

直通道阻塞比对流动与传热特性 数值模拟研究



徐建新,冯宏远

中国民航大学, 天津 300300

摘要: 为了进一步提高航空发动机涡轮叶片冷却通道的换热性能, 本文重点研究了冷却通道内扰流肋的阻塞比对流动与传热的影响。采用结构化六面体网格和 $k-\varepsilon$ 湍流模型求解三维 N-S 方程, 对直型冷通道内部设置了不同阻塞比的直型扰流肋片进行了流动特性与换热特性的数值模拟研究。分析了不同阻塞比下冷却通道对肋片与肋片之间区域的流体流动与换热的影响; 分析了底面有肋区域不同阻塞比肋片对通道的流动与换热。结果表明, 在数值仿真范围内, 通道整体换热效率随着阻塞比的增加先增加后减小, 阻塞比为 0.05、肋间距与肋高之比为 9 时, 通道整体换热效率最优。综合换热效率随阻塞比增大而减小, 阻塞比为 0.025、肋间距与肋高之比为 12 时, 综合换热效果最佳; 阻塞比为 0.025、肋间距与肋高之比为 5 时, 肋片的局部换热效果最佳; 通道流阻损失随着阻塞比增大而增大, 在阻塞比为 0.0875、肋间距与肋高之比为 12 时流阻损失最大, 且流阻损失对综合换热效率的影响占据主导地位。本文从扰流肋阻塞比的角度出发, 确定了最优的扰流肋排布方式, 为涡轮叶片冷却通道中扰流肋的应用提供了有效的设计依据。

关键词: 扰流肋; 阻塞比; 肋高; 传热特性; 流动特性

中图分类号: V231.1+3

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2025.07.005

扰流肋冷却是一种应用于航空燃气涡轮叶片的典型冷却工具, 对提高航空燃气涡轮热效率和输出功率起到至关重要的作用, 扰流肋片通过增大换热面积和冷流扰动来加强冷却效果。换热效率的主要影响因素包括通道宽高比、通道形状、肋片形状、肋间距与肋高之比及流动参数等^[1]。

国内外学者针对不同的影响因素进行了大量的理论与试验分析, Han 等^[2-3]研究发现, 宽高比小于 1 的换热效果, 优于宽高比大于 1 的换热效果。Chandra 等^[4]通过试验发现通道换热效果随着带肋壁面数目增多而增强, 流动性随着带肋壁面数目增多而变差。饶宇等^[5]研究微小型 W 形肋的传热能力, 结果表明, 双侧面布置 W 形肋时, 通道换热能力显著增强, 三个流程分别比光滑通道提高 0.5~1.4 倍、1.5~1.7 倍和 1.9~2.1 倍, 但流动阻力增大。经 Moon 等^[6]研究表明, 新型靴形肋的综合传热能力最佳。Liu 等^[7]通过试验发现, 在宽高比为 1/2 的 U 形通道内, 肋间距与肋高之比为 3 时通道换热性能最好, 5 时流动性能最差。Alfarawi 等^[8]研究了多种肋片对通道的换热影响, 研究发现, 复合肋比半圆形肋与方形肋具备更好的综合传热性能。朱强华

等^[9]对斜孔肋展开研究, 发现斜孔肋具备扰流与冲击射流两种冷却方式, 不仅增强了肋后缘区域的传热能力, 而且减少了通道整体流动损失。Lau 等^[10]对比了不同 V 形肋在方形通道中的传热特性, 发现在相对肋间距为 10、导流角为 60° 的 V 形肋具有最佳的传热表现。Wright 等^[11]在旋转通道中研究了不同形状与排布的肋片的传热特性。研究结果显示, 在综合考虑传热能力与压力损失的情况下, W 形间断肋和 V 形间断肋与其他类型的肋相比综合传热性能更加优秀。Tanda^[12]研究发现 V 形间断肋的传热能力比连续 V 形肋与连续直行肋提升幅度大。连文凯^[13]针对涡轮叶片内扰流肋的几何参数对换热的影响进行了研究, 发现肋片的肋高先降低后升高的排布式换热性能更优, 涂立^[14]使用数值模拟的方法, 研究了不同肋间距与肋高之比对通道传热特性与流动特性的影响。研究发现, 肋间距与肋高比为 6 时通道的传热性能更好。吴榕等^[15]以数值模拟的方法针对 V 形间断肋进行了研究, 研究发现, 分段肋长度为 10 mm、后置距离为 9.6 mm、间距位置为 2.5 mm 时通道的换热能力最佳。林爽等^[16]采用试验的方法针对不同角度带肋的流动性

收稿日期: 2024-10-30; 退修日期: 2025-01-15; 录用日期: 2025-03-13

引用格式: Xu Jianxin, Feng Hongyuan. Numerical simulation study on flow and heat transfer characteristics of straight channel turbulence rib blockage ratio[J]. Aeronautical Science & Technology, 2025, 36(7): 34-40. 徐建新, 冯宏远. 直通道阻塞比对流动与传热特性数值模拟研究[J]. 航空科学技术, 2025, 36(7): 34-40.

展开了研究,结果显示,夹角为 $60^\circ\sim 90^\circ$ 时,减小夹角增强通道的流动性,增大肋后旋涡的覆盖范围,换热效率得以增强。孔德海等^[17]采用流体力学与离散单元法相结合的方法,针对颗粒在细小带肋通道中的沉积问题进行研究,结果表明颗粒沉积主要集中在第一根肋前缘。卢贺等^[18]通过数值模拟仿真的方法,针对V形肋的导流角度展开研究,结果表明,导流角度为 30° 时综合换热效果最优。赵家军等^[19]研究了发动机叶尖间隙控制系统结构布局与冷却工质流向,研究表明,从实际出发机匣外部冷却管与凸肋配合可实现最优的冲击冷却。徐铭谦等^[20]采用多场耦合的方式对蛇形流道展开优化研究,研究表明增大冷却工质流量可增大换热效果。以上研究主要关注扰流肋的形状、间距、角度等对换热能力的影响,而本文首次从通道内扰流肋阻塞比角度系统地探讨流动与换热的综合影响,且提出了在特定的阻塞比下,最优的肋间距与肋高之比,填补了现有研究的空白,为涡轮叶片冷却通道设计提供了新的依据。

为进一步提高航空涡轮热效率和输出功率,提升涡轮叶片可承受温度上限,减少因叶身温度过高造成的事故,针对航空发动机冷却通道扰流肋阻塞比对通道换热与流动特性的影响进行深入研究。本文利用数学模拟的方法,通过流体分析软件系统性地研究了阻塞比在不同的肋间距与肋高之比的条件下对通道的传热与流动特性的影响,得到在不同阻塞比下通道的传热与流动性能。

1 数值模拟

1.1 建立模型

参考文献[14]中的几何模型参数进行建模,并在此基础上进行改进,延长通道长度至780 mm,通道截面为四边形,尺寸为 $200\text{ mm}\times 200\text{ mm}$,宽高比 $W/H=1$,水力直径 D 为200 mm。带肋通道二维平面结构示意图如图1所示。计算模型为内置直型肋的方形直通道,肋片宽 b 为10 mm,本文高度 e 为变量,文献[13]中肋片高度在5~16.2 mm时换热与流动特性更好,所以 e 分别取5 mm、7.5 mm、10 mm、12.5 mm、15 mm、17.5 mm,肋间距 p 随 e 变化而变化。

1.2 计算方法

应用结构化网格划分工具对计算模型进行结构化网格划分,对带肋壁面进行加密处理,主要换热壁面 $y^+ < 2$ 且整体网格偏度小于0.75。本文采用了约50万、75万、100万、125万、150万、175万、200万、225万的网格数量进行计算结果与网格无关的验证性工作,验证结果表明网格数量大于175万时计算结果趋于稳定,如图2所示,且随着网格数量

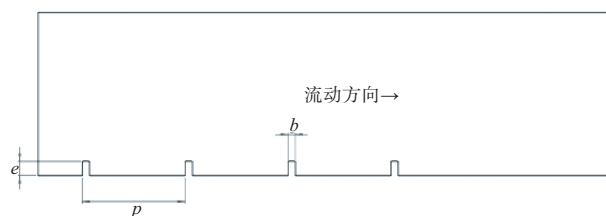


图1 带肋通道结构图

Fig.1 Diagram of the channel structure equipped with spoiler ribs

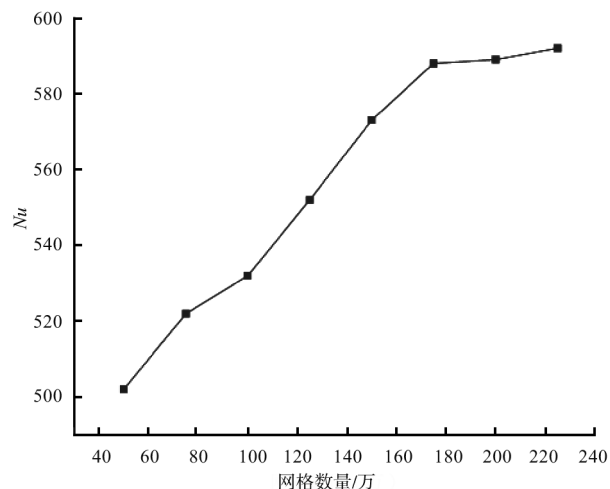


图2 不同网格数量带肋壁面平均努塞尔数变化图

Fig.2 Variation of the average Nusselt number of ribbed wall surfaces with different mesh numbers

增加计算结果并无明显变化,结果误差小于0.1%。图3为网格示意图,本文借助某有限元分析软件,采用 $k-\varepsilon$ 湍流模型对带肋壁面进行传热模拟,速度与压力耦合方式选取压力修正方程半隐式算法(SIMPLE),计算过程选用二阶精度差分格式,计算残差为 1×10^{-5} 。

1.3 边界条件

雷诺数 Re 为20000,通道入口设置为速度入口,流体流

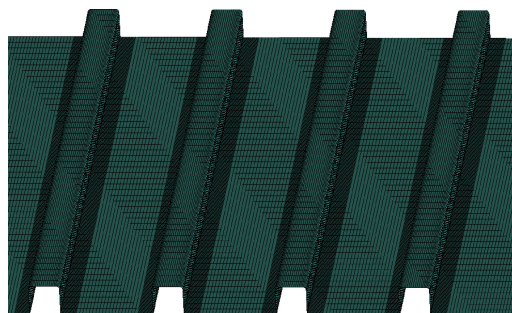


图3 通道底面网格局部结构示意图

Fig.3 Schematic diagram of the local structure of the mesh on the bottom surface of the channel

动方向与入口截面法向方向相同,入口温度 298 K,出口设置为压力出口,出口压力为一个标准大气压,带肋壁面设置为恒定热流密度,其余壁面设置为绝热壁面,冷却工质为液态水,且假设其流动充分达到稳态流动,具体参数见表1。

表1 边界条件设置

Table 1 Boundary condition settings

边界条件	进口速度	出口压强	带肋壁面热流密度	其余壁面热流密度
	0.1005 m/s	一个标准大气压	5000 W/m ²	0

2 计算结果

本文通过无量纲努塞尔数 Nu 的大小来衡量通道换热能力的优劣, Nu 数值越大证明换热能力更好, Nu 的表达式^[18]为

$$Nu = \alpha D / \lambda \quad (1)$$

式中, α 为对流换热系数, α 的表达式为 $\alpha = q / (T_w - T_f)$, q 为带肋壁面的热流密度, T_f 为冷却工质温度, T_w 为壁面温度。 λ 为冷却工质的导热系数, D 为通道入口的水力直径, 且 $D = 2HW / (H + W)$, W 与 H 为通道的宽与高。为凸显扰流肋的对流换热作用, 选取相同水力直径的光滑圆管作为参照, 真实通道中 Nu 与具有相同水力直径的光滑圆管形通道的努塞尔数 Nu_0 之比为

$$Nu / Nu_0 = (\alpha D / \lambda) / (0.023 Re^{0.8} Pr^{0.4}) \quad (2)$$

式中, Pr 为冷却介质的普朗特数。

与此同时还应该考虑因为肋的存在导致流体流动所产生的流动损失, 平均阻力系数 f 的表达式为

$$f = 2(P_{in} - P_{out})D / L\rho v^2 \quad (3)$$

式中, P_{in} 为入口压力, P_{out} 为出口压力, ρ 为冷却工质密度, v 为入口速度, L 为通道长度。为凸显因扰流肋产生的流动损失, 以相同水力直径的光滑圆管作为参照对比, 以平均阻力系数 f 与具有相同水力直径的光滑圆管形通道的平均阻力系数 f_0 之比来表示流动损失

$$ff_0 = f / 0.079 Re^{-0.25} \quad (4)$$

为了更好地综合评估肋对通道整体换热能力的影响, 在此处引入符号 φ 。符号 φ 用来作为衡量综合换热效率的一个代表值, φ 的表达式为

$$\varphi = (Nu / Nu_0) / (ff_0)^{1/3} \quad (5)$$

2.1 不同阻塞比下的通道换热效果

选择带肋通道阻塞比为 0.025、0.0375、0.05、0.0625、0.075、0.0875 共 6 组。经总结文献[10]、[11]、[14]后发现, 直通道在类间距与肋高之比为 6~9 时综合换热效率最优, 为

防止遗漏, 选择每组的肋间距与肋高之比 p/e 为 4/1、5/1、6/1、7/1、8/1、9/1、10/1、12/1 共 8 种情况, 在上述相同边界条件下进行数值模拟分析, 计算并记录保存各组不同情况的努塞尔数与流动损失系数。

图4列出雷诺数为 20000 时各组带肋壁面的平均努塞尔数与光滑圆管的平均努塞尔数之比 Nu / Nu_0 随肋间距与肋高之比的变化趋势。结果表明, 阻塞比 $e/D = 0.05$ 、0.075 呈现先上升后下降的趋势, 其余各组呈现上升趋势, 且 $e/D = 0.05$ 时 Nu / Nu_0 明显高于其他组, 在 $p/e = 9$ 时取得最大值 4.31。

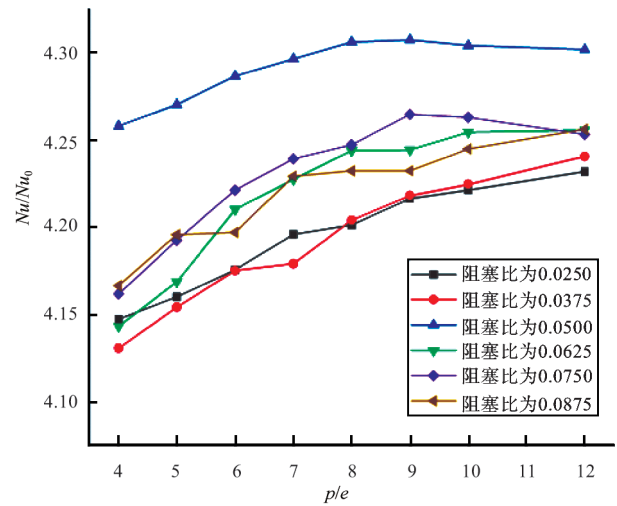


图4 通道整体不同阻塞比下努数比变化趋势

Fig. 4 The variation trend of the Nusselt ratio under different blockage ratios of the channel as a whole

为更加直观地表达各组努塞尔数变化趋势, 以图5各组在 $p/e = 9$ 时的努塞尔数云图作为表征。从图5可知, 换热效果最显著的区域是直型肋片顶部, 其次是肋与肋之间的区域, 其中阻塞比 $e/D = 0.05$, 换热效果好的区域分布更加广泛, 在第4排肋片后区域换热优于其他5组。阻塞比 $e/D = 0.025$ 与 0.0375 时第4排肋片后存在大量的低换热区, 导致整体壁面的平均努塞尔数较低。阻塞比为 0.0625 与 0.0875 时, 整体换热有所提高, 但是由于肋与肋之间区域换热效果相对较差, 使得整体换热效果仍低于阻塞比 $e/D = 0.05$ 的情况。

图6为在 $p/e = 9$ 时, 通道 $W = 1/2$ 截面肋片附近的流线图, 由图6可知, 流体在流经肋片时与肋片发生碰撞, 流体流速增大, 部分流体与主流产生分离, 在两条肋片之间的区域发生再附着二次流动, 进而在肋片的下游出现旋涡。第一排肋片后旋涡大于其他肋片后的旋涡, 肋片下游的旋涡随着阻塞比的增大而增大。流体与肋片碰撞后再附着产生

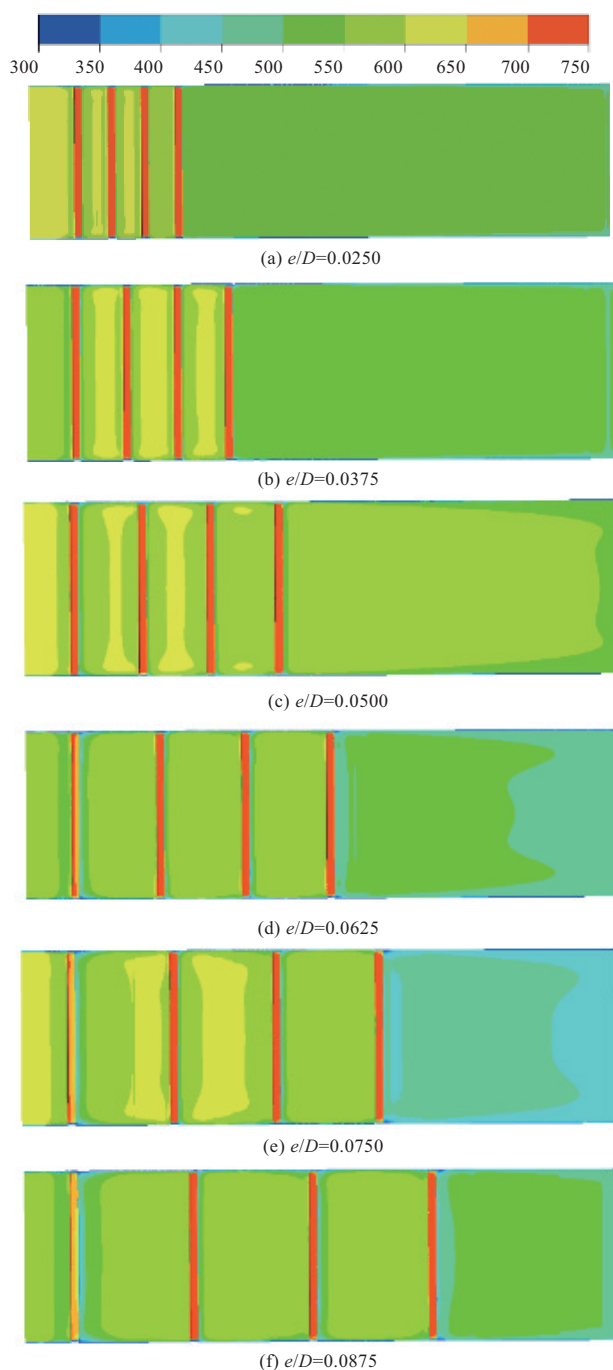
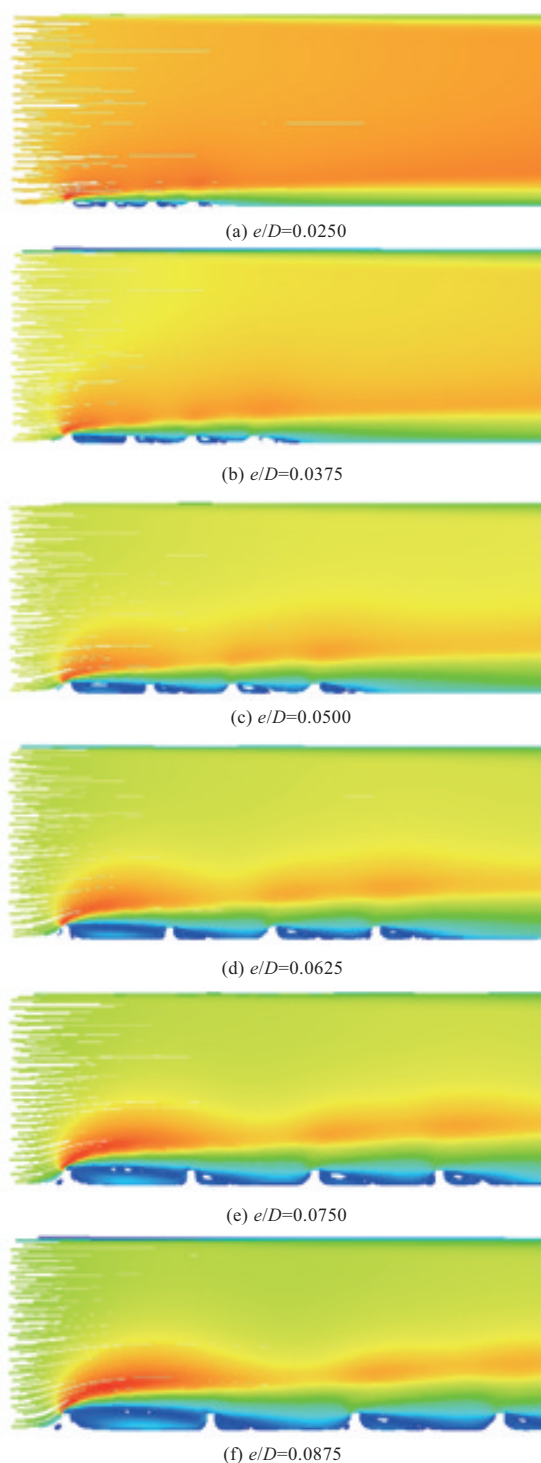


图5 带肋底面努塞尔数云图

Fig.5 Nusselt number cloud with ribbed base

的旋涡对壁面造成冲击,更快速带走壁面热量,增强流体流动与壁面之间的换热。但是根据边界层理论,邻近壁面区域会产生相同等级的黏性力与惯性力,在此区域速度会降低,与外界产生速度差,边界厚度增大,在 $p/e=9$ 时,随着阻塞比增大两条肋片之间的区域逐渐增大,来流获得更加充分发展空间,边界层变厚不利于换热。与此同时,二次流旋

图6 $W=1/2$ 截面流线图Fig.6 $W=1/2$ cross-sectional streamline

涡覆盖范围有限,阻塞比增大后肋间区域变大,旋涡无法充分覆盖,导致高换热区只出现在靠近肋片的下游。

如图5与图6所示,第4排肋后区域无法不受到肋片的影响,无肋区域面积占比较大,这部分换热效果很差,为更加精

准地分析不同阻塞比肋片的换热效果,排除第4排肋片后的无肋区域,只计算有肋区域的努塞尔数。计算结果如图7所示,各组均呈现出先上升后下降的趋势,且在 p/e 为任意值的情况下, Nu/Nu_0 随着阻塞比增大而减小,表明在研究范围内,阻塞比越小局部换热效果越好,阻塞比为0.025时 Nu/Nu_0 明显高于其他组,且 $p/e=5$ 时 Nu/Nu_0 取得最大值为4.63,故此条件下底面有肋片区域的换热效果最好。

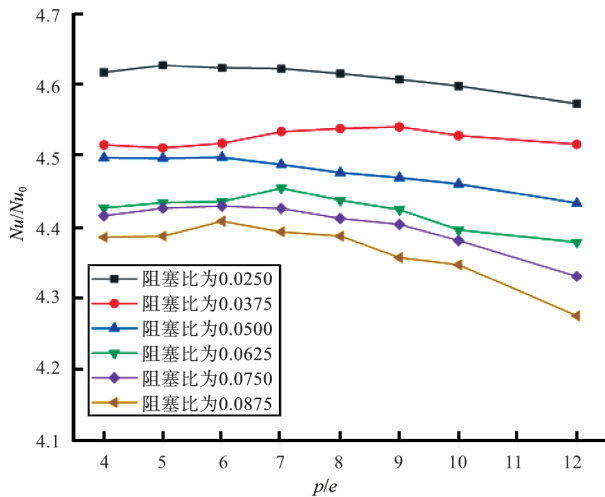


图7 带肋底面有肋片区域努数比变化趋势

Fig.7 The trend of Nusselt ratio in the ribbed underside with ribbed area

2.2 不同阻塞比下综合换热效率

由式(4)可算得通道流阻损失比,图8给出了不同阻塞比在不同的 p/e 下与流阻损失比的变化趋势。由图8可知,在相同的 p/e 条件下,流阻损失随着阻塞比增大而增大。在阻塞比 $e/D=0.0875$ 和 $p/e=12$ 时流阻损失最大,此时相对平均阻力系数为7.65。在阻塞比 $e/D=0.025$ 时,在研究范围内流阻损失最小,相对阻力系数为1.91。

由式(5)可计算出各组在不同肋间距与肋高之比下的综合换热效率。如图9所示,各组对应的曲线呈现出两种截然不同的变化趋势,在阻塞比 $e/D=0.025, 0.05, 0.0625$ 时,综合换热效率更加稳定,变化范围小。在阻塞比 $e/D=0.0375, 0.075, 0.0875$ 时,换热效率随着 p/e 增大都出现了明显的阶段式下降。在 ff_0 相同的情况下,各组综合换热效率变化曲线总是相近似的, ff_0 发生突变后综合换热效率也跟着发生突变,可见此时阻力系数对综合换热效率的影响占据主导地位。与此同时,随着阻塞比增大综合换热效率反而降低, $e/D=0.025$ 时综合换热效率最优,在不同的 p/e 下表现稳定,无大幅度变化,在 $p/e=12$ 时综合换热效率最大, $\varphi=2.21$ 。阻塞比 $e/D=0.0875$ 时综合换热效率最低,且呈现出

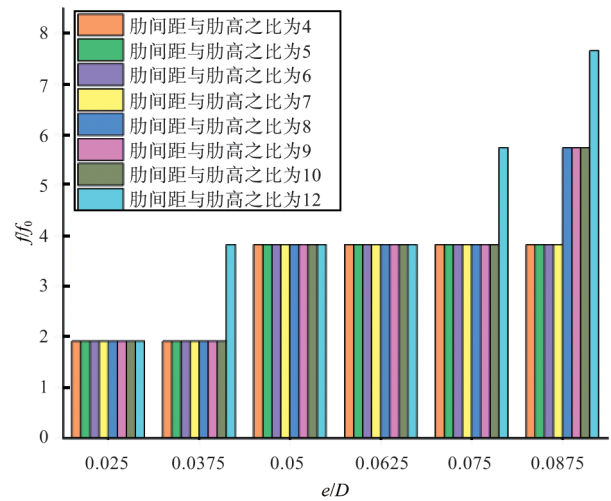


图8 不同阻塞比下相对阻力系数

Fig.8 Relative drag coefficients at different blocking ratios

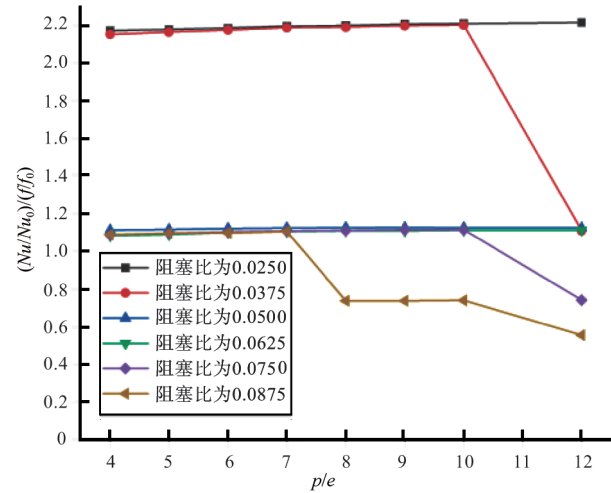


图9 不同阻塞比下综合换热效率随 p/e 变化的变化趋势

Fig.9 The variation trend of comprehensive heat transfer efficiency with p/e under different blockage ratios

逐段下降,在 $p/e=12$ 时综合换热效率最低, $\varphi=0.556$ 。综上所述,增加阻塞比导致 ff_0 突增,进而导致综合换热效率降低且变得不稳定。

3 结论

本文从航空发动直型冷却通道的换热与流动特性角度出发,基于有限元流体换热原理对冷却通道的扰流肋结构进行寻优。通过研究,得出以下结论:

(1)当 $Re=20000$ 时,冷却通道整体换热效果随着阻塞比增加呈现先增后减趋势, $e/D=0.05, p/e=9$ 时通道整体换热效果最优;综合换热效率随阻塞比增大呈现出递减趋势,

在 $e/D=0.025$ 、 $p/e=12$ 时综合换热效果最佳。

(2)带肋底面区域的换热效果随着阻塞比增大而减小,且随着 p/e 变化呈现出先上升后下降的趋势。在阻塞比 $e/D=0.025$ 、 $p/e=5$ 时,扰流肋片对该区域的换热效果最优。

(3)通道整体流阻损失随着阻塞比增大逐段增大,在 $e/D=0.0875$ 、 $p/e=12$ 时阻力系数最大,流阻损失最大,阻力系数变化会对综合换热效率造成巨大影响,此时阻力系数对综合换热效率的影响占据主导地位。

AST

参考文献

- [1] Ekkad S V, Han J C. A transient liquid crystal thermography technique for gas turbine heat transfer measurements[J]. Measurement Science and Technology, 2000, 11(7): 957.
- [2] Han J C, Park J S, Ibrahim M Y. Measurement of heat transfer and pressure drop in rectangular channels with turbulence promoters[R]. NASA No.AVSCOM-TR-86-C-25, 1986.
- [3] Park J S, Han J C, Huang Y, et al. Heat transfer performance comparisons of five different rectangular channels with parallel angled ribs[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1992, 35(11): 2891-2903.
- [4] 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.
- [5] 饶宇,王德强,李彦霖. 涡轮叶片内部多通道微小扰流肋冷却流动传热实验研究[J]. 工程热物理学报, 2019, 40(10): 2321-2326.
Rao Yu, Wang Deqiang, Li Yanlin. Experimental study on flow and heat transfer of multi-channel micro disturbance ribs cooling inside turbine blades [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2019, 40 (10): 2321-2326. (in Chinese)
- [6] Moon M A, Park M J, Kim K Y. Evaluation of heat transfer performances of various rib shapes[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2014, 71: 275-284.
- [7] Liu Y H, Wright L M, Fu W L, et al. Rib spacing effect on heat transfer in rotating two-pass ribbed channel[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2007, 21(3): 582-595.
- [8] Alfarawi S, Abdel-Moneim S A, Bodalal A. Experimental investigations of heat transfer enhancement from rectangular duct roughened by hybrid ribs[J]. International Journal of Thermal Sciences, 2017, 118: 123-138.
- [9] 朱强华,崔苗,高效伟. 带斜孔肋大宽高比矩形通道的强化传热特性[J]. 航空动力学报, 2016, 31(4): 780-787.
Zhu Qianghua, Cui Miao, Gao Xiaowei. Efficient and powerful enhanced heat transfer characteristics of rectangular channels with inclined ribs and high aspect ratio [J]. Journal of Aerodynamics, 2016, 31(4): 780-787. (in Chinese)
- [10] Lau S C, Kukreja R T, McMillin R D. Effects of V-shaped rib arrays on turbulent heat transfer and friction of fully developed flow in a square channel[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1991, 34(7): 1605-1616.
- [11] Wright L M, Fu W L, Han J C. Thermal performance of angled, V-shaped, and W-shaped rib turbulators in rotating rectangular cooling channels (AR=4:1)[C]. Turbo Expo: Power for Land, Sea, and Air, 2004: 885-894.
- [12] 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.
- [13] 连文凯. 航空发动机涡轮叶片内冷通道流动换热特性及其优化研究[D]. 北京: 华北电力大学 2023.
Lian Wenkai. Study on flow and heat transfer characteristics and optimization of internal cooling channels in aircraft engine turbine Blades [D]. Beijing: North China Electric Power University, 2023. (in Chinese)
- [14] 涂立. 涡轮叶片内置扰流肋片结构强化换热的数值研究[D]. 厦门: 厦门大学, 2019.
Tu Li. Numerical study on heat transfer enhancement of turbine blade with built-in turbulence rib structure [D]. Xiamen: Xiamen University, 2019. (in Chinese)
- [15] 吴榕, 缪克克, 侯昶. 涡轮叶片通道内部V型间断肋的传热特性研究[J]. 航空动力学报, 2023, 38(12): 2817-2828.
Wu Rong, Miao Keke, Hou Chang. Study on heat transfer characteristics of V-shaped discontinuous ribs inside turbine blade channels [J]. Journal of Aeronautical Power, 2023, 38 (12): 2817-2828. (in Chinese)
- [16] 林爽, 吴榕, 王博, 等. 涡轮叶片斜肋通道冷态流场特性的实验研究[J]. 浙江大学学报(工学版), 2022, 56(4): 823-832.
Lin Shuang, Wu Rong, Wang Bo, et al. Experimental study on cold flow field characteristics of turbine blade inclined rib channel [J]. Journal of Zhejiang University (Engineering Edition), 2022, 56 (4): 823-832. (in Chinese)

- [17] 孔德海,李心慧,牛夕莹,等.基于CFD-DEM微细带肋内冷通道中颗粒沉积特性比较研究[J].热能动力工程,2023,38(12):84-94.
Kong Dehai, Li Xinhui, Niu Xiying, et al. Comparative study on particle deposition characteristics in micro ribbed internal cold channels based on CFD-DEM [J]. Thermal Power Engineering, 2023, 38 (12): 84-94.(in Chinese)
- [18] 卢贺,沈亮,刘聪,等.V型交替扰流肋对流动与换热的数值模拟研究[J].电站系统工程,2021,37(2): 13-16.
Lu He, Shen Liang, Liu Cong, et al Numerical simulation study on flow and heat transfer of V-shaped alternating turbulence ribs [J]. Power Plant Systems Engineering, 2021, 37 (2): 13-16.(in Chinese)
- [19] 赵家军,赵耘墨.涡轮叶尖热主动间隙控制系统布局分析[J].航空科学技术, 2023, 34(3): 77-81.
Zhao Jiajun, Zhao Yunmo. Layout analysis of turbine tip thermal active clearance control system [J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34 (3): 77-81. (in Chinese)
- [20] 徐铭谦,张健,李佳洋.基于流-固-热耦合的高温伺服阀蛇形流道散热罩散热效率研究[J].航空科学技术, 2024, 35(2): 81-91.
Xu Mingqian, Zhang Jian, Li Jiayang. Research on heat dissipation efficiency of high temperature servo valve serpentine flow channel heat dissipation cover based on flow solid thermal coupling [J]. Aeronautical Science & Technology, 2024, 35 (2): 81-91.(in Chinese)

Numerical Simulation Study on Flow and Heat Transfer Characteristics of Straight Channel Turbulence Rib Blockage Ratio

Xu Jianxin, Feng Hongyuan

Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China

Abstract: In order to further improve the heat transfer performance of the cooling channel of aircraft engine turbine blades, this paper focuses on the influence of the blockage ratio of the turbulence ribs in the cooling channel on flow and heat transfer. This paper uses a structured hexahedral mesh and a $k-\varepsilon$ turbulence model to solve the three-dimensional N-S equation, and conducts numerical simulation research on the flow and heat transfer characteristics of straight turbulent fins with different blockage ratios inside a straight cold channel. It also analyzed the influence of cooling channels on fluid flow and heat transfer in the region between fins under different blockage ratios, and analyzed the flow and heat transfer of channels in ribbed areas with different blockage ratios of fins. The results show that within the range of numerical simulation, the overall heat transfer efficiency of the channel increases first and then decreases with the increase of blockage ratio. When the blockage ratio is 0.05 and the ratio of rib spacing to rib height is 9, the overall heat transfer efficiency of the channel is optimal. The comprehensive heat transfer efficiency decreases with the increase of blockage ratio, and the best comprehensive heat transfer effect is achieved when the blockage ratio is 0.025 and the ratio of rib spacing to rib height is 12; When the blockage ratio is 0.025 and the ratio of rib spacing to rib height is 5, the local heat transfer effect of the ribs is optimal; The channel flow resistance loss increases with the increase of blockage ratio. When the blockage ratio is 0.0875 and the ratio of rib spacing to rib height is 12, the flow resistance loss is the largest, and the influence of flow resistance loss on the comprehensive heat transfer efficiency dominates. Starting from the perspective of the blockage ratio of turbulence ribs, this paper determines the optimal arrangement of turbulence ribs, providing an effective design basis for the application of turbulence ribs in turbine blade cooling channels.

Key Words: turbulence rib; blockage ratio; rib height; heat transfer characteristics; flow characteristic