

涡轮叶片带肋通道换热性能数值和试验研究

李皓璠, 云雪

(沈阳飞机设计研究所, 辽宁 沈阳 110035)

摘 要:采用数值模拟与试验测试相结合的方法,利用涡旋核心可视化技术对于带肋通道内部流动与换热机理进行研究。对于宽高比为 1 的 45°斜置带肋直通道的原型结构(无切除结构)和另外 6 种优化结构,全部肋片在流动方向下游切除 2 个肋高(3.8 mm)的改良结构在综合换热性能上表现最优,相对于原型结构的带肋面平均 Nu 数、平均 Nu 数比和平均换热因子分别增长 25.1%,24.8%,22.7%;经试验验证,带肋通道外壁面温度的试验值与数值模拟值误差在 10%左右。

关 键 词:带肋通道;冷却性能;叶片冷却

中图分类号:TK472 文献标志码:A 文章编号:1000-2758(2023)04-0750-07

对现有涡轮风扇发动机性能进行优化可采取改变发动机传统循环模式、提高发动机循环参数、优化发动机控制系统等多种方法。发动机高压涡轮前温度直接决定推进系统的推力性能,高压涡轮前温度每提高 10 K,推力可提高约 1 470 N^[1]。

目前涡轮风扇发动机涡轮叶片所采用的冷却技术主要有外部冷却和内部冷却 2 种方式,其中内部冷却中最重要的部分就是在叶片中部区域的带肋通道冷却^[2]。Ayli 等^[3]研究了带肋通道,拟合得到了强迫对流传热的传热关联式。Liu 等^[4]对带肋通道内的截断肋进行了研究,发现相同换热效率下采用截断肋可降低压力损失。Han^[5]拟合得到了不同结构参数下带肋通道的传热关联式。Wang 等^[6-7]采用数值模拟方法研究不同结构内冷通道,结果表明相对于 45°V 型肋,波纹肋的换热效果更好。刘聪等^[8]对三角形 V 肋和反向 V 肋的换热效果进行研究,发现反向 V 肋的换热效果更好。通过改变肋片结构强化换热的冷却机理研究得到了广泛发展^[9]。但对于带间隔的间断肋片通道的流动换热研究较少。本文利用试验平台对宽高比为 1 的 45°斜置带肋通道进行了详细的测量,并开展数值模拟研究,验证了带间断间隔肋的新型结构能够有效提高换热性能。

1 高压涡轮叶片带肋通道换热性能衡量方法

在高压涡轮叶片中增加肋结构,会在提升换热性能的同时,增加流动阻力^[10]。换热能力以努赛尔数作为衡量指标,流动阻力以摩擦因数作为衡量指标,为了将换热性能强化和流体能量损失进行综合考虑,将换热性能因子作为综合评价指标^[11],分别定义如下:

努赛尔数定义为

$$Nu = \frac{hD}{k} \quad (1)$$

$$h = \frac{q - q_{\text{loss}}}{A(T_w - T_b)} \quad (2)$$

式中: Nu 为努赛尔数; k 为流体导热系数, $\text{W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$; h 为对流换热系数, $\text{W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{K}^{-1}$; q 为通过壁面热流密度, W ; q_{loss} 为散热损失, W ; A 为通道换热面积, m^2 ; T_w 为通道表面当地平均壁面温度, K ; T_b 为冷却工质的温度, K 。

摩擦因数通过压损 Δp 、通道长度 l 和流体的流动速度 u 求得

$$f = \frac{\Delta p D}{2\rho l u^2} \quad (3)$$

收稿日期:2022-07-22

作者简介:李皓璠(1992—),沈阳飞机设计研究所工程师,主要从事飞机推进系统设计研究。e-mail:geniuslhf@163.com

式中: f 为摩擦因数; Δp 为流体压力损失,Pa; u 为气流速度, $\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$; l 为通道长度,m。

为了衡量带肋通道的换热能力与摩擦损失的大小,现在引入光滑通道内强制对流换热和摩擦因数的普遍关联式

$$Nu_0 = 0.023Re^{0.8}Pr^{0.4}$$

(4)

$$f_0 = (1.58\ln Re - 3.28)^{-2}$$

(5)

式中: Nu_0 为流体在光滑通道中努赛尔系数; f_0 为流体在光滑通道中的摩擦因数; Pr 为流体的普朗特数。

换热性能因子 F_T 计算公式为

$$F_T = \frac{Nu/Nu_0}{(f/f_0)^{1/3}}$$

(6)

2 宽高比为 1 的 45°斜置带肋通道换热性能测量试验

2.1 试验平台简介

宽高比为 1 的 45°斜置带肋通道试验原理及结构设计如图 1~2 所示,试验装置主要由风机、试验段、电加热器、控制与信号采集系统等组成。在试验过程中,由风机鼓入的空气通过储气罐进入带肋面恒定热流密度为 $2\,000\text{ W/m}^2$ 的试验段中。调节控制系统电磁阀的开度得到合适流量,使试验段进口雷诺数分别保持在 10 000,20 000,30 000,40 000,50 000 和 60 000 这 6 种工况,试验段进口压力控制在 0.3 MPa 左右,进气温度为 293 K。

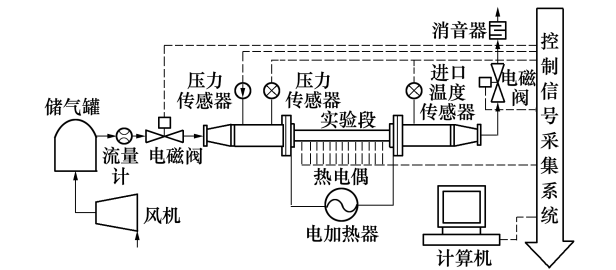


图 1 试验平台原理图

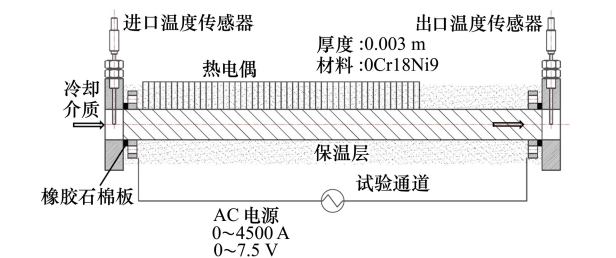


图 2 试验段结构设计图

原型通道和新型结构的具体参数如表 1 所示,序号 2~7 为新型结构,新型结构是在流动方向下游肋片远端位置对肋片进行切除,序号 3 新型结构如图 3 所示。

表 1 带肋通道原型结构及新型结构的具体参数
(肋片角度 $\alpha=45^\circ$,肋片间距 $P/e=10$)

序号	肋片高度 e/mm	切割方式
1	1.9	无切除
2	1.9	1.9 mm 全切
3	1.9	1.9 mm 偶数切
4	1.9	3.8 mm 全切
5	1.9	3.8 mm 偶数切
6	1.9	5.7 mm 全切
7	1.9	5.7 mm 偶数切

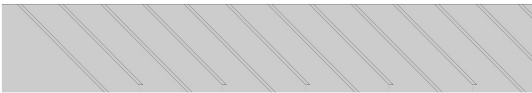


图 3 沿流动方向下游肋片切除的新型结构

所有的热电偶均焊接在外壁面相应的测温位置上,带肋外壁面上沿中心线存在 25 个热电偶测温点,测温点从距离入口 19 mm 处开始,依次相距 19 mm 均匀排布,带肋通道试验段外壁面热电偶的分布如图 4 所示。

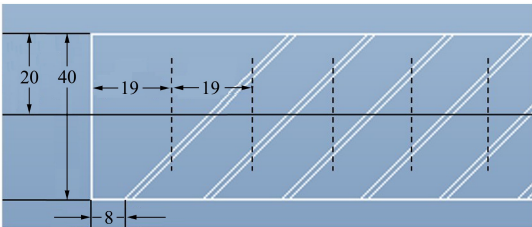


图 4 热电偶分布部分图

2.2 试验结果分析

对带肋通道带肋外壁面中心线上的 25 个测点进行了测量,试验结果如图 5~6 所示。其中,沿流动方向为 x 正方向带肋通道当量直径为 D 。

对于宽高比为 1 的 45°斜置带肋通道原型结构,在 10 000,20 000,30 000,40 000,50 000,60 000 6 种雷诺数工况下,带肋外壁面中心线上努塞尔数分布基本上呈现相同的规律:

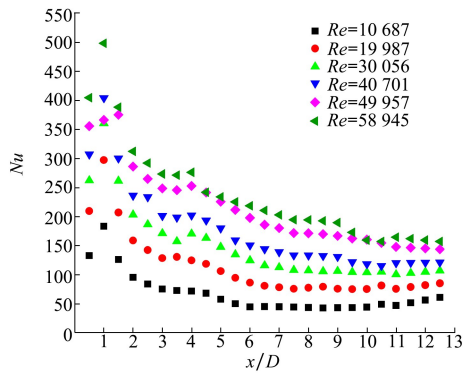


图 5 原型结构带肋面外壁面中心线 Nu 分布

- 1) 在 $0 < x/D < 2$ 入口段,由于入口段存在通道收缩扩张的急剧变化,紊流度较大,进口流速变化较大,湍流度增加,速度和温度的边界层在此位置都相对较薄,导致带肋面被急剧冷却,努塞尔数存在一个明显的先升高后降低的过程;
- 2) 在 $2 \leq x/D < 6$ 区域,流动进入了充分发展状态,入口段效应基本消失,空气温度逐渐升高,努塞尔数逐渐减小,带肋面外壁面中心线上的努塞尔数随着 x/D 的增加有逐渐减小的趋势;

3) 在 $x/D \geq 6$ 区域,冷却空气对试验段的冷却作用逐渐减弱,试验段的外壁面的温度趋于平缓, $x/D \geq 11$ 位置的温度有所下降,努塞尔数逐渐增大。

6 种新型结构的带肋面外壁面中心线努塞尔数分布规律与原型结构的分布规律基本上相似:

- 1) 在 $0 < x/D < 4$ 区域上,努塞尔数沿着流线逐渐降低;在 $4 \leq x/D < 10$ 的区域内努塞尔数沿流向逐渐趋于平缓并保持稳定;在 $x/D \geq 10$ 的区域努塞尔数略微有所升高;
- 2) 与原型结构不同的是,在 $0 < x/D < 2$ 的入口段区域内没有努塞尔数明显升高的过程,而是存在一个努塞尔数急剧下降的区域,在高进口 Re 下甚至在该区域努塞尔数下降了 50%。由于入口段的传热受进口流动状态和肋通道几何结构影响,这说明新型结构能够改善原型结构入口段的影响;
- 3) 在 $x/D \geq 4$ 区域,入口段效应的影响逐渐消失,流动状态为充分发展,努塞尔数逐渐趋于平稳;
- 4) 在 $x/D \geq 10$ 的区域,由于带肋面的温度有所降低,因此计算出来的努塞尔数有所升高,但变化程度非常小。

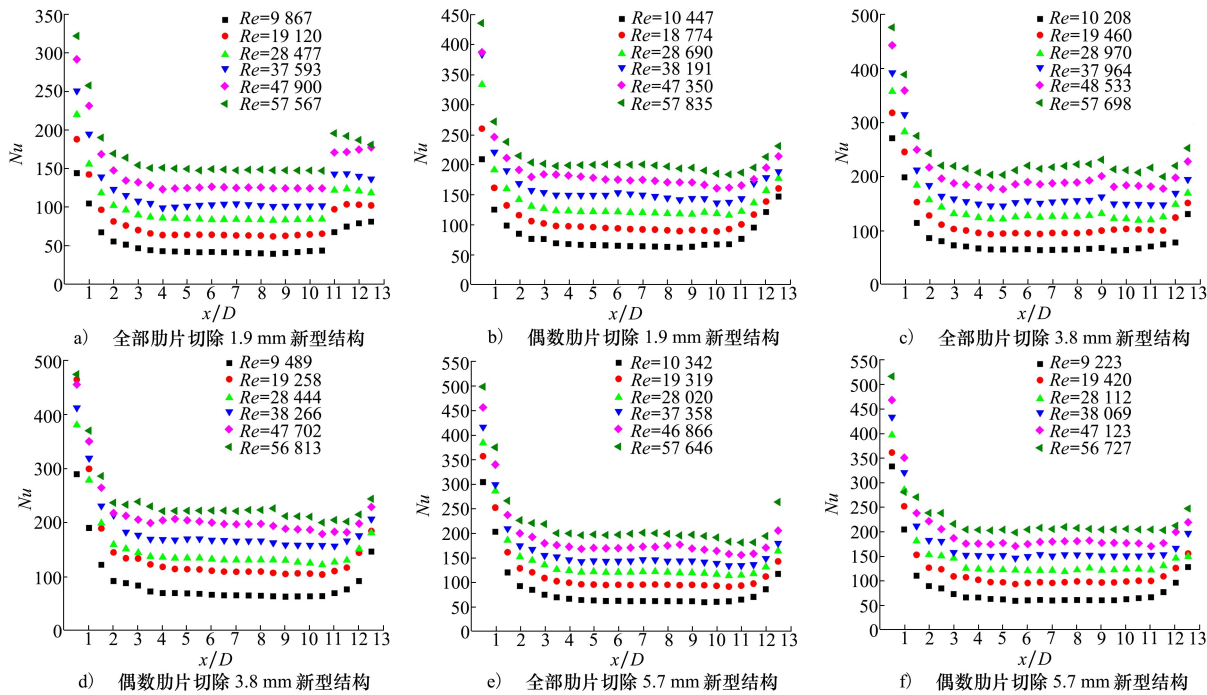


图 6 新型结构带肋面外壁面中心线 Nu 分布

图 7 为原型结构和 6 种新型结构带肋通道的摩擦因数 f 的试验结果。新型结构的摩擦因数 f 与原型结构相比差别不大,其值均分布在 0.029~0.054 之间,且随着 Re 的增加, f 逐渐减小。

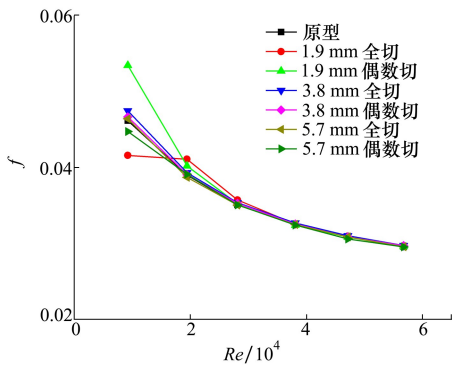


图 7 不同结构带肋通道的摩擦因数

3 宽高比为 1 的 45°斜置带肋通道换热性能数值模拟

3.1 计算模型简介

采用 Inventor 软件建立计算域,计算域的网格采用 ICEM 软件生成,保证 y^+ 小于 1。经计算所得的网格无关性结果如图 8 所示,本文选用进口流量、压力出口、热流密度等边界条件。

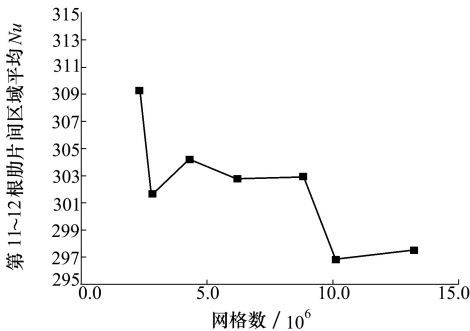


图 8 带肋直通渠道网格无关性验证

使用 6 种不同的湍流模型 $k-\varepsilon$ 、 $k-w$ 、RNG $k-\varepsilon$ 、SST、SSG 和 LRR 对宽高比为 1 的 45°斜置肋片带肋单通道进行数值模拟。使用 SST 湍流模型所得的数值计算结果较其他几种湍流模型而言相对更加逼近试验结果。

当使用 SST 计算模型时,所得的单通道带肋壁面外壁面中心线上平均努塞尔数和试验结果的对比情况如图 9 所示。从进口雷诺数从 10 000 变化到

60 000 的过程中数值模拟结果能准确捕捉 Nu 数的变化趋势,数值模拟结果比试验结果的平均相对误差为 10.17%。

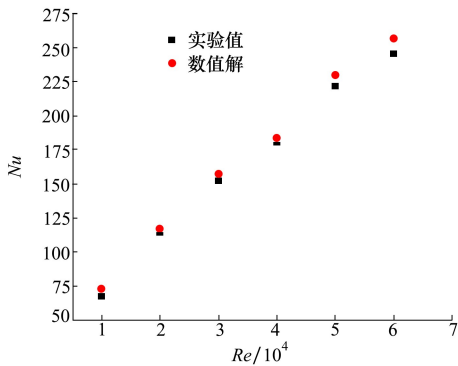


图 9 带肋直通渠道 SST 湍流模型数值模拟结果与试验值对比情况

3.2 数值模拟结果分析

图 10 所示为宽高比为 1 的 45°斜置肋片带肋通道在 $Re=60\,000$ 时,内壁面努塞尔数比与 1 的差值。在流动方向下游肋片远端 3 个肋高的区域差值为负值,切除这个区域的肋片以获得更高的强化换热效果。采用表 1 中的 6 种新型结构进行数值计算,以便相互验证。

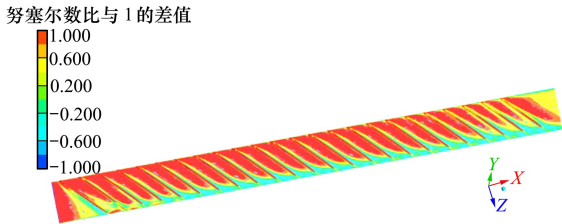


图 10 原型结构在 $Re=60\,000$ 时带肋内壁面换热效果

不同结构带肋壁面平均努塞尔数比 Nu/Nu_0 、摩擦因数比 f/f_0 、平均强化换热因子 F_T 随 Re 变化规律分别见图 11~13,在不同的入口雷诺数下换热性能有较大的差别。结论如下:

- 1) 相比于其他改良结构,全部肋片在流动方向下游切除 3.8 mm 的新型结构在综合换热性能上表现最优,摩擦因数比仅增加 1.1%,而平均 Nu 数比和平均换热因子分别平均增长 15%,14%;
- 2) 在进口 Re 从 10 000~60 000 变化的情况下,全部肋片在流动方向下游切除 3.8 mm 新型结构平均努塞尔数比和强化换热因子都是增加的,在低进口 Re 数下,换热性能增加不如其他结构,但是在

高进口 Re 数范围内 (30 000~60 000), 该新型结构的 2 项强化换热优化结果均是新型结构中最大值。

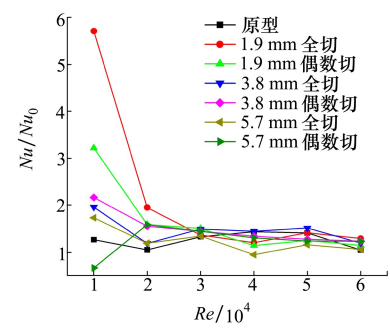


图 11 不同结构带肋壁面平均 Nu/Nu_0 随 Re 变化规律

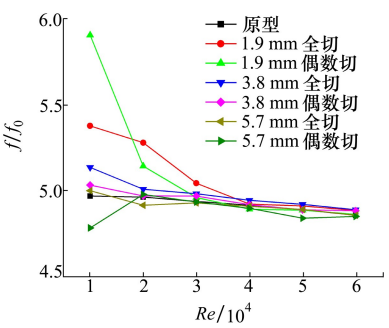


图 12 不同结构带肋通道 f/f_0 随 Re 变化规律

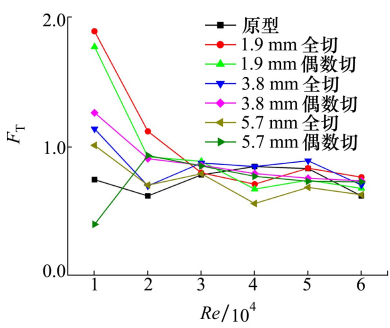


图 13 不同结构带肋壁面平均 F_T 随 Re 变化规律

分析斜置肋片的强化换热机理发现,主要是由于在斜置肋片之后的 3~6 个肋高的二次流再附着,对于边界层的破坏使得斜置肋片相较直肋片而言换热性能大大提升,同时在主流区域存在着一个巨大的涡。形成的涡结构将低温工质带到高温区域,形成非常好的换热效果^[12]。新型结构换热性能的提升是由涡旋核心分布的变化引起的。新型结构与原型结构的涡旋核心分布如图 14 所示,从图中可以明显看出,二者的涡旋核心分布规律是相似的,都是由靠近右侧光滑面的主流涡旋、肋片间的纵向涡和靠近左侧光滑面的离散涡组成,这些涡旋构成了带肋通道中的主要二次流流动。其中主涡靠近右侧光滑面,距离带肋壁面较远,一般由第三根肋片开始

形成并逐渐向下游发展、壮大。纵向涡沿着肋展方向流动,向着主流涡进行靠拢,最终汇聚,但是可以看出新型结构的由切除肋片带肋的横向涡强度相较于原型结构的横向涡有所提升,同时对于与主流汇聚的位置也更加靠近出口,给予带肋壁面上二次流的分离与再附着更多的机会,强化换热的效果更明显。

4 结 论

本文对宽高比为 1 的 45°斜置带肋通道的原始结构与新型结构的换热特性进行试验测量与数值模拟研究,得到以下结论:

1) 原型结构与新型结构同样存在入口段效应,原型结构入口段效应集中在 $0 < x/D < 6$ 的区域;6 种新型结构入口段效应集中在 $0 < x/D < 4$ 的区域,但新型结构能明显改善原型结构入口温度下降的过程,进入充分发展状态的温度分布规律与原型结构相同;

2) 原型结构和新型结构在进口 Re 从 10 000 变化到 60 000 的过程中,数值计算结果与试验结果平均相对误差为 10.17%。数值计算结果显示,全部肋片在流动方向下游切除 3.8 mm 结构的换热性能是 6 种新型结构中最优的。带肋面平均 Nu 数、平均 Nu 数比和平均换热因子相比于原始结构分别平均增长 25.1%, 24.8%, 22.7%。

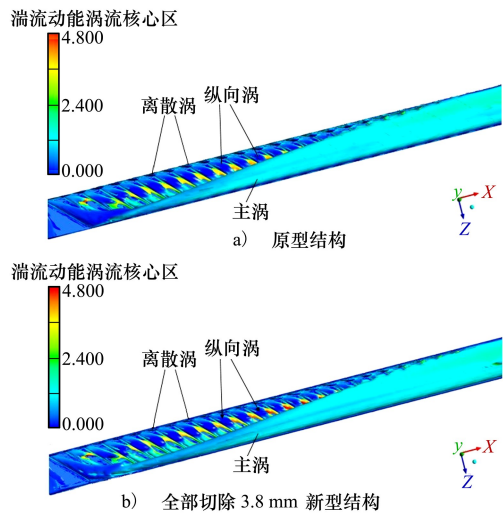


图 14 原型结构涡旋核心分布规律 ($Re=60\ 000$)

参考文献:

- [1] 廉筱纯, 吴虎. 航空发动机原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2005
LIAN Xiaochun, WU Hu. Principle of aeroengine[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2005 (in Chinese)
- [2] 曹玉璋, 陶智, 徐国强, 等. 航空发动机传热学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005
CAO Yuzhang, TAO Zhi, XU Guoqiang, et al. Aeroengine heat transfer[M]. Beijing: Beihang University Press, 2005 (in Chinese)
- [3] AYLI E, BAYER O, ARADAG S. Experimental investigation and CFD analysis of rectangular profile FINS in a square channel for forced convection regimes[J]. International Journal of Thermal Sciences, 2016, 109: 279-290
- [4] LIU J, HUSSAIN S, WANG Jinsheng, et al. Heat transfer enhancement and turbulent flow in a high aspect ratio channel(4:1) with ribs of various truncation types and arrangements[J]. International Journal of Thermal Sciences, 2018, 123: 99-116
- [5] HAN J C. Advanced cooling in gas turbines 2016 Max Jakob memorial award paper[J]. Journal of Heat Transfer, 2018, 140(11): 113001
- [6] WANG Longfei, Wang Songtao, LIN Wei, et al. Numerical predictions on heat transfer and flow characteristics in a straight channel with different geometric parameters wavy ribs[J]. Applied Thermal Engineering, 2018, 140: 245-265
- [7] WANG Longfei, Wang Songtao, WEN Fengbo, et al. Effects of continuous wavy ribs on heat transfer and cooling air flow in a square single-pass channel of turbine blade[J]. International Journal of Heat Mass Transfer, 2018, 121: 514-533
- [8] 刘聪, 王钊, 张宗卫. 带三角形 V 肋和反向 V 肋内冷通道强化换热机理研究[J]. 推进技术, 2019, 40(9): 2040-2049
LIU Cong, WANG Zhao, ZHANG Zongwei. Investigation on heat transfer augmentation in a inner-cooling passage with triangular V-shaped and inverse V-shaped ribs[J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(9): 2040-2049 (in Chinese)
- [9] 倪萌, 朱惠人, 裘云, 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
NI Meng, ZHU Hui ren, QIU Yun, et al. Review on cooling technology of aeroengine turbine blades[J]. Gas Turbine Technology, 2005, 18(4): 25-33 (in Chinese)
- [10] 戴萍, 林枫. 燃气轮机叶片气膜冷却研究进展[J]. 热能动力工程, 2009, 24(1): 1-6
DAI Ping, LIN Feng. Research progress of gas turbine blade film cooling[J]. Journal of Engineering for Thermal, 2009, 24(1): 1-6 (in Chinese)
- [11] 李佳, 任静, 蒋洪德. 燃气轮机高温叶片气膜冷却系统的研究进展[J]. 热力透平, 2010, 39(1): 6-11
LI Jia, REN Jing, JIANG Hongde. Research progress of gas turbine high temperature blade film cooling system[J]. Thermal Turbine, 2010, 39(1): 6-11 (in Chinese)
- [12] 李广超, 柏树生, 吴冬, 等. 气膜孔形状对涡轮叶片气膜冷却影响的研究进展[J]. 热能动力工程, 2010, 25(6): 581-585
LI Guangchao, BAI Shusheng, WU Dong, et al. Research progress on the effect of cooling film shape on turbine blade[J]. Journal of Engineering for Thermal, 2010, 25(6): 581-585 (in Chinese)

Numerical simulation and experimental investigation of heat transfer performance of turbine blade with ribbed channel

LI Haofan, YUN Xue

(Shenyang Aircraft Design & Research Institute, Shenyang 110035, China)

Abstract: A combination of numerical simulation and experimental test is carried out, and the vortex core visualization technology is adopted to visualize vortex in the flow field and study the heat transfer mechanism. The heat transfer characteristics of air flow in 45° ribbed straight channel with aspect ratio of 1 and the other 6 new ribbed channels are studied. The results show that the average heat transfer performance of the new ribbed channel with all the fins 3.8 mm cut at the far end of fins along the flow direction is the best by comparing with the original ribbed straight channel under the same conditions. The average Nu , the average Nu/Nu_0 and the average heat transfer enhancement factor F_T of the ribbed wall is increased respectively by 25.1%, 24.8%, 22.7% on the average by comparing with the original ribbed channel. The experimental results show that the error between the experimental value and the simulated is about 10% for the outer wall temperature of ribbed channel.

Keywords: ribbed channel; cooling performance; blade cooling

引用格式: 李皓藩, 云雪. 涡轮叶片带肋通道换热性能数值和试验研究[J]. 西北工业大学学报, 2023, 41(4): 750-756

LI Haofan, YUN Xue. Numerical simulation and experimental investigation of heat transfer performance of turbine blade with ribbed channel[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2023, 41(4): 750-756 (in Chinese)