

叶尖间隙对跨声速轴流压气机 近失速的影响

谢芳^{1,2}, 楚武利^{1,3}, 李相君¹, 刘传乐¹

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;

2. 西安高技术研究所 机械教研室, 西安 710025;

3. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 以跨声速轴流压气机 rotor 37 为研究对象, 利用数值仿真计算方法, 采用高密度网格对跨声速轴流压气机设计间隙、1/2 设计间隙、1/4 设计间隙、2 倍设计间隙以及零间隙下近失速状况进行计算. 计算结果显示: 由设计间隙减小到 1/2 设计间隙时, 跨声速轴流压气机压升和绝热效率损失不大, 跨声速轴流压气机失速裕度却提高了 4%. 在此基础上, 引入失速分类方法以及涡动力学理论, 对流场进行细节分析. 提出适当改变间隙可以有效地拓宽跨声速轴流压气机稳定工作范围, 但是间隙改变对泄漏涡破碎以及边界层分离有着重要的影响, 甚至诱导不同的失速形式, 为跨声速轴流压气机间隙设计提供参考, 并且从气动角度探讨在跨声速轴流压气机中应用间隙控制技术的条件.

关键词: 跨声速轴流压气机; 激波; 间隙泄漏流; 边界层分离; 稳定裕度

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Influence of blade tip clearance at near-stall condition on transonic axial-flow compressor

XIE Fang^{1,2}, CHU Wu-li^{1,3}, LI Xiang-jun¹, LIU Chuan-le¹

(1. School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Mechanical Office, Xi'an Institute of High Technology, Xi'an 710025, China;

3. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: Numerical simulation with high density grid was carried out to study blade tip clearance of a transonic axial-flow compressor rotor 37 at near-stall condition. The blade tip clearance included design clearance, half design clearance, quarter design clearance, 2 times design clearance and zero clearance. The results show that stall margin is improved 4%, and adiabatic efficiency and pressure ratio don't decline obviously, when the blade tip clearance reduced from design clearance to half design clearance. Details of the flow field were analyzed based on different stall forms and vortex dynamics. The change of clearance may improve stability margin greatly and clearance plays an important role in leakage vortex and separation of boundary layer, or even induces different stall forms. This has provided necessary basic research for design of the compressor are provided, and discussed the application condition of clearance control technology in aerodynamics.

收稿日期: 2014-02-23

基金项目: 国家自然科学基金重点项目(51236006)

作者简介: 谢芳(1973-), 女, 广东东莞人, 副教授, 博士生, 研究领域为叶轮机械气动热力学.

Key words: transonic axial-flow compressor; shock wave; clearance leakage flow; separation of boundary layer; stability margin

叶尖间隙控制技术是一项通过控制转子叶尖间隙的变化来改善轴流压气机性能的重要技术措施^[1-3]. 该项技术被认为是发展先进民用大涵道比涡扇发动机所必须掌握的核心技术之一. 美英等国非常重视相关研究工作, 如美国航空航天局(NASA)就制定了详细的主动间隙控制技术长期发展计划^[4], 斯奈克玛公司正在设计的“银冠发动机”也采用了此技术. 间隙控制技术的关键在于间隙对压气机(涡轮)的气动影响、间隙的估算与测量、执行机构的研究. 从气动角度而言, 国内外学者应用实验和数值仿真手段对其作了大量研究. Smith 等^[5]研究了一台低速压气机间隙流动, 发现间隙从动叶弦长的 1% 增加到 6%, 最大压升降低 23%, 近失速点的质量流量增加 15%. Yamada 等^[6]却发现间隙的改变对最大压升影响不大. 在近失速情况下, 非定常流动和失速存在着密切关系, 杜鹃等^[7]研究认为大间隙会出现非定常流动, 小间隙不存在非定常流动. Schlechtriem 等^[8]对失速机理进行探索, 认为间隙泄漏涡破碎是激波后来流和间隙泄漏流相交产生的, 这可能是产生近失速下非定常性的原因之一. 对于跨声速压气机而言, 间隙泄漏涡和端壁边界层以及激波相交形成复杂流动, 使人们对间隙与失速关联性的认识和理解尚不完全, 还需要结合流场分析进行仔细讨论, 为压气机间隙设计以及间隙控制技术的应用提供必要的基础研究.

本文以跨声速轴流压气机 rotor 37 为研究对象, 利用数值仿真计算方法, 对设计间隙、1/2 设计间隙、1/4 设计间隙、零间隙以及 2 倍设计间隙下近失速状况进行研究, 探索不同间隙对跨声速轴流压气机性能的影响以及相关失速机理, 探求间隙设计与失速的关联性, 为跨声速轴流压气机设计间隙的选取提供设计参考, 并为应用间隙控制技术改善跨声速轴流压气机稳定性提供必要的应用基础研究.

1 研究对象与数值方法

1.1 研究对象

本文以跨声速轴流压气机(下文简称压气机) rotor 37 单转子通道为研究对象, 其相关设计数据如表 1 所示, 其细节可参考文献[9].

表 1 转子主要结构和气动参数

Table 1 Main structure and aerodynamic parameters of the rotor

参数	数值
叶片数/片	36
设计速度/(r/min)	17188.7
流量/(kg/s)	20.19
堵塞流量/(kg/s)	20.93
压比	2.106
叶尖速度/(m/s)	454.14
入口叶尖相对马赫数	1.48
入口叶根相对马赫数	1.13
叶尖稠度	1.288
轮毂比	0.7
叶尖间隙/mm	0.35(0.45%叶高)

1.2 数值计算方法

图 1 显示了计算网格模型, 计算网格主要被分为两个区域: 一个区域是转子主要流通区域; 另一个部分是间隙区域. 设计间隙条件下网格数量为 248 万, 通道网格结构为 HOH 型, 间隙为蝶形和 H 型网格结构, 网格分布如表 2 所示. 为了增加可比性, 减少网格对计算结果的影响, 1/2 设计间隙、1/4 设计间隙、2 倍设计间隙网格划分情况同上, 总网格数量为 248 万. 零间隙下不存在泄漏流, 其网格数为 209 万. 1/4 设计间隙高度为 8.9×10^{-5} m, 与零间隙较为接近, 两者对比, 可以进一步考察泄漏流对流动的影响.

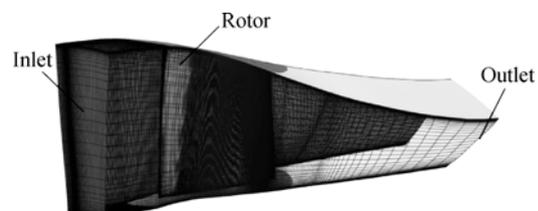


图 1 计算网格模型

Fig. 1 Computational grids model

数值仿真基于 NUMECA FINE/Turbo 平台, 对三维雷诺平均控制方程进行定常求解, 采用中心差分法, 湍流模型参考文献[10], 采用 Spalart-Allmaras 模型, 定常计算采用局部时间步, 多

重网格方法以加速收敛过程, CFL (Courant-Friedrichs-Lewy) 数为 3.0. 考虑其黏性, 边界条件为固壁边界, 第 1 层网格点距离固体壁面的距离为 3×10^{-6} m, 可以保证 $y^+ < 1$.

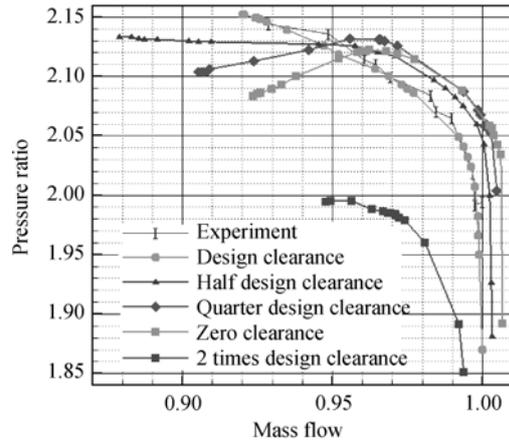
表 2 设计间隙计算网格分布
Table 2 Computational grids distribution of design clearance

网格结构	网格数		
	周向	径向	轴向
H 型入口	49	65	33
O 型转子通道	57	65	501
H 型出口	49	65	41
间隙(H 型)	33	13	161
叶顶间隙蝶型网格	65	13	385

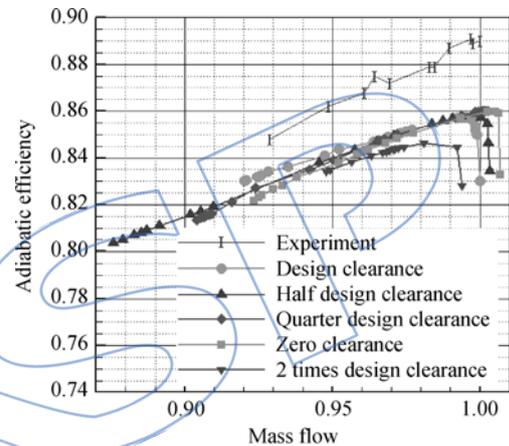
2 数值仿真结果及讨论

2.1 间隙对压气机转子特性的影响

图 2 给出了 100% 设计转速下, 压气机转子采用设计间隙、1/2 设计间隙、1/4 设计间隙(近似零间隙)、零间隙以及 2 倍设计间隙特性对比图. 为了显示计算的可靠性, 相关实验数据也显示在该图. 对图中横坐标流量进行无量纲化, 其为流量与堵塞流量之比. 设计间隙条件下, 计算的可靠性参考文献[11]. 从图 2 中显然可以发现如下问题: ①间隙变化后, 绝热效率有所改变, 最高绝热效率在 2 倍设计间隙条件下减小 2%, 其他各种间隙变化不大. ②间隙由设计间隙减小至零间隙, 最高压比变化不大; 但是随着叶尖磨损, 间隙由设计间隙扩大至 2 倍设计间隙时, 最高压比降低 6%. ③Suder 等^[12]在实验中测定 100% 设计转速下压气机转子失速点相对流量约为 0.919, 计算中设计间隙失速点相对流量为 0.92, 与实验符合较好; 在 1/2 设计间隙时, 压气机转子失速点相对流量为 0.876, 稳定工作范围提高 4% (流量裕度为 4%, 综合裕度为 10%). 1/4 设计间隙、零间隙和设计间隙相比较, 稳定工作范围也有所提高, 但改善较小. 间隙由设计间隙扩大至 2 倍设计间隙时, 稳定工作范围比设计间隙明显减小. 从上述性能计算中可以发现, 在压气机中应用间隙控制技术, 如果由设计间隙调整至更小间隙, 同时还要避免转子和机匣的摩擦, 会给间隙测量、间隙调整执行机构带来重重困难, 并且效果不明显; 但是随着叶尖磨损, 间隙增



(a) 压比特性线



(b) 绝热效率特性线

图 2 实验和不同间隙条件下计算特性线

Fig. 2 Characteristic curves of experiment and computer at different clearance

大, 应用间隙控制显然可以起到延长压气机使用寿命, 确保高性能的运行状态的作用, 并且由于这时执行间隙控制, 可以在发动机维修、保养或非运行状态下进行, 可以大大简化执行机构, 降低成本.

2.2 间隙对失速的影响

Wilke 等^[13]对跨声速压气机叶尖失速进行了分类, 分别称之为叶尖失速 (blade tip stall) 和堵塞失速 (tip blockage stall), 并且为了对压气机失速进行定性分析, 提出了参数 B_p 和 B_s 两种失速判别因子. B_p 是近失速状态下来流与间隙泄漏流分别相对叶片安装角的变化量的比值, 其越接近 1, 说明越有可能是由于叶片流动分离产生的失速, 即叶尖失速. B_s 表征主流通过激波时马赫数变化情况, 其越接近 1, 说明越有可能是间隙泄漏涡导致的失速, 即堵塞失速.

图 3 给出不同间隙在 100% 设计转速工况下 95% 叶高处的 S_1 截面相对马赫数分布云图. 从图

中可以发现激波在近失速条件下成为脱体激波,和绝热效率峰值点相比较,激波发生弯曲,并与下一个叶片的吸力面相交.设计间隙下,激波后出现低能团.根据文献[2],可知这个低能团是间隙泄漏流和来流相交,在激波后形成低能团.随着间隙的减小,这个低能团逐渐减小甚至几乎消失.由设计间隙增大到 2 倍设计间隙时,这个低能团突然

增大.显然这个低能团的产生和间隙的大小有着密切的关系.激波发生弯曲,与下一个叶片的吸力面相交处,其波后也形成微小低能团,并且靠近后缘.设计间隙下,存在这个低能团,与实验及文献[2]计算是一致的.根据 Wilke 等^[13],这个低能团是由于叶片流动分离产生.从图 3(b)~图 3(e)可以发现,随着间隙的逐渐缩小,吸力面低能团逐渐

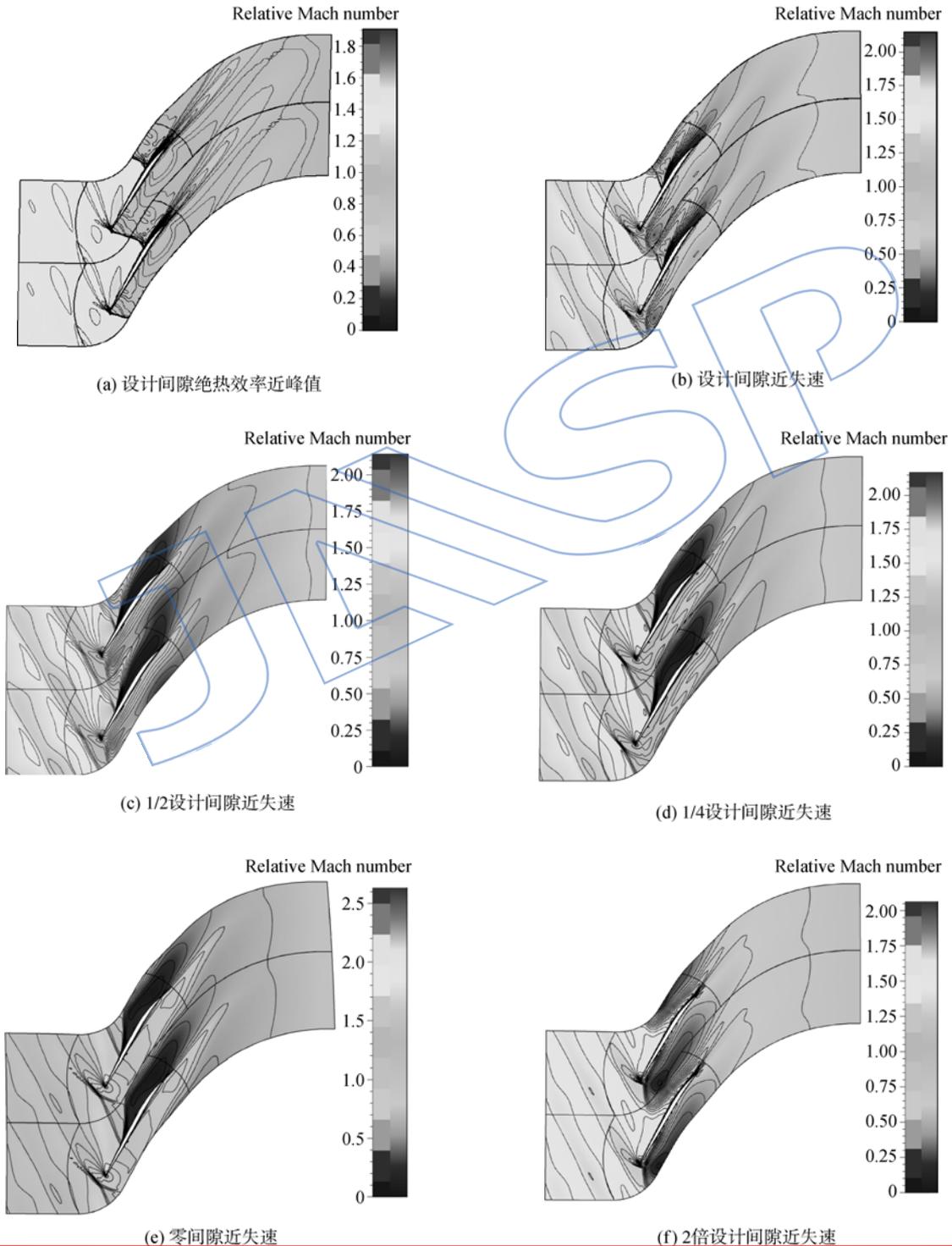


图 3 不同间隙在 95% 叶高处的相对马赫数分布云图

Fig. 3 Relative Mach number contour at 95% span under different clearances

变大,边界层分离点不断前移,成为叶尖失速的主要原因.图 3(b)、图 3(f)可以看出,间隙由设计间隙增加到 2 倍设计间隙,分离点明显推后.由此可知,吸力面低能团也受到间隙的影响.对设计间隙下 B_p 和 B_s 进行估算, $B_p=0.4375, B_s=0.702916$,可以断定是由于间隙泄漏涡导致的失速,对 1/2 设计间隙进行估算, $B_p=0.9375, B_s=0.846829$,两者都较为接近 1,间隙泄漏涡和边界层分离共同导致失速.

2.3 间隙对泄漏涡破碎的影响

涡破碎在流体力学研究和实际工程应用上具有重要的价值,其本质特征是涡结构上的突然变化,其主要形态是螺旋型和泡型两种^[14].流向上的螺旋密度和逆压梯度对涡破碎有着重要的影响.涡破碎的发生往往在流量场中产生涡快速膨胀以及振动.根据文献[15],确定旋涡破碎的标准主要有 3 个方面:①高绝对涡量的消失;②涡核尺度的明显膨胀;③流线的局部回旋现象.螺旋密度表示流体一面以相对速度 w 运动,一面以相对速度 w 为旋转轴的螺旋前进的性质,即在相对速度方向上的相对涡量,它的取值表征了涡、涡核的存在以及涡量的衰减.标准螺旋度(H_n)定义如下:

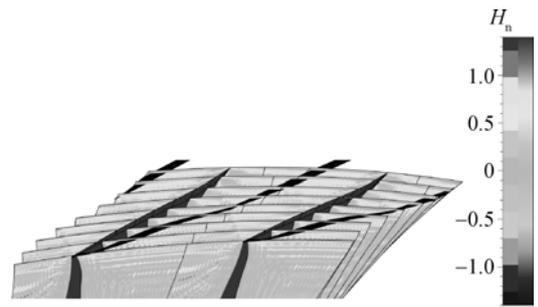
$$H_n = \frac{\xi \cdot w}{|\xi| |w|}$$

其中 ξ 表示涡量; w 表示相对速度.

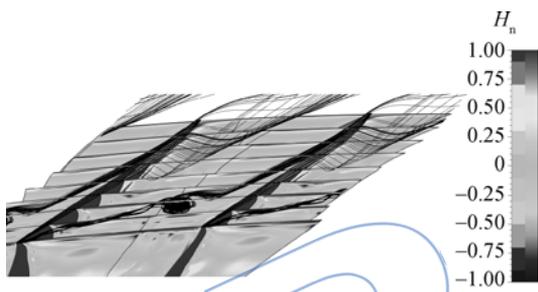
图 4 表示了不同间隙螺旋度和相对速度矢量迹线图.在设计间隙下,在转子通道靠近叶片前缘处,间隙泄漏涡在螺旋度接近 -1 的区域,表现出螺旋度的快速变化,间隙泄漏涡突然出现膨胀,出现核心滞止区域,根据参考文献[15]旋涡破碎标准,说明在近失速点处存在涡破碎;在 1/2 设计间隙、1/4 设计间隙,尽管存在螺旋度较小区域,但是间隙泄漏涡没有出现核心滞止区域,不存在旋涡的突然膨胀,间隙泄漏涡没有发生破碎.在 1/2 设计间隙情况下,由于激波后边界层分离是失速的主导原因,但分离又没有 1/4 设计间隙和零间隙情况下严重,因此 1/2 设计间隙情况下,稳定工作范围较大.2 倍设计间隙处存在明显涡破碎的情况,但是二次泄漏流发生明显.涡破碎附近螺旋度变化剧烈,能量损耗较为严重.

2.4 压差对间隙泄漏流的影响

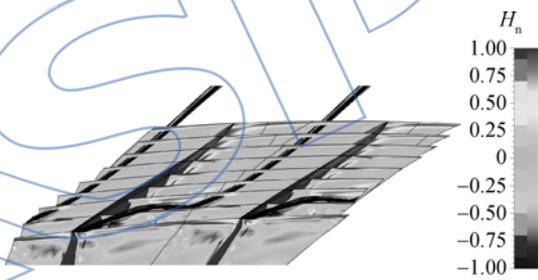
叶尖间隙泄漏流是由于叶片表面存在压差而产生的.图 5、图 6 为不同间隙下近失速状态 95% 叶高处叶片表面静压、叶尖间隙沿弦向分布的相



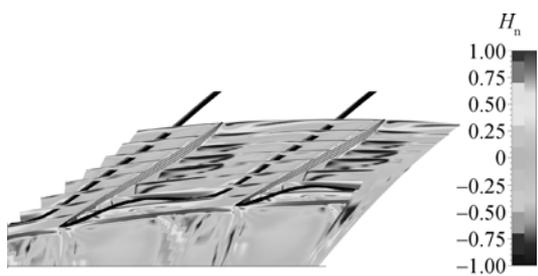
(a) 设计间隙近峰值



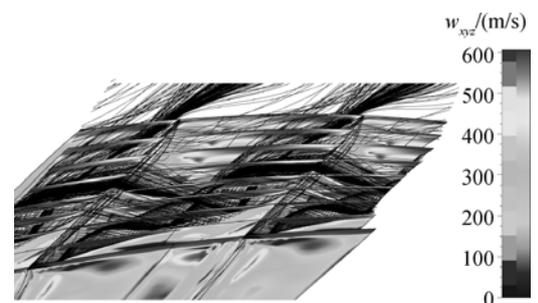
(b) 设计间隙近失速



(c) 1/2设计间隙近失速



(d) 1/4设计间隙近失速



(e) 2倍设计间隙近失速

图 4 不同间隙螺旋度和相对速度矢量迹线图
Fig. 4 Normalize helicity and relative velocity vector streamline of difference clearance

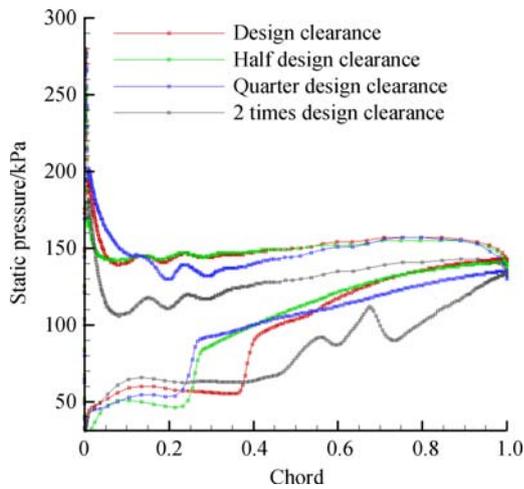


图5 不同间隙近失速状态95%叶高处叶片表面静压分布

Fig. 5 Static pressure distribution of 95% span at near-stall condition of difference clearance

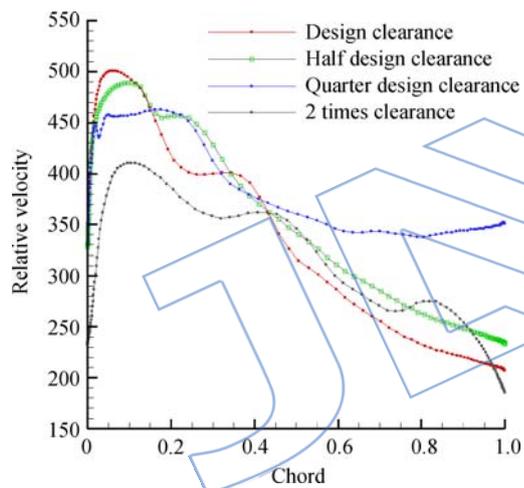


图6 不同间隙近失速状态95%叶高沿弦向分布的相对速度图

Fig. 6 Relative velocity distribution along chordwise of 95% span at near-stall condition of difference clearance

对速度图。从图中可以看出,由于叶尖前缘压差较大,最高速度出现在叶尖前缘。进一步发现,由设计间隙至1/2设计间隙再到1/4设计间隙,随着间隙减小,最高速度逐渐降低,但降低幅度不大;但是如果间隙由设计间隙扩大至2倍设计间隙,最高速度会大幅降低。这是因为叶尖间隙泄漏流与激波后来流掺混,能量有损耗,因而产生低能团。间隙对压力面压力影响不大,但对吸力面有较大影响。间隙过大,激波与吸力面处相交位置较后,并且压升较小,压差减小不大,致使在大间隙下间隙泄漏流产生较大的通道内横向流动,和来

流掺混后存在较大能量损失。

3 结论

本文采用数值模拟的方法,研究间隙对压气机 rotor 37 性能的影响,并进一步探索间隙失速机理。研究发现:

1) 间隙对压气机稳定工作范围有重要影响。压气机 rotor 37 间隙由设计间隙减小到1/2设计间隙时,压气机绝热效率以及压升损失不大,压气机失速裕度却提高了4%,但是随着间隙的进一步减少,压气机稳定性降低。

2) 边界层分离产生的失速和激波后间隙泄漏涡与来流相交产生的失速是叶尖失速的两种主要形式,间隙的变化可以诱导不同的失速形式。间隙小,失速形式是边界层分离产生的失速;间隙大主要失速形式是激波后间隙泄漏涡与来流相交产生的失速。在工程中,随着叶尖的磨损,间隙增大,出现激波后间隙泄漏涡与来流相交产生的失速的可能性更大。

3) 间隙减小,可以推迟间隙泄漏涡的破碎;间隙泄漏流增加在一定程度上可以推迟边界层分离。

4) 间隙改变对吸力面压力影响较大。

另外需指出,rotar 37 是一款典型的跨声速轴流压气机,很多学者从不同方向和角度对其间隙流动特征进行了研究^[16-18]。从流动机理的定性而言,本文结论具有一定的普适性,但是压气机设计状况不同,间隙变化对失速的影响也不完全相同,必须对压气机进行深入分析,才能有效指导间隙控制技术的设计和应用。

参考文献:

- [1] 邹正平,李宇,刘火星,等.民用大涵道比涡扇发动机叶轮机某些关键技术[J].航空动力学报,2008,23(8):1504-1518.
ZOU Zhengping, LI Yu, LIU Huoxing, et al. Key turbomachinery technology of civil high-bypass-ratio turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(8): 1504-1518. (in Chinese)
- [2] DeCastro J A, Melcher K M. A study on the requirements for first active turbine tip clearance control[R]. AIAA-2004-4176, 2004.
- [3] Stinetz B M, Lattime S B, Taylor S, et al. Evaluation of an active clearance control system concept[R]. AIAA-2005-3989, 2005.
- [4] 曾军,王鹏飞.民用航空发动机涡轮叶尖间隙主动控制技术分析[J].航空科学技术,2012,6(2):1-6.

- ZENG Jun, WANG Pengfei. Analysis on turbine active clearance control technology of civil aircraft engine[J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2012, 6(2): 1-6. (in Chinese)
- [5] Smith G D J, Cumpsty N A. Flow phenomena in compressor casing treatment[J]. *Engineer for Gas Turbines and Power*, 1984, 106(7): 532-541.
- [6] Yamada K, Funazaki K, Furukawa M. Behavior of tip clearance flow at near-stall condition in a transonic axial compressor rotor[R]. ASME Paper 2007-GT-27725, 2007.
- [7] 杜鹃, 林峰, 张宏武, 等. 跨音速轴流压气机风扇转子叶尖泄漏流的数值研究[J]. *工程热物理学报*, 2008, 29(12): 2027-2032.
- DU Juan, LIN Feng, ZHANG Hongwu, et al. Numerical simulation on unsteady tip leakage flow in a transonic axial fan rotor [J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2008, 29(12): 2027-2032. (in Chinese)
- [8] Schlechtriem S, Lotzerich M. Breakdown of tip leakage vortices in compressors at flow conditions close to stall [R]. ASME Paper 1997-GT-41, 1997.
- [9] Reid L, Moore R D. Design and overall performance of four highly-loaded, high-speed inlet stages for an advanced, high-pressure-ratio core compressor[R]. NASA TP-1337, 1978.
- [10] 卢新根. 轴流压气机内部流动失稳及其被动控制策略研究[D]. 西安:西北工业大学, 2007.
- LU Xingen. Flow instability and its passive control strategies in axial-flow compressor [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2007. (in Chinese)
- [11] 谢芳, 楚武利, 张皓光. 跨声速轴流压气机激波/泄漏涡/边界层分离相互作用的影响[J]. *航空动力学报*, 2012, 27(2): 425-430.
- XIE Fang, CHU Wuli, ZHANG Haoguan. Influence shock waves leakage vortex boundary layer separation interaction in a single-stage transonic axial compressor[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2012, 27(2): 425-430. (in Chinese)
- [12] Suder K L, Celestina M L. Experiment and computational investigation of the tip clearance flow in a transonic axial compressor rotor [R]. NASA Technical Memorandum 106711, 1994.
- [13] Wilke I, Kau H P. A numerical of the influence of casing treatment on the tip leakage flow in a HPC front stage [R]. ASME Paper 2002-GT-30642, 2002.
- [14] 吴介之, 马晖扬, 周明德. 涡动力引论[M]. 北京: 高等教育出版社, 1993.
- [15] 童秉纲. 非定常流与涡运动[M]. 北京: 国防工业出版社, 1993.
- [16] 张燕峰. 高载荷压气机端壁流动及其控制策略研究[D]. 西安:西北工业大学, 2010.
- ZHANG Yanfeng. Investigation of endwall flow behaviour and its control strategies in highly loaded compressor[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2010. (in Chinese)
- [17] 李相君, 楚武利, 张皓光, 等. 高负荷跨音速轴流压气机的叶型优化设计[J]. *计算机仿真*, 2012, 29(7): 75-79.
- LI Xiangjun, CHU Wuli, ZHANG Haoguan, et al. Optimization design for high loading transonic axial compressor blade profile[J]. *Computer Simulation*, 2012, 29(7): 75-79. (in Chinese)
- [18] 夏钦斌, 王如根, 周敏, 等. 低雷诺数条件下跨声速转子轴向倾斜缝处理机匣扩稳研究[J]. *航空动力学报*, 2010, 25(6): 1389-1393.
- XIA Qinbin, WANG Rugen, ZHOU Min, et al. Research on the effects of a transonic compressor rotor with axial skewed slots casing treatment at low Reynolds[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2010, 25(6): 1389-1393. (in Chinese)