扰流柱对层板冷却叶片前缘传热 影响的数值研究

卢元丽¹,王 鸣¹,吉洪湖²,杜治能¹ (1. 中航工业沈阳发动机设计研究所,沈阳 110015; 2. 南京航空航天大学 能源与动力学院,南京 210016)



摘要:根据涡轮导向叶片进、出口条件,运用 RNG *k*-*ε* 湍流模型对简化的层板冷却 叶片前缘部分进行数值模拟计算,比较了冲击双层壁和带有圆形、方形、菱形扰流柱的 4 种层板冷却叶片前缘的流动与传热情况。结果表明:冲击双层壁的总压损失与带扰流 柱的层板冷却叶片前缘的相差不大;方形、菱形与圆形扰流柱的靶面换热系数分布相 近,差别很小;带扰流柱的层板结构叶片前缘的冷却效率比冲击双层壁的前缘的高,其 中方形扰流柱的前缘表面的冷却效率最高,菱形、圆形的次之。

关键词:层板冷却;叶片前缘;扰流柱;对流换热系数;冷却效率

卢元丽(1986),女,硕士,主要从事航 空发动机涡轮叶片冷却设计工作。

收稿日期:2012-03-29

Effect of Pin-fin on Heat Transfer of Leading Edge for Laminated Plate Cooling Blade

LU Yuan-li¹, WANG Ming¹, JI Hong-hu², DU Zhi-neng¹

(1. AVIC Shenyang Engine Design and Research Institute, Shenyang 110015, China;

2. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: According to the inlet and outlet condition of turbine blade, the leading edge of simplified laminated plate cooling blades was numerically simulated and calculated by RNG κ - ε turbulent model. The heat transfer characteristics between impacting double wall and leading edge of laminated plate cooling blade with circular, square and rhombus pin-fins were compared. The results show that the total pressure loss of impacting double wall is similar to its leading edge of laminated plate cooling blade with circular pin-fins is little. The cooling effectiveness of the leading edge of laminated plate cooling blade with pin-fins is higher than that of impacting double wall, and the effectiveness of square pin-fin is higher than that of circle and rhombus pin-fin.

Key words: laminated plate cooling blade; leading edge of turbine blade; pin-fin; heat transfer coefficient; cooling effectiveness

0 引言

燃烧室出口的高温高压燃气通过涡轮作功,使 得涡轮叶片工作环境恶劣,尤其是涡轮叶片前缘需 要有效的热防护,通常采用耐高温材料和有效冷却 2种方式。美国 GE 公司 DDA 分公司于 1974 年开发 了 1种 Lamilloy 层板结构^[1],其冷却集气膜、冲击、强 化对流换热于一体,冷气流量比常规冷却的减少 30%,节省下来的冷气可以大大改善燃烧室出口温 度分布,并降低排气污染。国外的层板冷却技术已 进入实际应用阶段^[2]。

Favaretto 等人¹³对不同冲击孔、气膜孔、扰流柱直

径和不同通道高度的层板结构进行了数值模拟和传 热优化分析。Funazaki 等人^[+-5]的研究表明,相对于一般 的射流冲击换热,带扰流柱的射流冲击可使换热有效 面积增加 50%左右;通过与试验结果对比发现,在有 冲击射流的流动中采用 *k*-ε 湍流模型可以得到更适 合的局部换热系数。近年郁新华、全栋梁等人^[6-11]以平 板为模型,详细研究了层板冷却的开孔率、扰流方式、 扰流柱形状、通道高度等内部结构参数以及主流和二 次流的雷诺数、吹风比等流场参数对层板的流动与换 热规律的影响。数值计算与试验结果表明,气流的冲 击和反冲以及扰流柱柱面使得换热面积增大是层板 冷却结构具有高效换热的主要原因。 本文主要对叶片前缘采用层板冷却的方式进行 数值模拟研究。在气膜孔、冲击孔和扰流柱的相对位 置分布一定的情况下,比较冲击双层壁和带圆形、方 形、菱形扰流柱4种层板冷却叶片前缘的换热特性。

1 计算模型

1.1 物理模型

共设计双层壁和带圆形、方形、菱形扰流柱的4 种层板冷却叶片前缘结构数值分析模型,冲击双层壁 结构和带扰流柱的层板结构的局部流动方式如图1 所示,其中气膜孔、冲击孔和扰流柱的相对位置关系 如图2所示。叶片前缘由内板、外板、扰流柱及挡板组 成,如图3所示。内板上开有冲击孔,外板上开有8排 气膜孔,按顺时针方向依次编号为1~8。前缘与叶片 中部用假设的挡板隔开,挡板只对其附近区域的流动 与换热产生影响,便于重点考察前缘区域的流动与换 热。前缘外板的表面上*M*、*N*2点间的弧长为*l*;为讨论 方便采用沿叶片表面的贴体坐标*s*,坐标原点在5号 气膜孔排的中心线与叶片表面的交点上,*s* 的正向指



向叶片的压力面,负向指向叶片的吸力面。气膜孔孔 径为 d_i ,叉排,沿叶高方向间距 $h=7.825d_i$,轴线与叶高 方向倾角为 30°,扰流柱的当量直径 $d_{pl}=1.25d_f$,叶片 前缘层板结构中进气板厚 $h_{inlet}=1.5d_f$,出气板靶板厚 $h_{outlet}=1.75d_f$,2层板之间的隔腔厚 $h_s=1.5d_f$,冲击孔的 孔径 $d_{th}=2d_f$ 。

1.2 边界条件与物性参数

为保证研究的一般性并减少网格量,本文取1个 叶栅通道的叶片前缘部分作为计算域,包括流体域和 固体域,其中流体域包括冷气域和热流域。

本文对叶片前缘和燃气进行流热耦合计算,计算 域的边界条件设置如图4所示。将燃气来流压力和冷 气腔来流压力设为进口压力;将冷气与燃气混合后的 压力设为出口压力;将栅距方向的端面设置为周期性 边界条件,将叶片前缘与流体接触的面设为耦合面, 其他面为绝热边界。



计算过程中冷热气体均以理想气体处理,气体的 比热容、黏性系数和导热系数设定为根据分子运动论 进行变化。叶片材料为 DD6 单晶合金,比热容和导热 系数随温度变化,采用线性拟合公式拟合。

1.3 网格划分与独立性验证

计算域采用4面体非结构化网格划分。外板的前 缘外表面和内板内表面附近网格采取加密措施。由于 前缘内外板、隔腔通道、气膜孔、扰流柱和冲击孔为主 要关注区域,所以网格划分较细密,比例依次为 41%、16.3%、0.8%、0.9%、1.33%。靶面平均温度随网 格量的变化如图 5 所示。为节约计算资源,本文计算 模型的网格量为 255 万左右。

2 计算方法

采用商业软件 FLUENT 的分离隐式稳态求解器



求解3维*N-S*方程,并运用RNG*k-e*湍流模型和非 平衡的壁面函数;各物理量的离散格式均为2阶迎风 格式;压力-速度的耦合采用Simple算法;解收敛标 准除了质量方程的最大相对残差小于10⁻³外,其余各 项变量的相对残差均小于10⁻⁵,并且靶面和前缘表面 的平均温度的变化都在±1K之内。

3 计算结果与分析

3.1 层板冷却叶片前缘流动结果分析 总压损失系数定义为

$$Cp = \frac{p_1 - p_2}{p_1}$$
(1)

式中:*p*₁、*p*₂分别为冲击孔进口、气膜孔出口的平均总 压;*p*₁、*u*₁分别为冲击孔进口的气流平均密度和平均 速度。

前缘各排气膜孔处的总压损失系数如图 6 所示。 第 5 排气膜孔的总压损失最小,其两侧的气膜孔总压 损失逐渐增大,并且吸力面侧的第 1~4 排气膜孔的 总压损失大于压力面侧的第 6~8 排气膜孔的;在同 一排气膜孔处,本文的 4 种模型的总压损失系数差别 不大。不同模型的各排气膜孔的冷气流量分布如图 7





所示。当冷却流量基本相等时,层板结构的内部流动 损失大小与冲击孔、扰流柱、气膜孔的相对位置有关, 而本文中前缘层板结构的排布方式是在文献[6]中所 提出的绕流方式中对流动影响最小的1种,气流在由 冲击孔进入隔腔通道后,大部分冷气沿着靶面流向气 膜孔,横掠扰流柱的气流很少。因此,在本文中的冲击 双层壁和带扰流柱的层板结构中,任意气膜孔排处的 总压损失差别很小。

3.2 层板冷却叶片换热结果分析

为消除边缘效应的影响,本文在数据处理时只给 出 A-A 到 C-C 截面之间的换热结果。前缘的曲率较 大,本文将不同角度的云图在 5 排气膜孔处拼接得到 完整的靶面或前缘表面云图。

3.2.1 靶面的对流换热系数分布

4 种不同前缘模型的靶面对流换热系数分布如 图 8 所示。冲击双层壁和带扰流柱的层板冷却叶片前 缘的靶面冲击滞止区的对流换热系数分布比较接近, 在冲击滞止区内对流换热系数最大,远离冲击滞止区 对流换热系数逐渐减小;在带扰流柱的层板前缘结构 的靶面上各气膜孔进口之间的低对流换热区较少;方 形扰流柱靶面对流换热系数的影响比圆形、菱形靶面 的影响大,差别不明显。原因是气流在进、出口压差的 驱动下由冷气腔流经冲击孔进入隔腔冲击靶板,在靶 面速度降至0后偏转,在冲击区形成对流换热系数较 大的区域;由于4种不同的前缘模型中冲击孔的分布 和孔径相同,气流冲击到靶面上的流动状态相近,因 此在靶面上冲击区的对流换热系数比较接近。

之后,一部分气流反转流向前缘内板,与其外侧 面进行换热;另一部分气流横掠扰流柱流向下游,由 于扰流柱处于气膜孔进口之间,刚好是冲击双层壁的 靶面对流换热系数较小的区域,在扰流柱前形成流动

2

2

2

2





涡,使此处气流流动更加紊乱,增加了扰动,从而使此 处的换热系数增大;还有一部分气流沿着靶面流向气 膜孔。这些气流相互影响,形成复杂的3维流动。 3.2.2 前缘表面冷却效率分布

叶片前缘表面的冷却效率分布如图9所示。从图 中可见,冷却效率在前缘区域驻点附近较低,沿流向 逐渐升高,而在靠近隔腔的末端,由于挡板的存在使 其再次降低,并且在靠近压力面的高冷却效率区的面 积大于靠近吸力面侧的;带扰流柱的前缘表面的冷却 效率明显比冲击双层壁的高;方形扰流柱前缘冷却效 率最高,气膜覆盖效果最好,菱形的次之,圆形的最差。

结合图7给出的不同模型中不同气膜孔排的冷 气流量分析:虽然第1排气膜孔的冷气流量最大,但 是由于下游靠近前缘区域有挡板, 使气流流动不畅, 导致冷却效率较低;第3、7排气膜孔冷气流量比其他 排的流量大,气膜孔下游的冷却效率较高,并且覆盖 良好;而第5排气膜孔处在前缘的驻点区附近,气流 难以在此处形成气膜,则相应的冷却效率较低。扰流 柱在层板冷却结构中起到很大的作用,首先对层板结 构起到支撑作用,增大了叶片的强度;其次其柱面增 大隔腔通道内部的换热面积、增强通道的紊流等作用 都提高了层板内部的换热效率;同时扰流柱的导热作 用会使层板叶片的温度分布趋于均匀,减小热应力。 因此,带扰流柱的层板冷却叶片前缘的冷却效率比冲 击双层壁的更高。方形扰流柱楔形柱面对气流的导流 作用,使气流流出气膜孔后在前缘表面形成很好的气 膜覆盖。气流由冲击孔流入隔腔通道后,一部分垂直 冲向菱形扰流柱的柱面,气流滞止偏转,提高了隔腔 通道内部的换热效率;同时冷气带走了扰流柱柱面的 大部分热量,扰流柱的导热作用使叶片前缘的温度降 低。而圆形扰流柱增强换热的综合作用效果比方形与 菱形的稍差。

4 结论

(1)冲击双层壁的总压损失与带圆形、方形、菱形 扰流柱的层板冷却叶片前缘的相差不大。

(2)带扰流柱叶片前缘靶面的对流换热系数小的 低换热区比冲击双层壁前缘的靶面的少;方形、菱形 与圆形扰流柱的靶面换热系数差别不大。

(3)在叶片前缘表面驻点附近的冷却效率较低, 靠近压力面、吸力面侧的冷却效率较高;方形扰流柱 的气膜覆盖最好,菱形与圆形次之。

参考文献:

- Nealy D A, Relder S B. Evaluation of laminated porous wall material for combustor liner cooling [R]. ASME 80-GT-100.
- [2] Nealy D A, Reider S B. Evaluation of laminated porous wall materials for combustor liner cooling [J]. Journal of Engineering for Power, 1980, 102 (4):268–276.
- [3] Favaretto C F F, Funazaki K. Application of genetic algorithms to design of an internal turbine cooling system [R]. ASME 2003–GT–38408.
- [4] Funazaki K, Tarukawa Y, Kudo T, et al. Heat transfer characteristics of an integrated cooling configuration of ultra-high temperature turbine blades: experimental and numerical investigations[R]. ASME 2001–GT–0148.
- [5] Funazaki K, Hachiya K. Systematic numerical studies on heat

transfer and aerodynamic characteristics of impingement cooling devices combined with pins [R]. ASME 2003–GT –38256.

[6] 郁新华, 董志锐, 刘松龄, 等. 层板模型流阻特性的研究[J]. 推进技术, 2000, 21(4): 47-50.

YU Xinhua, DONG Zhirui, LIU Songling, et al. Study for flow resistance characteristics of the modeled laminated porous wall [J]. Journal of Propulsion Technology, 2000, 21(4):47–50. (in Chinese)

[7] 郁新华. 层板冷却特性的研究 [D]. 西安:西北工业大学, 2001.

YU Xinhua. Investigation of cooling characteristics of lamilloy [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2001. (in Chinese)

[8] 孙昌林. 层板冷却结构内部流阻与换热特性研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2001.

SUN Changlin. Investigation of flow and heat transfer characteristics of lamilloy[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2001. (in Chinese)

[9] 张魏. 层板结构换热特性研究 [D]. 西安:西北工业大学, 2006.

ZHANG Wei. Investigation of heat transfer characteristics of lamilloy [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2006. (in Chinese)

[10] 全栋梁, 郁新华, 刘松龄. 绕流柱型对层板流阻特性影响 的数值模拟研究 [J]. 西北工业大学学报, 2003, 21(6): 692-695.

QUAN Dongliang, YU Xinhua, LIU Songling. On optimizing pin-fin shape for efficient cooling of turbine blades[J]. Journal of Northwest Polytechnical University, 2003, 21(6):692-695. (in Chinese)

[11] 全栋梁, 刘松龄, 李江海. 层板冷却结构强化换热机理[J]. 航空动力学报, 2004, 19(6):860-865.

QUAN Dongliang, LIU Songling, LI Jianghai. Numerical investigation on mechanism of heat transfer augmentation in lamilloy [J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19 (6): 860–865. (in Chinese)