

文章编号: 1000-8055(2006) 02-0315-05

气动参数对后台阶三维缝隙气膜冷却效率的影响

朱惠人, 原和朋, 周志强, 许都纯
(西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

摘要: 针对涡轮叶片尾缘冷却结构特点, 建立了后台阶三维缝隙结构气膜冷却特性试验台, 测量了缝隙中心和肋中心下游气膜冷却效率的局部分布, 研究了气动参数变化对冷却效率的影响, 其中基于缝高的二次流雷诺数变化范围是5 000~15 000, 吹风比变化范围是0.5~2.0。试验结果表明: (1) 二次流雷诺数对下游冷却效率的影响较小, 对三维掺混区域的范围影响也不大; (2) 吹风比对冷却效率有较大影响, 总体上冷却效率随吹风比增大而降低; (3) 吹风比对三维掺混区的范围及三维掺混的特征均有较大影响, 吹风比较低时, 二次流向两侧肋后区域的流动扩散性较好, 有利于提高整个被保护面的冷却效率, 吹风比较高时, 二次流向两侧肋后区域的流动扩散性较差, 造成肋后区域冷却效率较低。

关键词: 航空、航天推进系统; 涡轮叶片; 三维缝隙; 薄膜冷却; 掺混流

中图分类号: V 231.1

文献标识码: A

Effect of Aerodynamic Parameters of Backward-Step Three Dimensional Slots on Film Cooling Effectiveness

ZHU Hui-ren, YUAN He-peng, ZHOU Zhi-qiang, XU Du-chun

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: According to the feature of the turbine blade trailing edge cooling, film cooling effectiveness of backward-step three dimensional slots injection was measured at the slot center line and rib center line. The effects of aerodynamic parameters on the film cooling effectiveness have been studied. The secondary flow Reynolds number based on slot height varied from 5 000 to 15 000 and blowing ratio changed from 0.5 to 2.0. The experimental results show that the influence of secondary flow Reynolds Number on film cooling effectiveness and three dimensional flow mixing region is unremarkable; the influence of blowing ratio on film cooling effectiveness, and the size and performance of the three dimensional mixing flow region is very significant. For lower blowing ratio, secondary flow will flow into mainstream region and the region behind the rib, this will benefit the protected wall; for high blowing ratio, the situation is the contrary.

Key words: aerospace propulsion system; turbine blade; trailing edge slot; film cooling; flow mixing

收稿日期: 2005- 06- 26; 修订日期: 2006- 02- 23

作者简介: 朱惠人(1958-), 男, 陕西西安人, 西北工业大学动力与能源学院教授, 博士, 主要从事航空发动机高温部件强化传热及冷却技术的研究

随着涡轮前燃气温度的不断提高, 涡轮叶片的工作环境越来越恶劣。实践表明, 涡轮叶片的尾部往往是高温部位, 也最容易受热腐蚀而损坏, 主要原因是叶片后部燃气侧流动往往已发展为湍流, 使该部位换热强度很大, 同时也降低了上游喷出冷气的冷却效率, 叶片内部冷气经途中吸热, 到达尾部时温度也相对较高, 冷却作用也相对较小。因此, 如何精细设计叶片尾缘冷却结构并了解其冷却特性, 是整体涡轮叶片冷却结构设计的关键技术之一。

由于气动设计的要求, 作为涡轮叶片的尾缘部分, 其厚度不能很厚, 设计中往往采用后台阶形缝隙(也称尾缘半劈缝)气膜冷却结构, 其中从强度及控制叶片内部冷气量的角度考虑, 缝隙中一般设计有支撑肋, 这样从缝隙喷出的冷气在与主流燃气掺混时就具有强烈的三维特征。

有关后台阶二维缝隙结构气膜冷却特性的研究已有很多, 此处仅给出两篇参考文献, 其中文献[1]中给出了较多的两维缝隙气膜冷却效率及换热系数。文献[2]主要研究了高吹风比条件下, 两维缝隙下游的气膜冷却效率和换热系数分布。有关三维缝隙的较早研究主要是针对燃烧室中的冷却结构进行的, 如文献[3, 4]研究了含有圆形喷孔壁的三维后台阶缝隙的气膜冷却特性, 其结构与涡轮叶片尾缘缝隙结构有很大差别。随着对涡轮叶片气动性能的要求不断提高, 有关叶片尾缘后台阶缝隙结构的冷却特性的研究逐渐受到重视。文献[5, 6]所研究的涡轮叶片尾缘缝隙冷却结构在缝隙下游肋后部带有延伸板, 其优点是为主流燃气提供了一个较为光滑的流动壁面, 减小尾缘突变引起的气动损失, 也有利于提高缝隙出口下游的冷却效果, 但缝隙喷出冷气难以到达延伸板表面。涡轮叶片尾缘缝隙冷却设计中还有一种结构, 与文献[5, 6]中所研究结构主要区别是在肋后不含延伸板, 形成了所谓的后台阶三维缝隙冷却结构。其特点是冷气喷出后与主流燃气掺混时具有强烈的三维特征, 文献[7, 8]对这种结构的流阻及冷却效率进行了实验及数值计算研究, 其中缝隙内部含有顺排布置的两排纵肋, 二次流喷出时与主流有一定夹角, 是针对某种涡轮叶片的特殊结构进行的, 因此没有研究三维缝隙结构中主要几何参数变化的影响, 对气动参数变化的影响, 也没有进行分离研究。本文所研究的后台阶三维缝隙冷却结构与文献[7, 8]类似, 但只含一排纵肋, 二次流与主流平行, 结构更趋一般化。试验中对几

何参数及气动参数的影响进行了分离、系统的研究, 有助于全面了结此类结构在三维掺混效应影响下的冷却特性。

1 实验装置及测试方法

实验段的细节结构如图1所示。风洞的底板和唇板形成二次流通道, 其中均匀布置了8根肋, 形成7个二次流缝隙。在底板上沿流动方向布置了两条测温线, 分别位于缝隙出口下游中心线和肋下游中心线上, 每条线上有9个温度测点。实验中的肋长-缝高比 $L/H = 6.875$, 缝宽-肋宽比 $W_1/W_2 = 1.0$, 唇厚-缝高比 $t/H = 1.0$ 。

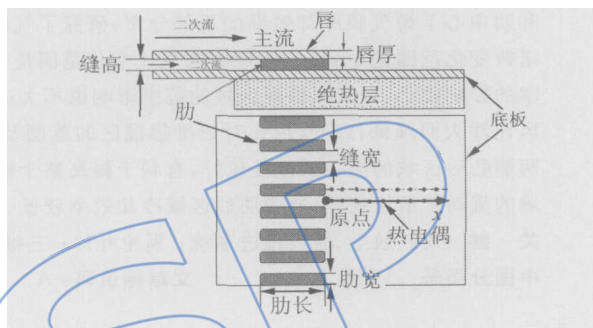


图1 实验段细节示意图

Fig. 1 Schematic view of the three dimensional slot model

实验中, 主流是由真空泵直接将空气中抽入通道的, 通过加热二次流(温度调整范围在288~338 K, 压力调整范围为1~1.4 atm), 实现两股流的温差。通过改变二次流的流量来获得不同的基于二次流缝高的雷诺数, 他的变化范围为 $Re = \rho_2 U_2 H / \mu = 5\,000 \sim 15\,000$, 通过改变主流的流量来得到不同吹风比, 变化范围为 $BR = (\rho_2 U_2) / (\rho_m U_m) = 0.5 \sim 2.0$, 其中, ρ_2 和 ρ_m 分别为二次流及主流的密度, U_2 和 U_m 分别为二次流及主流的速度, H 为二次流缝隙的高度, μ 为二次流的动力粘性系数。

2 实验工况与数据处理方法

气膜冷却效率定义为:

$$\eta = (t_m - t_\infty) / (t_c - t_\infty) \quad (1)$$

其中 t_m 为二次流和主流混合后的流体局部温度, 当壁面为绝热时, 其值就等于壁面温度。严格意义上壁面在实验中很难达到绝热条件, 故可将上式等价转化为下式进行测量计算:

$$\eta = \frac{t_m - t_\infty}{t_c - t_\infty} = \frac{q_r + q_c}{h(t_c - t_\infty)} \quad (2)$$

式中:

$$q_r = 5.67\epsilon \left[\left(\frac{t_w}{100} \right)^4 - \left(\frac{t_0}{100} \right)^4 \right] \tag{3}$$

$$q_c = \frac{t_w - t_0}{\delta/\lambda} \tag{4}$$

其中: t_w 为壁面温度, t_0 为实验室的环境温度, q_r 是底板测量表面由于热辐射所造成热损失, q_c 是通过底板所造成热传导损失, ϵ 为底板表面的黑度, δ 为底板的厚度, λ 为底板的导热系数。 h 为在相同的试验工况和相同位置下所测得的换热系数(其测量方法和测量结果另文发表)。热量损失如图2所示。

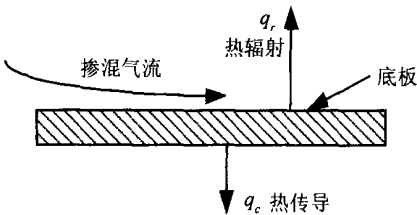


图2 热量损失示意图

Fig. 2 Schematic view of energy losing

3 实验结果与分析

冷却效率所反映的实际上是二次流在壁面上贴附的情况,其值越高,说明二次流贴附壁面的情况越好。因此,冷却效率的大小与主流和二次流的掺混情况密切相关。本文所研究的三维缝隙结构,与以往所研究的两维缝隙不同,不仅有助的存在,同时唇厚也比较厚,二次流喷出后,不仅与上层的主流有上下的掺混作用,还会产生向两侧肋的后部区域的横向流动掺混,因此存在着强烈的三维掺混现象,随着向下游的推移,二次流横向流动掺混的效应会逐渐消失,三维掺混现象就转化为只有二次流与主流的上下掺混的二维掺混现象,本文将三维掺混现象明显的区域称为三维掺混区。很明显,在三维掺混区,肋后区域及缝隙下游区域的冷却效率会存在很大差别,这种差别除了与三维缝隙的几何结构有关外,与二次流雷诺数及吹风比的大小也密切相关,本文的目的就是通过实验研究气动参数对三维缝隙下游冷却效率的影响,有关几何参数影响的研究另文发表。

3.1 雷诺数的影响

如图3所示的是吹风比为1.0时,不同二次流雷诺数条件下后台阶三维缝隙下游冷却效率的分布情况,其中 slot 表示的是缝隙中心线上的测量

结果, rib 表示的是肋中心线的测量结果,实线是根据文献[1]所提供关联式计算出来的相同气动条件下两维缝隙下游的气膜冷却效率分布,关联式中不含雷诺数,即文献[1]认为冷却效率与雷诺数无关。

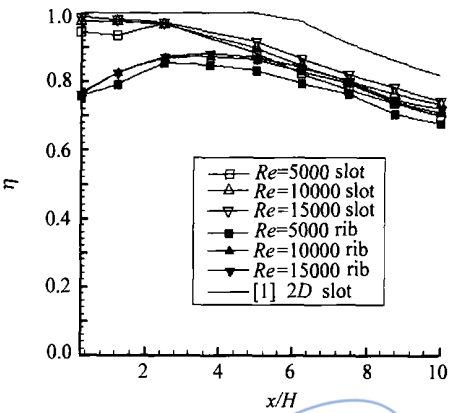


图3 冷却效率的分布 (BR = 1.0)

Fig. 3 Profiles of film cooling effectiveness (BR = 1.0)

3.1.1 缝隙中心线上的冷却效率

可以看出,沿缝隙中心线,冷却效率呈逐渐衰减趋势,但在出口附近衰减较慢,其值与二维缝隙下游的冷却效率相差很小,说明二次流喷出后虽然会向唇后及肋后扩散并与主流发生掺混,但还没有影响到壁面附近。随着向下游的流动,主流会逐渐掺混到壁面,在三维缝隙流动中,这一过程要比两维缝隙来得快,造成缝隙中心线上的冷却效率低于二维缝隙下游的冷却效率。从图3还可以明显看出,在吹风比为1.0时,二次流雷诺数对缝隙中心线上的冷却效率的影响不大,这一点与文献[1]所给出的两维缝隙的结果一致。

3.1.2 肋中心线上的冷却效率

在出口附近,肋后中心线上的冷却效率要低于缝隙中心线上的冷却效率,并且其变化规律与缝隙中心线上的有明显不同,沿流动方向呈先增大后减小的趋势。主要原因是二次流喷出后由于惯性作用,不能充分填充肋后的区域,致使该区域冷却效率相对缝隙中心线上的较低,但随着喷出二次流的逐渐向两侧扩散流动,肋后部下游的冷却效率呈逐渐增大的趋势。在达到某一最高值后,又随着主流与二次流的不断掺混,冷却效率又开始逐渐下降。从图2还可以看出,在吹风比为1.0时,二次流雷诺数对肋中心线上的冷却效率的影响不大。

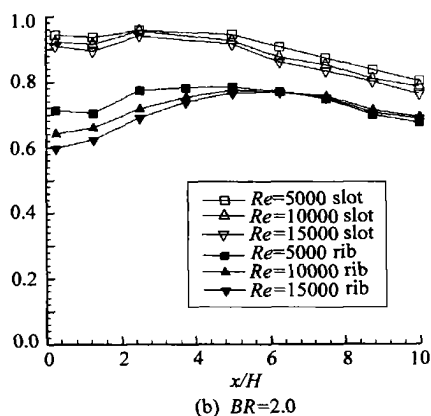
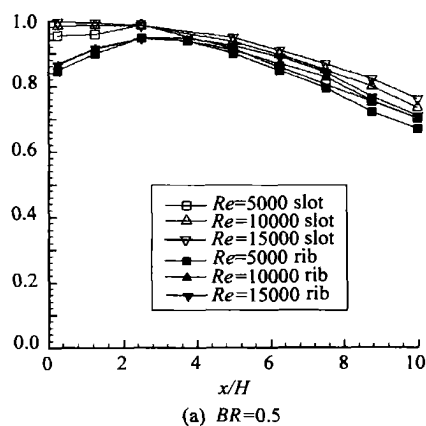


图4 不同吹风比的冷却效率的分布

Fig. 4 Profiles of film cooling effectiveness on different BR

3.1.3 三维掺混区的变化

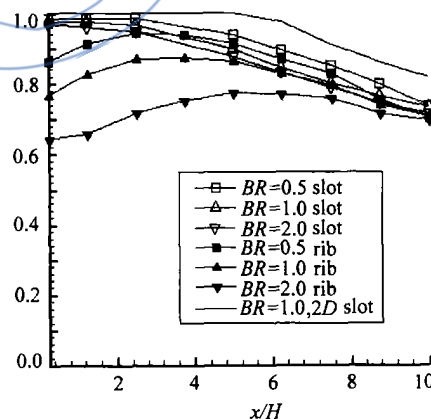
从图3还可看出, 缝隙出口下游和肋下游的冷却效率分布曲线, 最初有较大的差别, 随着 x/H 的增大, 这个差别逐渐减小, 并在某处汇合。可以认为, 在两条曲线汇合前, 二次流从缝隙喷出后与主流的掺混具有三维的特征。在三维掺混区, 缝隙下游及肋下游区域的温度会有较大差别, 确定其大小具有一定的实际意义。二次流喷出后, 除了与主流作用外, 还与两侧肋后部的气流有横向掺混, 当两条曲线汇合后, 可认为横向掺混基本结束, 之后主流与二次流的掺混呈二维特征, 即主要是二次流和主流的上下掺混。图中显示, 二次流雷诺数的变化对三维掺混区的大小没有多大影响。

3.1.4 不同吹风比时二次流雷诺数的影响

图4表示了在不同吹风比下二次流雷诺数对冷却效率的影响情况。图中显示, 在吹风比为0.5时, 雷诺数对冷却效率的分布影响不大, 这与图3中所示的吹风比为1.0的情况一样; 在吹风比为2.0时, 雷诺数的变化对肋后 $x/H \leq 5$ 的区域的冷却效率有一定的影响, 随雷诺数的增大, 该区域冷却效率有所下降。

从图中可以看出, 在吹风比为0.5时, 三维掺混主要发生在 $x/H \leq 4$ 的区域, 缝隙中心线及肋中心线上的冷却效率之间的差值也较小。在吹风比为2时, 缝隙下游与肋下游冷却效率曲线在测量区域内没有汇合, 说明此时的三维掺混区较长, 而且缝隙中心线与肋中心线上的冷却效率之间的差值也相对较大。原因解释如下: 在吹风比为0.5时, 由于主流速度较高, 其静压相对二次流要低一些, 此时二次流与主流的相互作用形式主要是二次流向上部主流区及两侧的肋后区域流动掺混; 而在

吹风比为2.0时, 情况正好相反, 即主流会向下部二次流区域及肋后区域流动掺混要相对强一些。因此, 图4的试验结果表明: 当二次流向周围扩散流动时, 相邻缝隙喷出的二次流很快就汇合均匀了, 而当二次流静压相对主流较低时, 其向周围的扩散流动也会较弱, 相邻缝隙喷出的二次流在较短的距离内是很难汇合的, 这也是造成高吹风比时肋后区域冷却效率相对较低的原因。

图5 冷却效率的分布 ($Re=10\,000$)Fig. 5 Profiles of film cooling effectiveness ($Re=10\,000$)

3.2 吹风比的影响

图5所示为二次流雷诺数为10 000时, 吹风比对冷却效率的影响情况, 图中实线是根据文献[1]所提供关联式计算出来的吹风比为1.0时, 两维缝隙下游的气膜冷却效率分布。可以看出, 无论沿缝隙中心线下游还是肋中心线下游, 吹风比对冷却效率均有一定的影响, 但影响幅度和规律有所不同。

3.2.1 缝隙中心线上的冷却效率

从图可以看出,在缝隙出口处,吹风比对冷却效率影响很小,冷却效率值也很高,在0.96以上。随着向下游的推移,吹风比的影响逐渐增强,但在本文测量范围内,其影响幅度不大。由于二次流雷诺数一定时,吹风比的变化就意味着主流速度的变化,这一结果表明,在壁面附近,二次流的状态还未受到主流较大的影响。但与两维缝隙出口处冷却效率几乎为1的情况比较,毕竟还是有所降低,这种差别可以理解为是由于较大肋宽及唇厚造成的,二次流喷出后会迅速向唇厚及肋后区域膨胀扩散。在两维缝隙情况中,不仅没有肋的存在,唇厚也较薄,二次流喷出后,上述膨胀扩散效应较弱,冷却效率相对三维缝隙要高一些。在离开出口较远处,随着主流不断向二次流区域的掺混,冷却效率开始下降,在本文研究的三维缝隙模型中,这种掺混要强于两维缝隙的情况,冷却效率相对也较低。

3.2.2 肋中心线上的冷却效率

有关肋中心线上的冷却效率低于缝隙中心线上的冷却效率的原因在上节已经分析过,此处主要分析在肋中心下游的区域,冷却效率分布受吹风比的影响很大,并随着吹风比的增大呈下降趋势的原因。在二次流雷诺数一定的条件下,随着吹风比的增大,主流的速度逐渐减小,相对二次流区域主流区域的压力呈增大趋势,会有更多的主流气体从上层(如图1所示位置)向下流动扩散,因此在肋后区域主流气体所占得分额也就越多,造成该区域冷却效率较低,这种效应在肋的根部附近最强,并沿流动方向随主流与二次流的不断掺混呈逐渐减弱趋势,即沿流动方向吹风比的影响是逐渐减弱的。

从文献[1]所提供的两维缝隙研究结果看,其研究重点在 $x/H > 20$ 的区域。在 $x/H < 10$ 的区域的数据较少,从其提供的经验关联式看,认为在 $x/H < 10$ 区域冷却效率随吹风比增大而增大,不过从其图表中的试验数据点看,并非完全如此。但由于在该区域两维缝隙的冷却效率均相当高,吹风比不同引起的误差在工程设计中还是可以接受的。

3.2.3 三维掺混区的变化

基于上述原因,也很容易理解,吹风比对三维掺混区的大小有很大的影响。吹风比越大,三维掺混区越长。

4 结 论

本文较为系统的试验研究了二次流雷诺数及吹风比对后台阶三维缝隙气膜冷却效率的影响,不仅获得了相关的定量结果,对其变化趋势也有了较为清晰的认识,主要有以下结论:

(1) 吹风比较低时,二次流雷诺数对下游冷却效率的影响不大,吹风比较高时,二次流雷诺数对肋下游冷却效率有一定影响,二次流雷诺数越大,冷却效率越低;二次流雷诺数变化对三维掺混区的范围影响不大。

(2) 吹风比对肋下游及缝隙下游的冷却效率均有影响,但影响的幅度及规律有所不同,总体上冷却效率随吹风比增大而降低。

(3) 吹风比对三维掺混区的范围及三维掺混的特征均有较大影响。当吹风比较低,并使二次流压力相对主流较高时,二次流向两侧肋后区域的流动扩散性较好,有利于提高整个被保护面的冷却效率;当吹风比较高,并使得主流压力相对二次流较高时,有更多的主流向缝隙两侧肋后区域的流动扩散,造成肋后区域冷却效率较低。

参考文献:

- [1] 葛绍岩,刘登赢,许靖中,等.气膜冷却.北京:科学出版社,1985.
- [2] Bittinger G, Schulz A, Wittig S. Film Cooling Effectiveness and Heat Transfer Coefficients for Slot Injection at High Blowing Ratios[R]. *ASME J GT* - 94 - 182, 1994.
- [3] Sturgess G J. Design of Combustor Cooling Slots for High Film Cooling Effectiveness: Part I - Film General Development[R]. *ASME* 85 - *GT* - 35, 1985.
- [4] Sturgess G J, Pfeiffer G D. Design of Combustor Cooling Slots for High Film Cooling Effectiveness: Part 2, Film Initial Development[R]. *ASME* 85 - *GT* - 36, 1985.
- [5] Holloway D S, Leylek J H, Scott F A. Pressure Side Bleed Film Cooling: Part I - Steady Framework for Experimental and Computational Results[R]. *ASME GT* - 2002 - 30741, 2002.
- [6] Holloway D S, Leylek J H, Scott F A. Pressure Side Bleed Film Cooling: Part I - Unsteady Framework for Experimental and Computational Results[R]. *ASME GT* - 2002 - 30742, 2002.
- [7] Martini P, Schulz A, Whitney C F, Lutum E. Experimental and Numerical Investigation of Trailing Edge Film Cooling Downstream of a Slot with Internal Rib Arrays[R]. *5th European Conference on Gas Turbines*, 2003.
- [8] Martini P, Schulz A. Experimental and Numerical Investigation of Trailing Edge Film Cooling by Circular Coolant Wall Jets Ejected from a Slot with Internal Rib Arrays[J]. *Journal of Turbomachinery*, Issue 2, 2004, 126: 229~236.