

缩尺效应对尾缘劈缝冷却性能影响的研究

石卫京, 吴昌, 戴韧

(上海理工大学 能源与动力工程学院, 上海 200093)

摘要:为解决在涡轮叶片冷却实验中因采用几何缩比模型而导致的冷却效率偏差问题,针对尾缘劈缝这一关键冷却结构在缩放过程中冷却效率差异进行研究和修正。本文基于C3X叶片构建了尾缘劈缝冷却结构,采用共轭传热方法,在RUN 112工况下研究了几何缩尺比例 X 对劈缝区域综合冷却效率的影响。基于一维传热解析,明确了对流换热系数 h 与毕渥数 Bi 为影响缩尺效应的关键参数,进而提出了以对流换热系数修正因子为核心的效率修正方法。结果表明:该方法在缩放比0.5和1.5及不同毕渥数条件下,均能有效将冷却效率修正至基准工况,预测相对误差为1.33%~6.3%。在相似准则失配的情况下,该方法能够准确修正效率偏差,使缩放模型结果更逼近真实叶片性能,提升了模型试验的实用价值。

关键词:综合冷却效率;缩尺效应;对流换热系数比;毕渥数

中图分类号:V231.1 文献标识码:A DOI:10.16146/j.cnki.rndlgc.2026.02.002

[引用本文格式]石卫京,吴昌,戴韧.缩尺效应对尾缘劈缝冷却性能影响的研究[J].热能动力工程,2026,41(2):10-18. SHI Weijing, WU Chang, DAI Ren. Study of geometry scaling effects on cooling performance of trailing edge cutback[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2026, 41(2):10-18.

Study of Geometry Scaling Effects on Cooling Performance of Trailing Edge Cutback

SHI Weijing, WU Chang, DAI Ren

(College of Energy and Power Engineering, University of Shanghai for Science and Technology, Shanghai, Post Code: 200093)

Abstract: Addressing the issues that geometrical scaled models were used to cause the cooling effectiveness deviation in turbine blade cooling experiment, the study and correction were conducted on the cooling effectiveness deviation for trailing edge cutback structure during the scaling process. A trailing edge cutback structure was constructed based on the C3X blade in this study. Utilizing a conjugate heat transfer methodology, the influence of the geometric scaling ratio X on the overall cooling effectiveness of the cutback region was investigated under RUN 112 operating conditions. Through one-dimensional heat transfer analysis, the convective heat transfer coefficient h and the Biot number Bi were identified as the key parameters governing the scaling effect. Consequently, an efficiency correction method centered on a convective heat transfer coefficient correction factor was proposed. Research result shows that this method effectively corrected the cooling effectiveness to the baseline condition across scaling ratios of 0.5 and 1.5 and different Biot numbers, with a prediction relative error ranging from 1.33% to 6.3%. When similarity criteria were mismatched, the method can accurately correct the efficiency deviation, enabling results from scaled models to closely approximate real blade performance, thereby enhancing the practical value of model testing.

Key words: overall cooling effectiveness; scaling effect; ratio of convective heat transfer coefficient; Bi-ot number

引 言

尾缘劈缝是先进燃气涡轮叶片冷却结构的重要组成部分。受限于冷气流量分配和外部燃气换热系数,燃气涡轮叶片尾缘是烧蚀破损的重点区域。尾缘劈缝冷却是通过在叶片尾缘喷射冷却气流形成隔热气膜,有效降低高温燃气对尾缘的热侵蚀和热应力,支持更高燃气温度并提升涡轮效率,从而解决高温环境下尾缘冷却和性能优化的关键问题^[1]。

由于真实工况复杂且实验成本高昂,在设计冷却方案的初期,普遍采用相似模化实验验证设计方案的可行性。Fiala 等人^[2]采用放大 11 倍的环氧树脂叶片在低速风洞中进行实验,确定了冷气流量与外部条件对劈缝壁面换热的影响。Benson 等人^[3]基于 NACA 0012 翼型构建了尾缘劈缝模型,并通过实验发现,气膜冷却效率对雷诺数的依赖较弱,将低雷诺数实验结果外推至真实发动机的高雷诺数工况具有可行性。Wang 等人^[4]认为劈缝壁面和尾缘表面的对流换热系数对湍流度不敏感。Cunha 等人^[5]基于一维方法建立了叶片尾缘劈缝温度分布的解析式,其温度分布被明确表述为几何参数、材料热物性及内外边界条件(如热交换系数、冷气温度等)的函数。

针对缩放几何尺寸所获得的实验结果,均存在部分热、流参数不能满足热流相似条件的问题。孙国庆等人^[6]基于简化叶片得到了缩尺效应对综合冷效的影响规律。Wu 等人^[7]提出了一种基于热相似性修正缩尺模型冷却效率的方法。王晓春等人^[8]基于流-固耦合换热温度场的相似性条件,提出了一种端壁表面温度分布预测方法。Zhao 等人^[9]研究了叶片压力面气膜冷却性能的缩尺准则的准确性。龚代坤等人^[10]指出,在气膜孔几何放大研究中,需确保克努森数的一致性。Xie 等人^[11]通过匹配动量比,缩小了发动机工况与实验室工况的绝热冷却效率和换热比的差异。

尾缘劈缝气膜与常规离散孔气膜不同,其为槽缝类射流,并组合了表面强化换热结构,整体构成一个复杂的共轭传热过程。现有关于耦合传热的相似

模化研究着眼于整体叶片的相似性,达到毕渥数的一致,而未考虑单一局部结构的相似性,缩尺模化对涡轮叶片尾缘劈缝综合冷却效率的影响未见报道。

本研究设计了一种采用尾缘劈缝的涡轮叶片模型,基于共轭传热模型,研究模化试验的几何比例和毕渥数对叶片尾缘劈缝冷却效率的影响规律,并提出了相应的修正方法。该方法可从相似模化的试验结果中可靠地推演出实际冷却效果,具有一定的工程应用价值。

1 相似模化的数值模拟

1.1 冷却叶片模型

基于文献[12]中冷却试验叶片 C3X,保留前 7 个径向冷却孔,将末 3 个径向冷却孔改为尾缘劈缝冷却,见图 1(a)。该结构主要由扰流柱、劈缝区域和分隔肋组成,其简化图形如图 1(b)中 ZY 平面所示。

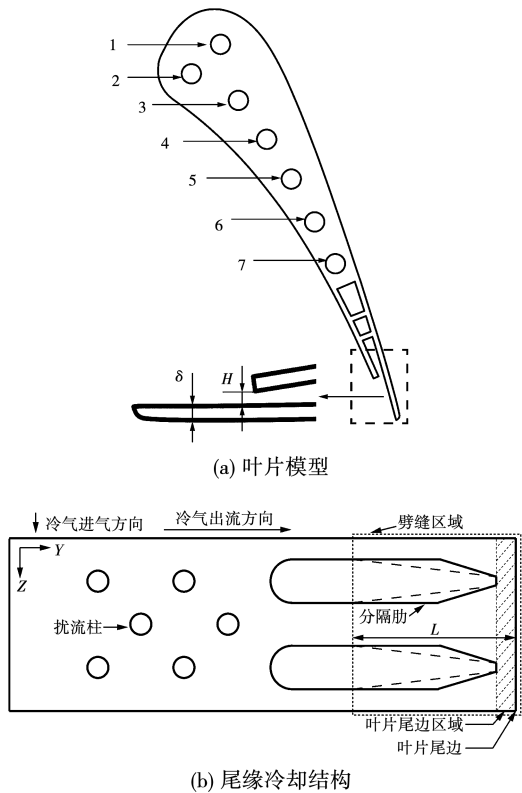


图 1 尾缘劈缝冷却结构几何模型
Fig. 1 Geometric model of trailing edge cutback cooling structure

劈缝厚度 δ 和唇厚 H 都为 1.75 mm。尾缘劈缝长度为 $L = 15.39$ mm, 占轴向弦长的 19.69%。分隔肋结构采用文献[13]中 Michael 等提出的 Shell 型结构, 如图 1(b) 中虚线框中的分隔肋结构所示。参照文献[14]中的 E³ 涡轮第一级导叶、动叶和二级导叶的尾缘劈缝流量比, 分别为 2.9%、1% 和 1.1%, 本研究设置劈缝流量比为 1.07%。本研究的流动工况参照文献[12]中 C3X 叶片的 RUN 112 工况, 其中叶片导热率采用该工况下计算得出的体积平均值, 具体参数如表 1 所示。

表 1 C3X 试验 RUN112 参数^[12]

Tab. 1 Test RUN112 parameters for C3X blades^[12]

参数	数值
主流进口总压/Pa	321 700
主流出口静压/Pa	192 000
主流进口总温/K	783
冷气进口总温/K	300
叶片导热率/(W·m ⁻¹ ·K ⁻¹)	19.32

1.2 网格及其相关验证

计算域网格采用软件 ANSYS/Fluent Meshing 划分, 其网格如图 2 所示。

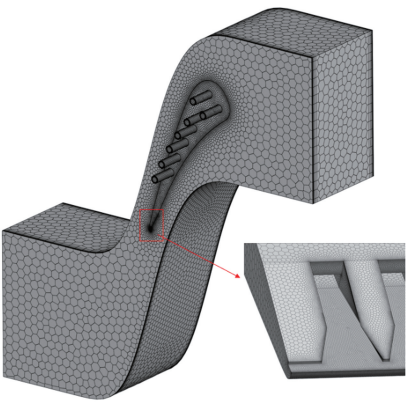


图 2 模型网格
Fig. 2 Model grid

为进行网格无关性验证, 设置了 5 套具有不同第一层网格高高度的计算网格, 其高度分别为 0.003, 0.0025, 0.002, 0.0015 和 0.001 mm, 并为各套网格增加了边界层层数。在此基础上, 叶片表面与主流流体域的最大网格尺寸分别从 1 和 10 mm 开始, 按照 0.1 mm 依次减小。据此, 系统分析了近壁区(通过第一层网格和边界层层数)与全局区域

网格尺寸对劈缝内壁面的平均综合冷却效率 $\theta_{ave,c}$ 的影响。表 2 列出了用于网格无关性验证的 5 套网格的详细参数。网格无关性验证结果如图 3 所示。分析表明, 当第一层网格高度细化至 0.002 mm 以下时, 继续加密网格所引起的 $\theta_{ave,c}$ 值变化已小于 0.001。因此, 后续计算选取第一层网格高度为 0.002 mm 的网格方案。

表 2 网格无关性细节

Tab. 2 Details of grid independence

第一层网格高度/mm	劈缝壁面网格最小尺寸/mm	边界层层数	网格数量/万
0.003 0	0.30	15	557.6
0.002 5	0.25	17	652.3
0.002 0	0.20	20	773.5
0.001 5	0.15	22	925.0
0.001 0	0.10	25	1267.1

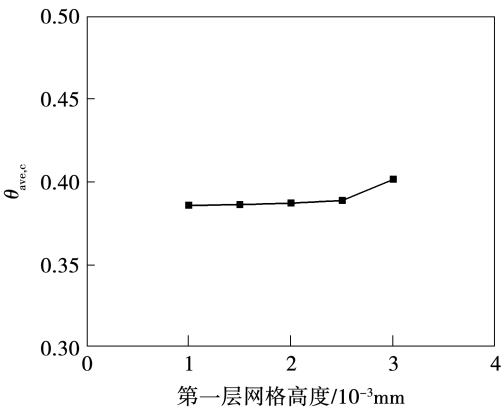


图 3 网格无关性验证
Fig. 3 Grid independence verification

在数值模拟中, 湍流模型的选择直接影响叶片表面温度与换热系数的计算结果。为择选适用的模型, 本研究对比了 Transition SST $k-\omega$ 、 $k-\varepsilon$ 与 SST $k-\omega$ 3 种常用湍流模型的预测性能, 评估依据为 C3X 叶片在 RUN 112 工况下试验测得的表面无量纲温度 T_{ref} 及无量纲压力 p_{ref} 分布 (T_{ref} 与 p_{ref} 的取值见文献[12])。

图 4 对比了 3 种模型预测的叶片表面无量纲温度 T_{ref} 及无量纲压力 p_{ref} 沿轴向弦长 x_c 的分布。结果显示, Transition SST $k-\omega$ 模型较好的预测了叶片表面的温度和压力分布, 其余两种模型对吸力面前半段的预测值偏高。因此, 本文最后选择 Transition SST $k-\omega$ 湍流模型。

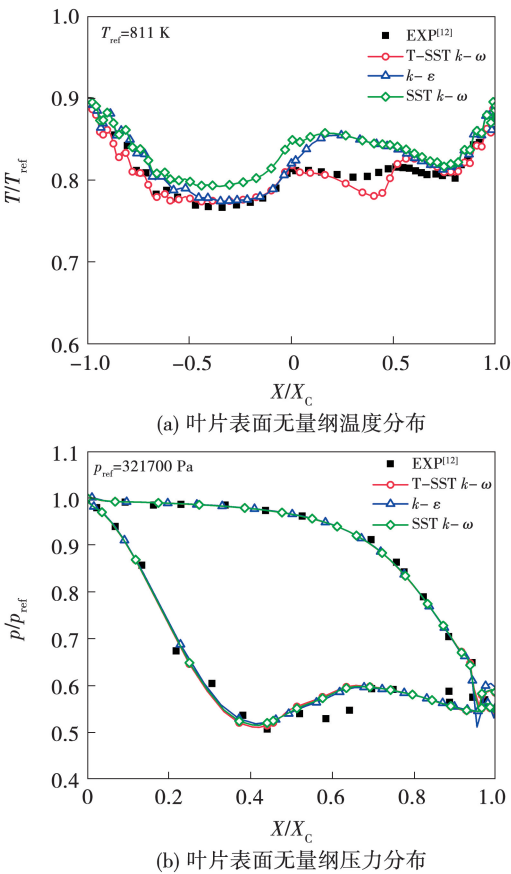


图4 湍流模型的选择验证

Fig.4 Turbulence model selection verification

1.3 几何模化对冷却效率的影响

基于共轭传热模拟,本研究以几何缩尺比例 X 为变量,对基准模型 $X=1.0$ 分别进行了 $X=0.5$ 与 $X=1.5$ 的几何缩放分析。图5对比了劈缝内、外侧壁面的平均综合冷却效率 θ_{ave} 。

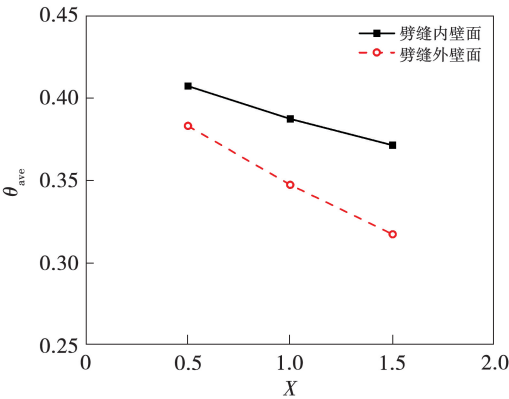


图5 劈缝内、外壁面的平均综合冷却效率 θ_{ave}

Fig.5 Average overall cooling effectiveness θ_{ave} of inner and outer walls in cutback region

冷却效率呈现相同的变化趋势。当几何比例缩小至 $X=0.5$ 时,其冷却效率高于基准模型 ($X=1.0$); 当比例放大至 $X=1.5$ 时,冷却效率则低于基准叶片。

图6为缩放叶片 ($X \neq 1.0$) 劈缝内、外壁面对流换热系数 h_c 和 h_g 以及两者的比值 h_c/h_g 相对于 $X=1.0$ 基准叶片的变化。劈缝内、外壁面 h_c 和 h_g 随缩放比例 X 增大呈减小趋势,并且劈缝内壁面 h_c 降低速率相对于外壁面 h_g 更大。这使得 h_c/h_g 也随缩放比例 X 呈减小趋势。

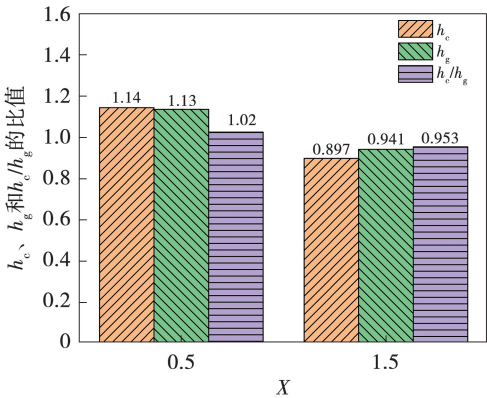


图6 $X=0.5, 1.5$ 相对于 $X=1.0$ 的 h_c, h_g 和 h_c/h_g 的比值

Fig.6 The values of h_c, h_g and h_c/h_g at $X=0.5$ and $X=1.5$ compared to those at $X=1.0$

图7为缩放模型 ($X \neq 1.0$) 劈缝壁内、外壁面毕渥数 Bi_c 和 Bi_g 相对于 $X=1.0$ 基准叶片的比值。结果表明,尽管劈缝内、外壁面的对流换热系数随缩放比例 X 增大而减小,其毕渥数却仍随 X 增大而增大。由此可推断,几何缩放引起的特征尺寸变化在影响毕渥数方面起到了主导作用。

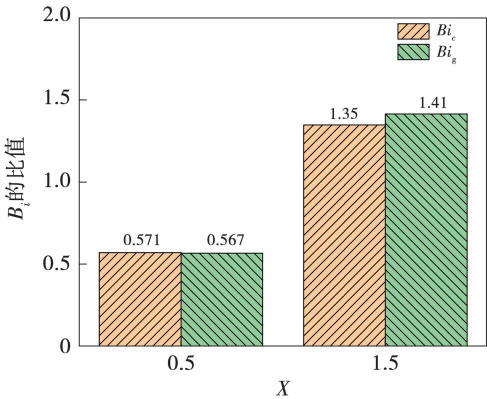


图7 $X=0.5, 1.5$ 相对于 $X=1.0$ 的 Bi 的比值

Fig.7 The values of Bi at $X=0.5$ and $X=1.5$ compared to those at $X=1.0$

由图5可知,缩尺效应的影响下,内、外壁面的

因缩尺效应的变化,对流换热系数和毕渥数都

随之发生了变换,这些变化进而会影响到尾缘劈缝壁面的冷却效率。图 8 为不同缩放比例叶片尾缘劈缝内壁面冷却效率 θ_c 随缩尺比例 X 分布情况。

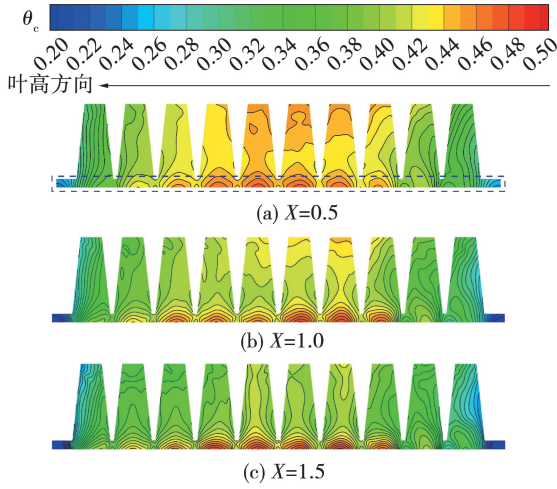


图 8 内壁面冷却效率 θ_c 随缩尺比例 X 的变化

Fig. 8 Variations of cooling effectiveness θ_c of inner wall with scaling ratio X

由图 8 可知,劈缝内壁面冷却效率呈现出中间高、两侧低的分布特征,但随着缩尺比例 X 的增大,这种分布的差异逐渐减弱。3 种几何比例 X 叶片在叶片尾边处(图 8(a)虚线区域)均出现了高冷却效率区域,这是由于在尾缘处冷气脱落形成的涡对降低了局部燃气温度,同时该区域因壁厚变薄而引起导热热阻变小,在二者共同作用下形成了局部高冷却效率区域。相比之下,两侧区域效率较低,且低效率区范围随 X 增大而扩展。总体上,3 种几何比例叶片的冷却效率分布较相似。

2 尾缘劈缝传热的相似分析

2.1 劈缝传热模型

基于参考文献[15]中提出的一维传热模型,建立了劈缝传热的解析分析模型。尾缘劈缝结构的一维简化物理模型如图 9 所示。

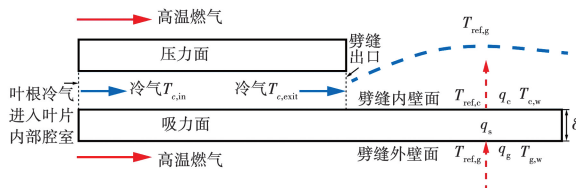


图 9 涡轮叶片尾缘劈缝的一维传热模型

Fig. 9 One-dimensional heat transfer model of trailing edge cutback in turbine blades

劈缝内壁面热通量 q_c 、劈缝外壁面热通量 q_g 、叶片内部热通量 q_s ,在稳定工况下,三者是相等的。

$$q_c = h_c (T_{c,w} - T_{ref,c}) \quad (1)$$

$$q_g = h_g (T_{ref,g} - T_{g,w}) \quad (2)$$

$$q_s = \frac{\lambda_s}{\delta} (T_{g,w} - T_{c,w}) \quad (3)$$

式中: q —热通量; T —温度; h —对流传热系数; λ —导热率; δ —劈缝厚度;下标 c —内壁面;下标 g —外壁面;下标 w —壁面;下标 ref —参考值;下标 s —固体。

三式联立可得:

$$q_c = h_c (T_{c,w} - T_{ref,c}) = \frac{T_{ref,g} - T_{ref,c}}{\frac{1}{h_g} + \frac{\delta}{\lambda_s} + \frac{1}{h_c}} \quad (4)$$

三者的定义式还可做如下所示:

$$\theta_c = \frac{T_{ref,g} - T_{c,w}}{T_{ref,g} - T_{c,in}} \quad (5)$$

$$\eta = \frac{T_{ref,g} - T_{c,aw}}{T_{ref,g} - T_{c,exit}} \quad (6)$$

$$\chi = \frac{T_{ref,g} - T_{c,exit}}{T_{ref,g} - T_{c,in}} \quad (7)$$

式中: θ_c —尾缘内劈缝综合冷却效率; η —绝热气膜冷却效率; χ —温升系数;下标 in —射流冷气进口条件; $exit$ —劈缝出口条件; aw —绝热条件。

令 $T_{ref,c} = T_{c,aw}$, $T_{ref,g} = T_g$ 将式(5)~式(7)带入式(4)得劈缝内侧壁面的平均综合冷却效率 $\theta_{ave,c}$:

$$\theta_{ave,c} = \eta\chi - \frac{\eta\chi}{1 + Bi_c + \frac{h_c}{h_g}} \quad (8)$$

同理可得出劈缝外侧壁面的热通量 q_g 平衡式(9)为:

$$q_g = h_g (T_{ref,g} - T_{g,w}) = \frac{T_{ref,g} - T_{ref,c}}{\frac{1}{h_g} + \frac{\delta}{\lambda_s} + \frac{1}{h_c}} \quad (9)$$

对于无气膜冷却的劈缝外侧壁面冷却效率 θ_g ,则可按照式(5)定义为:

$$\theta_g = \frac{T_{ref,g} - T_{g,w}}{T_{ref,g} - T_{c,in}} \quad (10)$$

根据式(8)的推导进程,可由式(10)推导出式(11),得到劈缝外侧壁面的平均综合冷却效率 $\theta_{ave,g}$ 为:

$$\theta_{ave,g} = \frac{\eta\chi}{1 + Bi_g + \frac{h_g}{h_c}} \quad (11)$$

2.2 相似因素分析

假设冷热气流的普朗数保持不变,根据湍流状态下的努塞尔数经验公式,可得出缩放叶片与原始叶片劈缝内、外壁面对应的对流换热比例关系为:

$$\frac{h_{X=1}}{h_{X \neq 1}} = X^{-0.2} \left(\frac{\mu_{\text{air}, X \neq 1}}{\mu_{\text{air}, X=1}} \right)^{0.8} \frac{\lambda_{\text{air}, X=1}}{\lambda_{\text{air}, X \neq 1}} \quad (12)$$

式中: μ —动力粘度;下角标 $X=1$ —基准模型; $X \neq 1$ —缩放模型;下角标 air—气体。

缩放模型与原始模型的毕渥数关系为:

$$\frac{Bi_{X=1}}{Bi_{X \neq 1}} = X^{0.8} \left(\frac{\mu_{\text{air}, X \neq 1}}{\mu_{\text{air}, X=1}} \right)^{0.8} \frac{\lambda_{\text{air}, X=1}}{\lambda_{\text{air}, X \neq 1}} \frac{\lambda_{s, X \neq 1}}{\lambda_{s, X=1}} \quad (13)$$

在流动相似的条件下,可认为流体的物性参数相互匹配。因此,缩放模型劈缝内、外壁面对流换热 h 与基准模型之比的理想值为 $X^{-0.2}$;而毕渥数之比的理想值为 $X^{0.8}$ 。

在图6中, h_c/h_g 的比值随缩放比例 X 增大而减小,但整体趋近于1。在图7中, Bi 的比值随缩放比例 X 增大而增大,且其数值分别趋近于由式(13)计算出的理想值0.57和1.38接近。在综合冷却效率公式(8)和(11)中 h_c/h_g , h_g/h_c 和 Bi 随缩放比例的变化分别呈现相互制约和共同增大的关系。由此表明,外壁面因缩尺效应导致冷却效率下降速率快于内壁面。

3 综合冷却效率的模化修正

3.1 不同缩放比例修正

在模化试验中,叶片几何比例的缩放会导致雷诺数和毕渥数与基准模型不匹配,进而引起缩放模型 $X \neq 1$ 相对于基准模型 $X=1$ 的冷却效率 θ 产生一定的偏差。若无法直接获取基准模型 $X=1.0$ 的真实冷却效率,则可通过修正缩放模型的冷却效率数据,以评估因缩尺效应所引起的偏差,进而实现对实际工况下冷却性能的可靠预测。

图10为 h_c/h_g 和 Bi 随缩放比例的变化关系。由图可知,随着缩放比例增大, h_c/h_g 呈现降低趋势,而 Bi 则逐渐增大。并且,由于 Bi 几乎都小于0.1,因此导热热阻可以忽略不计,热传递主要受对流换热控制。此外,在特征尺寸和叶片导热率不变的前提下,毕渥数的变化实质上反映了对流换热系数的变化。因此,缩尺效应对劈缝壁面平均综合冷却效率的影响,可归结为几何缩放引起的对流换热系数变

化,毕渥数本身的影响可不予单独考虑。

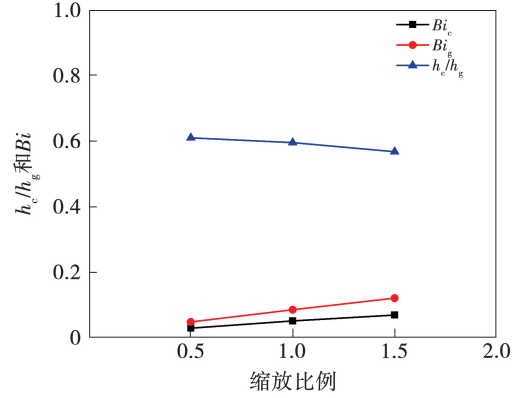


图10 不同几何比例模型的相似准则数

Fig. 10 Similarity criteria of different geometrically scaled models

由2.2节假设可知,在明确主次流流动参数的前提下,可根据相关传热关联式合理估算出缩放模型 $X=0.5$, $X=1.5$ 和基准模型 $X=1.0$ 的 Bi 和 h 理论值。综合冷却效率式(8)和式(11)中的参数 η ,可通过将仿真计算得到的综合冷却效率与 Bi 和 h 的理论值带入综合冷却效率公式中反算获得。

文献[16]通过一系列假设认为在匹配主次流质量流量比的前提下,模型缩放前后的绝热气膜冷却效率 η 不会发生变化。文献[2]的研究也表明,尾缘劈缝壁面的 η 可以认为与雷诺数无关。因此,修正过程中无需考虑 η 因叶片缩放产生的变化。

叶片缩放会使主流侧和次流侧的对流换热系数发生变化,进而影响劈缝出口处的温升系数。因此,需要对温升系数 χ 的缩放规律进行界定。对于理想气体,根据萨瑟兰公式可知,气体温度越高则气体粘度和导热率越大,有利于增大劈缝内壁面的对流换热系数。此外,根据1.3节的分析结果,内壁面对流换热系数因缩放效应而产生的变化大于外壁面。因此,可将叶片缩放引起的温升系数的变化视为劈缝内壁面对流换热系数 h_c 的变化,即 $\chi_{X=1}/\chi_{X \neq 1} = h_{c, X=1}/h_{c, X \neq 1} = C$, 其中 C —修正因子。由此可获得缩放模型向基准模型劈缝内、外壁面综合冷却效率的修正方程(14)和(15)。

$$\theta_{c, X=1, \text{cor}} = C (\eta)_{X \neq 1} - \frac{C (\eta)_{X \neq 1}}{1 + Bi_{c, 1D, X=1} + \left(\frac{h_c}{h_g} \right)_{1D, X=1}} \quad (14)$$

$$\theta_{g,X=1,\text{cor}} = \frac{C(\eta\chi)^{X \neq 1}}{1 + Bi_{g,1D,X=1} + \left(\frac{h_g}{h_c}\right)_{1D,X=1}} \quad (15)$$

式中:下标 cor—修正偏;下标 1D——维理论计算值。

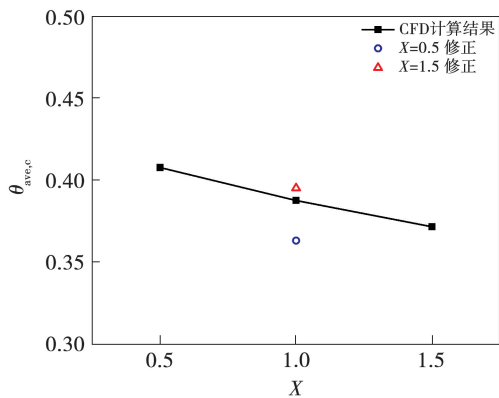
表 3 为不同缩放比例相关的热力参数。主流和冷气的相关参数分别以各自的入口总温 783 和 300 K 作为定性温度,通过 2.2 节中外掠平板湍流经验公式计算获得。

表 3 不同缩放比例相关的热力参数

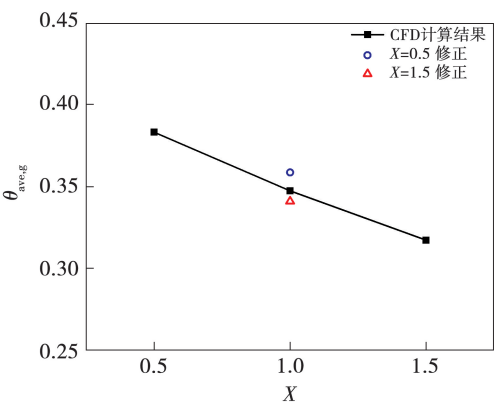
Tab. 3 Thermal parameters associated with different scaling ratios

参数	$X=0.5$	$X=1.0$	$X=1.5$
主流雷诺数 $Re/10^5$	9.81	1.96	2.94
外壁面对流换热系数 $h_g/(W \cdot m^{-2} \cdot K^{-1})$	1 271.35	1 106.77	1 020.56
射流冷气雷诺数 $Re/10^4$	3.9	7.8	1.17
内壁面对流换热系数 $h_c/(W \cdot m^{-2} \cdot K^{-1})$	832.15	724.43	668
外壁面毕渥数 Bi_g	0.06	0.1	0.14
内壁面毕渥数 Bi_c	0.04	0.07	0.09
外壁面综合冷却效率 θ_g	0.41	0.39	0.37
内壁面综合冷却效率 θ_c	0.38	0.35	0.32

图 11 为 $X=0.5$ 和 $X=1.5$ 向 $X=1.0$ 的劈缝外壁面和内壁面冷却效率的修正结果。可以看出,将劈缝视为外掠平板模型,并利用其缩放效应对对流换热系数进行修正,可获得较好的修正结果。对于劈缝内壁面 $\theta_{ave,c}$, $X=0.5$ 和 $X=1.5$ 向 $X=1.0$ 修正结果,与实际 $X=1.0$ 的相对误差分别为 -6.3% 和 1.94% ;劈缝外壁面 $\theta_{ave,g}$ 则分别为 3.22% 和 -1.84% 。



(a) $X=0.5$ 和 $X=1.5$ 向 $X=1.0$ 的修正



(b) $X=0.5$ 和 $X=1.5$ 向 $X=1.0$ 的修正

图 11 $X=0.5$ 和 $X=1.5$ 模型劈缝内、外壁面 θ_{ave} 向 $X=1.0$ 的修正结果

Fig. 11 Correction results of cooling effectiveness θ_{ave} of inner and outer walls of cutback model at $X=0.5$ and $X=1.5$ towards $X=1.0$

3.2 毕渥数修正

在进行模化实验时,若实际叶片材料不能满足要求,则需选择用他材料替代,但这会造成毕渥数不匹配问题。为此,有必要考虑几何缩放中劈缝冷却效率随毕渥数的变化关系,并对因毕渥数不匹配引起的综合冷却效率偏差进行修正。在 $X=1.0$ 和 $X=1.5$ 叶片上,分别选用导热率为 13.8,19.32 和 44 $W/(m \cdot K)$ 3 种材料,比较不同尺寸叶片的毕渥数对尾缘劈缝的影响规律。

图 12 展示了 $X=1.0$ 和 $X=1.5$ 叶片劈缝内、外侧壁面的综合冷却效率及修正结果的对比情况。由图 12 可知,劈缝内壁面综合冷却效率随内壁面毕渥数 Bi_c 增大而增大;而在没有气膜防护的劈缝外壁面上,其综合冷却效率随外壁面毕渥数 Bi_g 增大而降低。而对于劈缝外壁面,当叶片导热率增大时,吸力面的导热热阻相应减小,叶片内部能够快速将从主流吸收的热量扩散,从而使劈缝外壁面温度分布趋于均匀,冷却效果得到改善。对于劈缝内壁面,导热率降低会减少劈缝内壁面输入的热量,进而使内壁面温度下降。因此,劈缝内外壁面的综合冷却效率随导热率增大呈相反的变化趋势。此外,当壁厚增大时,导热热阻进一步增大,从而抑制热量扩散,导致热量在劈缝外壁面侧积聚。因此 $X=1.5$ 的综合冷却效率相对于 $X=1.0$ 更低。但壁厚增大并未使劈缝内壁面的温度进一步降低,反而增高。

基于 3.1 节中的修正方程(14)和(15),对不同毕渥数工况下 $X = 1.5$ 向 $X = 1.0$ 进行修正,见图 12 所示。 $X = 1.5$ 在不同毕渥数下向 $X = 1.0$ 修正都得到了较好的结果。对于劈缝外壁面 $X = 1.5$ 向 $X = 1.0$ 修正结果相对于实际 $X = 1.0$ 的综合冷却效率的平均相对误差分别为 1.33%;劈缝内壁面则为 3.01%。

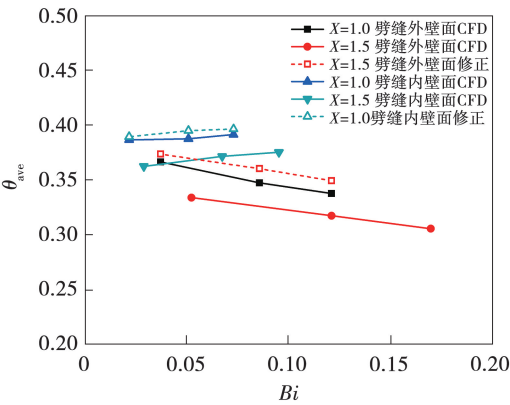
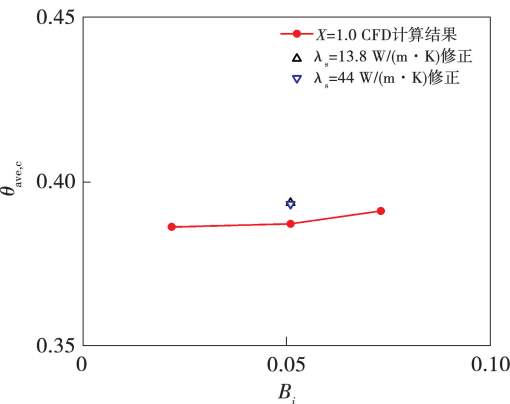


图 12 $X = 1.5$ 模型向 $X = 1.0$ 的综合冷却效率 θ_{ave} 修正结果

Fig. 12 Correction result of overall cooling effectiveness θ_{ave} of cutback model at $X = 1.5$ towards $X = 1.0$

图 13 为在缩放比例 $X = 1.0$ 下,叶片导热率为 $\lambda_s = 13.8 \text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K})$ 和 $\lambda_s = 44 \text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K})$ 时,劈缝内、外壁面冷却效率向基准导热率 ($\lambda_s = 19.2 \text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K})$ 工况的修正结果。由于缩放比例和流体工况一致,劈缝内、外壁面的对流换热系数可合理认为保持不变。因此,修正因子 $C = 1$ 。修正结果显示,高、低两种导热率工况修正后的冷却效率十分接近。



(a) 劈缝内壁面修正

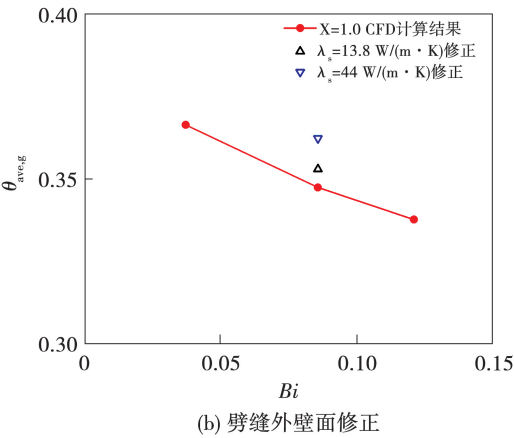


图 13 $X = 1.0$ 模型的劈缝内、外壁面修正结果

Fig. 13 Correction results of inner and outer walls of cutback model at $X = 1.0$

综上所述,对于劈缝内壁面, $\lambda_s = 13.8 \text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K})$ 和 $\lambda_s = 44 \text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K})$ 修正后综合冷却效率与基准工况实际值的相对误差分别为 1.65% 和 1.55%;对于劈缝外壁面,修正后的冷却效率相对误差分别为 1.6% 和 4.28%。可见,在几何尺寸保持不变的前提下,叶片在其他导热率下的冷却效率,可通过修正达到基准导热率工况。

4 结 论

基于热流耦合的共轭传热模拟,研究了叶片劈缝冷却模化实验的热相似问题,分析了缩放比例、毕渥数对综合冷却效率的影响,并获得了劈缝内、外壁面冷却效率的修正方法。

(1) 劈缝内、外壁面的冷却效率均随缩放比例 X 增大,呈下降趋势,其中劈缝外壁面的下降幅度比内壁面高。内壁面的 h_c/h_g 和 Bi 随 X 变化相互制约,而外壁面 h_g/h_c 和 Bi 同步增大。因此,外壁面冷却效率降低速率比内壁面更快。

(2) 缩尺效应造成劈缝内、外壁面的换热系数 h 的变化,是导致模化前后综合冷却效率差异的主要原因。基于缩放前后劈缝内、外壁面换热系数之比,可以较好修正缩放的影响。

(3) 通过材料导热率,可调控毕渥数 Bi 的相似度,将毕渥数表示为 h 的函数,可以综合分析毕渥数对综合冷却效率的影响,进而实现对缩尺冷效的修正。

参考文献：

[1] DU W, LUO L, WANG S, et al. Heat transfer in the trailing region of gas turbines-A state-of-the-art review [J]. Applied Thermal Engineering, 2021, 199, 117614.

[2] FIALA N J, JASWAL I, AMES F E. Letterbox trailing edge heat transfer: Effects of blowing rate, Reynolds number, and external turbulence on heat transfer and film cooling effectiveness [J]. Journal of Turbo-machinery, 2010, 132(1): 011017.

[3] BENSON J M, ELKINS J C, YAPA D S, et al. Effects of varying Reynolds number, blowing ratio, and internal geometry on trailing edge cutback film cooling [J]. Experiments in Fluids: Experimental Methods and Their Applications to Fluid Flow, 2012, 52(6): 1415-1430.

[4] WANG R, YAN X. Background-grid based mapping approach to film cooling meshing; Part II—Applications in vane with landed trailing-edge cutback [C]//Proceedings of the ASME Turbo Expo 2020: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. Volume 7B: Heat Transfer. Virtual, Online; ASME, September 21-25, 2020; V07BT12A043.

[5] CUNHA F J, CHYU M K. Trailing-edge cooling for gas turbines [J]. Journal of Propulsion and Power, 2006, 22(2): 286-300.

[6] 孙国庆, 吴昌, 戴轲. 涡轮叶片综合冷却效率实验的缩尺效应 [J]. 热能动力工程, 2023, 38(3): 16-23.

SUN Guoqing, WU Chang, DAI Ren. Downscaling effect on overall cooling effectiveness experiment of turbine blade [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2023, 38(3): 16-23.

[7] WU C, DAI R, JIA X, et al. A similarity method to correct cooling effectiveness from a scaled turbine blade experiment [J]. Applied Thermal Engineering, 2024, 246, 122989.

[8] 王晓春, 王建华, 刘朋欣. 涡轮叶片端壁表面温度相似性研究 [J]. 热能动力工程, 2015, 30(1): 1-5, 157.

WANG Xiaochun, WANG Jianhua, LIU Pengxin. Study of the similarity of the temperatures on the surfaces of end walls of turbine blades [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2015, 30(1): 1-5, 157.

[9] ZHAO W, CHI Z, ZHANG S. Scaling criteria accuracy for turbine blade film cooling effectiveness at unmatched temperature ratio conditions [J]. Applied Thermal Engineering, 2021, 197(2): 117363.

[10] 龚代坤, 朱惠人, 刘存良, 等. 克努森数对气膜冷却流动换热相似特性的影响 [J]. 航空动力学报, 2015, 30(5): 1106-1112.

GONG Daikun, ZHU Huiren, LIU Cunliang, et al. Effect of Knudsen number on similar characteristics of film cooling flow and heat transfer [J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(5): 1106-1112.

[11] XIE G, LIU C, YE L, et al. Numerical study on analogy principle of overall cooling effectiveness in engine and laboratory condition [C]//Proceedings of the ASME Turbo Expo 2018: Turbomachinery Technical Conference and Exposition. Volume 5A: Heat Transfer. Oslo, Norway; ASME, 2018; V05AT10A005.

[12] HYLTON L D, MILHEC M S, TURNER E R, et al. Analytical and experimental evaluation of the heat transfer distribution over the surface of turbine vanes [R]. NASA CR 168015, 1983.

[13] MICHAEL B, SAYURI Y D, CHRIS E, et al. Experimental-based redesigns for trailing edge film cooling of gas turbine blades [J]. Journal of Turbomachinery, 2013, 135(4): 041018.

[14] HALILA E E, LENAHAHAN D T, THOMAS T T. Energy efficient engine high pressure turbine test hardware detailed design report [R]. NASA CR-167955, 1982.

[15] ALBERT J E, BOGARD D G, CUNHA F. Adiabatic and overall effectiveness for a film cooled blade [C]//Proceedings of the ASME Turbo Expo 2004: Power for Land, Sea, and Air. Volume 2: Turbo Expo 2004. Vienna, Austria; ASME, June 14-17, 2004; 251-259.

[16] ALBERT J J, CECIL J M. Combustor liner film cooling in the presence of high free-stream turbulence [R]. NASA TN D 6360, 1971.

(姜雪梅 编辑)