

文章编号: 1000-8055(2007)02-0187-06

内部冲击和外部气膜的组合特性研究

丁汀, 崔亮, 孙纪宁, 陶智, 徐国强, 李秋实

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院

航空发动机气动热力重点实验室, 北京 100083)

摘 要: 利用数值模拟的方法研究了一种外部稀疏气膜和内部冲击复合的导向器叶片冷却结构. 研究的重点是气膜孔和冲击孔的相对位置以及气膜孔直径对叶盆和叶背冷却效率的影响规律, 并对叶盆区域和叶背区域的综合冷却效率和热均匀性做了讨论. 计算表明: 在计算所选取的参数范围内, 气膜孔直径的增大提高了叶盆区域的综合冷却效率, 而对叶背区域的影响规律则较为复杂; 综合考虑叶盆叶背的冷却效率和热均匀性, 气膜孔的位置在单元腔的前部时冷却效果最好.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 气膜冷却; 冲击冷却; 冷却效率; 数值模拟

中图分类号: V235.1

文献标识码: A

Combined features of the inner impingement and outer film cooling holes of a vane

DING Shu-ting, CUI Liang, SUN Ji-ning,
TAO Zhi, XU Guo-qiang, LI Qiu-shi

(National Key Laboratory on Aero-Engines, School of Jet Propulsion,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Numerical simulation has been used to investigate a cooling configuration of a guide turbine vane. This vane has outer sparse film cooling holes and inner impingement holes. In this paper, we mainly studied how different positions and diameters of the film cooling holes influenced the cooling efficiency on the pressure and suction sides of the vane; and discussed the cooling efficiency and uniformity of temperature distribution on the pressure and suction sides of the vane. The computational results show that, within the parameters used in this simulation, the increase in the film cooling hole diameters obviously improves the cooling efficiency on the pressure side of the vane, but the effect is more complicated on the suction side. Considering the cooling efficiency and the uniformity of temperature distribution on the pressure and suction sides of the vane, the position of the film cooling holes located on the front side of the chamber results in the best cooling efficiency.

Key words: aerospace propulsion system; film cooling; impingement cooling; cooling efficiency; numerical simulation

收稿日期: 2006-01-17; 修订日期: 2006-05-09

基金项目: 新世纪优秀人才支持计划资助(NCET-05-0189)

作者简介: 丁水汀(1967), 男, 辽宁铁岭人, 北京航空航天大学能源与动力工程学院教授、博士生导师, 博士, 主要从事航空发动机传热的研究.

目前空冷涡轮叶片多采用复合式冷却结构,结构上分为内部冷却和外部冷却.叶片的内部冷却结构可分为内表面的冲击冷却和内部通道的对流换热冷却,外部冷却包括外表面的气膜冷却和发散冷却等.层板叶片是近年来发动机涡轮叶片冷却技术的一个研究热点,其特点是叶片壁面分为 2 层,内层壁面开冲击孔,冷却空气从冲击孔进入层板腔,并冲击外层壁面,在冲击区域形成强化换热区;外层壁面开气膜孔,由冲击孔进入层板腔的冷却气体最终由气膜孔进入主流燃气通道,与高温燃气掺混并在壁面形成冷却气膜以隔离燃气和叶片的直接接触.国外在这方面的研究起步较早,Allison 公司和 Rolls-Royce 公司^[1,2]均做了大量研究工作.国内西工大的郁新华、全栋梁等^[3,4]通过数值计算获得了层板单元结构的换热特性,分析了影响层板冷却效果的因素,得出燃气侧气膜冷却效率 η_r 、层板内部换热效率 η_i 和参数 f 是影响冷效的决定因素.冲击和气膜的复合冷却结构比较复杂,影响冷却性能的几何参数很多,用数值模拟来研究几种几何参数的影响具有重要的现实意义.本文研究了一种外部稀疏气膜和内部冲击复合的导向叶片冷却结构,运用流固耦合传热计算,得到了整个主燃气流道和各分腔内的流动和换热特性,获取了不同的气膜孔直径、气膜孔位置排布对导向器叶片冷却性能的影响规律.

1 数值模拟

1.1 物理模型

模型采用内部冲击和外部气膜的复合冷却方式对叶盆和叶背进行冷却,前缘采用传统的前缘气膜孔.为消除尾部传热对叶片温度的影响,略去叶片尾部的固体传热计算,而只保留其主燃气流道的叶型(见图1).叶片的结构采用冲击孔和气

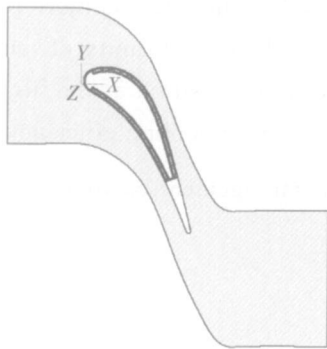


图 1 主燃气流道的叶型

Fig. 1 Blade figuration in the gas channels

膜孔交错排列的方式,内部冲击孔在外壁面上的冲击点位于外壁面上气膜孔间的冷却效果较差区域.当叶栅长度较长且略去叶根和叶尖区域的影响时,叶栅中间若干排气膜孔和冲击孔的几何结构和流动状态均可认为相同,即叶片径向具有周期性结构.截取周期性结构的一个周期进行研究可以有效减少计算量.本文采用径向的周期性结构进行研究工作(见图2).

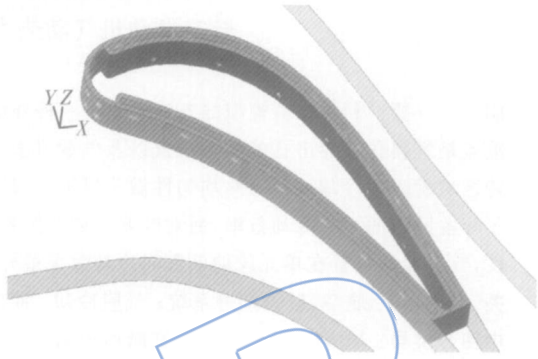


图 2 周期性结构

Fig. 2 Periodic configuration

在图2所示的周期性结构中,叶盆和叶背各分为 7 个腔,每个腔包含 1 个气膜孔和 1 个冲击孔,每个腔为 1 个单元,各单元之间绝热.在每个单元腔内,定义腔体沿叶片弦向的弦长为 L ,气膜孔或冲击孔中心线距离弦长靠近前缘端点的长为 S .当 $S/L = 0.25$ 时,定义此时气膜孔或冲击孔的位置为前腔;当 $S/L = 0.5$ 时,定义此时气膜孔或冲击孔的位置为中腔;当 $S/L = 0.75$ 时,定义此时气膜孔或冲击孔的位置为后腔(见图3).依据气膜孔和冲击孔位置的不同排列方式,分为气膜孔在前腔冲击孔在后腔、气膜孔冲击孔均在中腔、气膜孔在后腔冲击孔在前腔 3 种方式.

1.2 基本方程和湍流方程

采用三维雷诺平均守恒型 Navier-Stokes 方

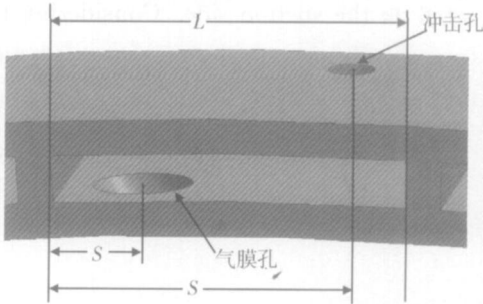


图 3 气膜孔和冲击孔的位置排布示意图

Fig. 3 Relative positions of the film cooling holes and impingement cooling holes

程, 采用流固耦合计算, 对流体域和固体域采用统一的控制方程, 整场离散, 整场求解, 把不同区域中的热传递过程组合起来作为一个统一的换热过程来求解, 不同的区域采用通用控制方程, 区别仅在广义扩散系数及广义源项的不同, 耦合界面成了计算区域的内部. 文献[5, 6]较详细地介绍了流固耦合传热问题的求解方法. 湍流模型采用 $k-\varepsilon$ 模型, 程序会根据 y^+ 自动选择壁面函数或者低雷诺数模型.

1.3 计算域和计算网格

计算域包括叶片内部通道的低温冷却气和外部高温燃气的流体部分, 以及叶片的前缘、叶盆和叶背的固体部分. 在计算网格的选取方面, 由于非结构化网格具有网格生成自动化、复杂外形适应性强等特点, 适合本文中含有气膜孔、冲击孔等复杂几何拓扑的结构, 所以采用了非结构化网格, 通过整体大尺度粗网格、局部小尺度细网格以及壁面使用棱锥型网格加密的方法, 完成了对本文研究模型的网格划分工作, 见图 4. 网格数约为 200 万.

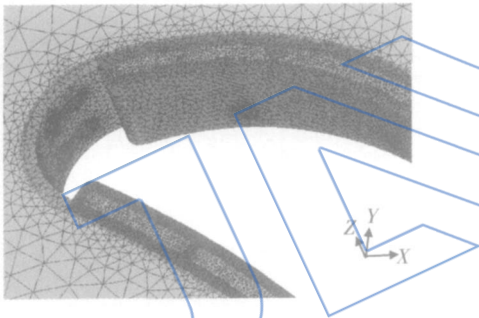


图 4 网格结构
Fig. 4 Mesh configuration

1.4 边界条件和计算工况

参照导向器叶片的实际工作环境, 给定主燃气通道的燃气入口温度、燃气入口总压, 以及冲击孔入口的冷气温度、冷气入口总流量; 主燃气通道出口给定静压. 计算模型中, 叶栅的流道为周期性结构, 因此流道的两个周向面为周期性边界条件; 叶片在径向截取了一个周期性单元结构为分析模型, 因此计算模型的上下表面(径向截面)也是周期性边界条件.

本文的计算固定冲击孔直径 D_i , 选取气膜孔直径 D_f 分别为 1 倍 D_i 、1.5 倍 D_i 以及 1.875 倍 D_i 3 个数值(即 D_f/D_i 分别为 1, 1.5, 1.875), 以及气膜孔在单元腔的前部、中部、后部 3 个位置, 设计了 3×3 共 9 种工况.

2 结果分析

衡量一个冷却结构冷却品质的好坏, 通常引入综合冷却效率作为评估标准. 在相同的冷气流流量下, 综合冷却效率越高, 说明该形式的冷却效果越好. 定义: 叶盆综合冷却效率 $\eta_p = (T_g - T_p) / (T_g - T_c)$, 叶背综合冷却效率 $\eta_b = (T_g - T_b) / (T_g - T_c)$. 其中 T_g 为主燃气流的温度, T_c 为冷却气流的温度, T_p 为叶盆的平均温度, T_b 为叶背的平均温度.

2.1 气膜孔位置对叶盆冷却效率的影响

图 5 给出了叶盆冷却效率和气膜孔位置的关系图. 从图中可以清晰地看出, 气膜孔和冲击孔均在单元腔中部时冷却效率最低. 当气膜孔和冲击孔分别在前腔或后腔交错排列时, 它们的冷却作用相互补充, 使冷却效率较高.

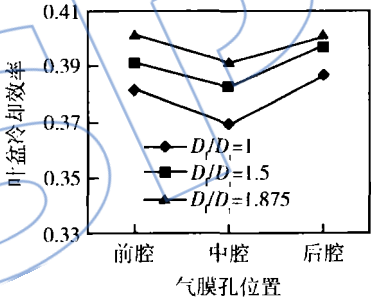


图 5 叶盆冷却效率和气膜孔位置的关系图
Fig. 5 Relation between the cooling efficiency of pressure side and the position of film cooling holes

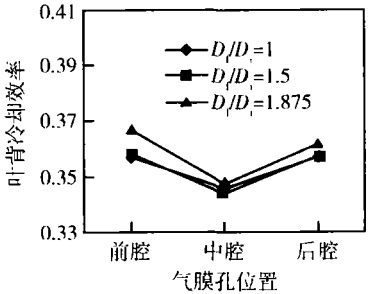


图 6 叶背冷却效率和气膜孔位置的关系图
Fig. 6 Relation between the cooling efficiency of suction side and the position of film cooling holes

2.2 气膜孔位置对叶背冷却效率的影响

图 6 给出了叶背冷却效率和气膜孔位置的关系图. 从图中可以清晰地看出, 气膜孔位置对叶背冷却效率的影响十分类似于对叶盆冷却效率的影响.

响, 依然是气膜孔和冲击孔均在单元腔中部时冷却效率最低, 而二者交错排列时冷却作用得到互补, 冷却效率较高。

2.3 气膜孔直径对叶盆冷却效率的影响

图 7 给出了叶盆冷却效率和气膜孔直径的关系图。从图中可以看出, 随着气膜孔直径的增大, 叶盆的冷却效率逐渐升高。通过分析叶盆附近的速度矢量图可以看出(图 8), 叶盆处主燃气流速较低, 主燃气对气膜孔的影响较弱, 因此气膜孔直径增大会扩大气膜出流的覆盖范围, 增强气膜的隔热能力。

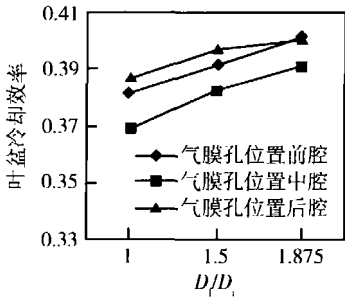


图 7 叶盆冷却效率和气膜孔冲击孔直径比的关系图

杂。通过分析叶背附近的速度矢量图可以发现(图 10), 叶背处主燃气流速较叶盆处高出许多, 当气膜孔直径增大时, 由于冷却气体在气膜孔出口处的流速降低致使高速的高温燃气侵入气膜孔内部, 尽管高温燃气没有完全侵入到叶片内部, 但由此带来的高温燃气对叶片的加热效果相当明显。叶背冷却效率在气膜孔直径较小时, 燃气入侵随着气膜孔直径增大而加剧的作用起主导, 冷却效率随着气膜孔直径增大的变化幅度很小; 在气膜孔直径较大时, 随着气膜孔直径增大, 气膜出流覆盖区域的增大效果起主导, 冷却效率随着气膜孔直径增大而升高。

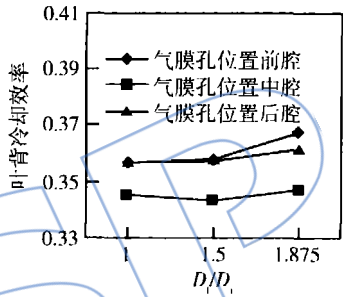


图 9 叶背冷却效率和气膜孔冲击孔直径比的关系图

Fig. 7 Relation between the cooling efficiency of pressure side and the ratio of film cooling hole diameter to impingement cooling hole diameter

Fig. 9 Relation between the cooling efficiency of suction side and the ratio of film cooling hole diameter to impingement cooling hole diameter

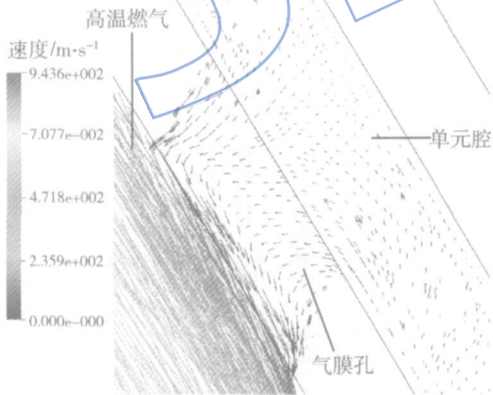


图 8 叶盆某单元腔附近的速度矢量图

Fig. 8 Velocity vectorgraph in a cell chamber of the pressure side of the vane

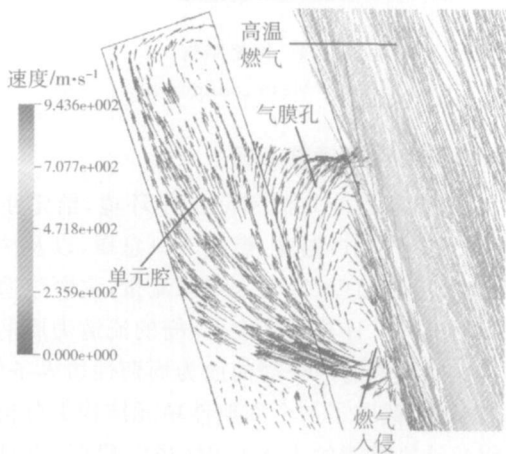


图 10 叶背某单元腔附近的速度矢量图

Fig. 10 Velocity vectorgraph in a cell chamber of the suction side of the vane

2.4 气膜孔直径对叶背冷却效率的影响

图 9 给出了叶背冷却效率和气膜孔直径的关系图。从图中可以看出, 相对于叶盆冷却效率随气膜孔直径增大而升高的明显趋势来说, 叶背冷却效率随气膜孔直径增大而产生的变化趋势比较复

2.5 叶盆热均匀性的分析

前面已经分析得出当气膜孔位置在单元前腔或后腔时, 叶盆冷却效率比较高。通过分析气膜

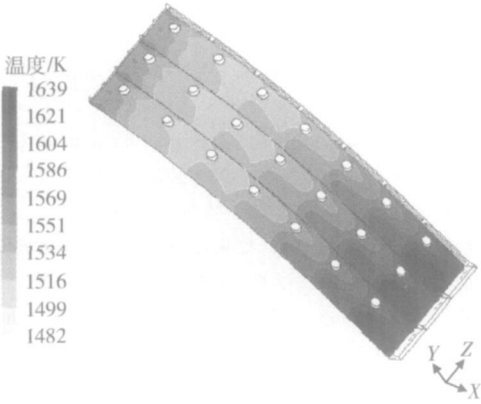


图 11 气膜孔在前腔时叶盆表面温度分布图
Fig. 11 Temperature distributions in the pressure side when film cooling holes on front side of the chamber

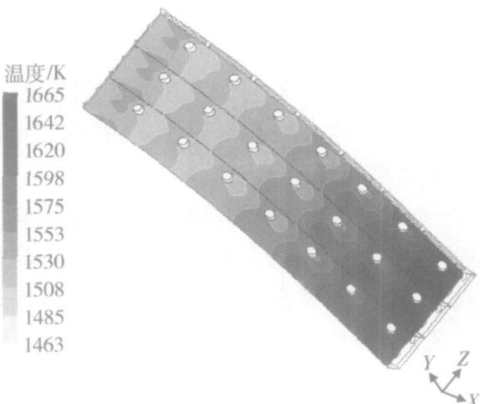


图 13 气膜孔在前腔时叶背表面温度分布图
Fig. 13 Temperature distributions in the suction side when film cooling holes on front side of the chamber

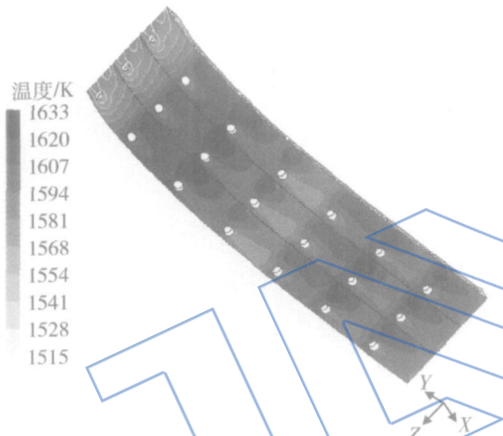


图 12 气膜孔在后腔时叶盆表面温度分布图
Fig. 12 Temperature distributions in the pressure side when film cooling holes on back side of the chamber

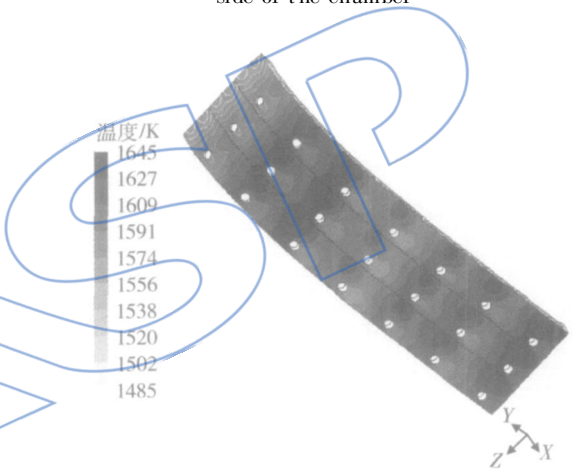


图 14 气膜孔在后腔时叶背表面温度分布图
Fig. 14 Temperature distributions in the suction side when film cooling holes on back side of the chamber

孔分别在前腔和后腔时的叶盆表面温度分布(图 11 和图 12),发现叶盆最高温度出现在接近尾缘的最后一个单元腔位置. 当气膜孔位于前腔时,气膜孔的冷气出流对叶盆接近尾缘单元腔的保护比较充分,配合冲击孔在后腔气膜孔覆盖能力减小的区域的冷却效果,使叶盆最高温度水平较低;当气膜孔位于后腔时,气膜孔的冷气出流对此单元腔的保护只有后面少半部分,所以造成了叶盆最高温度偏高.

2.6 叶背热均匀性的分析

前面已经分析得出当气膜孔位置在单元前腔或后腔时,叶背冷却效率比较高. 通过分析气膜孔分别在前腔和后腔时的叶背表面温度分布(图 13 和图 14),发现叶背区域除燃气来流方向的第

1 个单元腔外,其余 6 个腔均存在最高温度. 类似于叶盆最后一个单元腔的情况,当气膜孔位于前腔时,气膜孔的冷气出流对于每个单元腔的保护比较充分,再配合冲击孔在后腔的冷却效果,有效的降低了叶背的最高温度;而当气膜孔位于后腔时,由于对单元腔的保护不充分,造成了最高温度集中在中腔位置,而且较气膜孔位于前腔时有明显的偏高.

3 结 论

本文对一种外部稀疏气膜和内部冲击复合的导向器叶片冷却结构进行了数值模拟研究,研究的重点是气膜孔和冲击孔的相对位置以及气膜孔直径对叶盆和叶背冷却效率的影响规律. 从计算

结果可以得到以下结论:

(1) 在叶盆, 冷却效率随着气膜孔直径的增大而升高; 气膜孔位于前腔和后腔时冷却效率比较高, 综合考虑叶盆的热均匀性, 气膜孔位于前腔时的冷却效果最好.

(2) 在叶背, 冷却效率随气膜孔直径增大的变化规律比较复杂, 这主要是因为发生了高温燃气的入侵现象; 气膜孔位于前腔和后腔时冷却效率比较高, 综合考虑叶背的热均匀性, 气膜孔位于前腔时的冷却效果最好.

参考文献:

[1] Thomas M C. Allison manufacturing, property and turbine engine performance of CMSX 4R single crystal airfoils[R]. Allison Engine Company, 1994.

[2] Haley P J. The gas turbine of the future[R]. Rolls Royce Corporation, 2004.

[3] 郁新华, 全栋梁, 刘松龄, 等. 层板结构冷却有效性的研究[J]. 航空动力学报, 2003, 18(5): 615-622.

YU Xinhua, QU AN Dongliang, LIU Songling, et al. Investigation of the cooling effectiveness of lamilloy [J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(5): 615-622.

[4] 全栋梁, 刘松龄, 李江海. 层板冷却结构传热优化数值模拟研究[J]. 西北工业大学学报, 2004, 22(6): 816-820.

QU AN Dongliang, LIU Songling, LI Jianghai. Numerical investigation on optimizing heat transfer in lamilloy [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2004, 22(6): 816-820.

[5] 陶文铨. 数值传热学[M]. 第 2 版. 西安: 西安交通大学出版社, 2001.

[6] 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.

