

涡轮叶片冷却通道换热特性研究

杨子龙¹, 肖蔚岩², 王志强², 郝顺旺²

(1. 中国舰船研究院, 北京 100192; 2. 中国船舶重工集团公司第七〇三研究所, 黑龙江 哈尔滨 150078)

摘 要: 以某型新设计船用燃气轮机高压涡轮动叶拟备用的冷却流路方案为研究对象, 采用全三维流热耦合方法研究了不同冷却通道形式对涡轮叶片换热的影响。比较了 3 种方案, 方案 I 的优点在于消除了叶片顶部凸台的高温区域, 截面平均温度及冷却效果均可接受; 方案 II 充分利用冷气与金属温差, 叶片冷却效果与截面平均温度分布较好。方案 III 强化了叶身中段换热。结果表明, 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, 以及截面平均温度沿叶高的分布。本研究结果为该涡轮叶片冷却流路的选用提供了理论依据。

关 键 词: 涡轮; 冷却叶片; 流热耦合; 换热特性; 蛇形通道
中图分类号: TK472 文献标识码: A

引 言

现代燃气轮机涡轮入口温度已经达到 1 600 ℃ 以上^[1], 而金属材料的发展远远滞后于工业需求。内部冷却可以有效降低叶片金属温度, 已成为燃气轮机提高初温的主要技术途径。涡轮叶片冷却结构主要包括气膜、蛇形通道、矩阵粗糙肋、扰流柱、矩阵涡通道等形式。目前, 大部分燃气轮机均采用蛇形通道为主要冷却流路, 通道表面加工粗糙肋, 叶片尾缘劈缝使用扰流柱或矩阵粗糙肋强化换热。现有的文献对气膜、粗糙肋、扰流柱以及矩阵通道的布置均有大量的研究^[2~5], 而对蛇形通道流路的布置却鲜有涉及。

本研究以某型新设计船用燃气轮机第一级动叶为研究对象, 采用全三维流热耦合的方法分析了不同的通道形式对叶片换热的影响, 对其原因做了机理性分析。研究结果为该涡轮叶片冷却流路的选用提供了理论依据。

1 物理模型

叶片采用蛇形通道与尾缘劈缝处的扰流柱强化

换热, 在计算中只考虑单个叶栅周期。为了减小粗糙肋等影响因素, 通道光滑, 尾缘处的结构均相同。图 1 为计算模型, 图 2 为 3 种内部蛇形通道方案。方案 I 冷却空气分别沿两条通道进入叶片内腔, 一支用来冷却前缘与叶身的前半部, 最终从叶片顶部流入主流, 另一支从叶身中部流入, 经蛇形通道沿尾缘劈缝流出。方案 II 冷却空气沿前缘通道进入, 经蛇形通道后从尾缘劈缝流出。方案 III 与方案 I 的主要差别在于冷却空气的前支分为 3 路沿顶部流出。

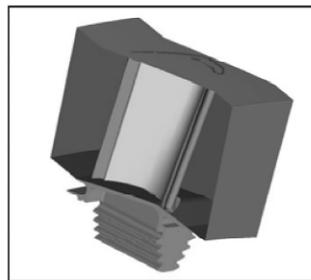


图 1 涡轮叶片计算模型

Fig. 1 Model for calculating the blades of a turbine

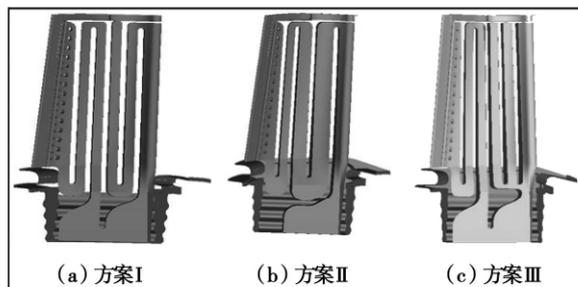


图 2 蛇形通道结构

Fig. 2 Snake-shaped passage structure

收稿日期: 2012 - 12 - 28; 修订日期: 2013 - 03 - 09

作者简介: 杨子龙(1980 -) 男, 山东招远人, 中国舰船研究院工程师。

2 数值计算

2.1 热流耦合控制方程

一切流体运动的控制方程包括质量方程、动量方程以及能量方程,虽然各方程的变量形式不同,却都是反映了各物理量的守恒性质。因此控制方程的统一形式为:

$$\frac{\partial(\rho\phi)}{\partial t} + \text{div}(\rho\vec{u}\phi) = \text{div}(\Gamma\text{grad}\phi) + S \quad (1)$$

式中, ϕ —通用变量,在质量方程中可以代表 1,在动量方程中可以代表 $\{u, v, w\}$,在能量方程中可以代表 T ; Γ —广义扩散系数; S —广义源项。

在流体域和固体域的耦合面处的温度与热流密度是相等的,在计算中每一次迭代均采用上一步得到的耦合面处的温度与热流密度。在流体域耦合面处应设置考虑转捩的湍流模型,该方法的主要特点是通过设置临界动量厚度雷诺数得到层流到湍流转捩的位置,因此计算精度更高。

固体域由于没有速度,只计算能量方程,具体形式为:

$$\frac{\partial(\rho C_p T)}{\partial t} = \nabla \cdot (\lambda \nabla T) + S_E \quad (2)$$

对于稳态计算,方程的左边为零,成为一个泊松方程。

2.2 网格与边界条件

由于冷却通道结构复杂,本研究采用了非结构化网格。不同域交接面处采用了相同的网格,可以使计算更准确。在尾缘劈缝等小尺度结构处,布置了细密的网格。对方案 I 做了网格敏感性分析,分别取了 218 万、310 万、437 万 3 种网格尺度,经过对比截面平均温度以及叶片金属平均温度,得出 310 万网格与 437 万网格计算结果差别不大,因此 3 种方案网格数都控制在 400 万~500 万之间。

计算域中,燃气域设置入口总温、总压,出口静压,冷气域设置入口流量、静温,出口与主流耦合,固体域在与主流以及冷气域的交接面处设置耦合边界条件,其它部位设置绝热。叶片壁面设置为光滑无滑移条件。流体域使用 $k-\omega$ SST Gamma 考虑转捩的湍流模型。

2.3 计算方法准确性验证

由于现代计算条件的局限,CFD 方法并不能完全模拟叶栅内的真实状况,数值计算的有效性必须通过实验数据验证。按照上述计算方法,对某型燃

气轮机冷却叶片进行了温度场计算。计算结果与试验数据对比如图 3 所示。图中 T/T_0 表示无量纲温度, X/B 表示展弦比。

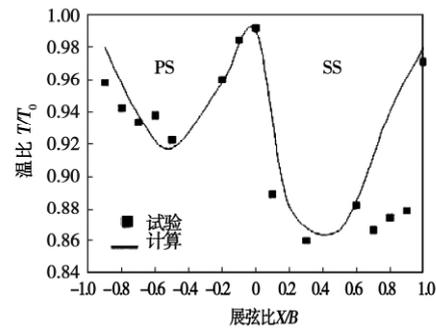


图 3 计算结果与试验对比

Fig. 3 Comparison of the calculated results with the test ones

由图可知,在压力面,计算与试验结果吻合的相对较好,而在吸力面相对位置 0.6 以后,试验与计算结果差距非常大。因此,压力面与吸力面转捩前的位置处的计算结果比较有意义。

2.4 叶片冷却效果

叶片的冷却效果是表示冷却性能的重要参数,可以表征冷却性能的优劣,定义为:

$$\eta = T_\infty - T_w / T_\infty - T_c \quad (3)$$

式中: T_∞ —燃气温度, K; T_w —金属壁面温度, K; T_c —冷气入口温度, K。

3 结果与分析

3.1 叶片表面温度分布

图 4、图 5 为 3 种冷却叶片表面温度的计算结果。由于采用了对流冷却,叶片金属表面温度较燃气温度低了很多,虽然 3 种方案表面温度分布趋势不同,但温度范围比较相似,

方案 I 压力面与吸力面的高温区域位于尾缘处,低温区域位于叶片中部冷气入口通道处。低温区域产生的原因可能有两个:(1) 有一支冷却空气从叶片中部腔室进入,与叶身表面的温差大,换热量大;(2) 吸力面转捩后温度计算准确度较低。由前面的对比性分析可知,在吸力面转捩后,计算结果比试验偏高,因此第一种可能性比较大。气流经蛇形通道到尾缘后,温升比较大,因此尾缘的温度较高。方案 II 的高温区域与方案 I 相同,但在吸力面的顶部凸台位置出现了大片高温区域,主要是由于单流

路冷气经蛇形通道后有了很大的温升,顶部附近的换热量下降。低温区域在叶片靠近前缘向后的部位,主要是由于该部位与高温燃气的换热系数较低。方案 II 相对方案 I 的优点在于高温区域与低温区域分布位置较远,因此在叶片表面的热应力较小。方案 III 靠近尾缘部分温度分布与方案 I 相似。靠近前

缘部分沿径向形成了大的温度梯度,这主要是由于前支冷却空气分 3 路直接沿径向流出,由于沿程的温升,使得顶部换热量下降,因此温度较高。这种沿径向直接流动的冷却方式是早期的冷却叶片设计,由于冷却效率较低以及径向的温度梯度大,现在一般不采用。

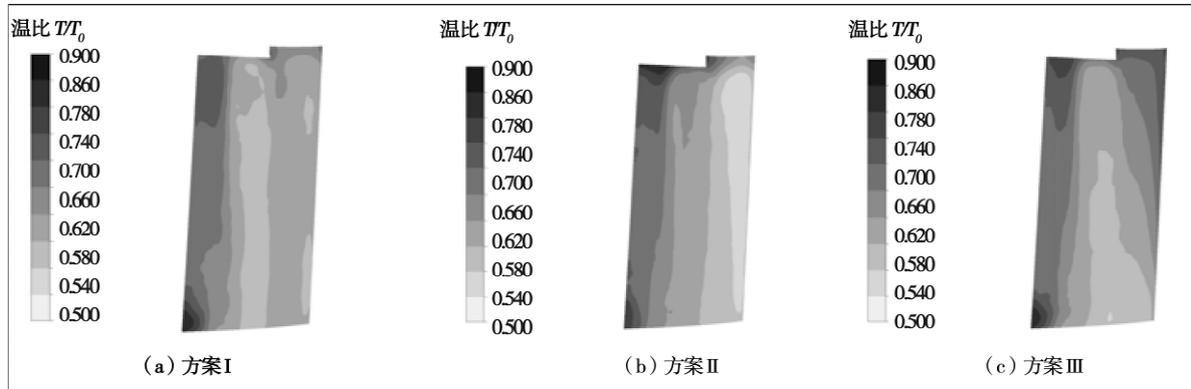


图 4 压力面相对温度分布

Fig. 4 Relative temperature distribution on the pressure surface

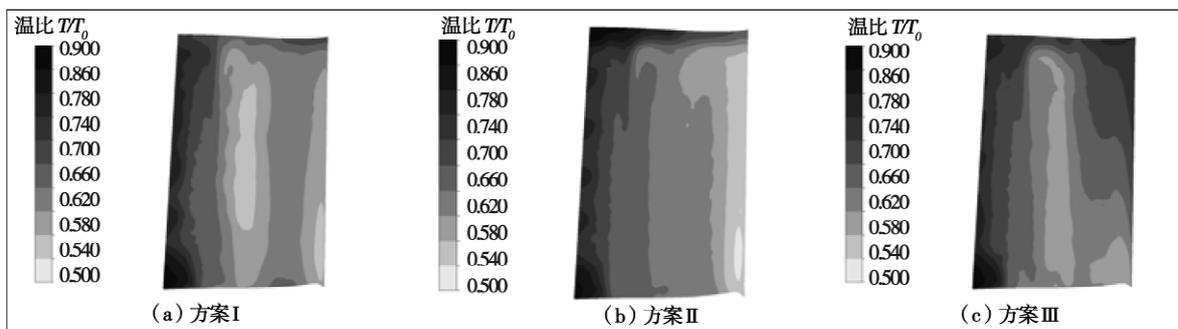


图 5 吸力面相对温度分布

Fig. 5 Relative temperature distribution on the suction surface

3.2 冷却效果

冷却效果反映了冷却性能的好坏,图 6 为 3 种方案叶型表面冷却效果的分布曲线。3 种方案用于冷却前缘部分的冷气流量都不相同,方案 II 最大,方案 III 最小(冷气在前部分成 3 支),因此在叶片前部的冷却效果差别较大,方案 III 比方案 I 降低了 30% 多。方案 II 冷气沿蛇形通道温升不断提高,因此叶片的冷却效果不断下降。方案 I 与方案 III 叶栅中部有新的冷气通入,故冷却效果在该部位达到一个新的峰值。在尾缘出口位置,冷却空气的温升达到最大,叶片的冷却效果最差。

由图 6 可知,虽然使用了相同流量、初温的冷却空气,但是 3 者的总体冷却效果却并不相同。根据相关文献 [6] 以及相关计算,叶型表面换热系数最高的区域分布在前缘燃气滞止位置,燃气通过该位置后换热系数下降很快。方案 II 在该位置处的冷气流量最大,因此总体冷却效果较好。在叶栅中部位置,型线表面的湍流边界层有增厚的趋势,与燃气的换热系数比较低,因此虽然 3 种方案在该处的冷气流量、温度相差较大,冷却效果的差别却没有前缘附近明显。在设计中,科学合理的组织冷气能量的分配,可以达到优化叶片整体冷却效果的目的。图中

η 为冷却效率。

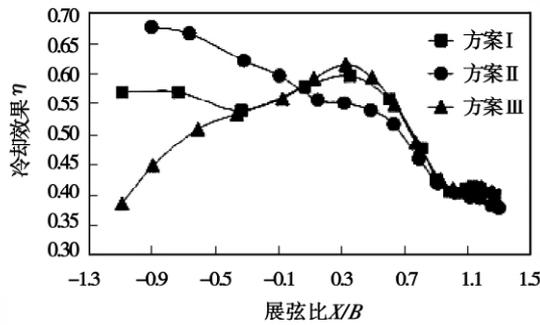


图 6 压力面冷却效果

Fig. 6 Cooling effectiveness on the pressure surface

3.3 截面平均温度

图 7 表示了 3 种方案叶片截面平均温度随叶高的变化。随着叶片高度的增加,截面的平均温度不断升高。温度分布最优的是方案 II,在所计算的截面上平均温度都是最低的。主要原因在于该方案所有的冷气都经尾缘劈缝流出,冷气被充分利用。这与冷却效果分布图上得出的结论是一致的。方案 III 由于顶部有 3 支冷气直接沿径向流出,未被充分利用,因此截面平均温度分布普遍较高。

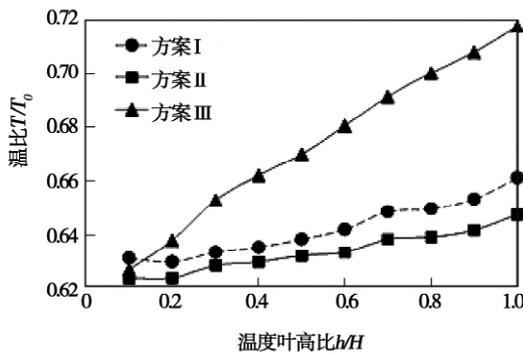


图 7 叶片截面平均温度

Fig. 7 Average temperature in the sections of a blade

由图中 η 可知,在底部截面 3 种方案温度差距不大,在顶部截面平均温度差距很大。冷却叶片的高温区域一般出现在叶片的中上部位,该位置也是故障多发处,方案 II 可以有效地降低叶片中上部截面平均温度分布,对提高叶片的可靠性具有重要的意义。

4 结 论

本研究比较了 3 种蛇形通道方案,通过对叶身表面温度分布、冷却效果以及截面平均温度的比较得出以下结论:

(1) 方案 I 的优点在于消除了叶片顶部凸台的高温区域,截面平均温度以及冷却效果均可接受,是一种可应用的通道方案。但在冷气温度比较低时,由于用来冷却中后部的冷气与尾缘部位距离较近,可能造成叶片表面热应力过大,在使用中应该重点关注。

(2) 方案 II 充分利用了冷气与金属的温差,叶片冷却效果与截面平均温度分布都比较好,主要缺点在于冷气经过连续温升后,到达尾缘附近温度比较高,造成凸台部位的温度比较高。在实际设计中可以考虑改变尾部冷气出口角度来改善凸台的高温状况。

(3) 在通道设计中应避免冷气沿径向直接流出,以免造成冷气资源的浪费。同时,没有经过充分加热的冷气进入主流,由于掺混损失对涡轮效率也会有影响。

参考文献:

[1] 倪 萌. 航空发动机叶片冷却技术综述 [J]. 燃气轮机技术, 2005, 18(4): 25-28.
 NI Meng. Survey of the blade cooling technologies for aeroengines [J]. Gas Turbine Technology 2005, 18(4): 25-28.

[2] Hirota M, Fujita H, Yokosawa H. Experimental study on convective heat transfer for turbulence flow in a square duct with a ribbed rough wall [J]. ASME Journal of Heat Transfer 1995, 117: 69-78.

[3] Wang Z, Ireland P T, Kobler S T et al. Heat transfer measurements to a gas turbine cooling passage with inclined ribs [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1998, 120: 63-69.

[4] Goldstein R J, Ecker E R G, Burggraf B. Effects of hole geometry and density on three-dimensional film cooling [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1992, 17: 595-607.

[5] 姚 玉. 内部对流换热对导叶冷却效果的影响 [J]. 工程热物理学报, 2008, 29(7): 1181-1184.
 YAO Yu. Influence of the internal convection-based heat exchange on the cooling effectiveness of the guided blades [J]. Journal of Engineering Thermophysics 2008, 29(7): 1181-1184.

[6] Je ChinHan, Sandip Dutta, Srinath V Ekkad. 燃气轮机传热和冷却技术 [M]. 程代京等译. 西安: 西安交通大学出版社, 2005.
 Je ChinHan, Sandip Dutta, Srinath V Ekkad. Heat transfer and cooling technologies for gas turbines [M]. Translated by CHENG Dai-jing et al. Xi'an: Xi'an Jiaotong University Press, 2005.

ing precisions and reflect very well the working process of the high pressure bypass system of the steam turbine. As an important integral part of the model for simulating the mechanism of coal-fired power generator units at the full load ,the model under discussion has laid a foundation for simulating and studying the energy consumption under the start-up ,shutdown and special off-design operating conditions of the units. **Key words:** high pressure bypass system ,throttle and pressure reduction ,water-spraying temperature reduction ,simulation model

涡轮叶片冷却通道换热特性研究 = **Study of the Heat Exchange Characteristics of the Cooling Passages of a Turbine Blade** [刊 ,汉] YANG Zi-long (China Warship Academy ,Beijing ,China ,Post Code: 100192) ,XIAO Wei-yan ,WANG Zhi-qiang ,YU Shun-wang (CSIC Harbin No. 703 Research Institute ,Harbin ,China ,Post Code: 150078) //Journal of Engineering for Thermal Energy & Power. - 2013 28(4) . - 341 ~ 344

With the cooling flow passage scheme prepared for the high pressure turbine blades of a marine gas turbine newly designed serving as the object of study ,by adopting the full three-dimensional flow-heat coupling method studied was the influence of different cooling passage forms on the heat exchange in the blades of the turbine. A total of three schemes were compared. The merits of the Scheme I lie in its eliminating the high temperature zone on the top boss of the blade and making the average temperature in a section and cooling effectiveness acceptable. The Scheme II makes full use of the temperature difference between the cooling air and metallic surface and makes the cooling effectiveness to the blades and the average temperature distribution in a section to be relatively well. The Scheme III intensifies the heat exchange in the middle of the blades. It has been found that the passage form remarkably affects the temperature distribution on the surface of the blades and at the same time also influences the cooling effectiveness of the blades and the distribution of the average temperature along the blade height. The foregoing can offer a theoretical basis for choosing appropriate cooling passages of the turbine blades. **Key words:** turbine ,cooling blade flow-heat coupling ,heat exchange characteristics ,snake-shaped passage

环境温度对燃气轮机分布式供能系统优化配置的影响 = **Influence of the Ambient Temperature on the Optimized Configuration of a Gas-turbine-based Distributed Energy Supply System** [刊 ,汉] YANG Yun ,ZHANG Shi-jie ,XIAO Yun-han (Chinese Academy of Sciences Key Laboratory on Advanced Energy and Power ,Engineering Thermophysics Research Institute ,Chinese Academy of Sciences ,Beijing ,China ,Post Code: 100190) //Journal of