式 C,翼型扰流柱后方的低温区明显增大且连接成片,这是由通道内纵向涡带来的强化换热效果。尽管加热面出现了较为狭长的高温条状区域,但加热面整体的平均温度依然大幅下降。上述高温条状区域可以通过优化斜劈式翼型绕流柱的迎角和图 2 所示的横向间距 S 来改善,而这也是本课题组的工作之一。从图 11(b)可以看出,翼型扰流柱周围有明显的低温区,这是由于翼型扰流柱对局部区域气流的扰动和翼型扰流柱作为扩展传热面的内部导热所致。

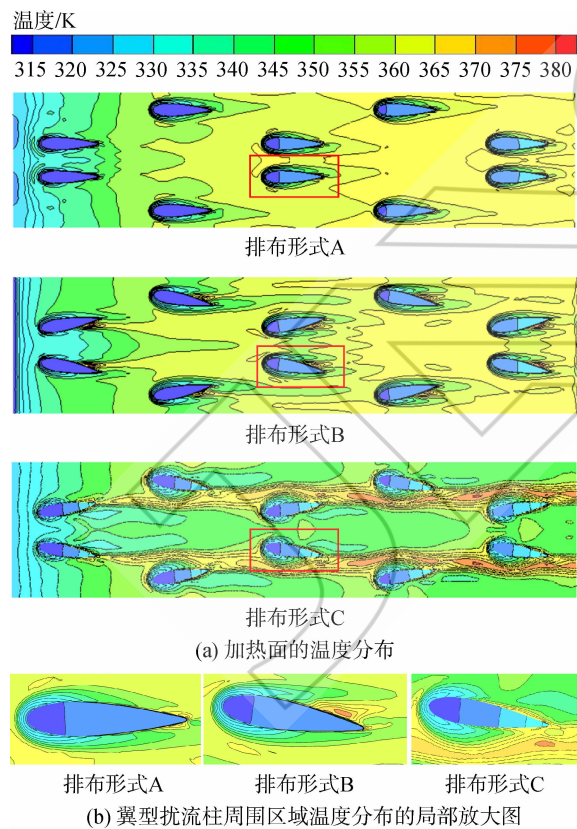


图 11 加热面的温度分布图($Re=25\,000$)
Fig. 11 Temperature distribution of heated wall
($Re=25\,000$)

3.2 翼型扰流柱对通道换热能力的影响

为了进一步分析扰流柱的排布形式对通道换热特性的影响,本文计算了布置有翼型扰流柱的通道加热面上的平均努塞尔数和光滑通道加热面

的平均努塞尔数之比($Nu_{av}/Nu_{0,av}$)以及三种通道进出口倒置后的换热能力,该比值随雷诺数变化的折线图如图 12 所示。

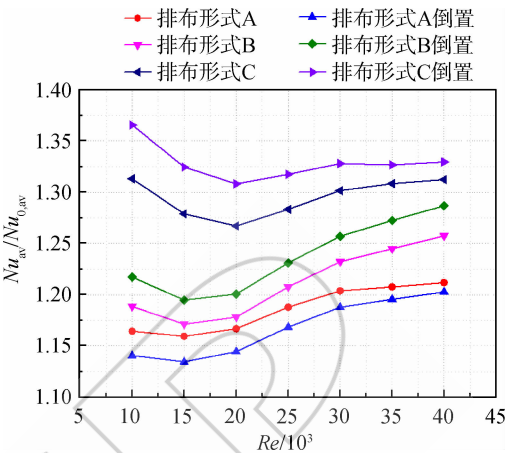


图 12 加热面平均努塞尔数比值随雷诺数的变化
Fig. 12 Average Nusselt number ratio on heated wall with different Reynolds numbers

3.2.1 不同排布形式对通道换热能力的影响

从图 12 中可以观察到,随着雷诺数增加, $Nu_{av}/Nu_{0,av}$ 先减小后增大。当雷诺数在 $1.5 \times 10^4 \sim 2.0 \times 10^4$ 的范围内时, $Nu_{av}/Nu_{0,av}$ 达到了最小值。不同 Re 条件下,排布形式 B 的平均努塞尔数比值高于排布形式 A,说明基础翼型扰流柱与主流间的迎角有效增加了通道内扰动及平均换热效果;当雷诺数增加时,这种强化效果进一步扩大。斜劈式翼型扰流柱的斜劈式结构产生了显著的纵向涡,也带来非常显著的强化换热效果,所以排布形式 C 的平均努塞尔数比值最大。

3.2.2 进出口倒置对通道换热能力的影响

值得一提的是,在翼型扰流柱陈列排布形式不变时,将通道进出口倒置,研究了主流先撞击翼型扰流柱尾缘时的通道流动换热特性,并与上述主流先撞击翼型扰流柱前缘的研究结果进行对比。结果表明:对于排布形式 A,进出口倒置后,通道的平均努塞尔数比值低于正置的情况。这是因为在没有设置迎角时,倒置工况下,气流掠过上下翼面,在较凸的翼型前缘后形成较强的尾涡,导致翼型扰流柱后方换热变差。但对于排布形式 B 和 C 两种情况,进出口倒置后的通道内的换热效果均优于正置时,这是因为迎角的设置导致主流掠过翼型扰流柱时,横向相邻的翼型扰流柱之间气流速度加快,抑制了较凸的翼型前缘附近的边界层分离,而且增加了对整个流场其他区域的扰动,所

以通道进出口倒置工况换热高于正置工况。

3.3 翼型扰流柱对通道流动阻力的影响

为了比较每种排布形式相对于光滑通道的流动阻力增加程度,本文计算了布置有翼型扰流柱的通道流动阻力系数(f_1)和光滑通道流动阻力系数(f_0)之比,该比值随雷诺数变化的折线图如图13所示。

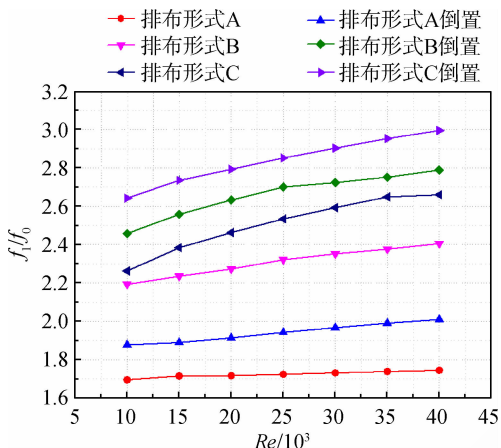


图13 加热段阻力系数比值随雷诺数的变化

Fig. 13 Friction factor ratio of heated section with different Reynolds numbers

3.3.1 不同排布形式对通道流动阻力的影响

结果表明,排布形式A的阻力系数相对较小,而排布形式B和C相对于排布形式A,其阻力系数有显著提升。排布形式C的流动阻力大于排布形式B,表明斜劈式翼型扰流柱的斜劈式结构在一定程度上增大了流动阻力。

3.3.2 进出口倒置对通道流动阻力的影响

所有将进出口倒置的工况相对于正置时其流动阻力都明显增大,这表明当气流先撞击到翼型尾缘时,会在翼型前缘产生相对更为剧烈的边界层分离,从而形成较大的形状阻力。在这些工况中,排布形式B在倒置进出口后的流动阻力甚至大于排布形式C正置时的流动阻力。考虑到倒置进出口对强化换热效果的改善并不明显,本文认为常规的正置方式是斜劈式翼型扰流柱更加理想的使用方法。

结合换热能力与流动阻力两方面的研究结果来看,尽管翼型扰流柱和主流间的迎角大小增加了流场的扰动从而改善了换热效果,但该迎角带来了更大的流动阻力。然而,斜劈式翼型扰流柱的斜劈式结构可以在此基础上进一步扩大其换热

能力,从而提升其综合换热性能。这样,通过进一步探究翼型扰流柱与主流间合适的迎角大小与其在加热面上的间距等几何尺寸等参数,就有望获得具有更好综合换热性能的设计。

4 结 论

本文基于NACA0021翼型及涡发生器原理,提出了斜劈式翼型扰流柱及其排布形式的设计方案,并利用数值模拟的方法研究了三种不同翼型扰流柱排布形式下矩形冷却通道内的流动换热特性。得到的结论如下:

1) 本文设计的翼型扰流柱可以有效增强通道换热能力。在翼型扰流柱和主流间设置迎角可以强化通道换热效果,但会不可避免地导致流动阻力增加。为了保证综合换热性能不下降,采用新型斜劈式翼型扰流柱来产生二次流纵向涡,进一步增强强化换热效果。

2) 斜劈式翼型扰流柱阵列可以生成持久而稳定的纵向涡从而强化通道换热能力,并为换热面带来更加均匀、稳定的冷却效果。

3) 在本研究基础上进一步探究翼型扰流柱与主流间合适的迎角大小与其在加热面上的间距等几何尺寸等参数,有望获得具有更好综合换热性能的设计。

参考文献:

- [1] 倪萌,朱惠人,裴云,等.航空发动机涡轮叶片冷却技术综述[J].燃气轮机技术,2005,18(4):25-33,38.
NI Meng, ZHU Huiren, QIU Yun, et al. Review of aeroturbine blade cooling technologies[J]. Gas Turbine Technology, 2005, 18(4): 25-33, 38. (in Chinese)
- [2] HAN J, DUTTA S, EKKAD S. Gas turbine heat transfer and cooling technology[M]. 2nd ed. Boca Ration, US: CRC Press, 2012.
- [3] JADHAV R S, BALAJI C. Fluid flow and heat transfer characteristics of a vertical channel with detached pin-fin arrays arranged in staggered manner on two opposite end-walls[J]. International Journal of Thermal Sciences, 2016, 105: 57-74.
- [4] PANDIT J, THOMPSON M, EKKAD S V, et al. Effect of pin fin to channel height ratio and pin fin geometry on heat transfer performance for flow in rectangular channels[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2014, 77: 359-368.
- [5] 王龙飞,王松涛,卢少鹏,等.小高径比扰流柱冷却通道的换热和流动特性[J].航空动力学报,2015,30(6):35-46.
WANG Longfei, WANG Songtao, LU Shaopeng, et al. Heat transfer and flow characteristics of low aspect ratio

pin-fins in a cooling channel[J]. Journal of Aerospace Power,2015,30(6):35-46. (in Chinese)

[6] HUANG Liang,LI Qingling,ZHAI Hongyan. Experimental study of heat transfer performance of a tube with different shaped pin fins[J]. Applied Thermal Engineering, 2018,129:1325-1332.

[7] WAN Wei,DENG Daxiang,HUANG Qingsong,et al. Experimental study and optimization of pin fin shapes in flow boiling of micro pin fin heat sinks[J]. Applied Thermal Engineering,2017,114:436-449.

[8] KIRSCH K L,THOLE K A. Heat transfer measurements of oblong pins[J]. Journal of Turbomachinery, 2015, 137 (7):071004. 1-071004. 9.

[9] JIN Wei,JIA Ning,WU Junmei,et al. Numerical study on flow and heat transfer characteristics of pin-fins with different shapes[R]. ASME Paper GT2019-90520,2019.

[10] HENZE M,WOLFERSDORF J V,WNEIGAD B,et al. Flow and heat transfer characteristics behind vortex generators;a benchmark dataset[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow,2011,32(1):318-328.

[11] HENZE M,DIETZ C,NEUMANN S O,et al. Heat transfer enhancement from single vortex generators[R]. ASME Paper GT2005-68087,2005.

[12] SAHA P,BISWAS G,SARKAR S. Comparison of winglet-type vortex generators periodically deployed in a plate-fin heat exchanger;a synergy based analysis[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer,2014,74:292-305.

[13] CHOMPOOKHAM T,THIANPONG C,KWANKAOMENG S,et al. Heat transfer augmentation in a wedge-ribbed channel using winglet vortex generators[J]. International Communications in Heat and Mass Transfer,2010,37(2): 163-169.

[14] TRAN L V,LITTLE Z D,TRAN P K,et al. Numerical simulations of a rectangular channel with symmetric and non-symmetric wedge-shaped turbulators [R]. AIAA-2015-3732,2005.

[15] CARMICHAEL R. Public domain aeronautical software-tables from appendices i,ii,iii of theory of airfoil sections:appendix I profiles[EB/OL]. [2020-06-10] <http://www.pdas.com/profiles.html>.

[16] XU Jin,YAO Jiaxu,SU Pengfei,et al. Heat transfer and pressure loss characteristics of pin-fins with different shapes in a wide channel[R]. ASME Paper GT2017-63761,2017.

[17] 《中国航空材料手册》编辑委员会. 中国航空材料手册[M]. 2 版. 北京:中国标准出版社,2001.

[18] 陶文铨. 数值传热学[M]. 2 版. 西安:西安交通大学出版社,2001.

[19] XU Guoqiang,LI Yang,DENG Hongwu,et al. The application of similarity theory for heat transfer investigation in rotational internal cooling channel[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer,2015,85:98-109.

(编辑:陈 越)