

气膜孔结构对涡轮导叶端壁冷却效率的影响研究

王子健

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院,北京 100191)



王子健(1984),男,硕士,主要从事航空发动机高温部件强化换热与冷却研究。

收稿日期:2009-05-15

1 引言

随着航空发动机性能的显著提高,涡轮进口温度 T_3 得以快速提高,使得涡轮导叶端壁流动和换热更加复杂,叶栅端壁壁温接近材料的工作极限。为了让涡轮叶栅安全工作,必须对叶栅端壁进行冷却。

气膜冷却技术作为高性能航空发动机高温部件的主要冷却方

摘要:对涡轮叶栅端壁上游4种气膜冷却结构模型进行了数值模拟,得出在不同吹风比情况下涡轮叶栅端壁的流动与换热特性。结果表明,无槽气膜孔冷气射流在孔下游与主流相互作用形成1对转动方向相反的耦合涡,主流被卷入耦合涡并冲击到了端壁,使得孔间壁温接近主流温度,气膜冷却效率很低;带槽气膜孔抑制了耦合涡的形成,冷却了孔间端壁,气膜冷却效率较高,而且,随着槽深度的增加,冷气的展向(Y向)宽度逐渐增加,扩大了冷气覆盖区域,提高了端壁气膜冷却效率。

关键词:气膜冷却效率;叶栅端壁;数值计算;无槽气膜孔;带槽气膜孔

Effects of Film Hole on Cooling Efficiency of Turbine Cascade Endwall

WANG Zi-jian

(School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing100191, China)

Abstract: The numerical simulation of four film cooling structures of the turbine cascade endwall upstream was carried out. Their flow and heat transfer characteristics were obtained at different blowing ratio. The no-slot film hole cooling jet interacts with the mainstream and generates a pair of counter rotating coupling vortices downstream the holes. The vortices entraine the mainstream and impacts on the endwall so that the endwall temperature between the holes was near to the mainstream temperature and the film cooling efficiency is very low. The slot film hole cooling jet inhibits the formation of coupling vortices and cools the endwall between the holes so that cooling effectiveness is higher. Moreover, with the increase of slot deep and then increase of the cooling air lateral(Y) width, the area of the cooling air is enlarged and the film cooling efficiency is also increased.

Key words: film cooling efficiency; cascade endwall; numerical calculation; non-slot film hole; slot film holes

式之一,在数十年中不断发展。从最初的圆柱型孔改进为现在的异

型孔,从单一的气膜冷却孔发展到现在的孔槽结合,国内外学者

对此进行了大量研究。Daniel G. Knost^[1]研究了涡轮叶栅通道上游端壁开设槽对下游端壁的气膜冷却问题,指出冷气在叶栅压力面端壁附近脱离壁面,导致该区域的冷却效果很差。W. Colban^[2]等研究了涡轮叶栅端壁开设圆柱型孔和扇形孔模型的气膜冷却问题,表明采用扇形孔提高了端壁总体气膜冷却效率。Gritsch^[3]等通过试验,研究了不同几何形状射流孔下游的气膜冷却效率分布规律。刘存良、朱惠人^[4]等研究了圆柱型孔、扇形孔和收缩扩张孔对孔下游端壁气膜冷却效率的影响机理。戴萍、林枫^[5]用数值计算方法,研究了气膜孔形状对冷却效率的影响。于锦禄等^[6]研究了带横向槽的气膜冷却结构对下游平壁的气膜冷却效率问题,指出带横向槽气膜冷却结构具有易于加工和冷却效率高的优点。诸如此类的新型气膜冷却孔优化了冷却结构,增大了气膜冷却效率。

本文采用数值计算方法,对5种不同气膜冷却结构的流动及换热进行了模拟,并进行了详细的对比和分析。

2 数值模拟方法

2.1 气膜冷却效率与吹风比

在对比结果分析中,所采用的主要评价指标为气膜冷却效率 η ,定义为

$$\eta = \frac{T_g - T_{sw}}{T_g - T_c} \quad (1)$$

式中: T_g 、 T_c 分别为燃气、冷气的进口温度; T_{sw} 为绝热壁温。

吹风比 M 定义为

$$M = \frac{\rho_c V_c}{\rho_g V_g} \quad (2)$$

式中: ρ_g 、 ρ_c 分别为燃气、冷气的密度; V_g 、 V_c 分别为燃气、冷气的平均速度。

2.2 计算模型

研究的4种涡轮叶栅上游气膜冷却结构如图1所示。(a)无槽气膜孔,孔轴线与流动方向夹角为 60° ,孔口张角为 15° ; (b)带槽气膜孔1,槽深1 mm,宽14 mm; (c)带槽气膜孔2,槽深2 mm; (d)带槽气膜孔3,槽深3 mm。

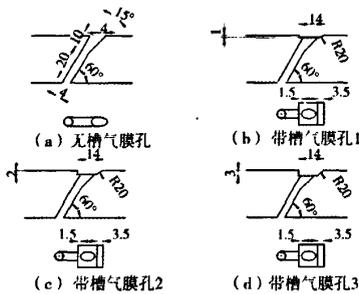


图1 4种气膜冷却结构

图2为带槽气膜孔2的三维模型,栅距160 mm;图3为涡轮叶栅端壁气膜冷却模型,叶栅弦长170 mm,叶高50 mm。叶栅通道进口段和出口段各延伸1个弦长,便于计算时保持主流稳定。基于周期性考虑,只计算了1个叶栅通道。孔排由13个气膜冷却孔组成,位于叶栅前缘上游端壁,孔间距为12 mm。带槽气膜孔1、2、3的槽深分别为1、2、3 mm。



图2 带槽气膜孔2



图3 涡轮叶栅端壁气膜冷却模型

将计算域划分为气膜冷却结构、涡轮叶栅端壁通道2部分,如图4所示。采用六面体网格生成技术,该网格沿 x 、 y 、 z 方向包含 $120 \times 174 \times 22$ 个节点,并具有很好的网格质量。在壁面处经过加密后,孔附近采用O型网格。

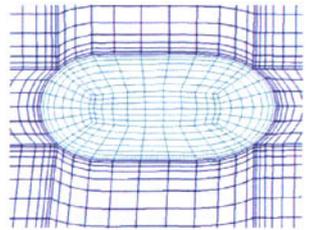


图4 网格加密情况

2.3 湍流模型和边界条件

冷气通过气膜冷却孔进入主流区域。基于机理性研究,叶栅端壁模型进口静温为800 K,速度为20 m/s,出口背压为101.325 kPa。如图3所示,为了计算气膜冷却效率,对叶栅下端壁和叶栅给出无滑移绝热边界条件,叶栅到叶栅之间的流通面为周期性边界条件。冷气静温为400 K,在计算时通过调整冷气的进口速度来调整吹风比;由于冷气 $\rho_c \approx 2\rho_g$,即当吹风比 $M=1,2,3$ 时,对应的冷气进口速度分别为10、20、30 m/s。

对于涡轮叶栅端壁模型,采用商用软件CFX求解;湍流模型采用 $k-\epsilon$ 模型,解的收敛标准是最大残差小于 1×10^{-5} 。

3 数值计算结果及分析

3.1 叶栅通道气膜冷却效率

吹风比 $M=2$ 时,3种气膜冷却结构对涡轮叶栅的端壁总体平均气膜冷却效率分布如图5所示。对于叶栅上游端壁和叶栅前缘端壁区域,无槽气膜孔的平

均冷却效率最差,主要因为在吹风比 $M=2$ 时,受耦合涡的影响,孔间端壁... 带槽气膜孔 3 结构具有 3 mm 的槽深,在 4 种结构中冷却效果最好。

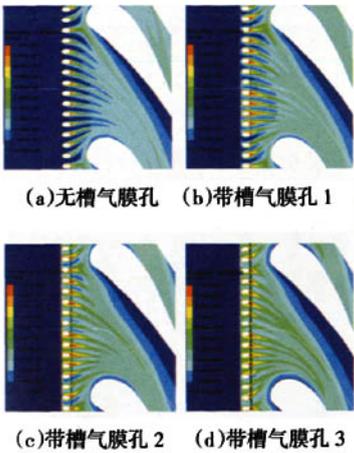


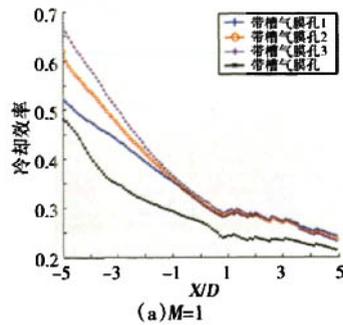
图 5 M=2 时 4 种结构的叶栅端壁气膜冷却效率分布

3.2 不同吹风比时冷却效率比较

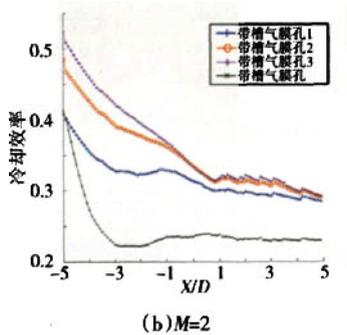
吹风比 $M=1, 2, 3$ 时,4 种冷却结构的端壁总体平均气膜冷却效率(冷却效率沿 Y 向取平均值)的对比如图 6 所示。坐标原点取在涡轮叶栅前缘,以气膜孔的直径 D 为基准,向前、后各延伸了 5 个孔径,使得 4 种结构射流出口在 -5D 处。把整个研究区域分为 3 部分: $X/D=-5$ 处为射流出口, $-5 < X/D < 0$ 为叶栅上游端壁, $0 < X/D < 5$ 为叶栅前缘附近端壁。

如图 6 所示,当 $M=1$ 时,4 种结构的气膜冷却效率随着轴向相对距离(X/D)的增大而呈现快速降

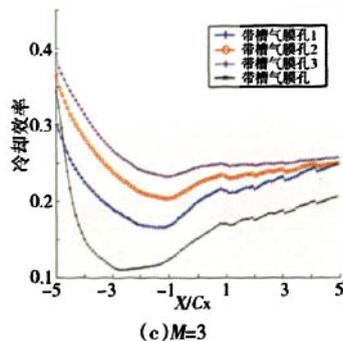
低的趋势,主要因为冷气的动量较低,没有冲击到叶栅前缘就被卷入了通道涡;冷气覆盖范围比较小,仅对射流出口处冷却的效果较好,而对叶栅前缘端壁冷却的效果很差。在冷气出口处,带槽气膜孔 3 模型的气膜冷却效率最高,达到 0.68 左右,而无槽气膜孔结构的冷却效率最低,为 0.48 左右。在叶栅上游端壁,带槽气膜孔 3 模型的气膜冷却效率要高于



(a) M=1



(b) M=2



(c) M=3

图 6 不同气膜冷却结构下游端壁的气膜冷却效率

带槽气膜孔 1,2 的,但随着 X/D 的增大,冷却效率差逐渐减小。在叶栅前缘附近,带槽结构的气膜冷却效果几乎相同,主要因为 3 种带槽气膜孔模型的冷气没有覆盖到叶栅前缘端壁,冷却效果差别很小。无槽气膜孔模型的冷却效率在整个叶栅上游端壁都要小于带槽气膜孔结构的。

当 $M=2$ 时,3 种带槽气膜孔的气膜冷却效率随着轴向相对距离(X/D)的增大而呈逐渐降低的趋势。无槽气膜孔的气膜冷却效率在射流出口附近快速降低;在叶栅前缘附近端壁几乎不变,为 0.23 左右。在冷气出口处,带槽气膜孔 3 模型的气膜冷却效率最高达 0.52 左右,而无槽气膜孔结构的冷却效率最低,为 0.40 左右。在叶栅上游端壁,带槽气膜孔 3 模型的气膜冷却效率最高;随着 X/D 的增大,带槽气膜孔 2,3 的冷却效率逐渐接近,且高于带槽气膜孔 1 的,而无槽气膜孔的气膜冷却效率出现快速降低的趋势。主要因为吹风比增大,冷气射流的 Z 向动量加大,对于无槽气膜孔,冷气流出后穿透边界层与主流燃气发生掺混,对孔下游的冷却效果很差;对于带槽气膜孔,冷气从孔流出后在槽内混合,不仅增加了冷气的展向(Y 向)宽度,有效减小了中吹风比($M=2$)时冷气的 Z 向动量,且随着槽深度的增加,Z 向动量减小得越多,使得冷气贴壁,冷却效果较好。

在叶栅前缘附近端壁,3 种带槽结构的气膜冷却效率呈现出缓慢降低的趋势,无槽气膜孔的气膜冷却效率几乎不变。

当 $M=3$ 时,4 种结构的冷气

均形成了抛射气膜,冷气在下游远方返回端壁进行2次冷却,气膜冷却效率呈现出先降低后提高的趋势。

总体上,增加槽结构改善了气膜孔的流动情况,减小了冷气的Z向动量,增大了冷气的展向(Y向)宽度,端壁总体气膜冷却效率得到了提高。

随着吹风比的增大,4种结构的端壁气膜冷却效果的差距逐渐增大。在高吹风比($M=3$)时,带槽气膜孔3的槽最深,有效地减小了高吹风比时冷气的Z向动量,冷气贴壁性更好,在整个叶栅端壁区域的冷却效果最好。

3.3 4种气膜冷却方式的冷气流动结构

当吹风比 $M=2$ 时,在 $X/D=1$ 处、对应于叶栅前缘上游气膜孔的4种气膜冷却结构的温度分布和速度矢量如图7所示。无槽气膜孔冷气射流与主流相互作用而形成1对转动方向相反的耦合涡,耦合涡对端壁区域的气膜冷却有3方面不利影响^[4]:(1)在叶栅高度(Z)方向上把冷气抬离壁面,使得冷气不能很好地冷却端壁;(2)主流燃气被耦合涡从气膜两侧卷入,冲击端壁,降低了端壁气膜冷却效果;(3)耦合涡的形成增大了冷气射流处端壁区的流动速度,减小了边界层的厚度,使得被耦合涡卷入的主流对端壁的加热作用更明显。由于耦合涡的存在,主流冲击到了孔间壁区;由温度分布云图可以看出,孔间端壁的温度接近主流的,几乎没有冷气覆盖。

带槽气膜孔抑制了耦合涡的形成,且随着槽深的增加,耦合涡

的影响逐渐减小。由带槽气膜孔3的速度矢量云图中可以看出,耦合涡已经基本消失。由带槽气膜孔1到带槽气膜孔3,随着槽深度的增加,冷气的叶栅高度(Z)方向上的动量逐渐减小,提高了冷气射流对壁面的贴附性;展向(Y 向)宽度逐渐增加,冷气覆盖了孔间端壁。由温度分布云图可以看出,随着槽深的增加,冷气的覆盖范围逐渐加大,孔间端壁的温度逐渐降低,气膜冷却效率逐渐提高。

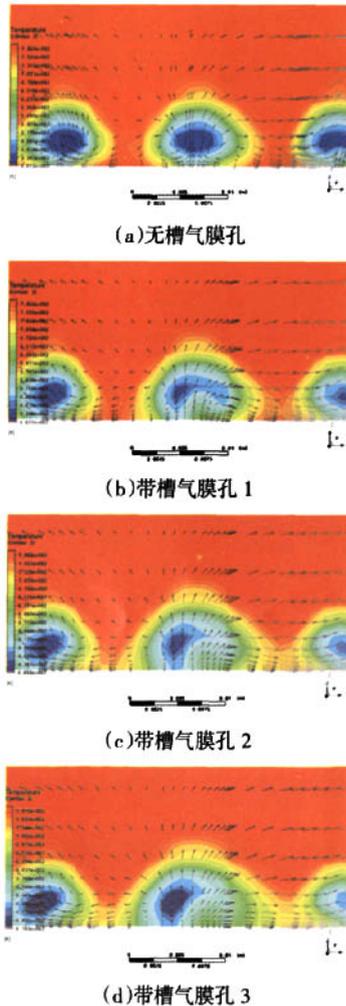


图7 $X/D=1$ 处4种气膜孔的结构、温度和速度

4 结论

(1)在低吹风比($M=1$)时,4种结构气膜孔的气膜冷却效率随着轴向相对距离(X/D)的增大而呈现快速降低的趋势。

(2)在中吹风比($M=2$)时,3种带槽气膜孔的气膜冷却效率随着轴向相对距离(X/D)的增大而呈现逐渐降低的趋势;无槽气膜孔的气膜冷却效率在射流出口附近快速降低,在叶栅前缘附近端壁几乎不变。

(3)在高吹风比($M=3$)时,4种结构气膜孔的冷气均形成了抛射气膜,冷气在下游远方返回端壁进行2次冷却,气膜冷却效率呈现出先降低后提高的趋势。

(4)在中吹风比($M=2$)时,在 $X/D=1$ 处端壁,无槽气膜孔的冷气射流与主流相互作用而形成1对转动方向相反的耦合涡,使得孔间端壁温度接近主流温度,几乎没有冷气覆盖,端壁的气膜冷却效率很低。而带槽气膜孔抑制了耦合涡的形成,冷却了孔间端壁,冷气的贴壁性更好;随着槽深度的增加,冷气的展向(Y 向)宽度逐渐增加,扩大了冷气覆盖区域,提高了端壁气膜冷却效率。

参考文献

[1]Knot D G. Predictions and Measurements of Film-Cooling on the Endwall of a First Stage Vane [D]. Virginia Polytechnic Institute and State University, 2003.
 [2]Colban W, Thole K A. A comparison of cylindrical and fan-shaped film-cooling holes on a vane (下转第38页)

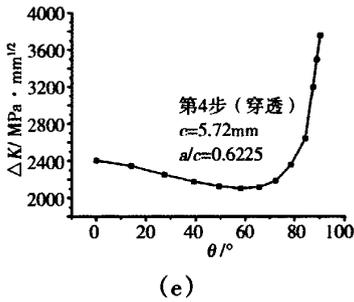


图10 裂纹前沿应力强度因子分布

3.4 涡轮盘裂纹扩展寿命分析

裂纹扩展寿命也就是含裂纹构件的剩余寿命。

裂纹在穿透螺栓孔的轴向厚度后,扩展速率非常快,因此,之后的循环寿命可忽略不计,而只需考查穿透之前的循环寿命。估算裂纹扩展寿命的方法为:将裂纹扩展区间按扩展增量步分为6个子扩展区间,即0~1、1~2、2~3、3~4、4~5和5~6;假设在每个子扩展区间中应力强度因子范围(ΔK)保持不变,计算出每个子区间的扩展寿命后进行累加,即可得到总的剩余寿命,即

$$N = \sum_{i=1}^n \Delta N_i = \sum_{i=1}^n \frac{\Delta a_i}{C(\Delta K_i)^m} \quad (3)$$

表2给出了每个子区间的扩展寿命和各初始尺寸所对应的剩

表2 涡轮盘裂纹扩展寿命有限元模拟结果

扩展区间	0~1	1~2	2~3	3~4	4~5	5~6
扩展寿命ΔN _i /周	6411	15553	5746	1931	72000	19000
初始尺寸a ₀ /mm	0.25	0.38	1.00	3.00	3.00	3.00
剩余寿命N/周	29641	23230	7677	1931	1931	1931

余寿命。

4 结论

以某航空发动机涡轮盘的裂纹为例,采用2自由度数值方法描述裂纹前沿在扩展过程中的形状变化,评估了涡轮盘剩余寿命,得到了一些具有工程参考意义的结论。

(1)对该涡轮盘而言,裂纹易萌生于螺栓孔处;一旦裂纹形成,就会先沿着螺栓孔的轴向方向扩展至轴向穿透,随后沿螺栓孔的径向扩展。

(2)由裂纹扩展寿命分析可知,寿命主要集中在裂纹扩展的前几步,如0.25~1mm区间的扩展寿命约占整个扩展寿命的94%。

(3)所采用的模拟方法摆脱了形状保持不变的假设,更关注扩展过程的细节;虽然只是采用2点来确定裂纹前沿的形状,但较于形状不变的假设,能更真实地反映涡轮盘中裂纹扩展的情况。

值得注意的是,预测的构件剩余寿命与选取的裂纹扩展增量有很大关系。扩展增量越小,越能

够反应实际情况,但工作量也会随之增加。因此,在实际工程

应用中可以权衡二者之间的关系,而选取合适的裂纹扩展增量。

参考文献

- [1]宋迎东,陈伟,温卫东等.粉末冶金涡轮盘有限元应力分析[J].航空动力学报,1997,12(4):422-424.
- [2]魏大盛,王延荣.粉末冶金涡轮盘裂纹扩展寿命分析[J].推进技术,2008,29(6):753-758.
- [3]陈勇.含夹杂粉末高温合金涡轮盘裂纹扩展寿命研究[D].南京:南京航空航天大学博士论文,2003.
- [4]Lin X B, Smith R A. Finite element modeling of fatigue crack growth of surface cracked plates-Part I: The numerical technique [J]. Engineering Fracture Mechanics, 1999, 63: 503-522.
- [5]MSC Marc Volume A. Theory and User Information [Z]. Version 2005. MSC. Software Corporation, USA, 2005.
- [6]《中国航空材料手册》编辑委员会.中国航空材料手册[M].第2卷:变形高温合金铸造高温合金.北京:中国标准出版社,2001.
- [7]陶表福,候静泳,谢济洲. GH901合金的高低周复合疲劳及其累积损伤研究[J].航空材料学报,1999,10(增刊):35-43.
- [8]宋兆泓.航空燃气涡轮发动机强度设计[M].北京:北京航空学院出版社,1987.
- [9]中国航空研究院.应力强度因子手册[M].北京:科学出版社,1981.

(上接第34页) endwall at low and high freestream turbulence levels [J]. Journal of Turbo machinery, 2008, 130: 031007-1-031007-9.

[3]Gritsch M. Effect of Hole Geometry on the Thermal Performance of

Fan-Shaped Film Cooling Holes [J]. Journal of Turbo Machinery, 2005,127 (11):718-725.

[4]刘存良,朱惠人.收缩扩张形气膜冷却孔提高气膜冷却效率的机理研究[J].航空动力学报,2008,23(4):598-604.

[5]戴萍,林枫.气膜孔形状对冷却效率影响的数值研究[J].动力工程,2009,29(2):117-122.

[6]于锦禄,何立明,蒋永健,等.带横向缝槽的气膜冷却结构冷却性能数值研究[J].机械设计与制造,2008,3(3):128-130.