

文章编号: 1000-8055(2009)02-0331-09

静叶前缘气膜冷却特性的数值模拟 及改进设计

刘 捷¹, 安柏涛¹, 蒋洪德², 刘建军¹

(1. 中国科学院 工程热物理研究所, 北京 100190;

2. 清华大学 热能工程系, 北京 100084)

摘 要: 对某重型燃气轮机的第一级透平静叶前缘气膜冷却特性进行了数值模拟研究, 计算采用 CFX5 商业程序, 主要研究了叶片前缘, 尤其是滞止线附近的气膜冷却效果、传热及冷气喷射对气动性能的影响。通过对原始设计的计算结果进行分析, 给出了针对静叶前缘气膜冷却结构的两种改进设计, 得到的计算结果与原始设计相比, 获得了更好的冷气覆盖效果。

关 键 词: 前缘气膜冷却; 数值模拟; 冷却效率; 燃气轮机; 改进设计

中图分类号: V231.1

文献标识码: A

Numerical simulation and design improvement of leading-edge film cooling in an inlet guide vane

LIU Jie¹, AN Bai-tao¹, JIANG Hong-de², LIU Jian-jun¹

(1. Institute of Engineering Thermophysics,

Chinese Academy of Science, Beijing 100190, China;

2. Department of Thermal Engineering, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: The numerical investigations on the leading-edge film cooling of an inlet guide vane were performed and described in this paper. The program CFX was employed to obtain the numerical solution. The original design was simulated to obtain flow and heat transfer characteristics of the leading edge film cooling. The film cooling characteristics and interactions between jets and mainstream around the leading edge, especially near the stagnation line, were analyzed in detail. To provide better coolant coverage around the leading edge, the cooling configuration was modified based upon the analysis and understanding of the 3-D prediction for the original design. The modified designs were compared with the original design, providing better coolant coverage around the leading edge.

Key words: leading-edge film cooling; numerical simulation; cooling effectiveness; gas turbine; design improvement

燃气轮机在航空、舰船和电站等领域已得到了广泛应用, 提高透平进口温度是改善燃气轮机性能和提高其经济性的重要途径。目前大部分燃气透平的进口温度都高于叶片材料的允许工作温

度, 为保证其安全运行必须采取相应的冷却措施, 气膜冷却作为一种重要的冷却手段, 在燃气透平中得到了最广泛的应用。

气膜冷却通过在壁面附近引入冷却气体, 在

收稿日期: 2008-01-18; 修订日期: 2008-04-26

基金项目: 国家 863 计划(2004AA503010); 国家 973 计划(2007CB210108)

作者简介: 刘捷(1978 -), 男, 吉林长春人, 博士生, 主要从事燃气轮机气膜冷却技术的研究。

主流压力和摩擦力的作用下向下游弯曲,粘附在壁面附近,形成温度较低的冷气膜,将壁面和高温燃气隔离,并带走部分高温燃气或明亮火焰对壁面的辐射热量,从而对壁面起到良好的保护作用.考虑到涡轮叶片强度的需要,离散孔射流注入是气膜冷却中经常被采用的结构形式.

叶片的前缘区域,尤其是滞止线附近是叶片热负荷最高的区域,是最需要进行冷却保护的地方.同时,这部分区域的流动又极为复杂,受到主流滞止、强压力梯度、叶片曲率、射流孔排之间的相互作用等多种因素的影响.许多科研工作者都对叶片前缘气膜冷却的特性进行了研究,为开展有针对性的高温透平气膜冷却设计或改进提供依据.

Mehendale 和 Han(1992)^[1]用数值模拟研究了高自由流湍流对叶片前缘气膜冷却的影响.在低湍流度条件下,冷却射流对叶片表面的保护能维持较远的距离,不论在低吹风比还是高吹风比条件下,都能产生较高的冷却效率.而高湍流度会使得在较低吹风比下的冷却效率降低. Cruse 等(1997)^[2]研究了叶片前缘外形对前缘气膜冷却的影响,他们分别采用了圆柱形和椭圆形两种前缘模型,发现二者沿翼展方向平均的气膜冷却效率的分布近似于一致. Chernobrovkin 和 Lakshminarayana (1998)^[3]用数值模拟了 Cruse 等(1997)^[2]的实验研究所用的带有气膜冷却的半圆形叶片前缘模型附近的流场.他们分析了由主流和冷却射流相互作用而引起的旋涡的结构. Lin 和 Shih(2001)^[4]用一个有三排气膜冷却孔的半圆形前缘模型来研究气膜冷却.通过数值计算,他们准确的分析了前缘表面的气膜冷却效率分布、温度分布以及速度矢量场的分布.在叶片前缘区域附近,实际的几何特征,气膜冷却孔的结构以及流动条件对于准确的预测气膜冷却特性是非常重要的^[5-6].最近的一些研究工作应用三维数值计算方法详细分析了前缘区域复杂的气膜冷却流动和传热特性^[7-8],尽管数值计算的精度还需要进一步提高,但这种数值模拟研究是非常必要的,它不仅有助于我们了解前缘气膜冷却的三维流动,而且也为我们进行气膜冷却结构的改进提供了依据.

在本文中,研究对象是某重型燃气轮机的第一级透平静叶的前缘,数值模拟是完全依据真实的几何结构来进行的.计算采用 CFX5 商业程序,主要研究了叶片前缘,尤其是滞止线附近的气膜

冷却效果、传热及冷气喷射对气动性能的影响.通过对原始设计的计算结果进行分析,本文给出了两种针对静叶前缘气膜冷却结构的改进设计,改进设计分别重新调整了静叶前缘几排气膜孔的位置和喷射方向,孔的大小和个数,得到的计算结果与原始设计相比,获得了更好的冷气覆盖效果.

1 原始设计的气膜冷却结构参数

本文数值模拟研究的计算域包括一个完整的静叶通道,如图1所示.主流进口、射流进口、静叶出口以及静叶前缘分别在图中给出.叶片上的冷却孔有6排,共131孔,集中分布在叶片前缘且全部与提供冷气的前缘冷气内腔相连接,如图2所示.图中对叶片的头部进行了放大,可以看到,这6排孔从压力面到吸力面依次排列,其中第3和第4排孔的位置形成交错排列.

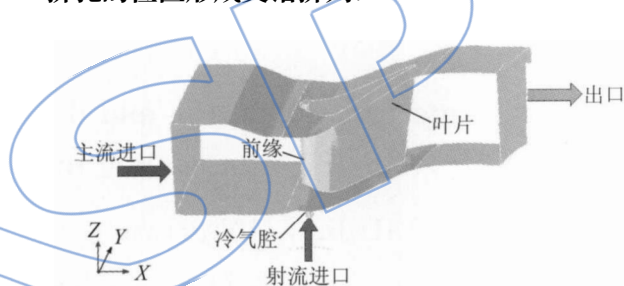


图1 计算域的静叶通道示意图

Fig.1 Computational domain

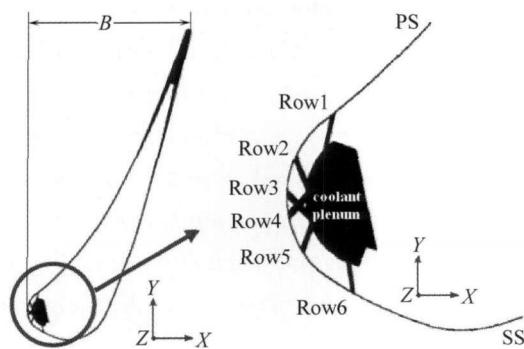


图2 叶片冷气孔排位置

Fig.2 Airfoil and leading edge film cooling configuration

2 数值方法

CFX5 计算程序采用有限体积法及全隐式多网格耦合求解技术求解三维定常粘性 N-S 方程,求解器使用压力修正多重网格加速收敛方法,差分格式为二阶精度,对于四面体网格单元采用 60

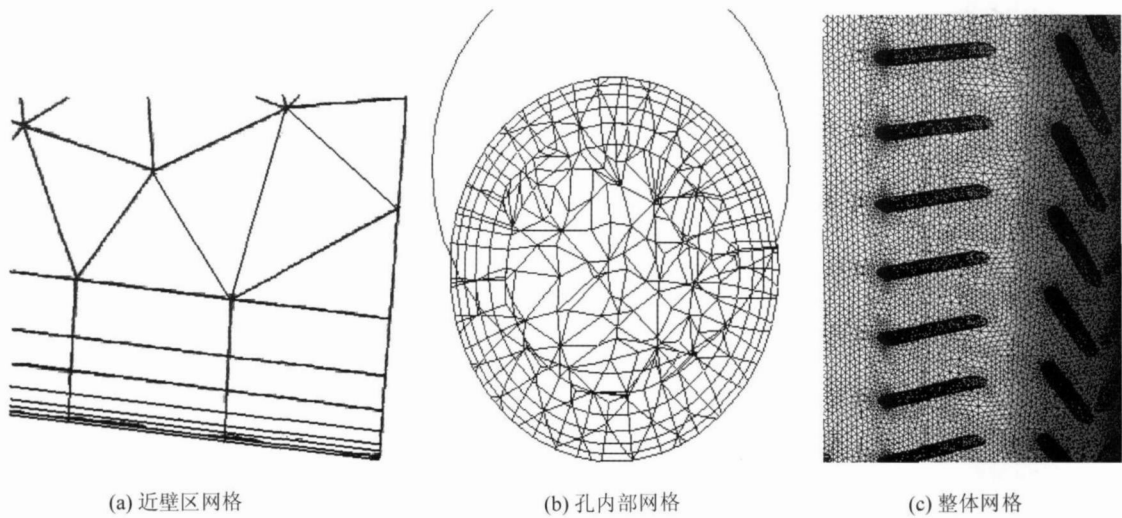


图 3 计算域的网格示意图

Fig. 3 Computational grid for the leading edge film cooling configuration

点插值,数值精确性较高.本文中计算均使用标准 $k-\varepsilon$ 湍流模型,并结合一种改进的壁面函数法求解壁面附近粘性流动.

计算域整体为非结构网格,为得到较详细的每个离散气膜冷却孔冷气与主流掺混的三维流动细节,叶片表面及冷却孔附近取相对较密的网格.在近壁面,采用图 3(a) 所示的网格形式,网格单元为三棱柱结构(五面体).典型冷却孔内部网格如图 3(b) 所示.图 3(c) 为前缘冷气内腔和冷却孔整体的网格图(局部).

为简化计算,主流与冷气取一种气体,满足理想气体状态方程,且都取燃气的热力性质.评价冷却效果采用如下两个无量纲参数,壁面采用冷却效率 η ,除壁面外则采用无量纲温度 θ ,公式分别为

$$\eta = \frac{T_{aw} - T_{\infty}}{T_c - T_{\infty}} \quad (1)$$

$$\theta = \frac{T - T_{\infty}}{T_c - T_{\infty}} \quad (2)$$

其中 T_c 为冷气温度, T_{∞} 为主流温度, T_{aw} 为绝热壁恢复温度, T 为当地温度.

3 原始设计的结果分析

3.1 前缘滞止线附近流动及气膜冷却特性

图 4 为计算得到的叶片前缘区壁面冷却效率等值线,可以看出,尽管前缘 6 排孔冷气密集喷射,但仍然无法完全冷却前缘所有壁面,存在较大面积未被气膜覆盖区域,位置主要在叶片上半叶展第 2 排孔两侧.图 4 中给出了计算得到的前缘

滞止线的大致位置,不难看出,前缘滞止线距第 2 排孔最近,因此第 2 排孔冷气流动及冷却效果受主流滞止的影响也最大.为了详细分析第 2 排孔的流动,给出 4 个沿 z 方向的截面,位置分别通过第 2 排孔由下至上第 2、第 5、第 9 和第 21 孔出口中心,具体如图 4 中标出.

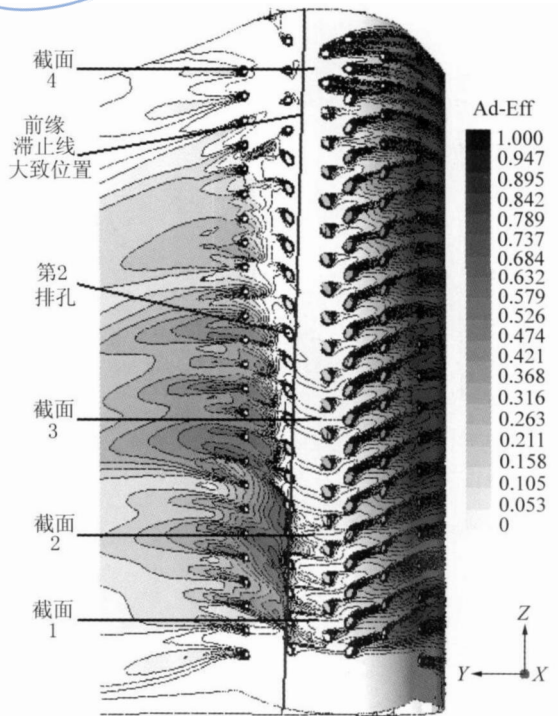


图 4 前缘区冷却效率等值线

Fig. 4 Predicted contours of effectiveness on the leading edge of original design

截面 1 滞止点位于第 2 排孔的上方,因此这一位置冷气流动方向是指向吸力面一侧的,如图 6(a),由于吸力面的加速作用,冷气很快被压弯并贴附于表面,但由于流向倾角的关系,此处的冷气是逆主流喷射,冷气射流转角较大,在孔后形成小范围回流区,最终仍形成了对吸力面的冷却,如图 5(a). 截面 2 滞止点位置移到接近此处冷却孔出口冷气射流中心,这一位置冷气射流明显被主流分成二部分,一部分指向吸力面一侧,另一部分指向压力面一侧. 图 5(b) 表明,当滞止点落在冷却孔出口内时,喷射孔两侧叶片表面都得到了冷却,不过冷却效率高值区仅集中在孔周围,原因是此种情况下主流对冷气射流的冲击作用最大,冷气被压缩在冷却孔出口,此处指向压力面和吸力面的主流速度均很低,主流将冷却气体带向两侧的动量很小.

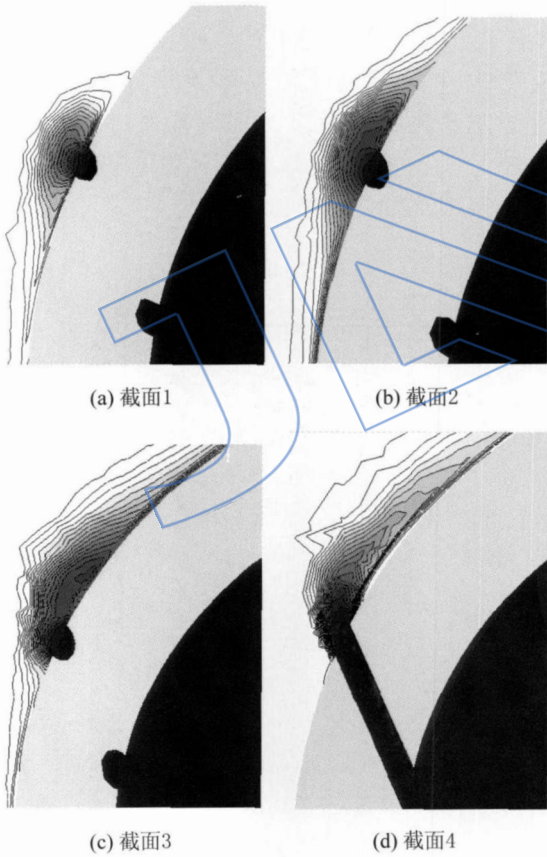


图 5 第 2 排孔出口中心线各 z 方向截面的无量纲温度分布

Fig. 5 Contours of dimensionless temperature around row 2 at four Z -direction cutting planes

截面 3 和 4 的情况大致相同,滞止点均位于第 2 排冷却孔下方,因此这 2 个截面处的冷气流动方向均是指向压力面一侧,但滞止点位置与当

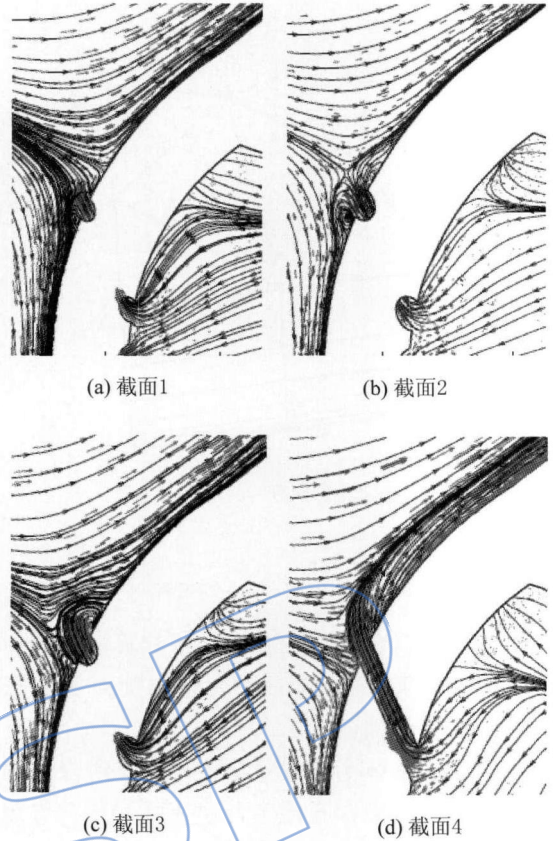


图 6 第 2 排孔出口中心线各 z 方向截面矢量和流线

Fig. 6 Velocity vector and streamline distributions around row 2 at four Z -direction cutting planes

地各孔的距离远近稍有差异,因此这 2 个位置的冷却效果并不完全一致. 比较图 5(d) 发现,截面 3 孔下游贴近壁面处的冷却效率稍好,而截面 4 在近下游的冷却效率相当低(参照图 4),冷气射流离开表面,几乎不能对压力面壁面形成冷却. 这两点原因:首先,由于此处孔不具有径向倾斜角,孔出口垂直壁面的速度分量大于截面 3 位置,另外滞止点位置距孔出口较远,当地吹风比相对较大,相比于截面 3 冷气射流离开壁面的趋势较强.

3.2 前缘吸力面和压力面的气膜冷却特性

受不同压力梯度及表面曲率影响,吸力面和压力面两侧无量纲温度分布及气膜冷却流动特征均有较大不同,此外吸力面一侧多排孔冷气相互作用较明显. 吸力面和压力面的冷却效率分布如图 7 所示.

由图 7 不难看出,吸力面平均冷却效率均高于同一位置压力面,这是由滞止线位置导致的两侧冷却孔排数多少决定的. 图 8 给出了 15%, 50%和 90%轴向弦长处冷却效率沿叶高的分布, X 和 B 的定义如图 2 所示.

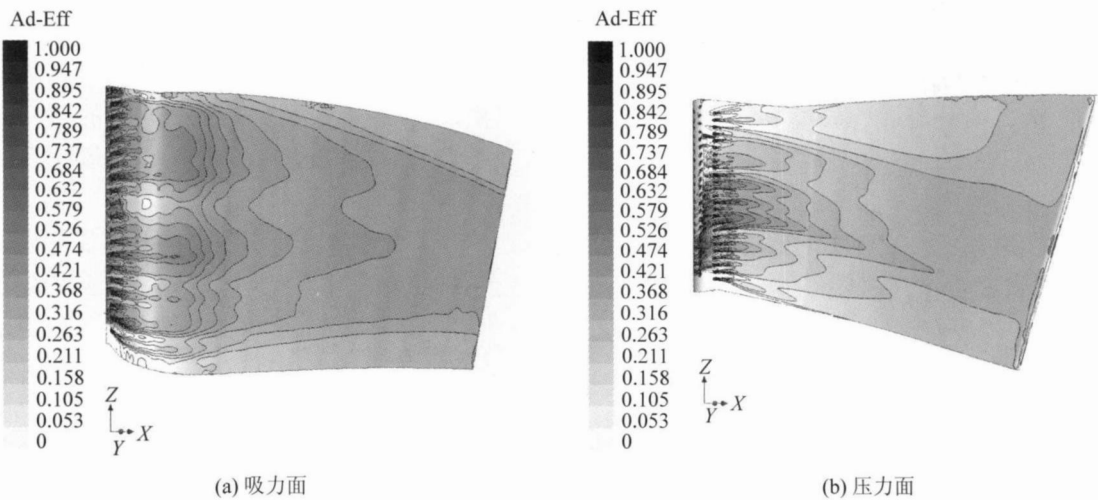


图 7 叶片表面冷却效率分布

Fig. 7 Contours of effectiveness on suction surface and pressure surface

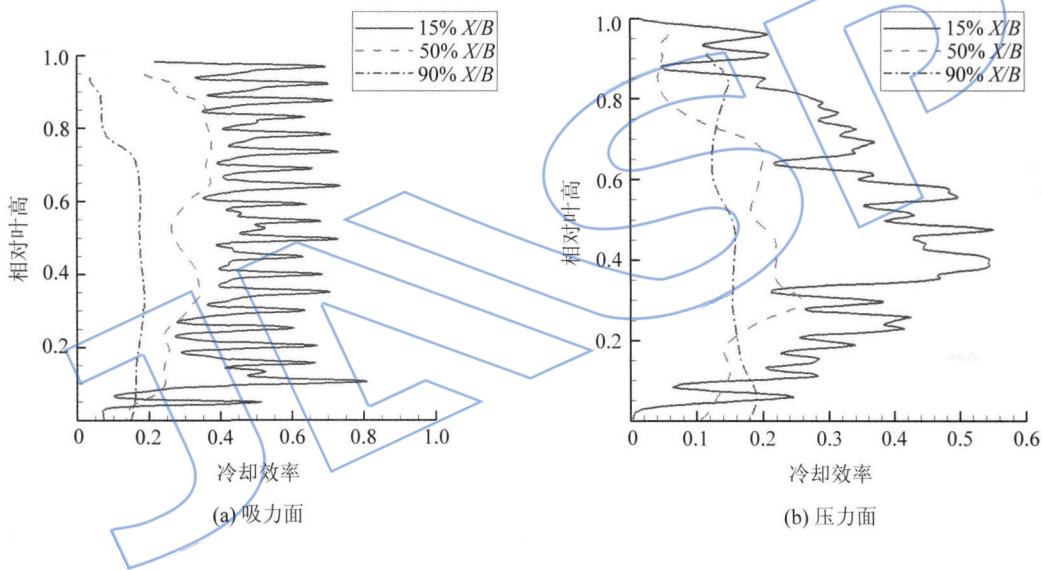


图 8 15 %,50 %和 90 %轴向弦长处冷却效率沿叶高分布

Fig. 8 Effectiveness distributions along Z-direction at 15 %,50 % and 90 % X/ B of suction surface and pressure surface

压力面一侧,15 %和 50 %轴向弦长 2 个位置冷却效率沿叶高的分布规律及数值差别比较大,50 %轴向弦长位置的平均冷却效率约为 0.2 左右,要低于 15 %位置处很多,但是它的分布曲线更光滑,波动也更小,至 90 %轴向弦长位置冷却效率下降较小,如图 8(b)所示。吸力面一侧 50 %轴向弦长位置冷却效率沿叶高的分布消除了 15 %位置的波动,气膜展向分布比较均匀,平均冷却效率要比 15 %位置低一些,约为 0.35 左右,但至 90 %位置冷却效率降至不到 0.2,接近同一位置压力面的数值,考虑到两侧冷却气体量的不同,吸力面冷却效率沿流向后半段的下降比较明显,如图 8(a)所示。

4 气膜冷却结构的改进设计

通过前文数值模拟研究的分析,可以发现第一级静叶前缘气膜冷却结构原设计中存在的一些问题,在流动分析的基础上,本文尝试进行了相应的改进,改进重点针对滞止线附近的流动进行,目的是提高叶片前缘区的气膜冷却效果。

原设计中存在的问题如下所示:

- 1) 叶片前缘区存在较大面积无气膜覆盖区域,主要位于上半叶展滞止线两侧;
- 2) 滞止线与冷气喷射孔的相对位置对气膜冷却流动的影响很大,当气膜冷却孔出口恰好定位在滞止线上时,其两侧壁面都能得到冷却;

- 3) 滞止线附近冷却孔(第 2 排和第 3 排孔)的冷气喷射方向(包括径向和周向)与当地主流方向相反;
- 4) 吸力面各排孔冷气喷射的交错覆盖效果较差;
- 5) 压力面冷却孔个数较少,应当适当增加.

因此,针对上述存在的问题进行改进,本文提出了两种改进方法.

4.1 方案 1:改变孔的位置和喷射方向

该改进设计的前提是不改变孔的个数和孔的大小,只改变孔的位置和喷射方向,过程如下所示:

- 1) 移动第 3 排孔到新位置与第 2 排孔形成交叉,此调整避开了第 3 排孔的周向逆主流喷射;
- 2) 沿滞止线方向定位第 2 排和第 3 排孔,使第 2 排和第 3 排孔分别在滞止线的各一侧,同时保证滞止线穿过每一个孔的出口边缘,此调整目的是保证滞止线的冷却;
- 3) 调整第 2 排和第 3 排孔的径向喷射角,由 $\beta=+45^\circ$ 改为 $\beta=-45^\circ$,避免径向逆主流喷射;
- 4) 调整第 4 排和第 5 排孔的径向喷射角,由 $\beta=+45^\circ$ 改为 $\beta=0^\circ$,并适当沿径向移动第 5 排孔,以获得较好的交错冷气覆盖效果.改进后的前缘气膜冷却结构如图 9 所示.

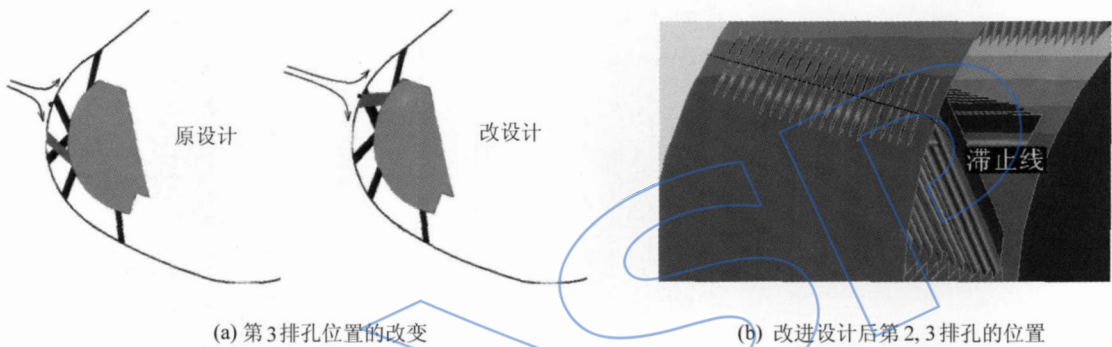


图 9 改进前后的前缘气膜冷却结构

Fig. 9 Comparison of the film cooling configurations between the original design and the modified design 1

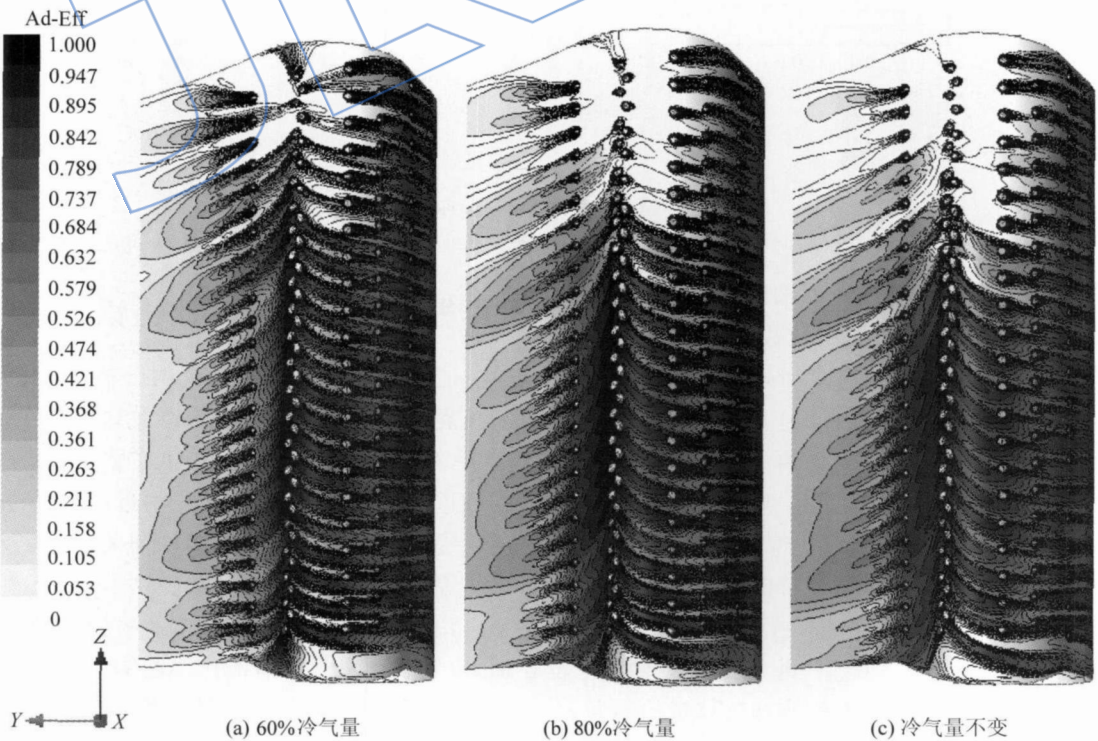


图 10 改进设计后前缘气膜冷却效率的分布

Fig. 10 Contours of effectiveness on the leading edge of the modified design 1 under three blowing ratios

4.1.1 3 种不同冷气流量下气膜冷却效率的比较

图 10 给出了改进设计后的前缘气膜冷却效率的分布. 图中给出了 3 种不同进口冷气流量的结果, 分别是冷气流量为原设计流量的 60 %, 80 %和保持原设计冷气流量不变. 与图 4 对比可以看出, 改设计的前缘冷却效果明显改善, 滞止线及两侧壁面几乎完全被气膜覆盖, 但滞止线上半

部附近壁面的完全气膜覆盖仍较困难. 几种不同冷气流量(即不同的吹风比) 的比较可以看出, 低冷气流量时(60 %) , 滞止线上半部的冷却效果较好. 随着冷气流量的增加, 吹风比提高了, 冷却射流被吹离壁面, 该位置处壁面的气膜冷却效率下降.

4.1.2 原设计与改进设计气膜冷却效率的比较

改进设计后, 滞止线附近, 也即第 2 排和第 3 排孔下游, 气膜冷却效果明显得到改善, 因此, 这里

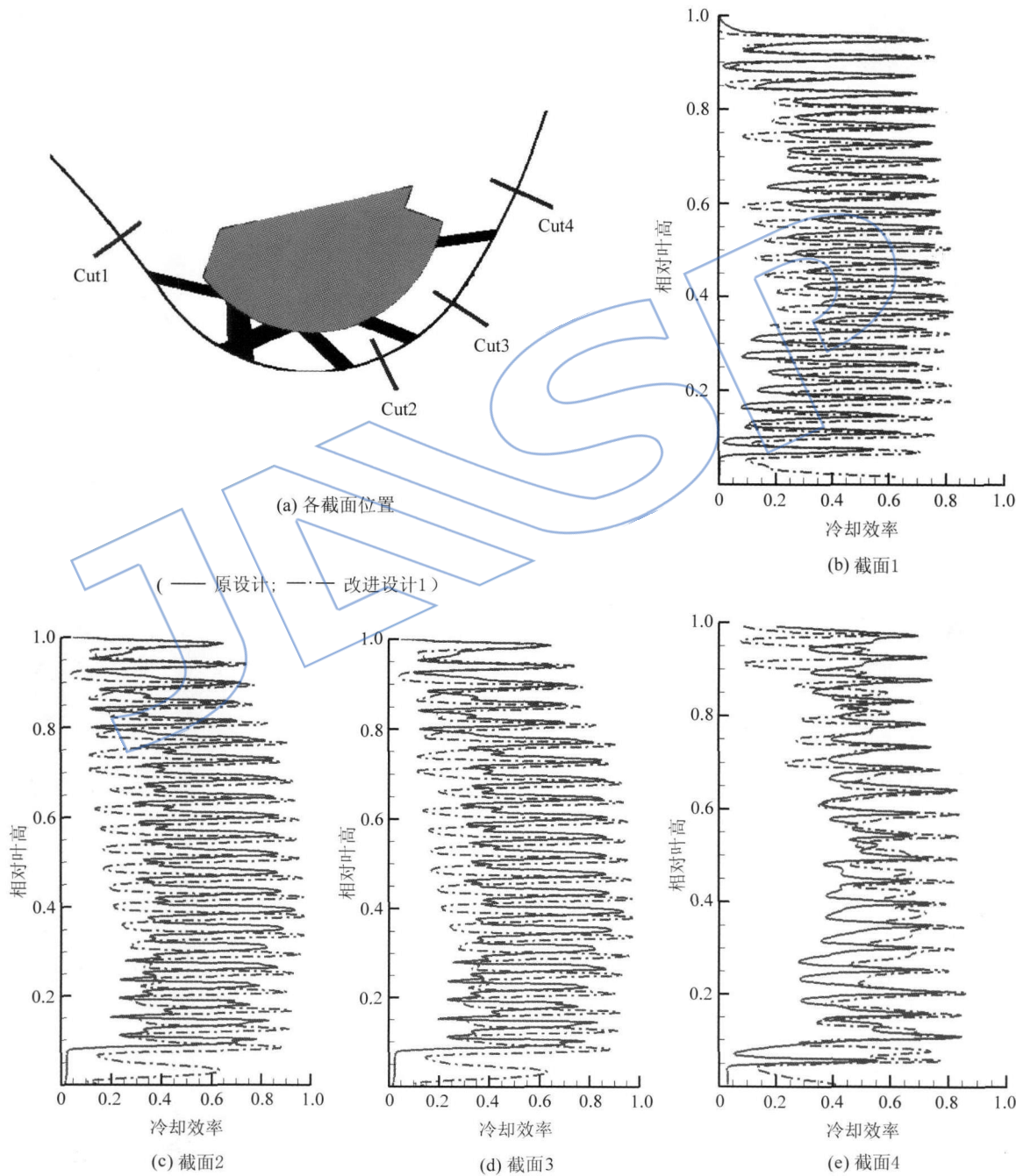


图 11 气膜冷却效率沿叶高的分布
Fig. 11 Effectiveness distributions along Z-direction

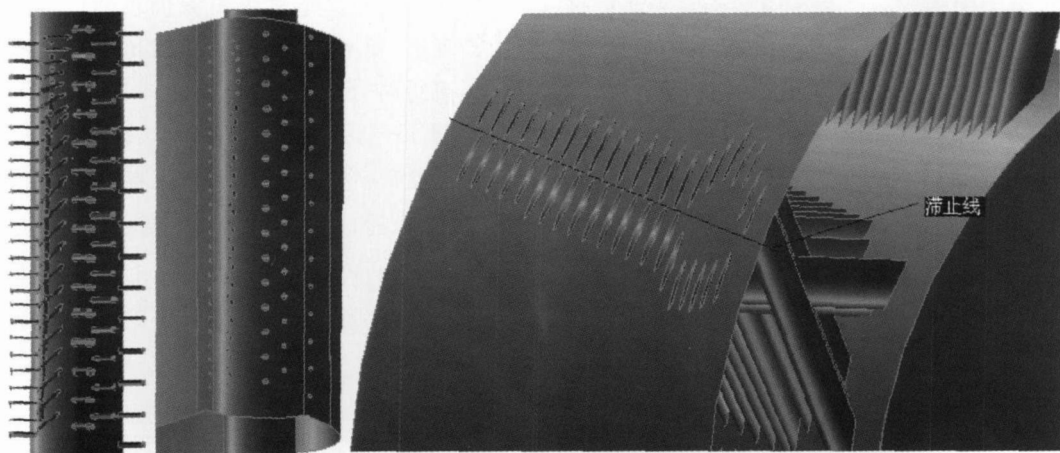


图12 改进后的前缘气膜孔的分布

Fig. 12 Film cooling configuration of the modified design 2

我们只比较第1,4,5和6排孔下游壁面的气膜冷却效果.我们分别在这4排冷却孔下游2倍孔径位置处取截面.图11给出了这4个截面在壁面上的气膜冷却效率沿叶高的分布.图中给出了原设计与改进设计的比较.从结果可以看出,改进设计在各个截面的气膜冷却效率都要优于原设计,这主要得益于滞止线附近孔排的不合理流动的改善.

4.2 方案2:加大孔径、减少孔个数

该改进设计的前提是将加大孔径、减少孔个数与调整气膜孔的位置和喷射角度二者相结合,具体改进过程如下所示:

- 1) 叶片前缘第1排孔的位置、喷射角度以及孔径大小保持不变;
- 2) 滞止线附近的第2排和第3排气膜孔的位置以及喷射角度的调整采用类似方案1的设计;
- 3) 将叶片前缘第4排,第5排和第6排孔的直径增大,并适当减少每排孔的个数,增加孔间距.冷却孔总数由131减少为111.

改进后的前缘气膜冷却结构如图12所示.

图13给出了改进设计后的前缘气膜冷却效率的分布.图中给出了2种不同进口冷气流量的结果,分别是冷气流量为原设计的80%和保持不变.从图中对比可以看出,相比于方案1,方案2前缘冷却效果在分离结点附近壁面题有一定改善,叶片中下叶展部分,滞止线及两侧壁面几乎完全被气膜覆盖.

低冷气流量时(80%),滞止线上半部的冷却效果较好,但是下半部效果较差.这是冷气流

量减少,使得局部吹风比减小的结果.通过上述改进,在静叶前缘气膜冷却效率略有提高的同时,加大了孔径,减少了孔的个数,使得加工更加容易.

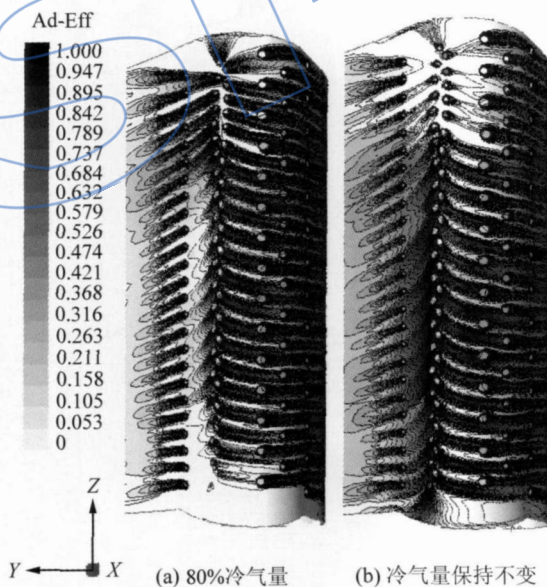


图13 改进设计后前缘气膜冷却效率的分布

Fig. 13 Contours of effectiveness on the leading edge of the modified design 2 under two blowing ratios

5 结 论

本文对某重型燃气轮机的第一级透平静叶的前缘气膜冷却进行了数值模拟研究,计算是完全依据真实的几何结构来进行的.计算采用CFX5商业程序,主要研究了叶片前缘,尤其是滞止线附近的气膜冷却效果、传热及冷气喷射对气动性能的影响.通过对原始设计的计算结

果进行分析,本文给出了两种针对静叶前缘气膜冷却结构的优化设计,优化设计重新调整了静叶前缘某几排气膜孔的位置和喷射方向,以及孔的大小和个数,本文的结论如下:

1) 对于离散孔气膜冷却,若想得到滞止线两侧壁面的完全气膜覆盖,首先第2排和第3排冷却孔出口要定位于滞止线上,以使滞止点两侧周向壁面得到冷却,但滞止点位置应尽量接近当地冷却孔出口中心,冷却孔要具有径向倾斜角,以获得冷气的径向流动,冷却径向离散孔之间壁面,但同时要考虑径向倾斜角大小与当地主流流线曲率的关系;

2) 冷却孔交错排列时,各排孔的相对位置应考虑当地主流流动方向影响,以获得下游气膜冷却效率沿展向更均匀的分布;

3) 压力面和吸力面的气膜冷却效率沿叶高分布从前缘至50%轴向弦长均变化较大,在流道的后半段吸力面下降较明显,相对而言吸力面冷却效果要优于压力面;

4) 通过对第2排和第3排孔的位置和喷射方向的改进,滞止线附近的气膜冷却效果得到了极大的提高,这主要得益于滞止线附近孔排的不合理流动的改善;

5) 改进设计2加大了孔径,减少了孔的个数,在保证冷却效率的同时,使得气膜冷却孔的加工更加容易。

参考文献:

- [1] Mehendale A B, Han J C. Influence of high mainstream turbulence on leading edge film cooling heat transfer: Effect of film hole spacing [J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1992, 35(10): 2593-2604.
- [2] Cruse M W, Yuki U M, Bogard D G. Investigation of various parametric influences on leading edge film cooling [R]. ASME Turbo Expo 1997, 97-GT-296.
- [3] Chernobrovkin A A, Lakshminarayana B. Numerical simulation and aerothermal physics of leading edge film cooling [R]. ASME Turbo Expo 1998, 98-GT-504.
- [4] Lin Y L, Shih T F-P. Film-cooling of a cylindrical leading edge with injection through rows of compound-angle holes [J]. Journal of Heat Transfer, 2001, 123(4): 645-654.
- [5] Bohn D, Becker V, Kusterer K, et al. Three-dimensional flow analysis of turbine blade cascade with leading-edge ejection [J]. Journal of Propulsion and Power, 2000, 16(1): 49-56.
- [6] Theodoridis G S, Lakehal D, Rodi W. Three-dimensional calculations of the flow field around a turbine blade with film cooling injection near the leading edge [J]. Flow, Turbulence and Combustion, 2001, 66(1): 57-83.
- [7] Adami P, Chana K S, Martelli F, et al. Numerical predictions of film cooledngv blades [R]. ASME Turbo Expo 2005, 2005-GT-38861.
- [8] Kusterer K, Hagedorn T, Bohn D, et al. Improvement of a film-cooled blade by application of the conjugate calculation technique [R]. ASME Turbo Expo 2005, 2005-GT-68555.