

基于响应面的涡轮交叉肋气动和传热特性研究

臧恒波¹, 张 龙¹, 邓庆锋²

(1. 海军驻哈尔滨地区第一军事代表室, 黑龙江 哈尔滨 150001;
2. 中国船舶集团有限公司第七〇三研究所, 黑龙江 哈尔滨 150078)

摘 要:提高涡轮进口温度是有效提升燃机热效率的重要途径,交叉肋冷却结构因其冷却效率高、冷却气体用量少的特点受到广泛关注。本文按照采用响应面设计方法得到的曲面优化设计方案,对某型涡轮叶片局部交叉肋冷却结构流道进行数值模拟,分析了肋宽与肋间距以及肋片倾斜角度对交叉肋通道换热与流阻特性的影响,结果表明:肋倾角小,肋宽与肋间距之比大,雷诺数小的方案换热能力更强,雷诺数高的方案的阻力损失更大;肋倾角大,肋宽与肋间距之比小,雷诺数小的方案综合换热效果更好。此外,结合响应面方法获得了该局部位置交叉肋的气动和传热性能的预测公式。三组回归预测方程的预测值与数值模拟值的平均误差分别为3.7%、6.5%、4.6%,一定程度上为后续交叉肋结构的优化设计奠定了基础。

关 键 词:燃气轮机;涡轮叶片;交叉肋;响应面方法;流阻特性

中图分类号:TK124 文献标识码:A DOI:10.16146/j.cnki.rndlge.2021.10.008

[引用本文格式]臧恒波,张 龙,邓庆锋.基于响应面的涡轮交叉肋气动和传热特性研究[J].热能动力工程,2021,36(10):55-62. ZANG Heng-bo, ZHANG Long, DENG Qing-feng. Research on aerodynamic and heat transfer characteristics of turbine cross rib based on response surface method[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2021, 36(10): 55-62.

Research on Aerodynamic and Heat Transfer Characteristics of Turbine Cross Rib based on Response Surface Method

ZANG Heng-bo¹, ZHANG Long¹, DENG Qing-feng²

(1. The First Military Agent's Office of Navy in Harbin Area, Harbin, China, Post Code: 150001;
2. No. 703 Research Institute of CSSC, Harbin, China, Post Code: 150078)

Abstract: It is an important way to effectively improve the thermal efficiency of gas turbine that increasing turbine inlet temperature. Cross-ribbed cooling structure has received extensive attention due to its high cooling efficiency and low cooling gas consumption. By response surface optimization design method of solution, numerical simulation was carried out on the flow channel of a local cross-fin cooling structure of a turbine blade, concerning the ratio of rib width to rib pitch and fin tilt Angle on heat transfer and flow resistance characteristics of cross rib channel were analyzed, The results show that the scheme with small rib dip Angle and large ratio of rib width to rib spacing has stronger heat transfer capacity with small Reynolds number, while the scheme with high Reynolds number has larger drag loss. The scheme with large rib dip Angle, small ratio of rib width to rib spacing and small Reynolds number has better comprehensive heat transfer effect. In addition, the prediction formulas for the aerodynamic and heat transfer performance of the locally positioned cross ribs are obtained by using the response surface method. The average errors, respectively, between the predicted value and the numerical simulation value of the three regression prediction equations are 3.7%, 6.5% and 4.6%. To some extent, it laid the foundation for the

收稿日期:2021-04-02; 修订日期:2021-04-27

基金项目:黑龙江省自然科学基金(LH2020E066)

Fund-supported Project: National Natural Science Foundation of Heilongjiang Province (LH2020E066)

作者简介:臧恒波(1982-),男,山东泰安人,海军驻哈尔滨地区第一军事代表室工程师。

通讯作者:邓庆锋(1983-),男,江西吉安人,中国船舶集团有限公司第七〇三研究所高级工程师。

optimization design of the cross-rib structure.

Key words: gas turbine, turbine blade, cross rib, response surface method, flow resistance characteristics

引 言

同等功率下,现代燃气轮机具有体积小、重量轻、工作效率高等优势^[1],提高其性能的一个重要方法是调高涡轮进口燃气温度^[2-3]。但目前燃气轮机涡轮进口燃气温度早已超出叶片材料耐高温性能的最高值,一般通过两种途径解决这个问题,一种是进一步提高叶片材料耐热性,另一种是采用冷却技术降低叶片工作温度。从目前发展来看,耐高温材料的发展进程不能满足提高涡轮进口燃气温度的要求^[3-4],所以发展冷却技术至关重要。通道形式对叶片表面的温度分布作用明显,同时也影响着叶片的冷却效果^[5],交叉肋冷却结构具有冷却效果好、冷气用量少等^[6-10]特点,受到学术界的广泛关注。

苏生^[11]基于热色液晶瞬态测温技术试验台,研究发现通道内流动阻力系数随肋宽与肋高比值的增大而减小,随肋宽与肋间距比值的增大而增大,随肋倾角的增大而增大。丁水汀等人^[12]对带有交叉肋的涡轮叶片尾缘内冷通道进行了换热能力和流阻的实验研究,结果表明带有交叉肋的通道相较光滑通道的换热效果显著提高,流阻系数增大,变截面通道的换热效果也优于等截面通道。

上述研究多基于单因素分析。对于交叉肋结构,往往是多因素共同作用,简单的单因素研究对于全面反映交叉肋结构的气动和传热特性有较大局限性^[13]。本文对某型涡轮叶片局部交叉肋冷却结构进行数值模拟,分析了肋宽与肋间距以及肋片倾斜角度对交叉肋通道换热与流阻特性的影响,结合响应曲面设计方法^[14](Response Surface Methodology, RSM)获得了该局部位置交叉肋气动和传热性能的预测公式。

1 数值模拟

燃气轮机动叶前缘通常是热防护重点区域^[15-17],图 1 为某型燃气轮机低压涡轮动叶的交叉肋冷却结构,本文将某型动叶的前缘内腔(图 1(a)中所示虚线内区域)简化为矩形截面内冷通道,长边记为 b ,短边记为 a ,并以此为基础研究交叉肋的基本几何参数对通道内气动和传热特性的影响。模化的交叉肋通道模型的尺寸为长 56 mm,宽 13 mm,高 11 mm,并在通道进出口分别设置 30 mm 延长段。

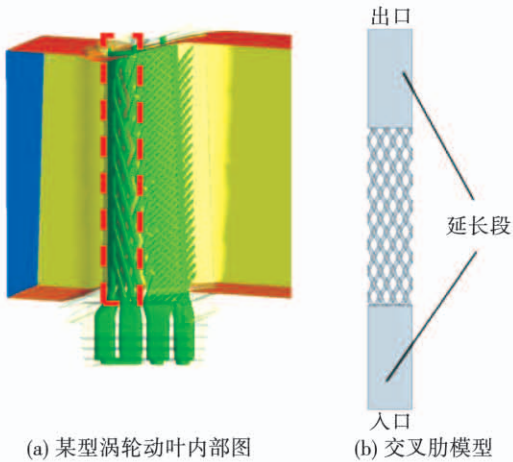


图 1 某型涡轮叶片交叉肋
Fig. 1 A certain type of turbine blade cross rib

根据模化的内冷通道几何尺寸,选择肋宽与肋间距之比 t/w 为 $0.5 \sim 1.5$,肋倾角 β 为 $25^\circ \sim 65^\circ$,进口雷诺数 Re 为 $8 \times 10^4 \sim 2.4 \times 10^5$ 。采用 Design Expert 软件的响应曲面优化(Box-Behnken Design, BBD)设计方法对交叉肋冷却通道的性能进行分析。选用 RSM 的中心组合设计试验方法,以雷诺数、肋宽与肋间距之比和肋倾角 3 个因素为自变量,采用三因素三水平设计方法,共 15 组试验点,其中 12 组析因子中分 3 组为中心试验用于估计误差,所以不同的试验点有 13 组,实验方案如表 1 所示。

表 1 BBD 试验方案
Tab. 1 The test plan of BBD

方案	$Re/10^5$	t/w	$\beta/(^\circ)$
1	1.6	0.5	65
2	2.4	1.5	45
3	1.6	1.0	45
4	0.8	1.0	25
5	2.4	1.0	65
6	1.6	1.5	65
7	0.8	0.5	45
8	1.0	1.5	25
9	1.6	0.5	25
10	0.8	1.5	45
11	0.8	1.0	65
12	2.4	1.0	25
13	2.4	0.5	45

采用 ANSYS CFX 软件进行数值模拟计算,湍流模型采用 SST 模型,差分格式选用高精度。在数值模拟过程中,流道的带肋侧壁面被设定为定温条件。

2 网格划分和无关性验证

采用结构化网格,在肋近壁面处划分边界层,保证第一层网格高度为 0.001 mm,膨胀比为 1.2,使其全局 $y^+ \approx 1$ 。图 2 为前部交叉肋网格。

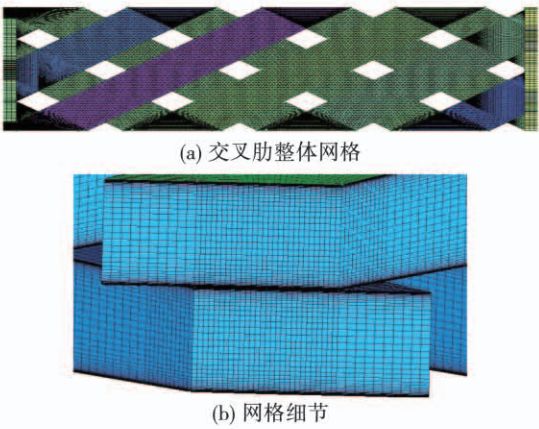


图 2 交叉肋网格
Fig.2 Cross rib grid

为提高计算效率,保证计算精度,在进口雷诺数 $Re = 8 \times 10^4$ 、肋宽与肋间距之比 $t/w = 0.5$ 和肋倾角 $\beta = 65^\circ$ 的工况条件下,采用 5 种网格数量(42 万、133 万、255 万、382 万和 770 万)进行了网格无关性验证。

图 3 为内冷通道侧壁面积平均努塞尔数与通道流动阻力系数随网格数的变化。当网格数量多于 255 万时,努塞尔数和流动阻力系数随网格数变化的幅度开始变小,相对变化量小于 0.4% (以 255 万网格数时的计算结果为基准)。为了最大限度地解析交叉肋通道内部的气动和传热过程,最终选取网格数为 382 万。

3 应用响应曲面法分析交叉肋冷却通道气动和传热特性

3.1 相对努塞尔数

图 4 为相对努塞尔数 Nu/Nu_0 随肋倾角、肋宽、肋间距之比和雷诺数的变化。为了增强对比和无量纲化,选取 Dittus-Boelter 公式计算静止管道完全发展湍流的努塞尔数值 (Nu_0),则相对努塞尔数 (Nu/Nu_0) 为:

$$Nu_0) \text{ 为:}$$
$$\frac{Nu}{Nu_0} = \frac{h D_h / \lambda}{0.023 Re^{0.8} Pr^{0.4}} \tag{1}$$

式中: h —对流换热系数, $W/(m^2 \cdot K)$; D_h —传热面的几何特征长度(圆管时即为圆环直径), m ; λ —流体的热导率, $W/(m \cdot K)$; Pr —普朗特数。

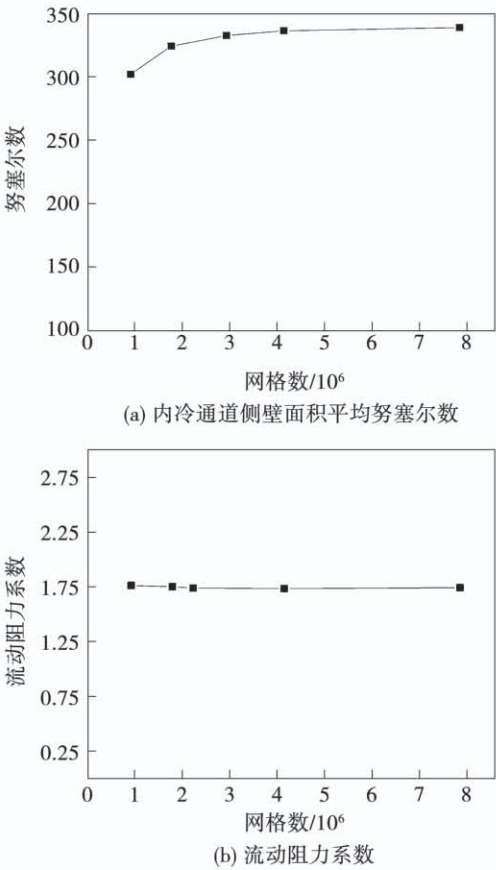


图 3 网格无关性验证结果
Fig.3 Research results of grid independence

由图 4 可知,不同肋倾角 β 时 t/w 变化趋势不一致。带肋侧壁的平均努塞尔数随肋宽与肋间距之比 t/w 的降低而降低,随着 Re 的增高而略有降低。而相同 t/w 条件下,带肋侧壁的平均努塞尔数随肋倾角 β 的减小而大幅增加,随着 Re 的降低努塞尔数略有升高。在相同 Re 时,带肋侧壁平均努塞尔数随 t/w 的减小而小幅降低,随肋倾角 β 的降低而大幅增高。

在多因素分析中,肋倾角 β 对侧壁努塞尔数的影响相对较大,肋宽和肋间距之比 t/w 对其影响次之, Re 对努塞尔数的影响相对较小。

随着肋倾角 β 的增大,侧壁努塞尔数相应大幅降低。随着 β 的减小,交叉肋冷却通道侧壁面积平

均努塞尔数相对于模化下的无肋光滑圆管的努塞尔数有明显提高。由于试验段长度相同,所以随着肋倾角的减小,交叉肋形成的通道折转数增多,因此气体在流动过程中会通过更多的拐角产生更多折转。在气体折转区域由于流动方向发生变化会产生扰动和冲击,同时由于折转的次数增多,冷却通道的长度也会变长,增大了换热的面积。另外,冷却气体在进口位置附近区域,肋倾角越小,换热波动越强,这是由于肋倾角较小的模型通道气体流动方向改变角度大,冷却气流对交叉肋通道的冲击、扰动效果更

显著。

随着 t/w 的增大,侧壁努塞尔数相应增高。在 β 相同的条件下,改变肋宽和肋间距之比实际上是改变通道的通流能力,在相同雷诺数下,质量流量不变,增大肋宽与肋间距之比相当于使冷却通道通流变窄,相应提高了通道气流速度,因而,窄通道具有更好的换热能力。

随着 Re 的增大,侧壁努塞尔数相应小幅降低,这是由于雷诺数增大使冷却气流的速度增大,随之相应增强换热能力。

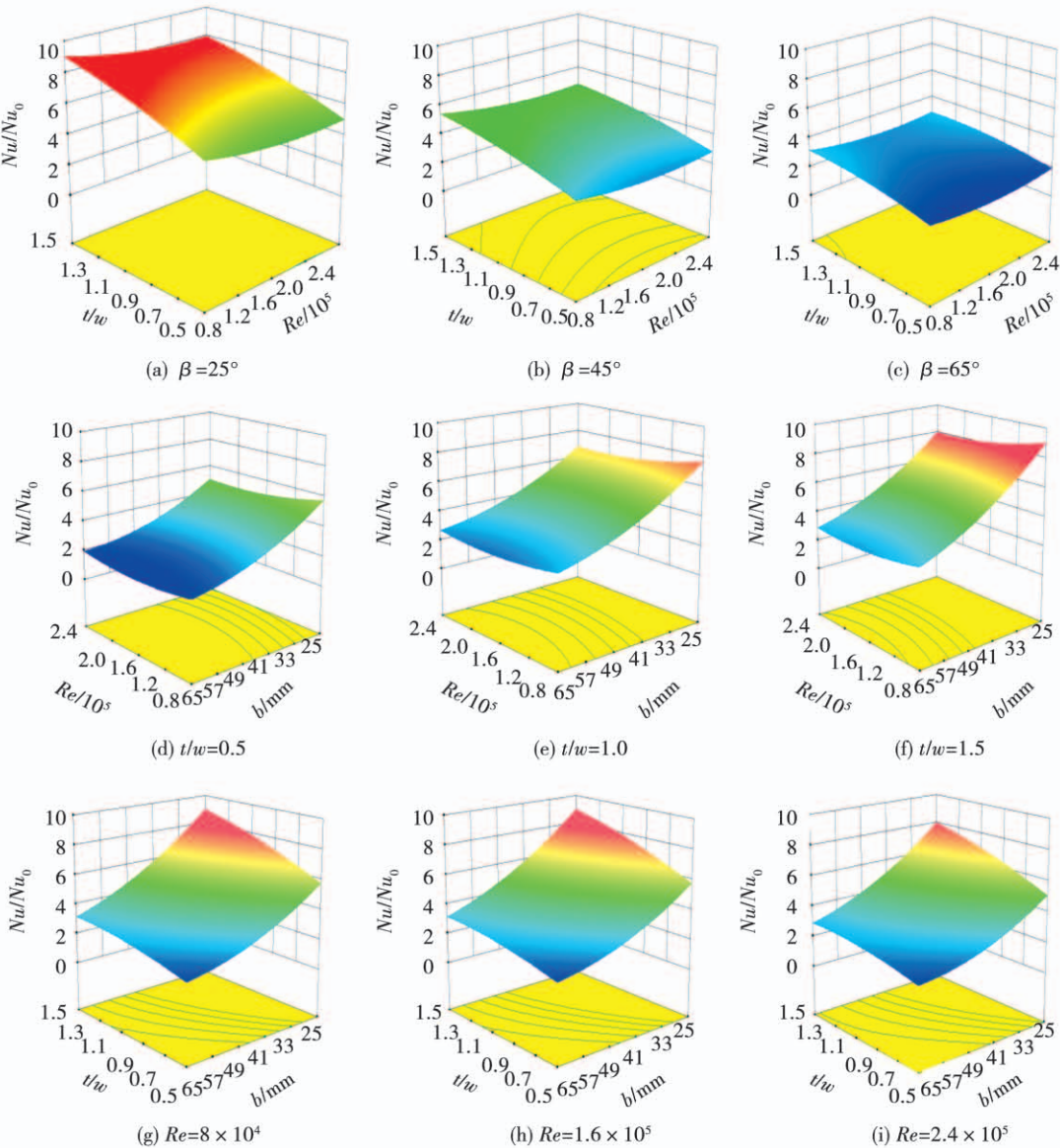


图 4 相对努塞尔数 Nu/Nu_0 随肋倾角、肋宽与肋间距之比及雷诺数的变化

Fig. 4 Variation diagram of the relative Nusselt number ratio Nu/Nu_0 with the tilt angle of the ribs, the ratio of the width to the spacing of the ribs, and the Reynolds number

3.2 流阻系数比

图 5 为流阻系数比值 f/f_0 随肋倾角、肋宽与肋间距之比及雷诺数的变化。其中,交叉肋通道流阻系数 f 为:

$$f = (p_{in}^* - p_{out}^*) / \frac{1}{2} \rho v^2 \tag{2}$$

式中: p_{in}^* 、 p_{out}^* —交叉肋通道进、出口压力,Pa; ρ —通道内流体密度,kg/m³; v —特征流速,m/s。

由 Blasius 方程计算出光滑通道摩擦系数 f_0 :

$$f_0 = 0.079 Re^{-0.25} \tag{3}$$

由图 5 可知,不同肋倾角 β 时 t/w 变化趋势不一致,阻力系数随肋宽与肋间距之比 t/w 的增大而略有增大,随 Re 的升高和降低均有所下降,在试验范围内存在一个最大值。而相同 t/w 下,阻力系数随肋倾角 β 的减小而大幅增大,随 Re 的升高和降低都有所减小。相同 Re 下,阻力系数随着 t/w 的变大而小幅增大,随着肋倾角 β 的减小而大幅增大。

在多因素分析中,肋倾角 β 对阻力系数的影响相对较大,肋宽与肋间距之比 t/w 的影响次之, Re 对努塞尔数的影响较小。

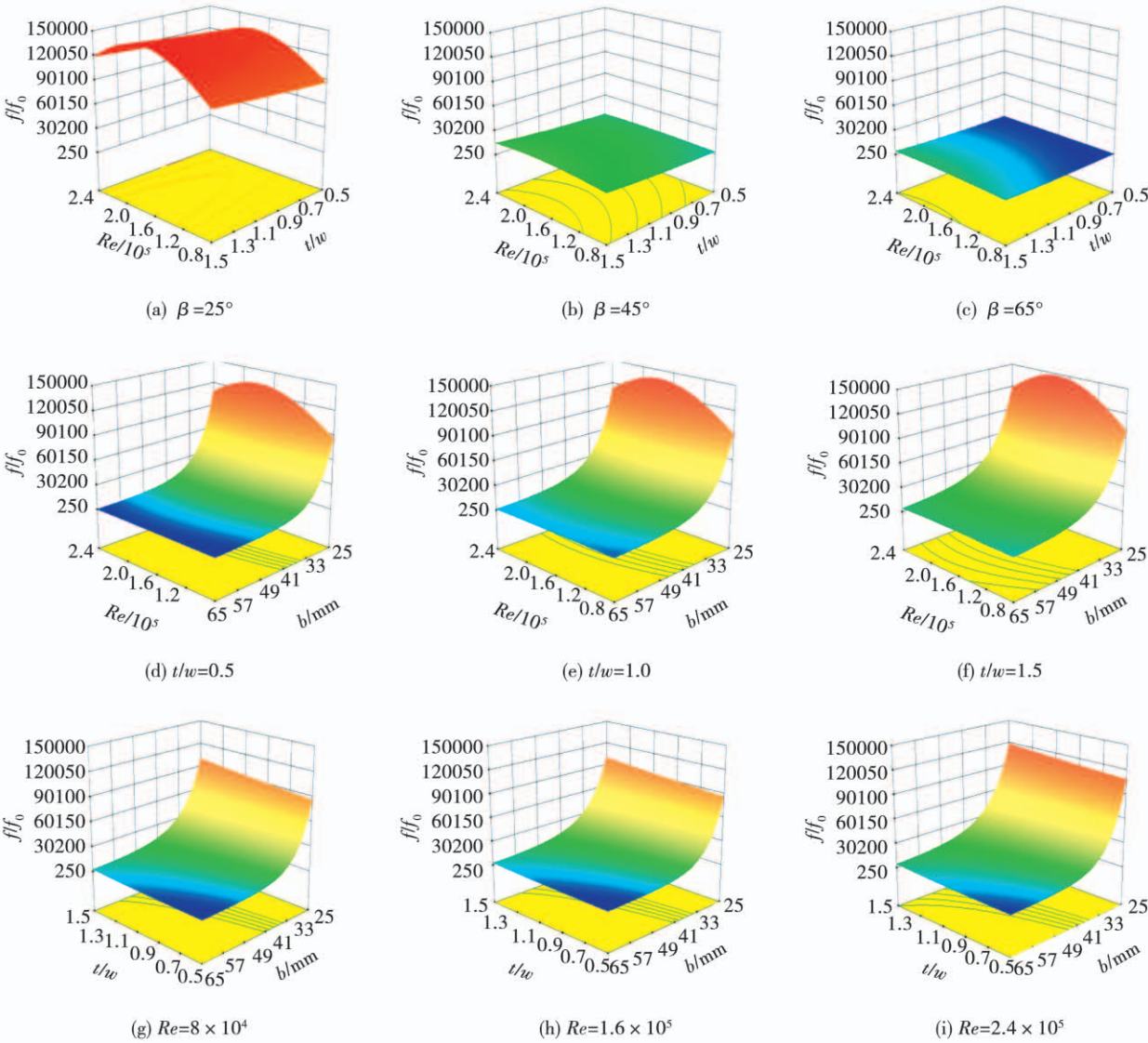


图 5 流阻系数比值 f/f_0 随肋倾角、肋宽与肋间距之比及雷诺数的变化

Fig.5 Variation diagram of flow resistance coefficient ratio f/f_0 with the tilt angle of the ribs,the ratio of the width to the spacing of the ribs,and the Reynolds number

随着 β 的减小,冷却通道的阻力系数大幅升高。随着肋倾角的减小,交叉肋冷却通道阻力系数相对于模化下的无肋光滑圆管有明显增加。冷却通道与进口夹角变小时,肋倾角越大偏转作用越明显,流动损失会增大,同时由于肋倾角的减小,冷却气体在流动的过程中会经过更多的折转区,折转区也是流动比较复杂的位置。

随着 t/w 的增大,冷却通道的阻力系数小幅增大。当 t/w 变大时相当于减小了冷却通道的宽度,冷却气体在通道中流动时流速会增大,流道内流体

的运动过程会更加复杂,流动损失也会增大。

3.3 综合换热效率

为了综合评价通道的换热效果,引入综合换热效率(Thermal Performance Factor, TPF)作为评价对流换热能力和压力损失的相对关系指标:

$$TPF = \frac{Nu/Nu_0}{(f/f_0)^{1/3}} \tag{4}$$

图 6 为综合换热效率 TPF 随肋倾角、肋宽与肋间距之比及雷诺数的变化。

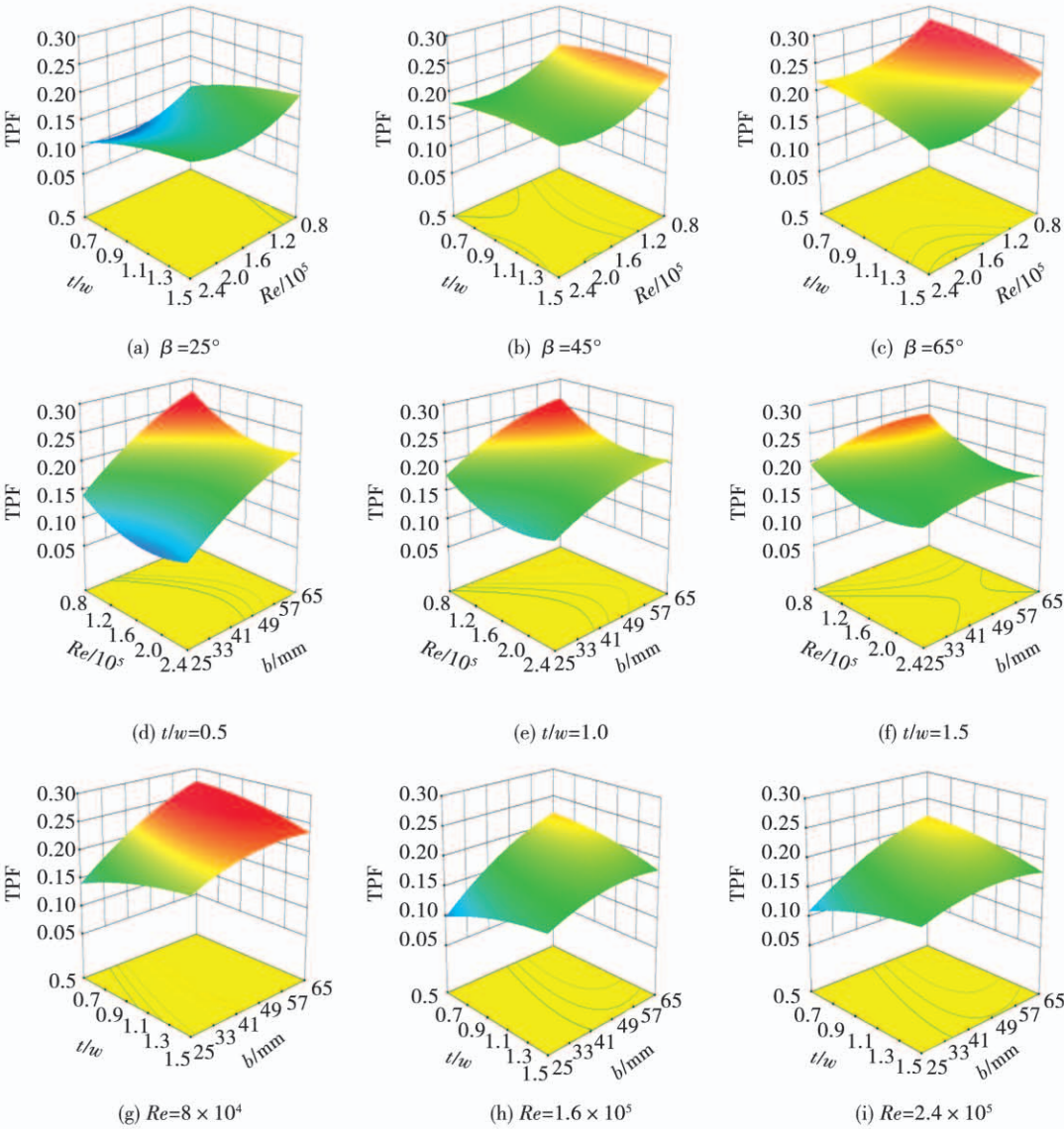


图 6 为综合换热效率 TPF 随肋倾角、肋宽与肋间距之比和雷诺数的变化

Fig. 6 Variation diagram of thermal performance factor (TPF) with the tilt angle of the ribs ,the ratio of the width to the spacing of the ribs ,and the Reynolds number

由图 6 可知,不同肋倾角 β 下 t/w 变化趋势不一致,在肋倾角为 25° 时,综合换热效率随 t/w 的增大而增大;肋倾角 45° 时,综合换热效率随 t/w 变化不明显;肋倾角 65° 时,综合换热效率随 t/w 增大而下降;随着 Re 的减小而略有增大。在确定 t/w 下,综合换热效率随肋倾角 β 的增大而逐渐增大,随 Re 的降低略有升高。相同 Re 时,随肋倾角 β 的增大,肋倾角较小时,综合换热效率随 t/w 的增大而增高,肋倾角较大时,综合换热效率随着 t/w 的增大而降低。

由图 6 可知,在多因素分析中,肋倾角 β 对综合换热效率的影响相对较大,雷诺数对比的影响次之,肋宽和肋间距之比 t/w 的影响相对较小。

3.4 流动换热经验公式

利用 RSM 可以进一步得到各函数的回归预测方程。

$$\begin{aligned} \frac{Nu}{Nu_0} = & 21.122\ 27 - 2.470\ 32 \times 10^{-5} Re + \\ & 6.820\ 76 \frac{t}{w} - 0.229\ 64\beta - 1.989\ 56 \times 10^{-6} Re \frac{t}{w} - \\ & 7Re \cdot \beta - 0.049\ 51\beta \cdot \frac{t}{w} + 5.761\ 03 \times 10^{-11} Re^2 - \\ & 1.088\ 83 \left(\frac{t}{w} \right)^2 + 1.646\ 18 \times 10^{-3} \beta^2 \end{aligned} \quad (5)$$

$$\begin{aligned} \frac{f}{f_0} = & 7.170\ 5 + 6.477\ 8 \times 10^{-6} Re - 0.5187 \frac{t}{w} - \\ & 0.12\beta - 1.709\ 1 \times 10^{-7} Re \cdot \frac{t}{w} + 2.163\ 5 \times 10^{-8} Re \cdot \\ & \beta + 0.023\ 4\beta \frac{t}{w} - 1.974\ 8 \times 10^{-11} Re^2 + 5.122\ 1 \left(\frac{t}{w} \right)^2 \\ & + 4.929\ 2 \times 10^{-4} \beta^2 \end{aligned} \quad (6)$$

$$\begin{aligned} TPF = & -3.878\ 8 \times 10^{-3} - 1.429\ 9 \times 10^{-6} Re + \\ & 0.184\ 9 \frac{t}{w} + 8.477\ 6 \times 10^{-3} \beta + 1.250\ 0 \times 10^{-9} Re \frac{t}{w} \\ & - 3.623\ 4 \times 10^{-9} Re \cdot \beta - 2.370\ 5 \times 10^{-3} \cdot \beta \frac{t}{w} + \\ & 4.121\ 7 \times 10^{-12} Re - 0.035\ 4 \left(\frac{t}{w} \right)^2 - 4.076\ 6 \times \\ & 10^{-5} \beta^2 \end{aligned} \quad (7)$$

对努塞尔数之比的预测可靠性,由方程方差分析可知,该拟合方程的平均离差平方和与误差的比值 $F=75.47$, F 值越大表明试验所采用的回归预测

方程拟合越好,失拟项用来表示回归方程与数值试验拟合的程度,即二者的差异程度,方程(1)的失拟项 $P<0.000\ 1<0.05$,失拟项不显著,说明回归方程拟合度较好,稳定性很好。图 7 为努塞尔数比值的数值模拟值与响应曲面方程预测值对比,点均匀分布在中心线两侧,平均误差为 3.7%。因此,交叉肋通道的努塞尔数回归方程的预测精度较高,可以用于多因素影响条件下的平均努塞尔数预测。

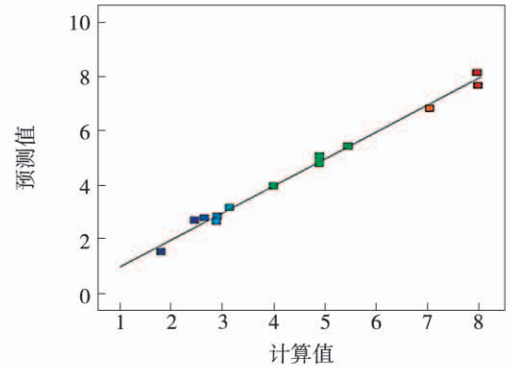


图 7 Nu/Nu_0 模拟计算值与预测值对比

Fig. 7 Comparison of simulated calculation value and prediction value of heat transfer enhancement ratio Nu/Nu_0

对于流阻系数之比的预测可靠性,由方程方差分析可知,该回归方程的平均离差平方和与误差的比值 $F=5.41$,方程(3)的失拟项 $P=0.038\ 9<0.05$,失拟项不显著,说明回归方程拟合度较好,稳定性很好。图 8 为流阻系数比值的数值模拟值与响应曲面方程预测值对比,点均匀分布在中心线两侧,平均误差为 6.5%。因此,交叉肋通道阻力系数回归方程的预测精度较高,可以用于某型涡轮前部交叉肋冷却结构优化设计多因素影响条件下的阻力系数预测。

对于综合换热效率的可靠性,由方程方差分析可知,该回归方程的平均离差平方和与误差的比值 $F=10.06$,方程(4)的失拟项 $P=0.010\ 2<0.05$,失拟项不显著,说明回归方程拟合度较好,稳定性很好。图 9 为综合换热效率的数值模拟值和响应曲面方程预测值的分布情况,点均匀分布在中心线两侧,平均误差为 4.6%。因此,交叉肋通道的综合换热

效率回归方程的预测精度较高,可以用于多因素影响条件下的综合换热效率预测。

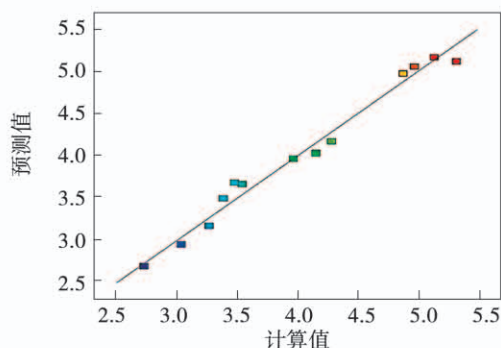


图 8 f/f_0 模拟计算值与预测值对比

Fig. 8 Comparison of simulated calculation value and prediction value of flow resistance coefficient ratio f/f_0

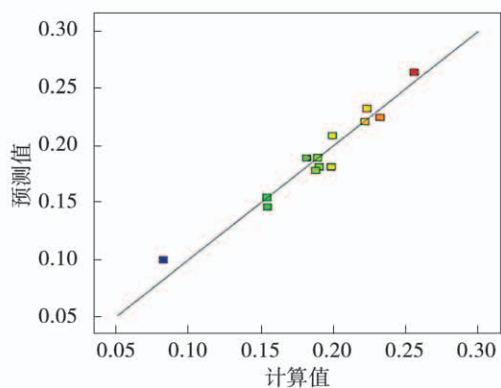


图 9 TPF 模拟计算值与预测值对比

Fig. 9 Comparison of simulated calculation value and prediction value of thermal performance factor (TPF)

4 结 论

(1) 肋倾角较小,肋宽与肋间距之比大,雷诺数低的方案的换热能力更强;小肋倾角,肋宽与肋间距之比大,雷诺数高的方案的阻力损失更大;肋倾角大,肋宽与肋间距之比小,雷诺数低的方案的综合换热效果更好。

(2) 通过 RSM 得到了努塞尔数比值、流阻系数比值、综合换热效率的回归预测方程,3 组回归预测方程的预测值与数值模拟值的平均误差分别为 3.7%、6.5% 和 4.6%,得到了某型局部交叉肋结构的设计规律,一定程度上为后续交叉肋结构的优化设计奠定了基础。

参考文献:

- [1] 牛利民,李淑英. 船舶燃气轮机结构[M]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学出版社,2007.
NIU Li-min, LI Shu-ying. The structure of a marine gas turbine [M]. Harbin: Harbin Engineering University Press, 2007.
- [2] N Hay, D Lampard, R Maali, et al. Simultaneous determination of heat transfer coefficient and adiabatic wall effectiveness on a film cooled surface using the swollen polymer technique[C]//International Heat Transfer Conference 8, 1986.
- [3] 《航空发动机设计手册》委员会. 航空发动机设计手册[M]. 北京:航空工业出版社,2001.
Aeroengine Design Manual Committee. Aeroengine design manual [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001.
- [4] LAKSHMINARAYANA B. Turbine cooling and heat transfer in Fluid Dynamics and Heat Transfer of Turbo Machinery[M]. New York John Wiley, 1996.
- [5] 杨子龙,肖蔚岩,王志强,等. 涡轮叶片冷却通道换热特性研究[J]. 热能动力工程, 2013(4): 341-344.
YANG Zi-long, XIAO Wei-yan, WANG Zhi-qiang, et al. Study on the heat exchange characteristics of the cooling channel of turbine blades[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2013(4): 341-344.
- [6] BUNKER R S. Latticework (vortex) cooling effectiveness: Part 1—stationary channel experiments [C]//ASME Turbo Expo 2004: Power for Land, Sea, and Air, 2004.
- [7] OH I T, KIM K M, DONG H L, et al. Local heat/mass transfer and friction loss measurement in a rotating matrix cooling channel[J]. Journal of Heat Transfer, 2012, 134(1): 011901. 1-011901. 9.
- [8] ACHARYA S, ZHOU F, LAGRONE J, et al. Latticework (vortex) cooling effectiveness: rotating channel experiments[J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 127(3): 471-478.
- [9] HAGARI T, ISHIDA K. Numerical investigation on flow and heat transfer in a lattice (Matrix) cooling channel [C]//ASME Turbo Expo 2013: Turbine Technical Conference and Exposition, 2013.
- [10] RAMIREDDY S R, GURUSIDDAPPA S P, KESAVAN V, et al. Computational study of flow and heat transfer in matrix cooling channel [C]//ASME 2014 Gas Turbine India Conference, 2014.
- [11] 苏 生, 胡 捷, 刘建军, 等. 复杂空冷叶片换热特性研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2008, 21(3): 26-31.
SU Sheng, HU Jie, LIU Jian-jun, et al. Calculations of heat transfer in an air-cooled blade [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2008(3): 26-31.