

文章编号:1000-8055(2012)02-0425-06

跨声轴流压气机激波/泄漏涡/边界层 分离相互作用的影响

谢 芳^{1,2}, 楚武利¹, 张皓光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 204 室, 西安 710075)

摘 要: 对跨声速转子 Rotor37 进行三维定常数值模拟, 将设计间隙与零间隙进行对比研究, 分析激波、边界层分离、间隙泄漏涡相互作用影响。数值计算显示: 激波、泄漏涡、边界层分离相互影响, 加速了失速的发生; 减小间隙可以起到扩稳的作用。根据边界层分离、间隙泄漏涡在叶栅高度上的影响范围, 提出利用抽吸技术进行被动控制改善流道流动状况时抽吸点的设置位置。

关 键 词: 跨声速; 轴流压气机; 激波; 间隙泄漏涡; 边界层分离

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Influence of shock waves/leakage vortex/boundary layer separation interaction in a single-stage transonic axial compressor

XIE Fang^{1,2}, CHU Wu-li¹, ZHANG Hao-guang¹

(1. School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. The 204 Office,

Xi'an Institute of High Technology, Xi'an 710025, China)

Abstract: Three-dimensional (3-D) numerical simulations were conducted to analyze the flow field in transonic rotors Rotar 37. The results with design tip clearance were compared with no tip clearance condition. Mutual influence of shock, boundary layer separation, clearance leakage the vortex accelerated the occurrence of stalled. Reduce clearance can enlarge the steady border. The suction position applied on passive control technology to improve port flow condition was given.

Key words: transonic; axial compressor; shock; tip leakage vortex (TLV);
boundary layer separation

在超声速压气机中, 通道激波、间隙泄漏涡、端壁边界层在叶顶间隙附近相互作用, 相互影响, 形成了复杂流动现象。研究表明, 压气机这一区域的流动损失已占到总损失的一半左右, 是限制压气机性能的主要因素之一^[1-3]。然而由于叶顶间隙区域非常狭小, 给试验研究带来许多困难^[4], 对其

进行数值仿真研究是非常有效且必要的手段。在仿真研究中, 学者们发现间隙为零的压气机压比、效率均略高于设计状态。一些学者认为出现这种现象, 主要由于计算过程中没有泄漏涡影响。如果这样, 必须考虑如下问题: 在间隙为零的状态下, 没有泄漏涡的影响, 是什么因素导致了失速, 又是

收稿日期: 2011-05-09; 修订日期: 2011-08-02

基金项目: 国家自然科学基金(51006084)

作者简介: 谢芳(1973—), 女, 广东东莞人, 博士生, 主要从事航空发动机建模与仿真方向研究。

如何导致失速的;在设计状态下,这种失速的原因是否还存在;与涡波干涉相比较,谁起了主导作用;决定主导作用的因素又是什么;这些问题的研究显然对间隙效应的研究具有重要意义.然而很少有学者对间隙为零的压气机内部流动进行详细分析.无间隙状况尽管是一个不存在的理想状况,可是它摒除了间隙泄漏涡对流动的影响,可以借此详细分析激波和端壁边界层之间流动影响;并在此基础上将无间隙情况和设计间隙进行对比分析研究,从而可以深入了解激波、泄漏涡和边界层分离相互作用的影响.

1 研究对象

Rotor 37(R37)是 NASA(美国国家航空航天局)Lewis 研究设计中心设计的跨声速压气机转子. Suder K L 等^[5-7]对该孤立转子进行了详细的试验测试. 1994 年美国机械工程师协会将其用于盲题测试评估 CFD(computational fluid dynamics)程序的精度和可靠性. Rotor 37 转子原设计的基本几何参数和气动参数如表 1 所示.

表 1 Rotor 37 转子原设计的基本几何参数和气动参数

Table 1 Main design parameters of Rotor 37

参数	数值
参叶片数	36
设计转速/(r/min)	17 188.7
设计流量/(kg/s)	20.19
堵塞点流量/(kg/s)	20.93
设计压比	2.106
叶尖速度/(m/s)	454.14
叶尖入口相对马赫数	1.48
叶根入口相对马赫数	1.13
叶尖稠度	1.29
展弦比(平均叶高/叶根轴向弦长)	1.56
转子进口轮毂比	0.7
设计转速下的叶尖间隙/mm	0.356
设计等熵效率	0.889

2 数值计算方法

本文基于 NUMECA FINE 软件包计算平台,对雷诺平均 Navier-Stokes 控制方程进行三维

定常求解. 计算中采用了多重网格方法和隐式残差光顺法的收敛技术,分别针对设计间隙和无间隙两种情况不断调整背压,寻找效率最高点、压比最高点以及近失速点. 压气机中流体为理想空气,考虑其黏性. 第一层网格点距离固体壁面的距离为 3×10^{-6} m,可以保证所有固壁附近的无量纲化网格高度 $y^+ < 1$. 借鉴卢新根^[8]湍流模型对计算的影响,并对此网格做了大量计算对比,本文中均采用 Spalart-Allmaras(S-A)湍流模型.

为保证网格在叶片前后缘附近有较好的正交性,在计算中采用了分区、贴体的网格拓扑结构. 本文流体通道采用 HOH 网格结构,进口 H 型(H_Inlet)网格为 $49 \times 65 \times 33$;出口 H 型(H_Outlet)网格为 $49 \times 65 \times 41$,叶片网格为 $57 \times 65 \times 501$,间隙也采用蝶形和 H 型组合网格结构,分别为 $65 \times 13 \times 385$ 和 $33 \times 13 \times 161$,总网格数为 251 万. 以上网格分别对应周向 $\times$ 径向 $\times$ 轴向. 为了增强比对性,对于无间隙情况网格划分情况同上,仅不考虑间隙而已,其网格总数为 209 万.

3 结果及其讨论

3.1 计算结果与试验校核

图 1、图 2 分别给出了在 100%设计转速下设计间隙、零间隙时的性能曲线,并与试验性能参数进行了对比. 设计间隙下绝对总压比与试验值吻合的很好,误差较小;但是等熵效率误差略大,效率峰值点误差为 3.19%,但在可接受的范围之内. 这可能与选择的湍流模型有关. Suder K L 等^[9]在 100%设计转速下试验压气机转子失速点

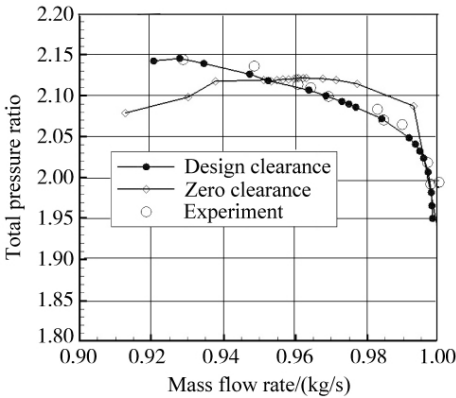


图 1 试验和计算的压比特性曲线

Fig. 1 Total pressure ratio curve of experiment and calculation

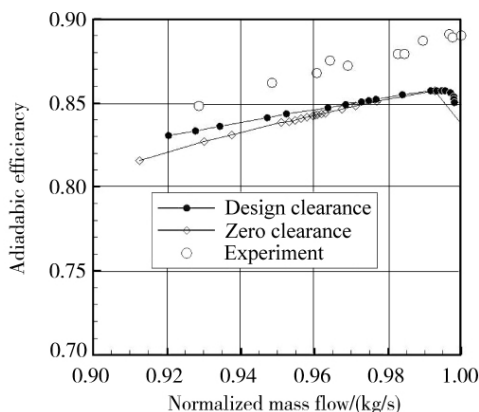


图2 试验和计算的效率特性曲线

Fig. 2 Efficiency of experiment and calculation

流量约为 0.919, 本文为 0.92 与其符合良好. 需要指出的是 Yamada K 等^[10] 计算了零间隙下的绝对总压比, 本文与其总体趋势符合良好, 但其压气机转子失速点流量约为 0.88 左右, 本文为 0.9127.

3.2 内部流场分析

3.2.1 零间隙

图 3 是效率峰值点和近失速点流场中相对马赫数为 0.15 的等值面. 可以看出, 在效率峰值点和近失速点都可以发现低能团, 但两处的位置、分布区域明显不相同. 显然这些低能团对压气机转子特性有着显著影响, 并影响着压气机的整机稳定性. 由文献^[11]可知这些低能团是由边界层分

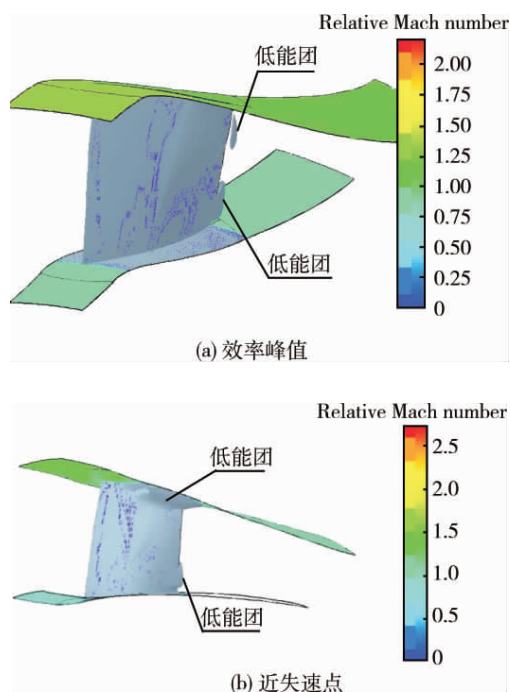


图3 流场中的低能区

Fig. 3 Low-energy zones in the flow field

离而引起的, 它不同于文献^[10]中提到的由激波-泄漏涡干涉引起低能团, 仅可以在失速点处观测到, 而此处边界层分离引起的低能团在峰值效率处也可以观测到.

图 4 是效率峰值点和近失速点流场中 95% 叶高处 S_1 截面相对马赫数分布云图. 从图中可以看到激波在效率峰值点处是槽道激波 (接近于正激波), 激波后形成逆压梯度, 边界层在叶栅后部出现分离. 随着质量流量减小, 激波不断向叶片前缘移动, 最后形成脱体激波, 激波形成两支, 一支较弱, 另一支较强, 以一定的角度深入低能团. 低能团对激波形成反射作用, 激波再次分叉, 形成两支, 前支接近于正激波, 后支与来流方向近乎垂直. 使激波表现为“ λ ”形状. 随着激波的不断前移, 边界层分离点也不断前移, “ λ ”范围逐渐增大, 低能团区域扩大, 最终堵塞通道, 导致失速.

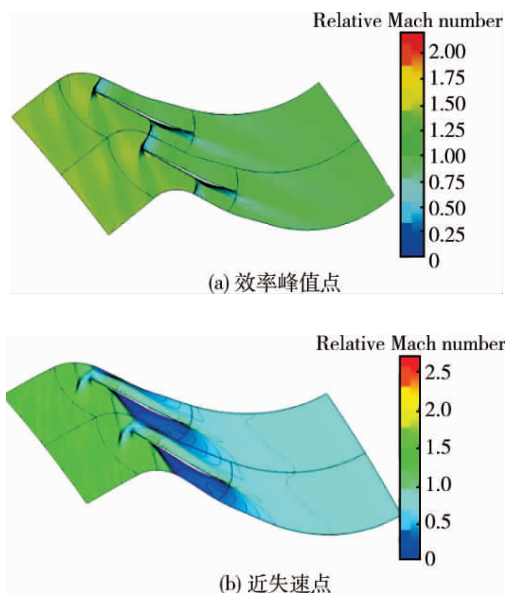
图4 95%叶高处 S_1 截面相对马赫数分布云图

Fig. 4 Predicted relative Mach number distributions at 95% span of blade from hub

图 5 是近失速条件下沿不同叶高截面相对马赫数分布云图. 从图中可以看出在叶高 65% 至叶顶之间集中着大量低能团. 这些低能团位于叶栅吸力面一侧, 但并未占满整个通道, 经激波之后的来流只能沿压力面一侧流过叶栅通道. 比较图 4 中各图, 可以发现 95% 左右叶高处低能团分布较严重, 几乎占了通道一半多的面积, 在 65% 处还可看到明显的低能团, 而 60% 处已经几乎看不到低能团. 50% 处叶高与 60% 处叶高相比较, 低速区域沿叶栅向尾缘推移. 这意味着由边界层分离

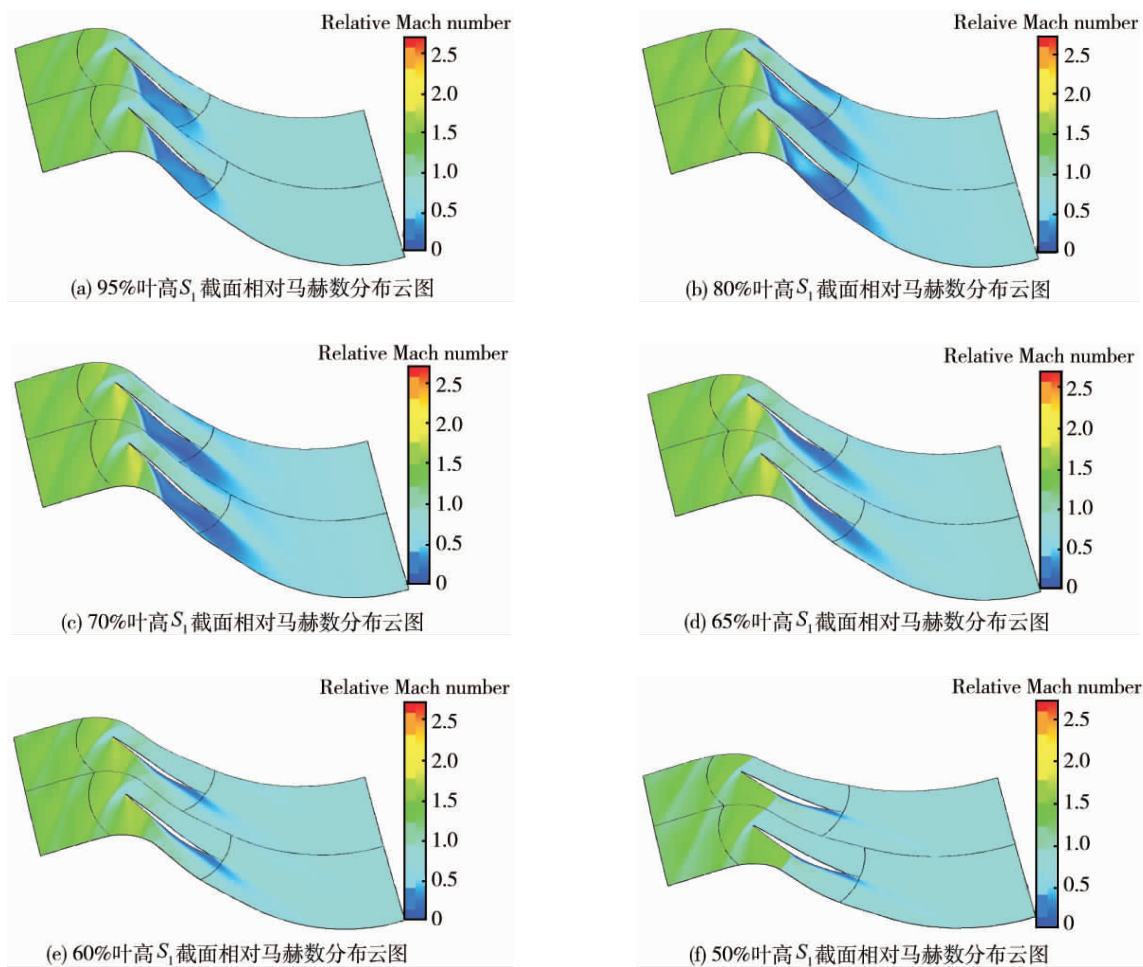


图 5 近失速点 S_1 截面相对马赫数分布云图(零间隙)

Fig. 5 Predicted relative Mach number distributions near stall point (zero clearance)

引起的低能团大约在叶顶至 65% 处. 利用抽吸技术进行被动控制改善流道的流动状况时, 若抽吸点放置在吸力面一侧, 可将其设置在 95% 叶高处.

3.2.2 设计间隙

在设计间隙条件下, 由于间隙泄漏涡的存在, 对激波、边界层分离必然有影响, 它是如何影响的, 必然是关注的焦点问题. 图 6 是设计间隙条件下近失速点流场中压力面相对马赫数为 0.15 的等值面. 和图 3 进行比较, 吸力面一侧低能团分布近似, 压力面一侧出现了新的低能团. 这个低能团是由间隙泄漏涡引起的, 它分布在叶尖前缘入口处. 对比图 3、图 6 和图 7, 设计间隙下流道内有两处低能团, 一处是由边界层分离引起的, 靠近叶栅吸力面; 另一处是由泄漏涡引起的. 两处低能团各占据一部分, 互相影响, 共同堵塞了整个通道, 导致失速. 在失速时, 设计间隙下边界层分离起始点

落后于零间隙处边界层分离起始, 即在设计间隙下边界层分离引起的低能团并未堵塞整个通道, 而转子已然进入失速状态. 这就是在计算过程中零间隙失速点流量低于设计间隙的原因, 这意味着间隙减小可以扩大稳定流动区域, 起到扩稳的作用.

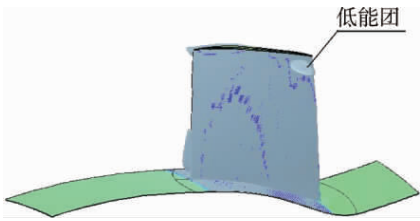


图 6 近失速点压力面低能团分布(设计间隙)

Fig. 6 Near stall point pressure side low-energy zones distribution (design clearance)

如图 7 所示, 间隙泄漏涡影响范围大约从叶顶至叶高 70% 左右, 到叶高 60% 处对间隙泄漏

涡、边界层分离均已没有太大影响.在其影响范围内,从叶顶至叶高70%处间隙泄漏涡引起的低能团逐渐扩大,边界层分离引起的低能团逐渐减小.利用抽吸技术进行被动控制改善流道的流动状况时,若将抽吸点设置压力面一侧,可将其放置在70%叶高处.

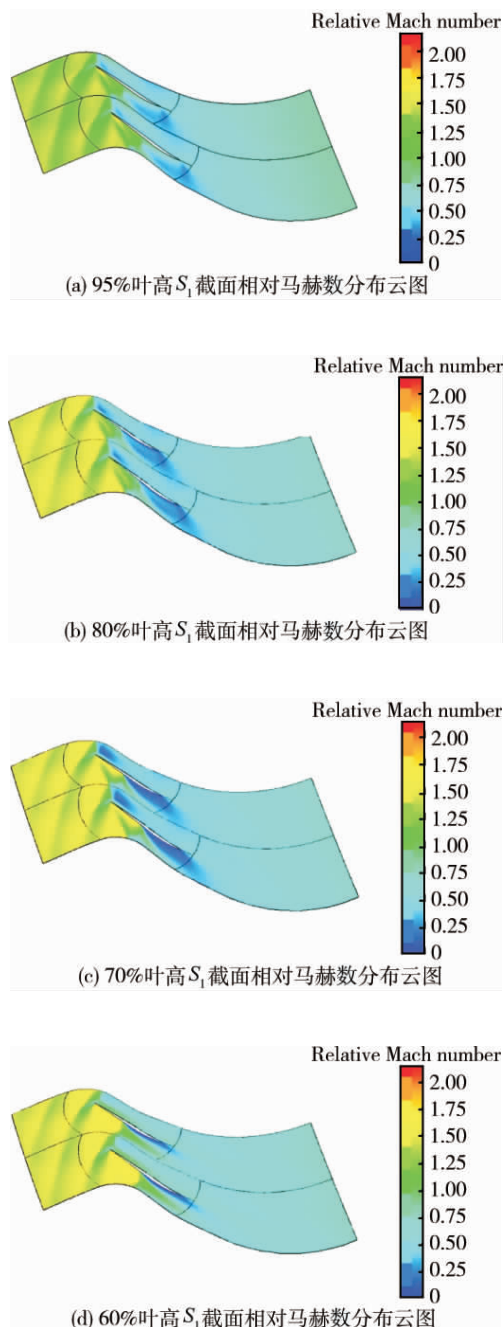


图7 近失速点 S_1 截面相对马赫数分布云图
(设计间隙)

Fig. 7 Predicted relative Mach number distributions near stall point (design clearance)

在间隙泄漏涡、边界层分离产生的低能团共同影响下,激波发生较大变化.图8是效率峰值点95%叶高处 S_1 截面相对马赫数分布云图.在效率峰值点,受泄漏涡的影响,槽道激波不再表现为正激波.对比图7、图8,在近失速点,激波脱体,一支伸入槽道内,与泄漏涡产生的低能团相互作用,使激波发生转折,激波接近于正激波;激波在接近叶背一侧时,与附面层分离产生的低能团相交,一分为二,一支较强接近于正激波,另一支较弱,与来流方向相互垂直.借鉴卢新根^[8]和Kau H P^[12]等的阻塞因子 B_s 来衡量压气机转子通道阻塞程度

$$B_s = \frac{Ma_{2,s,kirt}}{Ma_{2,s}}$$

式中 Ma_{2s} 表示激波后垂直于激波面的马赫数; $Ma_{2,s,kirt}$ 表示激波后垂直于激波面的法向马赫数; B_s 表示通道的阻塞程度.由于激波结构发生变化, $B_s = 1$,致使通道被堵塞,导致跨声速压气机内部叶顶区触发失速先兆.

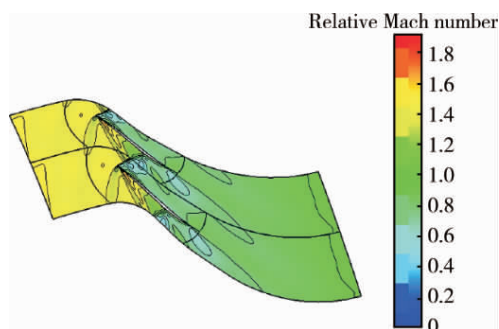


图8 效率峰值点95%叶高处 S_1 截面相对马赫数分布云图(设计间隙)

Fig. 8 Efficiency peaks point predicted relative Mach number distributions at 0.95 span of blade from hub (design clearance)

4 结论

本论文通过数值模拟把设计间隙和零间隙条件进行对比,试图来了解激波、间隙泄漏涡、边界层分离之间是如何相互作用的,从而得到以下结论:

- 1) 激波促使边界层分离点前移,间隙泄漏涡破碎,产生低能团,边界层分离、间隙泄漏涡又致激波在槽道内的结构发生变化,加剧了低能团的产生,最终导致失速.
- 2) 减小间隙可以扩大稳定范围,起到扩稳的作用.

3) 在激波的作用下,边界层分离影响范围为叶顶至叶高 65%处,间隙泄漏涡影响范围为叶顶至叶高 70%处.利用抽吸技术进行被动控制改善流道的流动状况时,若将抽吸点设置压力面一侧,可将其放置在 70%叶高处,若将抽吸点设置吸力面一侧,可将其放置在叶顶 95%处.

参考文献:

- [1] Bindon J P. The measurement and formation of tip clearance loss[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1989, 111(7): 257-263.
- [2] Schaub U W, Vlasic E, Moustapha S H. Effect of tip clearance on the performance of a highly loaded turbine stage [R]. Montreal, Canada: North Atlantic Treaty Organization, AGARD-CP-537, 1993.
- [3] Crook A J, Greitzer E M, Tan C S. Numerical simulation of compressor endwall and casing treatment flow phenomena [J]. Journal of Turbomachinery, 1993, 115(3): 505-512.
- [4] Ware T C, Kobayashi R J, Jackson R J. High-tip-speed, low-loading transonic fan stage Part 3: final report [R]. NASA-CR-121263, 1974.
- [5] Suder K L, Celestina M L. Experiment and computational investigation of the tip clearance flow in a transonic axial compressor rotor[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1996, 118(2): 218-229.
- [6] Reid L, Moore R. 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.
- [7] Moore R D, Reid L. Performance of single-stage axial-flow transonic compressor rotor and stator aspect ratios of 1.19 and 1.26, respectively, and with design pressure ratio of 2.05 [R]. NASA TP-1659, 1980.
- [8] 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: Northwest Polytechnical University, 2007. (in Chinese)
- [9] Suder K L. Experimental investigation of the flow field in a transonic, axial flow compressor with respect to the development of blockage and loss [R]. NASA-TM-107310, 1996.
- [10] Yamada K, Funazaki K. The behavior of tip clearance flow at near-stall condition in a transonic axial compressor rotor [R]. ASME GT2007-27725, 2007.
- [11] 张卓勋, 吴艳辉, 楚武利, 等. 激波/泄漏涡相互干扰对跨声压气机流动稳定性的影响 [J]. 航空动力学报, 2010, 25(7): 1615-1621.
ZHANG Zhuoxun, WU Yanhui, CHU Wuli, et al. Influence of shock/tip leakage vortex interaction on flow stability in a single-stage transonic axial compressor [J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(7): 1615-1621 (in Chinese)
- [12] Kau H P. Designing a casing treatment for a transonic axial compressor [R]. VKI Lecture Series, LS-2006-02, 2006.