

文章编号:1000-8055(2011)12-2772-05

涡轮叶冠间隙流动特性实验

喻 雷, 常海萍

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 针对叶冠腔内有冷却气流的转子叶片叶冠, 通过改变主流雷诺数、前后孔出流比、叶尖间隙等参数得到静止状态下叶冠间隙流动的总压损失系数。实验结果表明: 增大主流雷诺数与前孔出流比, 叶冠总压损失系数增大; 减小叶尖间隙, 总压损失系数也增大, 小叶尖间隙下, 总压损失系数随主流雷诺数与前孔出流比增长更快, 而后孔出流比对叶冠总压损失系数影响不大。

关 键 词: 叶冠; 间隙流动; 雷诺数; 出流比; 总压损失系数

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Experiment of tip leakage flow characteristics in turbine shroud

YU Lei, CHANG Hai-ping

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

Abstract: For rotor shrouded blade with cooling air, the total pressure loss coefficient of tip leakage flow in stationary state was investigated in different mainstream Reynolds numbers, outflow ratio of the former and the latter holes, tip clearance at so on. The results show: (1) total pressure loss coefficient increases as mainstream Reynolds number and outflow ratio of the former hole increase; (2) total pressure loss coefficient also increases by reducing tip clearance, which increases faster with the mainstream Reynolds number and outflow ratio especially in small tip clearance; (3) outflow ratio of the latter hole has litter impact on total pressure loss coefficient.

Key words: shroud; tip clearance; Reynolds number; outflow ratio;
total pressure loss coefficient

航空发动机叶尖间隙的大小对于压气机和涡轮的效率有很大的影响, 为了减小叶尖间隙的漏气损失, 并提高叶片的抗振能力, 可以在涡轮叶片端部加装单独的叶冠。带冠叶片能较好地保持住叶片表面的压力, 减少通过叶尖间隙的泄漏量, 从而提高涡轮效率^[1]。了解并掌握叶冠间隙流场的流动特性才能更好地设计叶片叶冠结构, 达到提高涡轮效率的目的。

国内外学者对叶片端部的气动与冷却性能进行了大量的研究, 但大多局限于研究叶尖几何结构的优化或是带冠叶片的摩擦、振动特性等方面,

而专门针对叶冠间隙流动特性的研究开展得不多^[2-12]。本文对带冷却气流的涡轮叶片叶冠总压损失系数进行实验研究, 分析叶尖间隙、主流雷诺数、前后孔出流比对叶冠总压损失系数的影响, 为涡轮叶冠设计和优化提供参考。

1 实验装置

1.1 实验系统

图 1(a) 为一典型的带冷却气流的涡轮叶片叶冠, 为了能更贴近真实条件下的叶冠的流动与换热情况, 实验模型选取图 1(a) 所示的涡轮叶冠

收稿日期: 2011-01-07; 修订日期: 2011-05-11

作者简介: 喻雷(1985—), 男, 湖南长沙人, 博士生, 主要从事航空发动机流动与冷却方面的研究。

结构进行模化. 本文主要研究冷却气流对叶尖泄漏流的阻挡作用, 所以实验模型简化不考虑叶片通道主流与间隙流的相互作用. 由于叶冠的曲率不大并且具有周期性, 我们把叶冠实验模型简化为周期平板型, 取若干个周期进行研究(如图 1(b)).

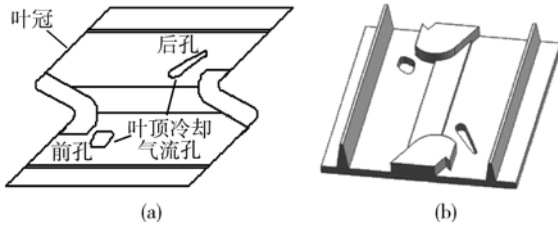


图 1 实验模型

Fig. 1 Experimental model

图 2 为实验系统图, 实验气流由压气机提供. 3 股气流按图中箭头方向流入实验设备, 流经实验件时分别模拟叶冠表面的间隙流及由叶片顶端流出的两股冷却流. 通过调节盖板的上下可以控制叶尖间隙, 流量可通过阀门进行调节然后用流量计(精度等级: $\pm 1\%$, 量程比: 10:1)测量, 压力测量采用 U 型管压力计(精度等级: $\pm 2.5\%$, 量程: 1~2000 Pa). 实验前对测量装置进行了校核标定.

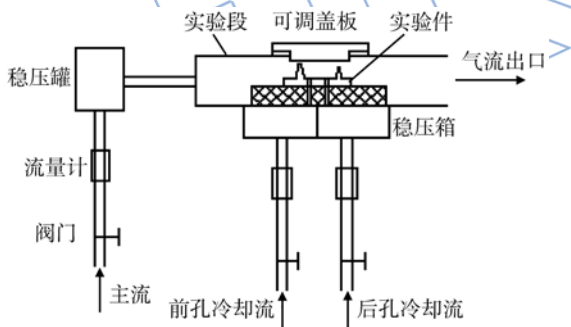


图 2 实验系统图

Fig. 2 Schematic of test system

1.2 实验件

图 3 为本次实验的叶冠实验件, 是将 3 个单独叶片叶冠装配后得到的, 即实验件具有 3 个叶冠周期. 主流模拟实际流动中的间隙流, 顺着主流的方向, 依次把两股冷却流定义为前孔冷却流和后孔冷却流. 叶冠压力面(即主流来流方向)有较高突肩而吸力面突肩较低, 两突肩中形成叶冠腔. 叶冠腔内前孔与后孔的位置如图 3 所示, 前后孔当量直径相同, 前孔形状较方而后孔狭长. 突台为叶冠装配所用.

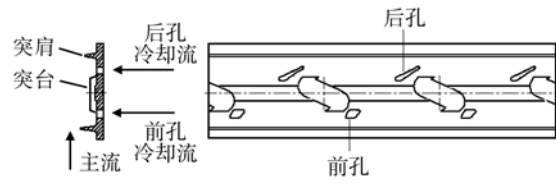


图 3 实验件

Fig. 3 Experiment package

2 实验工况与数据处理

实验研究叶冠间隙流动的总压损失系数, 影响总压损失系数的因素有主流雷诺数、前后孔出流比、叶尖间隙等. 为确定各个影响因素对总压损失系数的影响, 本次实验时采用先固定其他因素只变动其中一个影响因素的方法. 如先固定主流及前后孔出流比, 通过调整盖板调节叶尖间隙, 从而测得相同流动参数不同叶尖间隙下叶冠总压损失系数的变化情况.

主要参数定义如下:

主流雷诺数

$$Re = \frac{\rho_m u_m d}{\mu} \quad (1)$$

前孔出流比

$$M_f = \frac{\rho_f u_f}{\rho_m u_m} \quad (2)$$

后孔出流比

$$M_r = \frac{\rho_r u_r}{\rho_m u_m} \quad (3)$$

式中 ρ_m 为主流空气密度, u_m 为主流流速, d 为主流通道当量直径, μ 为空气的动力黏度. ρ_f 为前孔空气密度, u_f 为前孔流流速. ρ_r 为后孔空气密度, u_r 为后孔流流速.

叶尖间隙: τ/h

式中 τ 表示叶尖间距, 即实验件前突肩与盖板之间的距离, h 表示实验件前突肩的高度, 如图 4 所示.

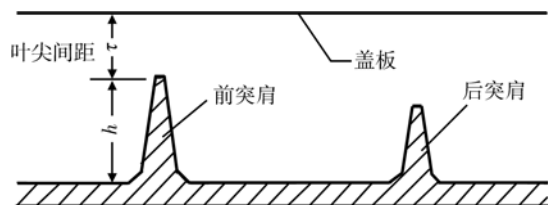


图 4 叶尖间隙示意图

Fig. 4 Schematic of tip clearance

总压损失系数

$$C_p = (p_{in}^* - p_{out}^*) / p_{in}^* \quad (4)$$

其中 p_{in}^* 为叶冠进口的总压(实验件前突肩前的

总压), p_{out}^* 为叶冠出口的总压(实验件后突肩后的总压)。

实验参数范围如下表 1 所示。

表 1 实验工况表
Table 1 Experimental conditions

Re	M_f	M_r	τ/h
1000~4000	5~150	3~40	11%, 22%, 44%

3 实验结果分析

3.1 主流雷诺数对总压损失系数的影响

图 5 给出了不同叶尖间隙、前孔出流比和后孔出流比下总压损失系数 C_p 随主流雷诺数 Re 的变化曲线图。图 5(a) 中各曲线为固定前后孔出流比变动叶尖间隙时 C_p 随 Re 的变化曲线, 图 5(b) 中各曲线为固定叶尖间隙和后孔出流比变动前孔出流比时 C_p 随 Re 的变化曲线, 而图 5(c) 中各曲线为固定叶尖间隙和前孔出流比变动后孔出流比时 C_p 随 Re 的变化曲线。

从图 5 可以看出 $\tau/h, M_f, M_r$ 一定时, 总压损失系数随主流雷诺数 Re 增大而增大, 主流流过叶冠间隙通道时, 主要存在由于流体黏性引起的沿

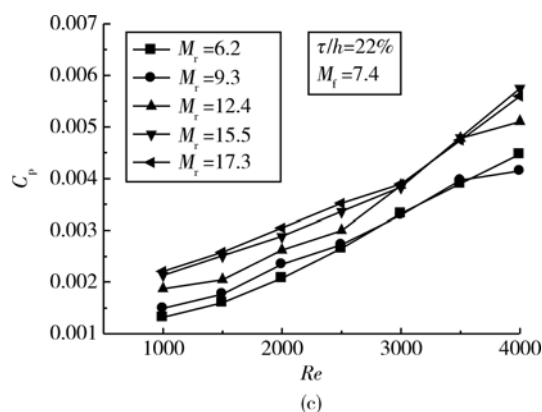


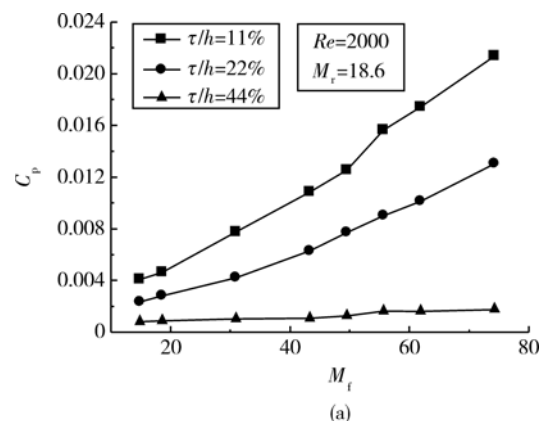
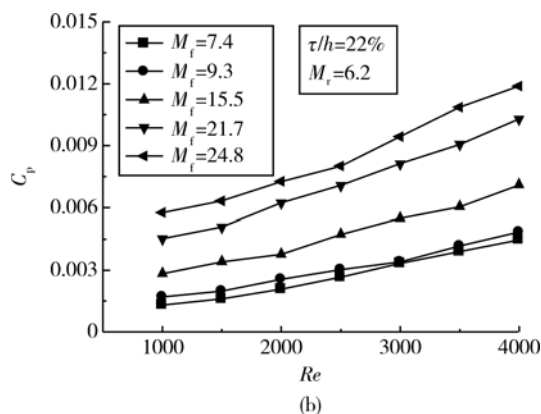
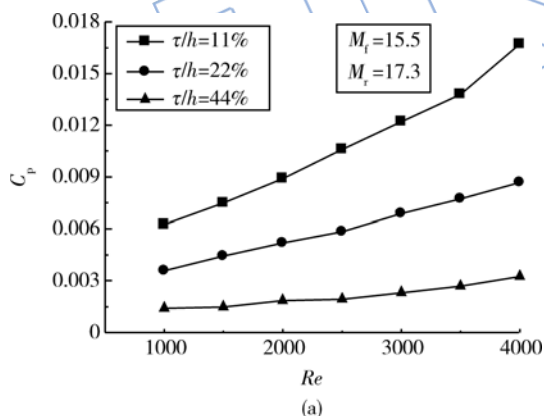
图 5 总压损失系数随主流雷诺数变化曲线

Fig. 5 Variation of C_p with Reynolds number

程摩擦阻力损失以及各种局部阻力损失。而本次研究中局部损失远大于沿程摩擦阻力损失, 是主要损失。局部损失的产生是由于叶冠间隙通道突缩与突扩, 局部会有涡流产生以及主流与两股冷却气流发生剧烈掺混。随着主流雷诺数增大, 湍流程度增大, 并且与冷却气流掺混也越剧烈, 即各种局部损失都会增大, 从而总压损失系数增大。

3.2 前孔出流比对总压损失系数的影响

图 6 为总压损失系数随前孔出流比的变化曲线图。同样从图 6 可以看到在 $\tau/h, Re, M_r$ 一定时, C_p 随前孔出流比 M_f 增大而增大。分析原因: 一方面前孔冷却流在前突肩后与主流汇合, 相互扰动产生涡流; 另一方面, 前孔流体方向垂直于主流流动方向, 在向叶冠间隙通道后部流动过程中会有转向。当前孔出流比增大时, 由涡流和转向等原因产生的局部损失都将增大, 因而总压损失系数增大。通过以上分析可知前孔流量增大时会导致间隙流动的流阻增加, 从而可以减小间隙流量。



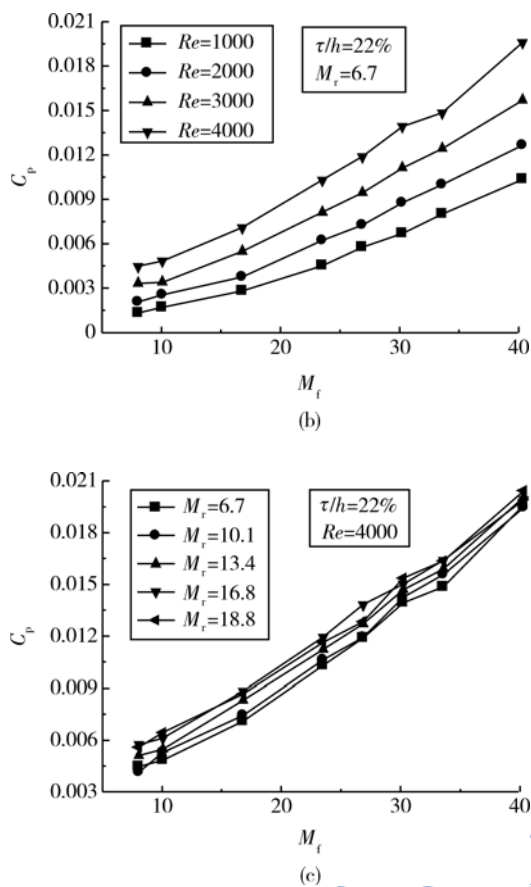


图 6 总压损失系数随前孔出流比变化曲线

Fig. 6 Variation of C_p with outflow ratio of the former hole

3.3 后孔出流比对总压损失系数的影响

从图 7 可以看出,在叶尖间隙、主流雷诺数和前孔出流比不变时,总压损失系数随后孔出流比基本无变化。这是由于后孔出流比相比前孔出流比小,且后孔位于叶冠腔后部,形状窄长,所以后孔流的扰动作用不明显,流动损失不大,因而后孔出流比的增加对流动损失基本无影响。由本次实验结果可知,位于叶冠腔后部的后孔流对减少间隙流流量的贡献不大。

3.4 叶尖间隙对总压损失系数的影响

从图 5~图 7 中还可以看出,随着叶尖间隙 τ/h 减小,叶冠总压损失系数增大,这是由于叶尖间隙的减小会造成各种阻力损失的增加。叶尖间隙减小、主流流速增大,将使剪切力增大,从而导致摩擦阻力损失增加;另外间隙减小及流速的增大还将造成叶冠腔内更剧烈的掺混,从而引起各种局部损失的增加。图 5 和图 6 中还可以看到相比大叶尖间隙,在小叶尖间隙下,随着主流雷诺数

和前孔出流比的增加, C_p 增长越快。这是因为相同主流雷诺数和前孔出流比下,局部损失在小间隙下增长更快,所以小间隙下总压损失系数增长快。

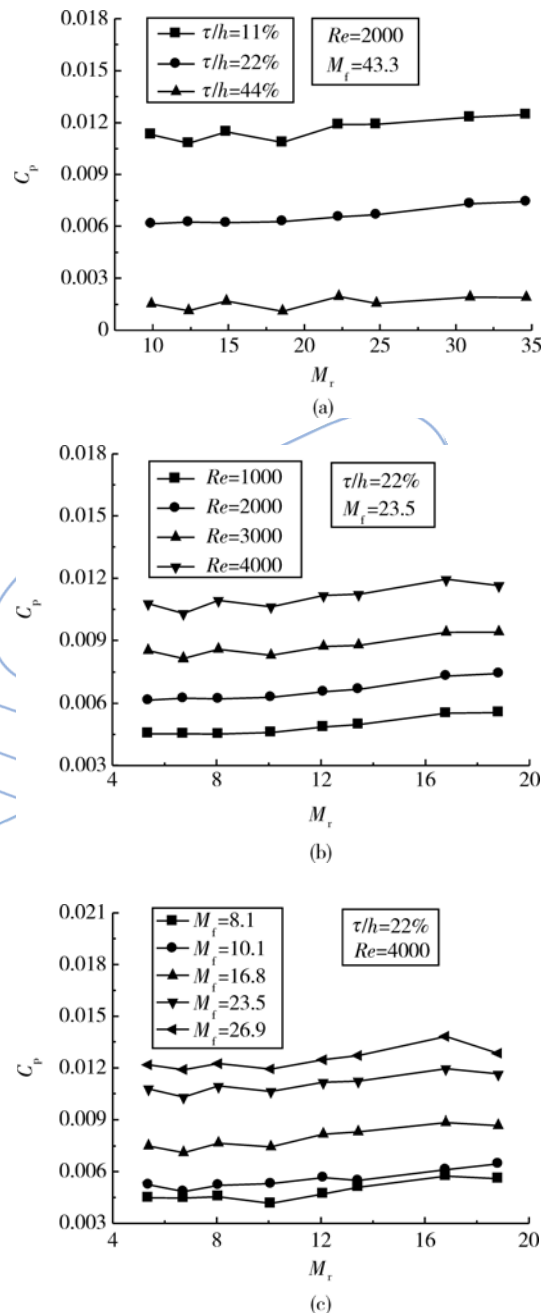


图 7 总压损失系数随后孔出流比变化曲线

Fig. 7 Variation of C_p with outflow ratio of the latter hole

由叶尖间隙减小总压损失系数增大可知,叶尖间隙减小时间隙泄漏流量会减少,但由实验结果可看出,叶尖间隙对泄漏流的减小效果不如前孔冷却流的效果显著。

4 结 论

通过本次实验,得到了叶尖间隙、主流雷诺数、前孔出流比及后孔出流比对叶冠总压损失系数的影响,结果表明:

1) 随着主流雷诺数增大,总压损失系数不断增大。

2) 总压损失系数随前孔出流比增大而增大,随后孔出流比基本无变化。

3) 随着叶尖间隙 τ/h 的减小,总压损失系数增大,且小间隙下总压损失系数随主流雷诺数和前孔出流比增长较快。

参考文献:

- [1] 毛佳妮,曹紫胤. 抑制叶顶间隙泄漏的叶轮机械叶片的流场模拟[J]. 热能动力工程, 2009, 24(2): 154-157.
MAO Jiani, CAO Ziyin. Flow field simulation of turbomachine blades with their tip clearance leakage being suppressed[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy & Power, 2009, 24(2): 154-157. (in Chinese)
- [2] 邵锦文,张振家,袁宁,等. 航空发动机涡轮叶尖间隙损失的统计设计[J]. 推进技术, 2003, 24(2): 122-124.
SHAO Jinwen, ZHANG Zhenjia, YUAN Ning, et al. Statistical design for turbine blades tip clearance loss analysis [J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(2): 122-124. (in Chinese)
- [3] Storer J A, Cumpsty N A. Tip leakage flow in axial compressor[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1991, 113(2): 252-259.
- [4] Kang S, Hitch C. Tip leakage flow in linear compressor cascade[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1994, 116(4): 657-664.
- [5] 熊宇飞. 航空发动机转子叶尖间隙测量[J]. 测控技术, 2004, 23(1): 5-7.
XIONG Yufei. Rotor tip-clearance measurement in aero-engine[J]. Measurement & Control Technology, 2004, 23(1): 5-7. (in Chinese)
- [6] 李伟,乔渭阳,许开富,等. 雷诺数对涡轮叶尖流场影响的数值研究[J]. 推进技术, 2007, 28(4): 388-393.
LI Wei, QIAO Weiyang, XU Kaifu, et al. Numerical simulation for effects of Reynolds numbers on tip leakage flows in turbine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(4): 388-393. (in Chinese)
- [7] 邵卫卫,季路成,程荣辉,等. 叶尖泄露掺混损失影响因素分析[J]. 航空动力学报, 2007, 22(10): 1722-1729.
SHAO Weiwei, JI Lucheng, CHENG Ronghui, et al. Analysis of influential factors to tip leakage mixing loss[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(10): 1722-1729. (in Chinese)
- [8] 潘炳华,王治国,杨军. 高压涡轮转子叶片端面的流动与换热特性研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2009, 22(2): 30-33.
PAN Binghua, WANG Zhiguo, YANG Jun. Studies of flow and heat transfer characteristic on the HPT blade tip[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2009, 22(2): 30-33. (in Chinese)
- [9] 牛冬生,陈伟,漆文凯. 涡轮叶尖间隙计算实现方法与结果分析[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2004, 17(4): 31-34.
NIU Dongsheng, CHEN Wei, QI Wenkai. Calculation program for turbine tip clearance and result analysis[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2004, 17(4): 31-34. (in Chinese)
- [10] 苏生,胡捷,刘建军,等. 复杂空冷叶片换热特性研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2008, 21(3): 26-31.
SU Sheng, HU Jie, LIU Jianjun, et al. Calculations of heat transfer in an air-cooled blade[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2008, 21(3): 26-31. (in Chinese)
- [11] 乔渭阳,罗华玲,许开富. 涡轮叶尖间隙损失模型的分析研究[J]. 机械设计与制造, 2006(10): 180-182.
QIAO Weiyang, LUO Hualing, XU Kaifu. Numerical analysis of the turbine tip clearance loss model[J]. Machinery Design & Manufacture, 2006(10): 180-182. (in Chinese)
- [12] 李伟,乔渭阳,许开富. 涡轮叶尖间隙泄漏流动主动控制数值模拟[J]. 航空动力学报, 2008, 23(7): 1260-1264.
LI Wei, QIAO Weiyang, XU Kaifu. Numerical simulation of active control on tip leakage flow in axial turbine[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(7): 1260-1264. (in Chinese)