

尾缘劈缝结构对气膜冷效的影响规律研究

潘少杰 张琴 刘博文

中小型航空发动机叶轮机械湖南省重点实验室 湖南株洲 412002

摘要: 为研究涡轮叶片尾缘劈缝结构的气膜冷却效率, 设计了三种尾缘劈缝结构, 并进行气膜效率试验研究。试验结果表明, 尾缘劈缝的气膜效率分布规律与低温区分布相似, 平直-扩张型劈缝的气膜效率最低且分布均匀性最差, 喉部靠近劈缝入口的收缩-扩张型劈缝的气膜效率最高且分布均匀性最好。

关键词: 涡轮叶片; 扩张型; 尾缘劈缝; 气膜效率

Study on the Effect of the Characteristics of Trailing Edges on Film Effectiveness

Pan Shaojie Zhang Qin Liu Bowen

Hunan Key Laboratory of Turbo machinery on Small and Medium Aero-Engine, Zhuzhou, China 412002

Abstract: In order to study the film effectiveness of turbine blade trailing edge, the experimental system is built to study the film effectiveness of the three designed trailing edges. The experimental results show that the film effectiveness distribution of the blade trailing edge is similar to the low temperature distributions, the film effectiveness of the straight-expanding trailing edge is the lowest and the distribution is the most asymmetric, the film effectiveness of the contractive-expanding trailing edge which throat near the entryway is the highest and the distribution is the most uniform.

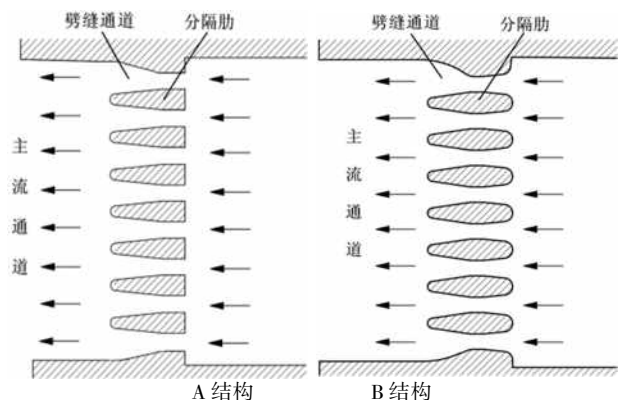
Key words: turbine blade; expanding; trailing edge; film effectiveness

航空发动机的热效率与涡轮进口温度密切相关, 随着航空飞行器对发动机性能指标的日益攀升, 涡轮进口温度越来越高, 对涡轮叶片的冷却设计要求也越来越高。涡轮叶片的尾缘具有壁厚薄、热负荷高等特点, 容易引发烧蚀、裂纹等故障, 其冷却设计难度更大。叶片尾缘开设槽孔是当前发动机普遍采用的冷却结构方案, 即在叶身尾缘压力面切削部分基体, 沿叶高方向开设一排冷却槽孔, 叶片内腔的冷气经槽孔流出并在压力面形成冷却气膜, 将叶片与燃气隔离, 起到保护叶片尾缘的作用。由于叶片尾缘靠近喉部, 冷气与燃气的掺混对气动影响较大。冷却孔孔型直接影响冷气出口流场, 不仅影响冷却效果, 也影响涡轮级的气动性能。合适的孔型有助于气膜形成并降低冷气掺混损失, 因此探索冷却效率高、冷气掺混损失小的尾缘槽孔结构已成为叶片冷却设计的重要内容。

针对不同结构尾缘劈缝的流动换热特性, 国内外学者进行了许多的研究^[1-7], 但研究内容基本局限于结构简单的平直型劈缝, 对于扩张型劈缝的研究涉及较少。本文根据某燃气涡轮导向叶片的结构形式和工作环境, 设计了三种扩张型尾缘劈缝并进行气膜效率的试验研究, 分析了隔肋尺寸变化对劈缝出口的温度场和气膜效率的影响及其分布规律。

1 研究对象及模型

本文以冷却叶片尾缘结构为研究对象, 主要研究导向叶片尾部不同冷却结构的冷效特性, 三种尾缘劈缝结构的剖面图见图 1。按照次流的流动方向描述各劈缝通道特点, 分别为平直-扩张型(简称 A 结构)、收缩-扩张型且喉部靠近劈缝通道的中心(简称 B 结构), 收缩-扩张型且喉部靠近劈缝通道的入口(简称 C 结构)。每种劈缝结构包括七条完整分隔肋, 其中分隔肋长度 H 、分隔肋中心线距离 L 、劈缝通道喉部宽度 K (H 、 L 、 K 的标注见图 1 所示的 C 结构)完全相同。主流通道的宽度略大于 $8L$, 顶端、底端劈缝通道分别与上、下壁面均匀过渡。



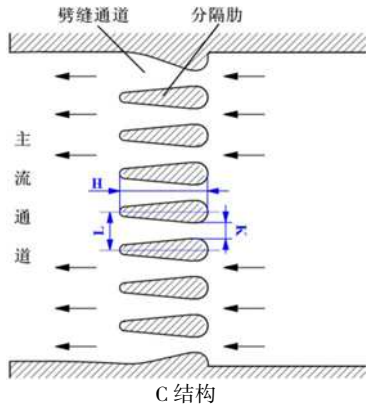


图 1 三种尾缘劈缝结构剖面图

2 试验系统及方法

2.1 试验系统

试验系统由气源、主流管道上的槽道流量计、电加热器、稳压段、次流管道上的流量控制器、试验段、红外热像仪、硅整流电源、稳压电源以及阀门等组成，见图 2。质量流量控制器和槽道流量计读数的采集和处理通过数据采集系统完成。

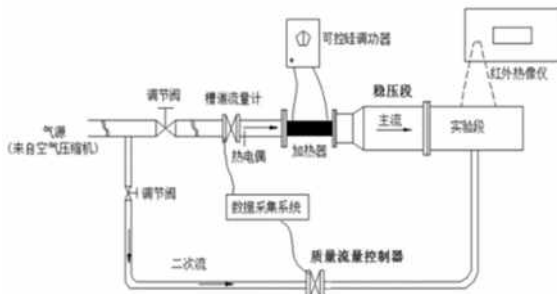


图 2 试验系统示意图

2.2 试验件

试验段设计如图 3 所示，主要由主流通道、劈缝通道、扰流柱、尾缘劈缝板、三角定位块、绝热材料板及红外拍摄段组成。主流通道由不锈钢板焊接而成，绝热材料板采用胶木板，胶木板上开槽，用于定位尾缘劈缝板。

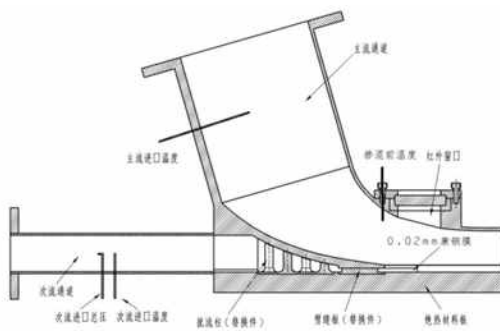


图 3 试验段剖视图

2.3 参数定义

尾缘劈缝的吹风比定义为：

$$M = \rho_2 U_2 / \rho_\infty U_\infty = (m_2 / A_2) / (m_\infty / A_\infty) \quad (1)$$

式中 ρ_∞ 、 ρ_2 分别为劈缝出口处的主流、次流密度， U_∞ 、 U_2 分别为劈缝出口处的主流和次流速度， A_∞ 、 A_2 分别为叶栅通道喉部面积及尾缘劈缝出流面积， m_∞ 、 m_2 分别为主流和次流的质量流量。

尾缘劈缝的气膜效率定义为：

$$\eta = (T_\infty - T_{aw}) / (T_\infty - T_2) \quad (2)$$

式中 T_∞ 、 T_2 、 T_{aw} 分别为主流温度、次流温度、尾缘劈缝后掺混区域展向平均壁面温度。数据处理时，在掺混区域展向取一系列直线，这些线上测点温度的平均值即为该处壁面的展向平均温度。

2.4 试验工况

试验过程中除尾缘劈缝之外，其余结构均保持不变。

根据该导向器的工作条件，通过相似换算确定了试验吹风比的范围，确保发动机工作时导向器尾缘出口处吹风比处在本次试验范围之内，本次共完成三组吹风比试验，分别为 0.35、0.55、0.70。试验时，主流、次流的温度及主流流量保持不变，通过调节次流流量来控制劈缝出口处的吹风比。

2.5 测试方法及误差分析

主流流量由安装在主流管道上的槽道流量计测量，次流流量采用小量程的流量控制器测量。

主流温度由布置在试验段入口处的 K 型热电偶测量；次流温度采用 T 型热电偶测量，热电偶读数由 64 通道多路温度巡检仪自动跟踪并存储到计算机系统。劈缝出口之后区域的正上方布置红外窗口，利用红外热像仪对主流、次流掺混区域的壁面温度进行测量。

根据气膜效率公式及误差传递公式，得出气膜效率的相对误差公式为：

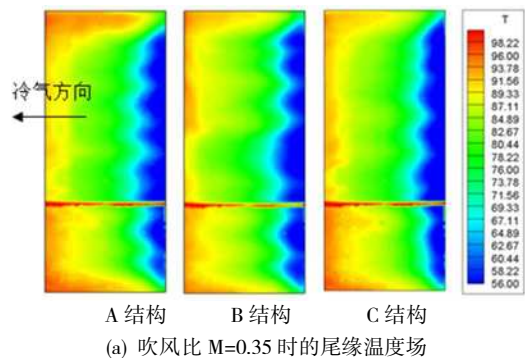
$$\frac{\Delta \eta}{\eta} = \frac{1}{\eta} \sqrt{\frac{(T_\infty - T_{aw})^2 (\Delta T_\infty^2 + \Delta T_2^2)}{(T_\infty - T_2)^4} + \frac{\Delta T_{aw}^2}{(T_\infty - T_2)^2}} \quad (3)$$

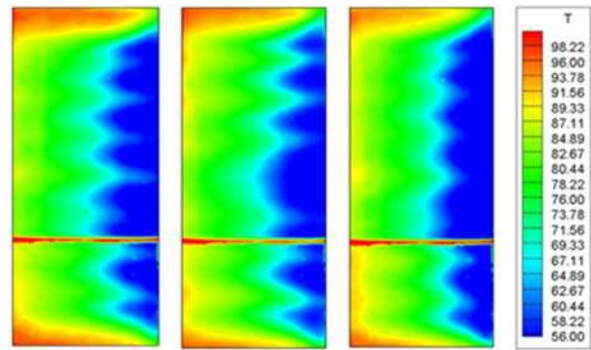
试验中主流温度测量所用的 K 型热电偶精度为 $\pm 0.75\%$ ，次流温度测量所用的 T 型热电偶精度 $\pm 0.4\%$ ，红外热像仪的测试精度为 $\pm 1\%$ ，估算气膜效率的相对误差约为 $\pm 2.9\%$ 。

3 试验结果及分析

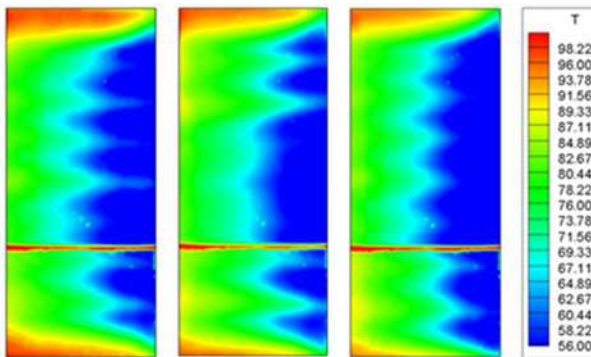
3.1 不同劈缝结构对温度场的影响

图 4 示出了不同吹风比条件下三种劈缝出口之后的温度云图。





A 结构 B 结构 C 结构
(b) 吹风比 $M=0.55$ 时的尾缘温度场



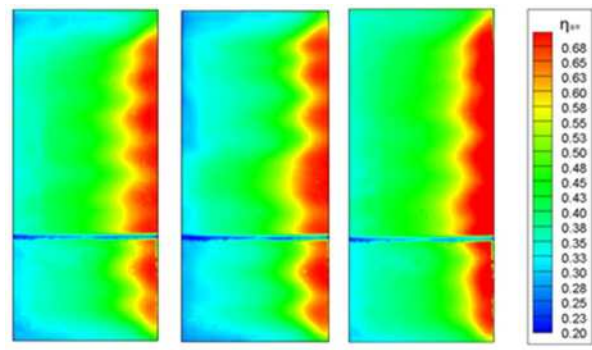
A 结构 B 结构 C 结构
(c) 吹风比 $M=0.70$ 时的尾缘温度场

图 4 三种劈缝结构的温度云图

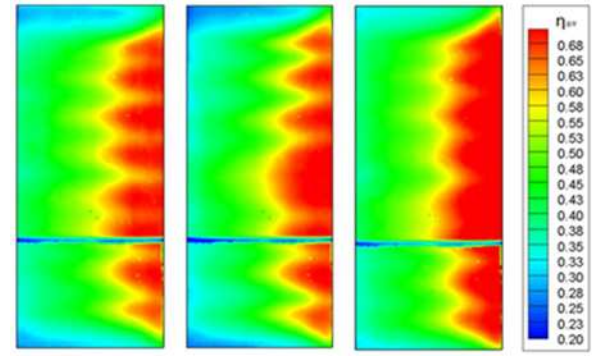
由图 4 可见, 在低吹风比条件下, 三种劈缝结构的温度分布基本相同, 吹风比低意味着次流的流量小, 湍流度低, 因此劈缝结构差异对次流流动的影响小, 次流在劈缝出口的流场分布比较接近。随着吹风比的增加, 低温区的面积增大, 低温区的结构差别也越来越明显: A 结构的低温区分布的均匀性逐渐变差, 呈明显的锯齿状分布; B 结构的低温区同样呈明显的锯齿状分布, 但中心分布相对均匀, 顶端、底端呈锯齿状分布; C 结构的低温区分布最均匀。造成这种差别的原因: A 结构的分隔肋入口为直角结构, 流阻较大, 次流在分隔肋前方形成漩涡, 因而进入劈缝通道的流场不均匀, 劈缝通道后段的扩张结构加剧了流场的不均匀性, 不均匀流场难以产生较好的气膜覆盖, 导致 A 结构劈缝出口后的低温区分布不均; B 结构与 C 结构的分隔肋入口均为圆角结构, 流阻较小, 可使进入劈缝通道的次流流场保持均匀, 由于 C 结构的扩张段较 B 结构长, 偏角小, 次流的扩散更均匀, 对尾缘区域的覆盖也更均匀。顶端、底端的劈缝通道扩张段的偏角略大于中心区域, 导致其低温区的分布均匀性略差于中心区域。

3.2 不同劈缝结构对气膜效率的影响

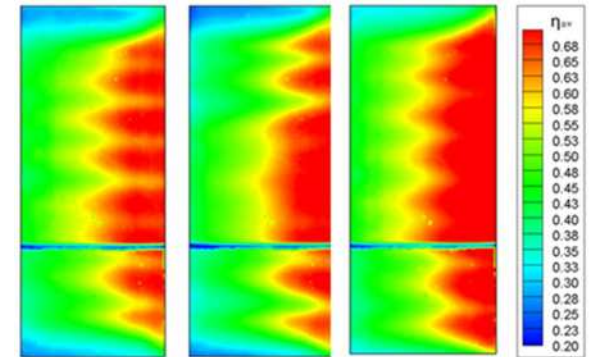
图 5 为不同吹风比条件下三种劈缝结构出口后的气膜效率云图。图 6 为劈缝出口后的展向平均气膜效率沿流动方向的分布曲线, 图中纵坐标为展向平均气膜效率, 横坐标为劈缝出口距离(x)与劈缝高度(s)的比值。



A 结构 B 结构 C 结构
(a) 吹风比 $M=0.35$ 时的尾缘气膜效率分布

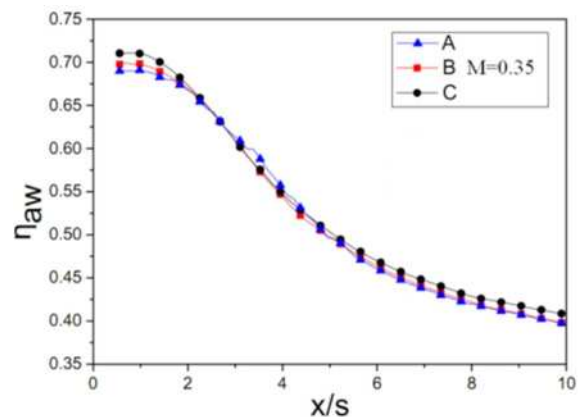


A 结构 B 结构 C 结构
(b) 吹风比 $M=0.55$ 时的尾缘气膜效率分布

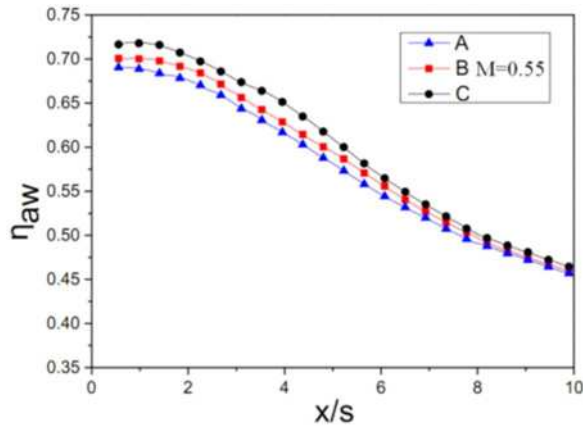


A 结构 B 结构 C 结构
(c) 吹风比 $M=0.70$ 时的尾缘气膜效率云图

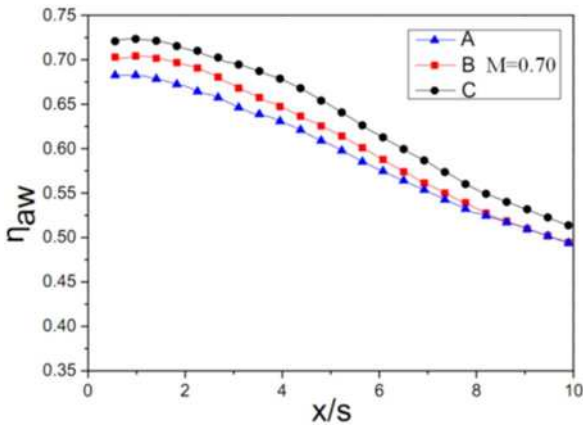
图 5 三种劈缝结构的气膜效率分布



(a) 吹风比 $M=0.35$ 时的气膜效率分布曲线



(b) 吹风比 $M=0.55$ 时的气膜效率分布曲线



(c) 吹风比 $M=0.70$ 时的气膜效率分布曲线

图 6 三种劈缝结构的气膜效率分布

由图 5 可见，三种劈缝的气膜效率分布与其温度场分布相似。A 结构的次流未能在尾缘区域形成较好的气膜覆盖，气膜效率分布最不均匀；B 结构的气膜效率在主流通道中心区域的分布较均匀，两侧区域呈条状分布；C 结构的次流对尾缘区域的气膜覆盖效果最好，气膜效率分布最均匀。

由图 6 可见，三种劈缝结构的展向平均气膜效率沿流动方向的变化规律基本相同，即：在 $X/S < 1$ 的区域，次流与主流尚未掺混充分，次流有效隔离了主流向壁面的传热，气膜效率最大且基本稳定；当 $X/S > 1$ 时，随流动距离的增加，次流与主流的掺混逐渐充分，次流的温度升高，同时次流与主流掺混形成的涡旋结构增强了主流向壁面的传热效果，尾缘气膜效率降低且降低速率逐渐变小。当 $X/S > 8$ 时，次流与主流掺混充分，尾缘气膜效率下降趋势缓慢，并趋于稳定。相同的尾缘冷却结构不同的吹风比下，沿流动方向的气膜效率曲线不同。

由图 6 (a) 也可以看出，在低吹风比 ($M=0.35$) 条件下，三种劈缝结构出口的温度分布、气膜效率分布基本一致，但在 $X/S=0 \sim 1.8$ 区域，三者的气膜效率值有比较明显的差别。随着吹风比的增加，三者气膜效率值大小差异愈大，A 结构的平均气膜效率最小，B 结

构次之，C 结构最大。当 $M=0.55$ 时，三种结构气膜效率的差异在 $X/S=0 \sim 7$ 区域都有体现。当 $M=0.70$ 时，三种结构的气膜效率在 $X/S=0 \sim 10$ 区域都有体现。结合图 4 所示的温度云图及图 5 所示气膜效率云图可以看出，A 结构的次流进入主流通道后形成的气膜层均匀性较差，气膜层不能有效隔离主流向壁面的传热，气膜效率最低；B 结构的次流在尾缘区域能形成较均匀的气膜层，对主流的隔离效果优于 A 结构；C 结构的次流在尾缘区域形成的气膜层最均匀，有效隔离了主流向壁面的传热，壁面温度最低，气膜效率最高。随着吹风比的增大，三种劈缝结构气膜分布的均匀性差别愈加明显，故其气膜效率的大小关系也愈加明显。

4 结论

本文对三种扩张型尾缘劈缝开展气膜效率的试验研究，获得了劈缝出口后的壁面温度及气膜效率分布。总结得出如下结论：

- 1) 在低吹风比下 ($M=0.35$)，尾缘劈缝结构形式的变化对气膜效率的影响有限，只是在局部局域数值有微小的差别。
- 2) 相同吹风比条件下，收缩-扩张型劈缝出口后的气膜效率分布均匀性优于平直-扩张型劈缝，相同位置的展向平均气膜效率值也高于平直-扩张型劈缝；
- 3) 喉部靠近劈缝通道入口的收缩-扩张型劈缝的气膜效率分布最均匀，展向平均气膜效率值最高。

参考文献：

- [1] T Wong, P Ireland, Film cooling effectiveness downstream of trailing edge slots including cutback surface protuberances [J]. Int. J. Turbomach. Propuls. power, 2016, 1(4)
- [2] 丁水汀, 刘丽艳等. 涡轮叶片尾缘复合通道中隔板结构对换热特性的影响[J]. 推进技术, 2006, 21(3): 523-527.
- [3] 王掩刚, 梅运焕等. 计算涡轮叶片尾缘对开缝喷气的数值方法[J]. 推进技术, 2002, 23(4): 315-317.
- [4] 宋双文, 胡好生等. 扰流柱对叶片尾缘对流换热特性的影响[J]. 航空动力学报, 2007, 22(10): 1604-1608.
- [5] 罗玛, 孙德琴等. 涡轮叶片尾缘冷却特性数值研究[J]. 航空工程进展, 2010, 1(3): 273-279.
- [6] 周志强, 朱惠人. 涡轮叶片尾缘半劈缝冷却结构压力系数的实验研究[J]. 机械设计与制造, 2005, (8): 116-118.
- [7] 凌长明, 植仲培. 涡轮叶片尾缘偏劈缝冷却结构二维模型的冷却研究[J]. 工业加热, 2004, 33(3): 20-22.

作者简介：姓名：潘少杰，（出生：1979 年 6 月-），性别：男，民族：汉，籍贯：福建省泉州市，学历：大学本科，学位：学士，职称：高级工程师，研究方向：航空发动机设计