

文章编号:1000-8055(2012)05-1022-07

不同叶尖间隙下的涡轮转子出口 三维流场测量

熊 兵^{1,2}, 万钊君¹, 石小江¹, 陈洪敏¹, 马宏伟³

(1. 中国航空工业集团公司 燃气涡轮研究院, 四川 江油 621703;

2. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

3. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 采用圆锥四孔高频压力探针测量了某涡轮不同叶尖间隙下转子出口的三维时均流场。结果表明转子出口参数均呈现明显的周期特性。叶尖间隙对转子出口流动品质有较大影响;间隙大时,泄漏流显著,对应的机匣二次流动较弱;间隙小时,机匣附近的二次流动较强。泄漏流区域的速度低,对应的相对总压小,损失大;泄漏流导致气流亏转,对应的静压高,膨胀程度小于主流,增大间隙,膨胀比变小,涡轮做功能力下降。

关 键 词: 涡轮; 转子出口; 三维流动; 叶尖间隙; 泄漏流

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Measurements of three-dimensional flow field at exit of a turbine rotor passage in different tip clearances

XIONG Bing^{1,2}, WAN Qian-jun¹, SHI Xiao-jiang¹,
CHEN Hong-min¹, MA Hong-wei³(1. Gas Turbine Establishment, Aviation Industry Corporation of China,
Jiangyou Sichuan 621703, China;2. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;3. School of Jet Propulsion,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The time-resolved flow field downstream of a turbine rotor with different tip clearances was measured using a fast-response four-hole pressure probe. The results show that the flow is obviously periodic due to the rotor. It also indicates that the tip leakage flow has profound effects on the flow field. With bigger tip clearance, the leakage flow is relatively stronger and the secondary flow near the casing wall is weaker. When the tip gap is smaller, the secondary flow near the casing wall becomes stronger. The velocity in the leakage flow region is very low and the loss is high, which leads to substantial flow blockage. The flow under-turning due to the leakage flow is also clearly seen in the measurements. The static pressure in the leakage flow is higher than that in the main flow. The work done by the rotor with bigger tip clearance is lower than that with smaller tip clearance.

Key words: turbine; the rotor outlet; 3-D (three-dimensional) flow; tip clearance; leakage flow

收稿日期: 2011-12-15; **网络出版地址:** www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120525.1516.201205.1022_010.html

作者简介: 熊兵(1975-),男,四川渠县人,高级工程师,博士生,主要从事航空发动机特种测试技术工作。

随着航空推进系统向高推质比方向的发展,要求涡轮部件具有更高的负荷和效率.现代航空发动机的发展已达到很高的技术水平,先进的气动设计与试验方法使发动机的涡轮效率达到90%以上.目前,涡轮的气动设计技术已相当成熟,再要通过改善气动设计来提高发动机效率是很困难的,目前一个重要的途径就是追求最佳的径向叶尖间隙.发动机叶尖径向间隙是指发动机各级转子叶片叶尖与发动机机匣之间的距离.航空发动机叶尖间隙的大小对涡轮的效率有很大的影响,据实测,叶尖间隙每增加叶高的1%,会引起涡轮效率降低约0.8%~1.2%,使双转子涡轮风扇发动机的耗油率增加约2%,涡轮轴发动机的耗油率增加约1.5%^[1].由于叶尖间隙的存在而形成的叶尖泄漏流对涡轮的流场结构、能量传递有着重要的影响^[2-4].为了揭示涡轮转子内的流动结构,国外在涡轮转子出口开展了大量的试验研究工作^[5-11],国内开展的试验测试工作相对较少^[4,12],对于不同叶尖间隙下的涡轮转子出口流场试验研究更是少见.国内很少将有效的流场精细测试技术运用于涡轮研制的工程实践中,对叶轮机械内部复杂的流动现象掌握不够,这与目前追求卓越的设计、流动计算和性能改进的迫切需求不相适应.

本文利用位移机构移动圆锥四孔高频压力探针测量了某型涡轮在不同叶尖间隙下的转子出口三维流场,试验中利用同步锁相技术进行数据采集,采用等相位平均法进行原始数据处理^[13],通过插值算法对探针压力数据进行处理,得到了转子出口马赫数、偏转角、俯仰角、总压、静压、速度等流场参数,获得了明显的转子出口流场特性,分析了转子出口的时均流动规律,为设计者提供了丰富的转子出口流场信息,实现了小型高频探针技术在零部件试验中的工程应用,为此型涡轮的改进设计提供了技术支持.

1 测量手段及测量安排

压力探针利用其探头表面压力分布随来流参数发生有规律的变化这一气动特性,在探头表面的适当位置设计测压孔,试验时根据测量压力和试验前的校准曲线计算出被测流场的各项参数.本次三维流动测量采用圆锥四孔压力探针,其结构原理图及方向角定义如图1所示,其尺寸直径为 $\phi 6$ mm,测量不确定度优于3%.

动态测试系统的组成如图2所示,探针的移

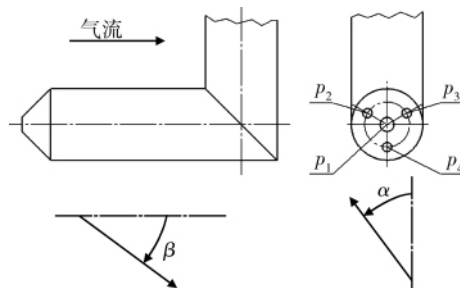


图1 偏转角、俯仰角方向定义

Fig. 1 Definition of yaw and pitch angle

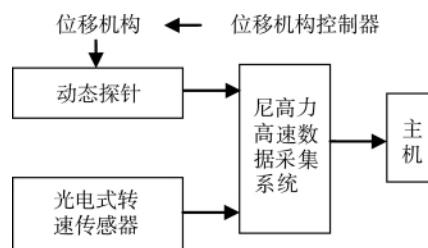


图2 动态测试系统组成

Fig. 2 Composing of dynamic measurement system

动和定位采用 Rotadata 两坐标位移机构实现.涡轮转子每转一圈,光电式转速传感器发出一个脉冲信号,与探针测量的压力信号一并按入尼高力高速数采系统,用于等相位平均.

数采系统带通频率设为125 kHz,采样率设为500 kHz,保证每个通道采50点以上.采用等相位平均技术,取近3个叶片槽道的测量数据,平均次数64遍.

试验件为单级高压涡轮,动叶73片.测量截面距转子尾缘的距离约1.3倍弦长.叶根到叶尖共分20站测量,站间径向间距为4.5%叶高.为了防止来流角度超出探针的测量范围,探针的安装位置与发动机轴线方向有15.7°的偏转角.通过改变机匣涂层厚度调整转子叶尖间隙,进行了两次试验,叶尖间隙 τ 分别为2.99%叶高和0.88%叶高.

2 测量结果及分析

本文选取折合转速 $n=0.7$ 的试验状态截取周向3个栅距的数据进行分析.

2.1 马赫数分布

图3为涡轮转子出口马赫数分布图,可以比较清楚地看到转子出口流场结构,包括尾迹、叶根的通道涡、叶尖的泄漏涡,它们都对低马赫数区.

从图3(a)中可以看到,对于大间隙情况,叶

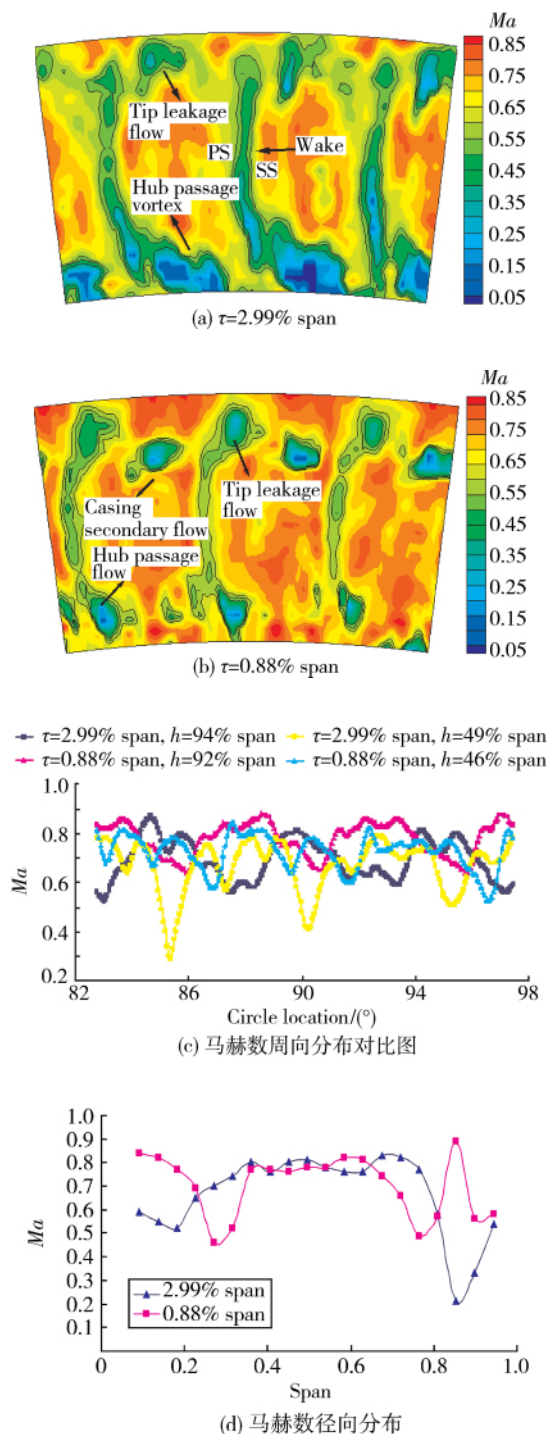


图 3 涡轮转子出口马赫数分布

Fig. 3 Distribution of Mach number at exit of the turbine rotor

顶附近的泄漏流导致的低速区域的范围较大,而且泄漏流区域远离尾迹区域.在叶根处通道涡很显著,这是因为叶顶间隙大,叶片顶部的负荷相对变小,使得叶根处的负荷相对变大,进而使得通道涡比较明显.另外,由于叶顶间隙较大,叶顶机匣附近的通道内的横向压力梯度较小,所以看不到机匣通道涡的痕迹.而对于图 3(b)的小间隙情

况,机匣附近通道内的横向压力梯度较大,因此可以观察到显著的机匣二次流形成的低速区.其泄漏流的范围较小,而且很靠近尾迹,同时相比大间隙情况,叶根处的通道涡较弱.

从图 3(c)看出间隙 τ 为 2.99% 叶高时,测量站高度 h 为 94% 叶高时泄漏诱导位置马赫数出现极大值,对应叶中测量占 49% 叶高的尾迹处马赫数出现极小值.

图 3(d)为周向平均后的马赫数分布,从图中可以看到在叶尖处, $\tau=2.99\%$ span 对应的平均马赫数小于小尖间隙情况,这表明间隙大对应于较大的流动堵塞,使得通道的流通能力下降.

2.2 气流角分布

图 4 为涡轮转子出口气流偏转角 α 分布图,从图中可以看到尾迹区域的绝对气流角较小,这是因为尾迹区域的相对速度很低,根据速度三角形即可得到其绝对气流角度小于主流区域的对应值.对于叶尖间隙 $\tau=2.99\%$ 的情况,从图 4(a)中

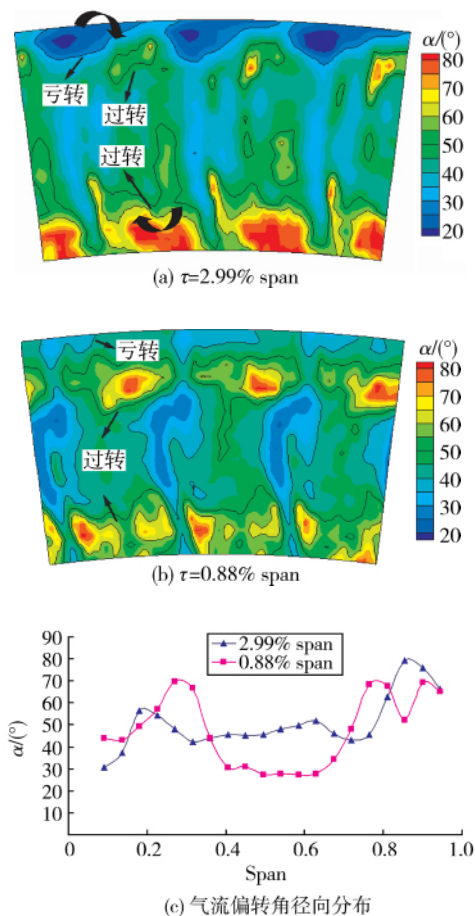


图 4 涡轮转子出口气流偏转角分布

Fig. 4 Distribution of yaw angle at exit of the turbine rotor

这是由于泄漏流导致的亏转引起的,可以看到在叶顶附近可以看到大范围的亏转区域,在亏转区域的右下侧,存在偏转角较大的区域,对应于叶尖泄漏流造成的过转.叶片根部角区和通道内靠近轮毂位置的偏转角大,是由叶根通道涡造成的过转.

对于图4(b)小间隙情况,泄漏很弱,因此泄漏流对应的亏转区域较小.在通道内部,靠近机匣和轮毂处由于通道涡的影响,可以看到显著的过转区域.

图4(c)为周向平均的绝对气流偏转角的径向分布,可以看到大间隙情况在叶顶附近造成的气流亏转显著大于小间隙,对于两种情况都可以在叶根处看到气流的过转,对应于叶根的通道涡.

图5是涡轮转子出口气流俯仰角 β 分布,从图5(a)中可以看到在尾迹附近以及叶顶泄漏流附近的俯仰角较大.在尾迹处,由于其绝对周向速度较小,因而在离心力的作用下其径向流动比较显著,因而导致其俯仰角较大.对于 $\tau=2.99\%$ 的情况,由于其间隙较大,对应的泄漏流比较显著,由于泄漏流对应的径向流动比较显著,因而导致对应区域的俯仰角大,而且范围较大,如图中等值线内的区域.而对于图5(b)小间隙情况,泄漏较弱,因此对应的俯仰角度大的区域较小.

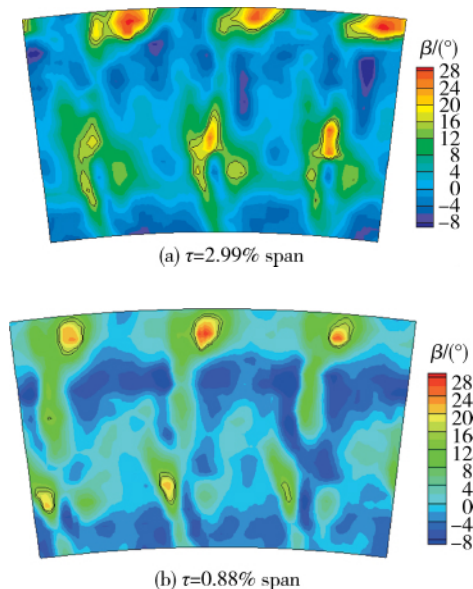


图5 涡轮转子出口气流俯仰角分布
Fig. 5 Distribution of pitch angle at exit of the turbine rotor

2.3 压力分布

图6是涡轮转子出口相对总压(p_{tot})分布.

图6(a)是大间隙情况.图中的等值线为图3中的马赫数分布图中的等值线.从图中可以看到相对总压低的区域和马赫数低的区域是一致的.在泄漏流区域、尾迹区域以及叶根通道涡区域对应的相对总压较小,主通道内的相对总压高.

图6(b)为小间隙情况,其分布和马赫数分布类似,泄漏较弱,对应的低相对总压区域较小,更靠近尾迹.

图6(c)为平均相对总压的径向分布,可以看到在叶顶处,由于大间隙情况的泄漏较强,对应的损失较大,其相对总压低于小间隙情况.

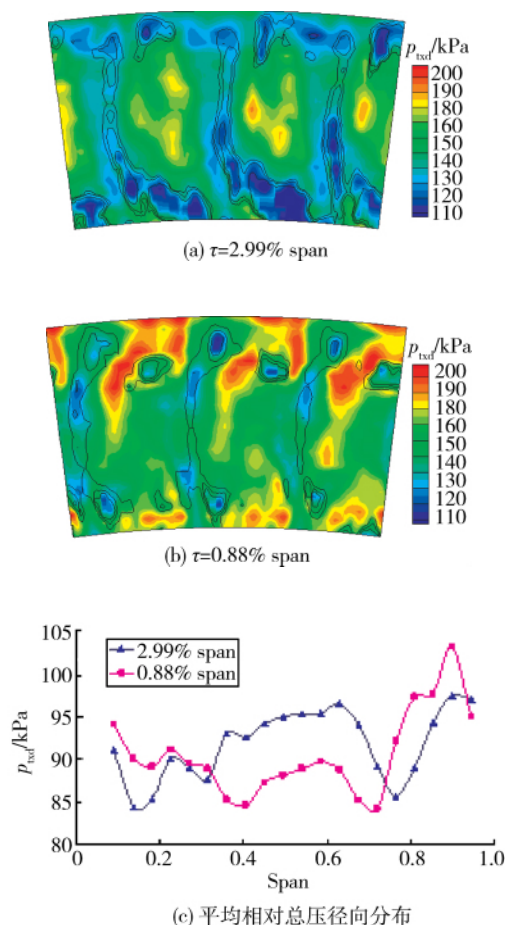


图6 涡轮转子出口相对总压分布

Fig. 6 Distribution of relative total pressure at exit of the turbine rotor

图7是涡轮转子出口静压系数分布, $C_{p_s} = p_s / (0.5 \rho U_t^2)$,其中 p_s 为转子出口静压(表压), ρ 为空气密度, U_t 为叶尖切线速度.从图7(a)中可以清楚地看到在尾迹及叶根角区,静压比主流道内的高,还可以看到泄漏流区域的静压较高,这是因为泄漏流相比主流经历的膨胀程度较小,因而静压较高.对于小间隙情况,由于泄漏较弱,泄漏

流对应的高静压区较小,和尾迹融合在一起。机匣附近的通道涡和叶根附近的通道涡对应的静压较高,这与大间隙情况类似。

图 7(c)为周向平均静压系数的径向分布,可以看到在叶尖处,大间隙对应的静压高于小间隙情况,这是因为大间隙对应的泄漏流强,而泄漏流部分的静压高,因此其平均静压高于小间隙情况。这也表明,间隙越大,泄漏流越强,对应的膨胀比越小,对涡轮轮输出功不利。

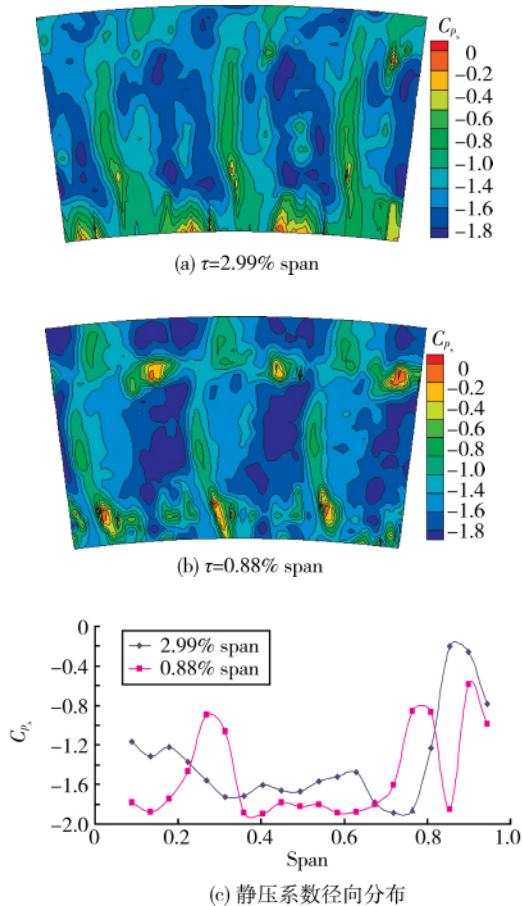


图 7 涡轮转子出口静压系数分布

Fig. 7 Distribution of static pressure coefficient at exit of the turbine rotor

2.4 速度分布

图 8 为涡轮转子出口轴向速度系数分布, $C_{V_z} = V_z/U_t$, 其中 V_z 为轴向速度。轴向速度系数分布与马赫数分布类似。图 8(c)的叶中位置表明尾迹切割明显。

图 9 为涡轮转子出口二次速度矢量图,二次速度的定义为当地速度减去中间叶高位置的平均速度;从图 9(a)的流线可以看到明显的叶尖泄漏涡以及由于泄漏流动导致的径向流动,泄漏涡的

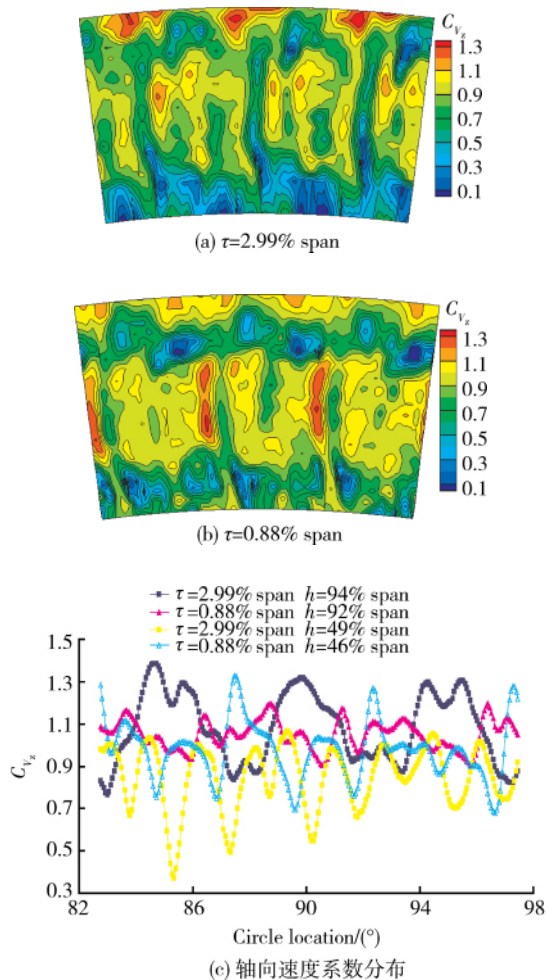


图 8 涡轮转子出口轴向速度系数分布

Fig. 8 Distribution of axial velocity coefficient at exit of the turbine rotor

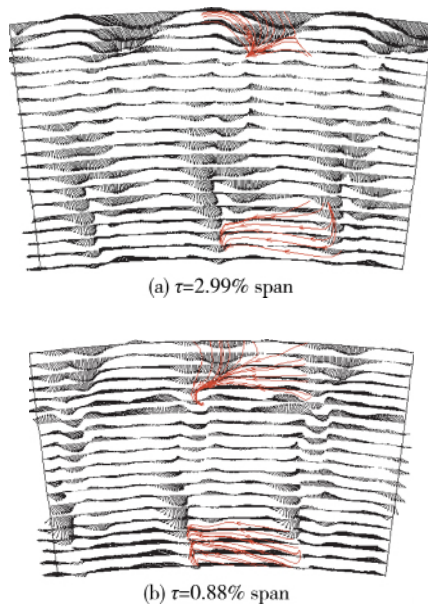


图 9 涡轮转子出口二次速度矢量分布

Fig. 9 Distribution of secondary velocity vectors at exit of the turbine rotor

影响区域几乎占据一个栅距;由于径向测量站数较少,且离转子出口较远,从图 9(a)中看不到旋转的通道涡,但是流道内的从压力面到吸力面的横向流动明显.图 9(b)由于叶尖间隙较小,由叶尖泄漏流导致的径向流动减弱,由于径向网格(测量站数)较稀,从流线看不到明显的叶尖泄漏涡;除了叶尖和尾迹的径向流动外,通道内都是从压力面到吸力面的横向流动.

2.5 涡量分布

轴向涡量分布见图 10,定义轴向涡量 $W_z = \partial V_r / \partial t - \partial V_t / \partial r$, V_r 径向速度, V_t 切向速度,用公式 $C_{W_z} = W_z \times R / U_t$ 进行无量纲化, R 为机匣半径, U_t 为叶尖切线速度.

从图 10 中可以看到,对于大间隙情况,涡量主要集中在尾迹附近、叶根角区以及泄漏流区域.在尾迹附近的两侧,有显著的集中涡量.在靠近机匣处泄漏流区域有正的集中涡量,而在叶根通道中,由于通道涡较强,可以看到显著的负集中涡量,以及通道涡对应的诱导涡的正集中涡量.而对于小间隙情况,泄漏流较弱,而且叶根通道处的通道涡不显著,因此主要的集中涡量都在尾迹附近.

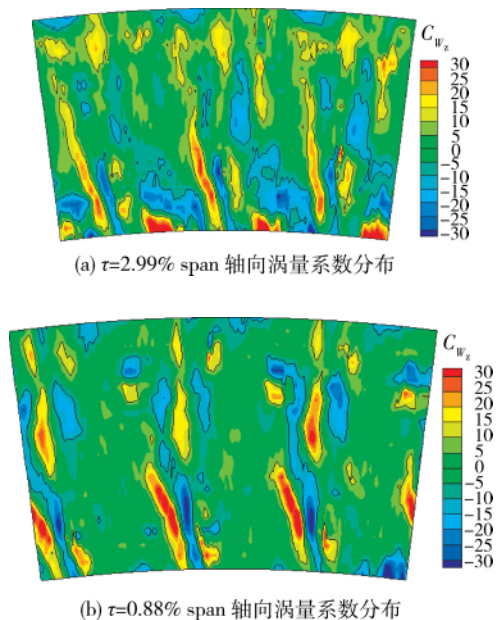


图 10 涡轮转子出口涡量系数分布

Fig. 10 Distribution of vorticity at exit of the turbine rotor

3 结 论

本文利用圆柱锥头四孔动态探针针对某高压涡轮不同叶尖间隙下的转子出口动态参数进行了测

量,测量结果反映了明显的转子出口流动特征,由试验结果显示:

- 1) 较大的叶尖间隙对叶尖通道流动造成的影响更大,在 2.99% 叶尖间隙下,泄漏涡的影响区域几乎占据一个栅距;在 0.88% 叶尖间隙下,泄漏涡影响区域较小,泄漏涡的位置靠近吸力面.
- 2) 叶尖泄漏涡、角涡、尾迹是造成低流通、高损失的主要因素,造成出口的低马赫数以及低速区域;
- 3) 间隙大时,泄漏流显著,靠近叶顶处的叶片负荷较小,对应的机匣二次流动较弱;间隙小,对应的负荷较高,机匣附近的二次流动较强.
- 4) 泄漏流区域的速度低,相对总压低,对应的相对总压小,损失大.
- 5) 泄漏流导致气流亏转,泄漏流部分对应的静压高,膨胀程度小于主流,间隙大时,膨胀比变小,涡轮做功能力下降.

参考文献:

- [1] Hennecke D K, Trappmann K. Turbine tip clearance control in gas turbine engines [R]. NASA N83-29254, 1983.
- [2] Chaluvadi V S P, Kalfas A I, Hodson H P. Vortex transport and blade interactions in high pressure turbines [R]. ASME GT 2003-38389, 2003.
- [3] Schlienger J, Kalfas A I, Abhari R S. Vortex-wake-blade interaction in a shrouded axial turbine [R]. ASME 2004-GT-53915, 2004.
- [4] 慕蕾. 涡轮端区非定常相互作用机理及流动控制技术探讨 [D]. 北京: 北京航空航天大学, 2004.
QI Lei. Investigations of unsteady interaction mechanism and flow control in the turbine end-wall regions [D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004. (in Chinese)
- [5] Mansour M, Chokani N, Kalfas A L, et al. Impact of time-resolved entropy measurement on a one-and-one-half-stage axial turbine performance [R]. ASME Paper 2008-GT-50807, 2008.
- [6] Yamamoto A. Production and development of secondary flows and losses in two types of straight turbine cascades [J]. Journal of Turbomachinery, 1987, 109(2): 186-193.
- [7] Wang H P, Olson S J, Goldstein R J, et al. Flow visualization in a linear turbine cascade of high performance turbine blades [J]. Journal of Turbomachinery, 1997, 119(1): 1-8.
- [8] Trerml K M, Lawless P B. Particle image velocimetry of vane-rotor interaction in a turbine stage [R]. AIAA-98-3599, 1998.
- [9] Kind R J, Serjak P J, Abbott M W P, et al. Measurements and prediction of the effects of surface roughness on profile losses and deviation in a turbine cascade [R]. ASME Paper 96-GT-203, 1996.

- [10] Ristic D, Lakshminarayana B, Chu S. Three dimensional flow field downstream of an axial flow turbine rotor[R]. AIAA-98-3572, 1998.
- [11] Miller R J, Moss R W, Ainsworth R W, et al. The development of turbine exit flow in a swan-necked inter-stage diffuser[R]. ASME 2003 GT-38174, 2003: 863-875.
- [12] 綦蕾, 邹正平, 刘火星, 等. 高负荷涡轮端区非定常流动相互作用研究[J]. 航空学报, 2009, 30(4): 584-596.
QI Lei, ZOU Zhengping, LIU Huoxing, et al. Unsteady flow interaction in endwall regions of high-loaded turbine stage[J]. Acta Aeronautics et Astronautics Sinica, 2009, 30(4): 584-596. (in Chinese)
- [13] 马宏伟, 蒋浩康, 董玉玺. 单转子轴流压气机不同状态下进出口三维时均流场[J]. 航空动力学报, 2000, 15(2): 119-123.
MA Hongwei, JIANG Haokang, DONG Yuxi. Three-dimensional mean flow field at both inlet and exit of an isolated axial compressor rotor passage in different conditions [J]. Journal of Aerospace Power, 2000, 15(2): 119-123. (in Chinese)