

文章编号: 1000-8055(2007)11-1874-05

不同顶部间隙对跨声风扇转子的影响分析

刘建勇, 袁 巍, 周 盛, 陆亚钧

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院

航空发动机气动热力重点实验室, 北京 100083)

摘 要: 为研究跨声压气机叶尖间隙流动对性能影响的特征, 数值计算了某高负荷跨声风扇转子在 5 种等高间隙和两种阶梯间隙结构下的性能. 通过对总体性能参数和叶尖区静压、周向速度、熵等细节参数的分析, 认为叶尖前段间隙流比后段间隙流对压气机性能的影响更大. 其中, 涡波干涉对于前段间隙流带来的危害尤为重要. 比较阶梯间隙的计算结果, 验证了这一推断.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 跨声压气机; 叶尖间隙; 涡波干涉

中图分类号: V211. 15

文献标识码: A

Analysis for influence of different tip clearance on transonic fan rotor

LIU Jian-yong, YUAN Wei, ZHOU Sheng, LU Ya-jun

(National Key Laboratory on Aero-Engines, School of Jet Propulsion,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: In order to study the influence of tip clearance flow on the performance of a transonic compressor, a high-load transonic fan's rotor with five constant width clearances and two step-clearances were numerically simulated. After analysis of the overall performance parameters and the detailed flow parameters including the static pressure, circumferential velocity and entropy, it is concluded that the front part clearance flow has greater influence on the compressor than the back part clearance flow. In particular, the vortex-shock interference may worsen the front part clearance flow, as demonstrated by comparing the simulation of two step-clearances.

Key words: aerospace propulsion system; transonic compressor; tip clearance; vortex-shock interference

为满足航空发动机高推重比的要求, 压气机正向高的级压比、低展弦比方向发展. 而这必然导致压气机内二次流动加剧, 气流更易分离, 从而使得压气机的等熵效率和稳定裕度下降. 众多研究表明, 叶尖间隙附近是压气机内流动最复杂、损失最严重的区域, 也是主要的发生失速的起源位置.

近几十年来, 人们对风扇和压气机的间隙流动进行了很多详细研究. 总体上, 叶尖间隙带来的

副作用主要体现在以下三方面: (1) 泄漏流与主流掺混形成泄漏涡, 演变成为低能堵塞团^[1-2]; (2) 泄漏流与激波的相互作用, 即涡波干涉^[3-4]; (3) 泄漏流与机匣壁面附面层的相互影响^[5-6]. 除此之外, 泄漏流的影响是多方面的. 祁明旭等人^[7]认为, 叶尖间隙流动会对叶排通道涡产生较大影响: 当间隙较小或间隙靠近叶顶前缘时, 间隙流不能破坏顶部通道涡的整体性, 仅将通道涡的位置进行迁

收稿日期: 2006-11-15; 修订日期: 2007-01-23

基金项目: 国家自然科学基金(50476003)

作者简介: 刘建勇(1981-), 男, 湖南临湘人, 博士生, 主要从事叶轮机气动热力学研究.

移;当间隙较大时,间隙流将顶部通道涡拆分成两个独立的涡区,并分别将这两个涡区向压力面和叶中展向推移。Brandt Holger 等人^[5]的研究表明,壁面附面层变厚会使得间隙涡的卷起点向叶片前缘移动,间隙涡的强度更大,影响区域也向叶片通道扩展。

由于间隙流动的复杂性,人们研究了各种方法来控制它。基于对间隙流动的研究和分析,人们发展了不同结构的处理机匣和抽吸气等方法,都得到了不错的效果。但由于对间隙流动的特点的认识不同,这些方法所产生的效果相差较大。因此,有必要深入研究叶尖间隙流动的规律。本文在五种等高间隙和两种阶梯状间隙情况下,对某高负荷跨声风扇的转子进行了定常数值模拟,并对分析了其流场结构的变化。

1 数值方案

数值模拟采用 NUMECA 公司的 FINE™/TURBO 程序,对三维定常雷诺平均 N-S 方程求解,采用中心差分格式,湍流模型选择 Spalart-Allmaras 一方程模型。进口边界给定总压、总温和气流角,出口给定中径处的背压,其它叶高的背压由径向平衡方程计算得出。固壁为绝热、无滑移边界条件。

本文选定的计算对象为一台高负荷单级跨声风扇的转子,设计转速为 21 500 r/min。叶片数为 14。该单级风扇设计工况下的流量为 25.0 kg/s,总压比为 2.2,绝热效率为 88%。

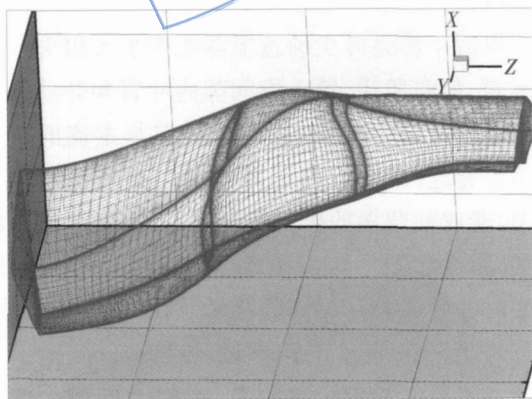


图 1 计算域和通道 H 网格

Fig. 1 Computing domain and H-type grid

计算域如图 1 所示,通道内计算网格为 H 型,网格数为 $53 \times 40 \times 129$ 。动叶顶部间隙网格为蝶型,内网格数为 $17 \times 10 \times 65$,外围网格数为 $18 \times 10 \times 161$ 。为方便比较,各种间隙值的计算都给定相同边界条件和相同网格划分。

2 计算结果与分析

2.1 等高间隙结果分析

为分析叶尖间隙大小对压气机的影响,分别选取了顶部间隙高度为 0, 0.1, 0.2, 0.3, 0.4 mm, 计算压气机内流场和总体性能的变化。前节已指出,为方便比较,这五种计算所选网格布局都一致,进口均为大气条件,出口给定叶中半径处的静压。

图 2 描述了设计工况下 5 种间隙计算得到的效率、压比和流量变化趋势。可以看到,随着间隙值的增大,压气机的损失增加,绝热效率下降较大,同时,增压能力和流通能力也稍有减弱。动叶的平均叶高为 0.107 m,仅改变 0.1 mm (约为 0.1% 叶高) 的间隙高度就能引起绝热效率有如此变化,充分说明高负荷跨声转子的间隙流动非常重要。

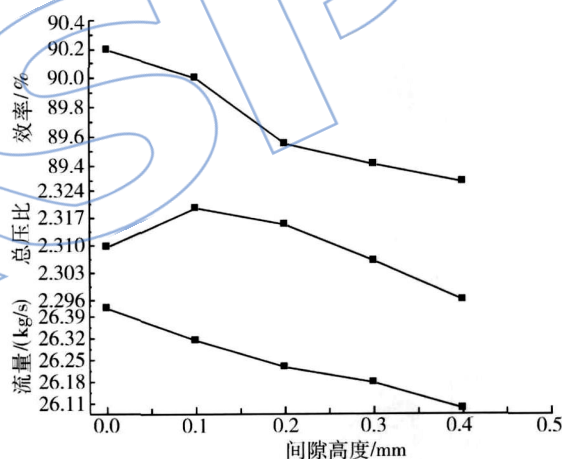


图 2 不同间隙高度对压气机性能的影响

Fig. 2 Rotor performances with different clearance width

间隙为 0.1 mm 时的总压比高于零间隙时的值,说明存在小于 0.1 mm 的“最佳间隙”。当处于最佳间隙时,泄漏流能起到改善尖部吸力面流动的正作用。而最佳间隙一般非常小,实际中不易达到。

为分析间隙大小影响压气机流动的叶高范围,图 3 给出了相对总压的周向平均值沿展向的分布趋势。相对总压的变化直接反映了损失的大小:70% 叶高以上的部分,相对总压随间隙增大而减小,表明这个区域的能量损失随间隙变大而不断增强;其它叶高部分,不同间隙时的相对总压基本一致,表明间隙流动的变化对叶中和叶根的流动影响较小。

间隙流动是由叶盆和叶背的压力差引起的。

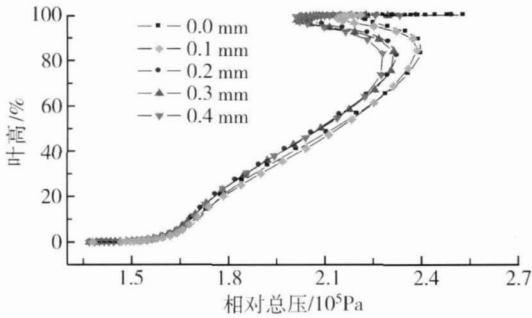


图 3 周向平均相对总压的展向分布

Fig. 3 Distribution of circumferential averaged relative total pressure along span

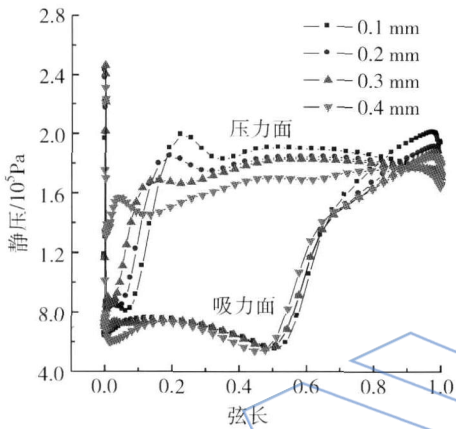


图 4 97 %叶高处压力面和吸力面的静压分布

Fig. 4 Static pressure of suction and pressure surface at 97 % span

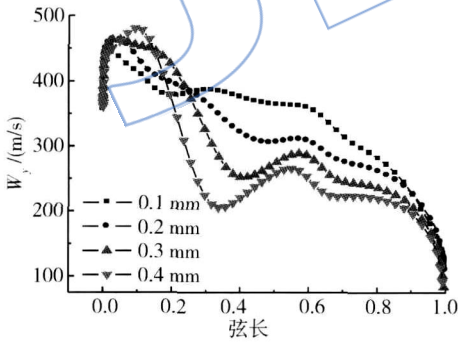


图 5 相对速度周向分量的弦向分布

Fig. 5 Relative circumferential velocity along chord in clearance

图 4 给出了叶尖处(97 %叶高)压力面和吸力面的静压分布.图 5 描绘了叶顶间隙中的相对速度周向分量沿弦长的分布.根据图示静压和相对速度的分布特点,可以将间隙流动沿弦向分成三部分.从前缘到大约 0.3 倍弦长处为第 1 段:叶盆静压在前缘附近迅速增大,而叶背的静压基本不变,巨大压差驱使从叶盆到叶背的泄漏流的产生,并有

很大的周向速度.从 0.3 倍弦长到 0.6 倍弦长处为第 2 段:该段的静压差维持在第 1 段的压差大小,但由于叶片前缘处的泄漏流产生的低能区沿周向移动,在相邻叶片的大约 0.3 倍弦长附近与当地的泄漏流汇合,从而使得泄漏流速度迅速减小.从 0.6 倍弦长到尾缘为第 3 段:吸力面上 0.6 倍弦长处,气流经过激波,压力剧增,而压力面压力基本不变,压差的迅速减小使得相对速度减小很多.尾缘附近甚至出现了压力面和吸力面的负压差,使得泄漏流速度迅速减小.

由图 5 可知,间隙值越大,第 1 段内泄漏流的速度越大,而第 2 段和第 3 段内的泄漏流速度越小;同时,第 1 段和第 2 段交界处气流速度的减小幅度越大,交界点也越靠近叶片前缘.所以,叶片前段产生的泄漏流是大间隙引起压气机性能下降的关键因素.

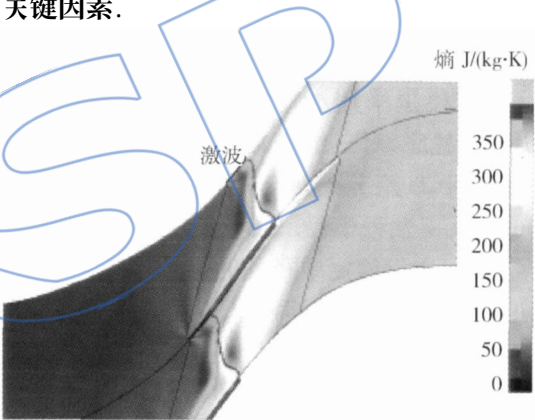


图 6 0.1 mm 间隙叶尖截面等熵云图

Fig. 6 Entropy contours of tip flow with 0.1 mm clearance width

涡波干涉是叶尖前段泄漏流产生大损失的重要因素.如前所述,第 1 段间隙内叶背和叶盆的静压差会产生速度很大的泄漏流,它与主流的掺混作用会卷起间隙涡.而间隙涡会与槽道激波相互作用,造成间隙涡的扩大甚至破裂^[4],引起很大的损失.图 6 和图 7 分别描绘了 0.1,0.3 mm 间隙高度时的叶尖(97 %叶高)流动状况.由图上看到,靠近吸力面的激波上游区域,0.3 mm 间隙的熵值比 0.1 mm 间隙的熵值高,表明大间隙的间隙涡更强.因此,大间隙下,涡与激波的相互作用更强:激波更靠近叶片前缘,且激波形状(图示相对马赫数为 1 的等值线)扭曲更严重;激波后高熵值范围更大,周向位置更靠近压力面,熵的峰值也更大.波后高熵值区域的扩大表明泄漏涡经过激波后的扩散更严重,产生的低能区更大.而该低能区周向上更靠近叶盆,验证了如图 6 所示,大间隙下

第 1 段和第 2 段交界点位置更靠近叶片前缘. 同时,低能区熵峰值更大,也验证了大间隙下第 1 和第 2 段交界点处泄漏流速度下降得更多.

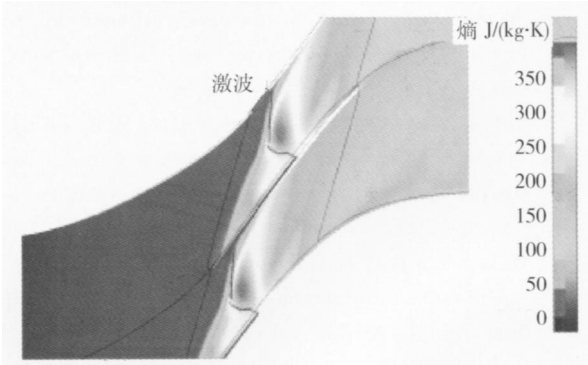


图 7 0.3 mm 间隙叶尖截面等熵云图
Fig. 7 Entropy contours of tip flow with 0.3 mm clearance width

综上所述,间隙高度越大,间隙流动越强,涡波干涉产生的损失也越大,相应的总体性能更低.

2.2 阶梯间隙结果分析

为更好的比较叶尖前段间隙流和后段间隙流对叶尖区流动的影响,计算了两种阶梯状间隙的工况.如图 8 所示,间隙 A 的结构为前半段间隙高度 0.2 mm,后半段间隙高度 0.3 mm.间隙 B 的结构与 A 相反.依前所述,相比于 0.2 mm 的等高间隙流动,A 的后段间隙流动更强,B 的前段间隙流动更强.

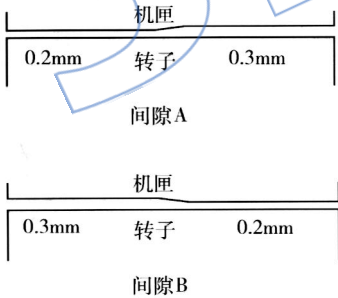


图 8 阶梯间隙结构
Fig. 8 Clearance structure with step

给定相同进口条件和相同背压的情况下,3 种间隙结构的转子总体性能如表 1.

间隙 A 和 B 的性能相比于 0.2 mm 等高间隙均有下降,而间隙 B 结构与 A 相比,流量和效率下降得更多.表中,间隙 B 结构的叶尖损失系数比 A 大,充分说明了叶尖前段间隙流对损失的产生起到更重要的作用.

表 1 不同间隙结构下的性能参数
Table 1 Performance parameters with different clearance

参 数	流量/ (kg/ s)	绝热 效率/ %	97 %叶高的相对 总压损失系数
0.2 mm	26.23	89.55	0.662
间隙 A	26.15	89.07	0.784
间隙 B	26.13	88.98	0.811

图 9 和图 10 分别为间隙结构 A 和 B 的叶尖截面等熵云图.与 A 相比,B 的激波位置更靠近前缘,激波形状更扭曲.激波后的低能区范围更大,更靠近压力面,同时熵的峰值更高.这表明间隙 B 内的涡波干涉作用强于间隙 A.

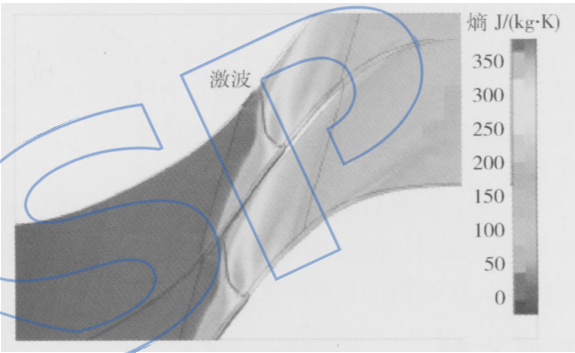


图 9 间隙 A 叶尖截面等熵云图
Fig. 9 Entropy contours of tip flow with clearance A

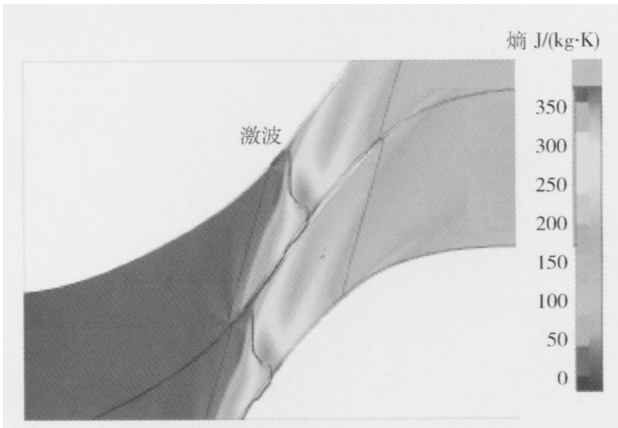


图 10 间隙 B 叶尖截面等熵云图
Fig. 10 Entropy contours of tip flow with clearance B

对两种阶梯间隙的对比分析,充分说明在跨声压气机中,叶尖前段间隙流比后段间隙流对流场结构的破坏更大,带来的损失更大.其中,涡波干涉是造成这种现象的主要原因.

3 结 论

为了分析跨声压气机的间隙流动特征,对五种等高间隙和两种阶梯间隙结构的某高负荷跨声转子进行了定常三维粘性数值模拟.通过各种性能参数的对比和流场结构的分析可以得出以下有关跨声压气机间隙流动的结论:

(1) 间隙流的强度及其造成的损失受间隙大小影响较大.间隙越大,间隙流动更强,造成的损失也越大.改变间隙大小仅对70%以上叶高的流动有较大影响.

(2) 间隙越大,靠近叶尖前缘的前1/3弦长范围的间隙内泄漏流速度越大,后段间隙内的泄漏流速度越小.叶尖前段间隙流动比后段间隙流动对压气机性能的影响更大.

(3) 叶尖前段间隙内,涡波干涉产生的影响很大.间隙越大,涡波干涉的强度越大:激波位置更接近前缘,形状更扭曲;波后泄漏涡沿周向扩散更大,损失更大.

本文的研究对改善跨声压气机叶尖区流动有参考作用,同时,能从侧面反映处理机匣的轴向位置对压气机性能的影响^[8].

参考文献:

- [1] Wilke I, Kau H P. A numerical investigation of the flow mechanisms in a HPC front stage with axial slots[R]. ASME Paper GT2003-38481, 2003.
- [2] 吴艳辉,楚武利,刘志伟.轴流压气机转子性能及间隙流动研究[J].西北工业大学学报,2005,23(6):737-741.
WU Yanhui, CHU Wuli, LIU Zhiwei. On detailed structure of tip clearance flow in an isolated axial flow compressor rotor and its effect on compressor performance[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2005, 23(6):737-741.
- [3] Beheshti B H, Teixeira J R, Ivey P C, et al. Parametric study of tip clearance-casing treatment on performance and stability of a transonic axial compressor[R]. ASME Paper GT2004-53390, 2004.
- [4] Wilke I, Kau H P. A numerical investigation of the influence of casing treatments on the tip leakage flow in a HPC front stage[R]. ASME Paper GT2002-30642, 2002.
- [5] Brandt H, Fottner L, Saathoff H, et al. Effects of the inlet flow conditions on the tip clearance flow of an isolated compressor rotor[R]. ASME Paper GT2002-30639, 2002.
- [6] Roy B, Chouhan M, Kaundinya K V. Experimental study of boundary layer control through tip injection on straight and swept compressor blades[R]. ASME Paper GT2005-68304, 2005.
- [7] 祁明旭,丰镇平.透平动叶顶部间隙流的端壁二次流结构研究[J].西安交通大学学报,2005,39(5):445-449.
QI Mingxu, FENG Zhenping. Study on tip clearance flow of turbine blade-endwall secondary flow structure[J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2005, 39(5):445-449.
- [8] Rabe D C, Hah C. Application of casing circumferential grooves for improved stall margin in a transonic axial compressor[R]. ASME Paper GT2002-30641, 2002.