

文章编号: 1000-8055(2010)03-0565-06

叶尖间隙流动对某微小型离心压气机性能的影响

殷明霞, 冀国锋, 桂幸民

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 为研究微小型离心压气机在不同叶尖间隙下的性能变化, 对某高速跨声离心压气机进行了带间隙的三维黏性流场数值模拟, 详细分析了在不同的间隙情况下压气机内部流场特征和性能变化趋势。结果表明, 随着叶尖间隙增大, 叶轮流道内泄漏流动的强度明显增强, 导致叶轮的增压能力下降, 效率降低, 以至于压气机整级压比、效率和流量都有所下降, 压气机的稳定裕度也受到了明显的影响。

关 键 词: 离心压气机; 叶尖间隙流动; 稳定裕度; 数值模拟

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Influence of tip clearance flow on performance of one micro centrifugal compressor

YIN Ming-xia, JI Guo-feng, GUI Xing-min

(School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to research the effects of different clearance widths of small centrifugal compressor, a high speed centrifugal compressor was investigated by numerical simulation. The results show that, the leakage flow is strengthened with the increase of gap width, leading to decrease of impeller pressurization capacity and efficiency. Thereafter, the stage pressure ratio, efficiency and flow rate decrease correspondingly, and the stable margin of compressor is affected significantly.

Key words: centrifugal compressor; tip clearance flow; stable margin; numerical simulation

随着离心压气机在微小型动力装置上的广泛应用, 对于离心压气机的研究工作也逐渐深入。由于开式、半开式离心压气机具有较高叶尖切线速度、较好的强度性能, 以及较强的做功能力, 于是被较多采用。但是, 叶尖间隙的存在, 间隙泄漏流动对离心叶轮内部的流动结构、能量输运与掺混, 做功能力, 以及稳定工作裕度都有着重要的影响^[1]。这些影响, 在高速、跨声的微小型压气机中, 表现的更为突出。在更高效率和更宽工作裕度的应用需求下, 对叶尖间隙流动的深入研究就更加重要了。

国内外的研究人员对压气机叶尖间隙复杂流动进行了较多的研究工作^[2-7], 对于半开式离心叶

轮内的流动现象, 也积累宝贵的实验研究成果^[8-9], 对于微小型离心压气机, 结构尺寸的缩小, 叶尖间隙流动的复杂性, 增加了实验研究的难度和局限性, 在计算流体动力学和计算机仿真技术的不断发展和成熟的现阶段, 数值模拟已经成为研究叶轮机械内部复杂流动的主要手段和有效的工具, 被越来越多的工程设计人员所认识并接受。

本文以一个应用在微小型涡轮发动机上的高速离心压气机级为研究对象, 采用数值模拟方法, 考察叶尖间隙泄漏流动对主流区的流场结构以及压气机性能的影响, 进一步加深对跨声离心压气机内部流动结构以及间隙效应的认识。

收稿日期: 2009-02-17; 修订日期: 2009-05-04

作者简介: 殷明霞(1974-), 女, 山东五莲人, 博士生, 主要从事叶轮机方面的研究。

1 研究对象及数值方法

本文研究的高速微小型离心压气机,由离心叶轮、径向扩压器和轴向扩压器组成,其中离心叶轮(IM)带分流叶片为 7 + 7 片,径向扩压器(DR)叶片为 15 片,轴向扩压器(DA)叶片为 30 片.离心叶轮的基本参数是:叶轮转速为 108 000 r/min,进口直径为 63 mm,出口直径为 87.4 mm,叶轮出口宽度为 6.5 mm.使用 IGG/ Auto Grid 网格生成器生成计算网格,通道内均采用 H 型网格,叶轮的网格数目为 $41 \times (25 + 25) \times 161$ (径向 $\times$ 周向 $\times$ 轴向),对叶尖间隙的处理采用分块网格方法,间隙部分采用蝶形网格,沿展向设定网格数为 9,任何间隙情况均采用相同的网格密度,计算过程中,保持叶轮的几何不变,仅仅改变叶尖间隙的尺寸.另外,径向扩压器网格数目为 $33 \times 41 \times 133$ (H 型网格);轴向扩压器网格数目为 $33 \times 41 \times 129$ (H 型网格).离心压气机的示意图、计算流道以及计算网格如图 1~图 4 所示.

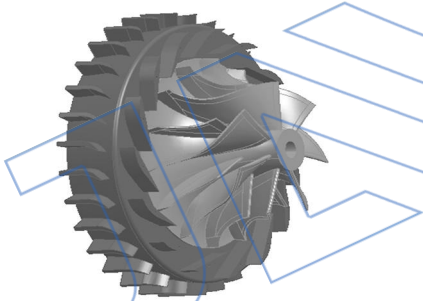


图 1 离心压气机示意图
Fig. 1 Sketch of the compressor

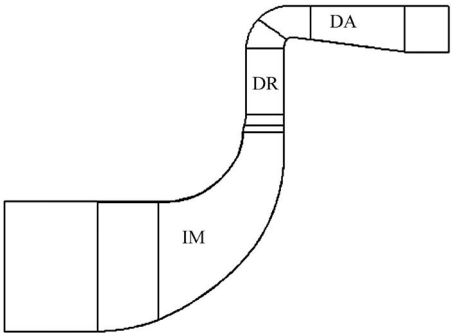


图 2 离心压气机计算流道
Fig. 2 Sketch of the flow path

数值模拟使用 FINE™/ TURBO 软件,求解三维定常雷诺平均的 Navier-Stokes (N-S) 方程,空间离散格式为中心差分格式,湍流模型选择 Spalart-Allmaras 一方程模型,进口给定总温总

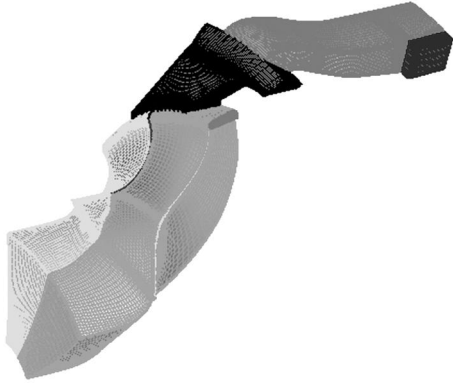


图 3 离心压气机级计算网格
Fig. 3 Sketch of the computed mesh

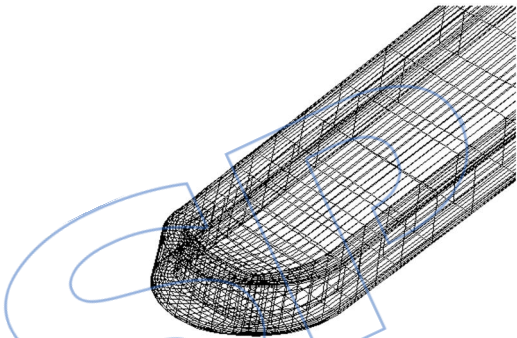


图 4 叶尖间隙蝶形网格示意图
Fig. 4 Sketch of the gap mesh

压、轴向进气,出口给定机匣处的静压,其他径向位置处静压由径向平衡方程得到,固壁边界条件为绝热、无滑移边界条件.所有间隙的数值模拟,都采用了相同的边界条件以及相同的转速.

2 数值模拟结果及分析

2.1 叶尖均匀间隙计算结果分析

设置叶轮进口与出口为均匀间隙,选取间隙值分别为 0.1、0.2 mm 和 0.3 mm.通过改变出口背压,模拟压气机的运行状态,得到压气机的工作特性线.图 5 为不同间隙情况下得到的压气机叶轮的整级特性,图 6 为对应的压气机整级特性.图中曲线说明的意思是进口间隙值-出口间隙值.

由图 5 可以看出,随着叶轮间隙的增大,叶轮内的增压能力受其影响而降低,总压比随之下降,绝热效率明显降低,导致整级性能下降,同时,压气机的工作裕度也有了一定程度的减小.另外,压气机的流通能力随着间隙的增加也有所减弱,特性线向坐标轴的左下方移动.这充分说明,叶尖间隙泄漏流动,影响了离心叶轮的性能,进而影响到压气机的整级性能.

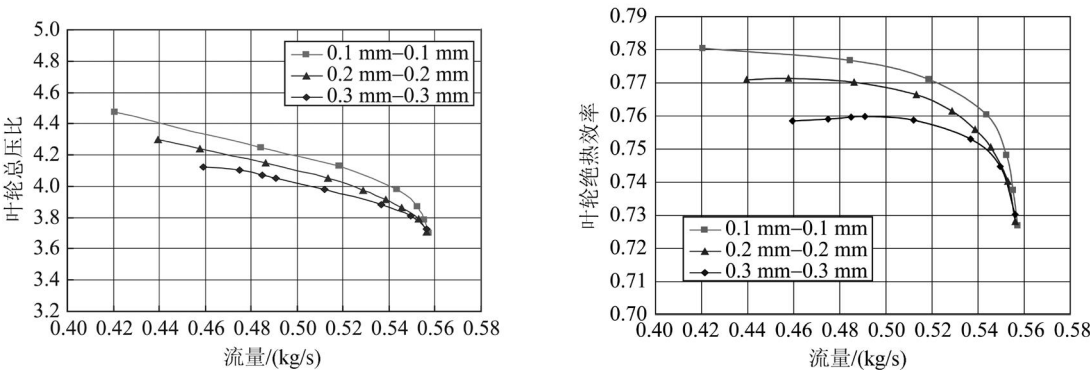


图 5 均匀间隙下离心叶轮特性

Fig. 5 Impeller performances with different clearance widths

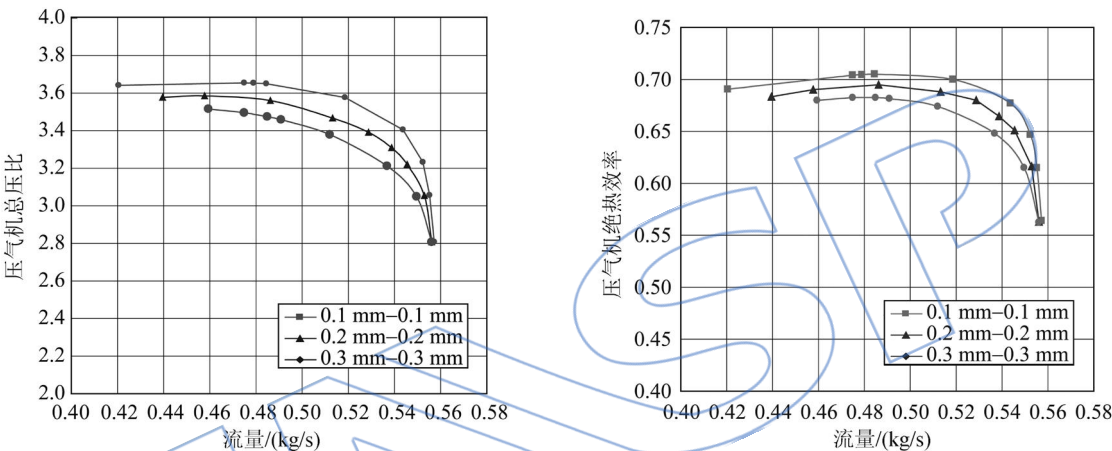


图 6 均匀间隙下离心压气机特性

Fig. 6 Compressor stage performances with different clearance widths

表 1 列出了所有算例在相同出口背压 330 kPa 的典型工况下,压气机的性能参数. 总体变化规律是,当相对间隙由 1.54 % 增加至 3.08 %,压气机的总压比下降了 1.5 %,级效率下降了 0.78 %;当相对间隙由 3.08 % 增加到 4.62 %,总压比下降了 0.26 %,级效率下降了 0.96 %. 另外,流量也有不同程度的减小,压气机整级的工作裕度减小了 11 %. 通过参数对比可以充分说明,叶尖间隙对压气机性能的影响作用是很显著的,在结构允许的条件下,尽可能地缩小叶尖间隙也是压气机设计人员的目标. 接下来将对这一典型工况下,各个算例的流动特点进行分析.

2.2 不同间隙情况下叶轮内流动分析

在图 7 给出的均匀间隙情况下叶轮子午流面相对马赫数分布图中可以看到,由于叶尖间隙潜流的影响,在叶轮流道里近机匣区存在着一个明显的低马赫数区域,而且随着叶尖间隙的增加,该区域范围明显扩大,大范围的低马赫数区将带来较大的流动损失,并且影响叶轮的做功能力.

表 1 不同间隙相同背压工况点的压气机性能参数

Table 1 Performance parameters under the same outlet pressure with different clearance widths

间隙设置/ mm	间隙/ 叶轮 出口宽度/ %	进口流量/ (kg/ s)	级压比	级效率
0.1-0.1	1.54	0.5308	3.5200	0.69350
0.2-0.2	3.08	0.5132	3.4671	0.68810
0.3-0.3	4.62	0.4909	3.4580	0.68150

图 8 是三种间隙情况下 98 % 叶高 S_1 流面的相对马赫数分布. 从中可以清晰地观察到,一道斜激波自主叶片吸力面发出,受到间隙泄漏流动的高速冲击干扰,激波结构向下游凹曲,激波弯曲变形. 随着叶尖间隙的增加,泄漏流动的强度也随之增强,并削弱了前缘激波的强度,同时激波的位置略有前移. 气流通过激波之后在主叶片吸力面与分流叶片压力面之间,形成一个低速区,其主要是激波与泄漏流动相互作用的结果,随着间隙由

Fig. 8 Relative Mach number distribution of impeller tip region with different clearance widths

由图 9 可见:

A 截面,0.1 mm 间隙时流场没有明显的分流区,随着间隙增加到 0.2 mm 和 0.3 mm 时,主叶片吸力面与分流叶片压力面之间,近机匣位置已经出现了较小的分离区,但是间隙泄漏流动还没有影响到叶轮通道内的主流。

B 截面,叶尖间隙潜流对流场的作用已经表现出来。泄漏涡主要是由叶片间隙附近吸、压力面以及机匣边界层中的低能流体形成的,在马赫数等值线分布中,将有一个低马赫数区域与之相对应。从图示可以看到,各个间隙情况下,分流叶片吸力面一侧都出现了很明显的泄漏涡,造成很大

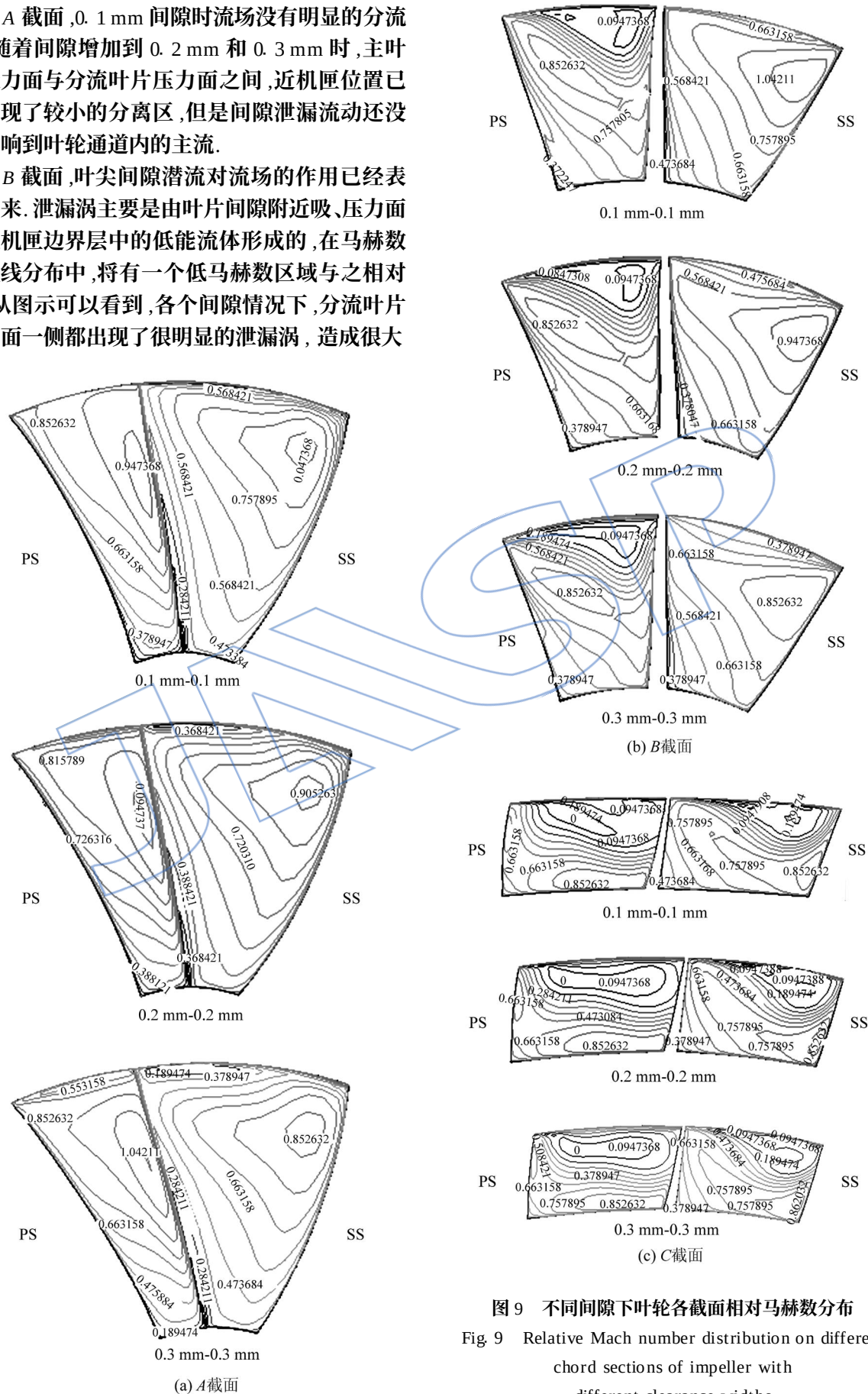


图 9 不同间隙下叶轮各截面相对马赫数分布

Fig. 9 Relative Mach number distribution on different chord sections of impeller with different clearance widths

的流动损失;而随着间隙的增加,泄漏流动的影响区也有所扩大,已经占据了叶轮流道近 $1/3$ 的区域。

C截面,接近叶轮出口,间隙泄漏流动对主流的影响作用更加增强,表现为在主叶片吸力面一侧和分流叶片吸力面一侧都出现了很明显的泄漏涡,同时泄漏流动沿周向向主叶片的压力面方向移动,形成大面积的高损失区域。随着间隙的增加,泄漏流的强度也随之增强,表现为分流叶片吸力面一侧的分离区域明显扩大,同时泄漏流动影响范围沿径向已经扩展到了叶轮流道一半以上的区域,对主流流动产生了强烈的恶化作用,严重影响了叶轮的做功能力和增压能力。以上流动现象的分析说明,泄漏涡在流动过程中逐渐向远离吸力面的方向移动,泄漏流动的影响范围随着叶尖间隙的增加而扩大。

3 结 论

为了研究离心压气机叶尖间隙流动的流动特点,本文采用数值模拟的方法,研究了在三种均匀间隙情况下,离心压气机性能的变化,以及叶轮内部间隙流动特点,得到以下结论:

1) 叶轮流道内泄漏流动的强度与造成的流动损失,与间隙的大小相关,间隙越大,泄漏流动的强度越大,带来的损失也越大,导致叶轮的增压能力下降,绝热效率降低,进而使得压气机整级性能下降,稳定工作裕度变窄;

2) 随着间隙的增大,泄漏流动的强度增加,激波与泄漏流动相互作用也随之增强,激波更加扭曲变形,并向前缘方向移动;

3) 叶尖相对间隙由 1.54% 增加至 4.62% ,压气机总压比下降了 1.76% ,级效率下降了 1.74% ,压气机工作裕度缩小了 11% ,所以,在结构条件允许的情况下,应该尽可能减小叶尖间隙。

参考文献:

- [1] Dring R P, Johslyn H D, Hardin L. An investigation of axial compressor rotor aerodynamics[J]. ASME Journal of Engineering for Power, 1982, 104(1): 84-96.
- [2] Dring R P, Johslyn H D. An investigation of axial compressor rotor aerodynamics[J]. ASME Journal of Engineering for Power, 1982, 104(1): 84-96.
- [3] Ibaraki S, Matsuo T, Kuma H, et al. Aerodynamics of a transonic centrifugal compressor impeller[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2003, 125(1): 346-351.
- [4] 敬荣强, 李浪江, 桂幸民. 高负荷跨音压气机叶尖间隙流动的数值分析与比较[J]. 航空动力学报, 2003, 18(6): 827-831.
JING Rongqiang, LI Minjiang, GUI Xingmin. Numerical analysis and comparison of the tip-clearance flow of a high-loading transonic compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(6): 827-831. (in Chinese)
- [5] 邓宝洋, 桂幸民, 袁巍, 等. 高负荷跨音压气机转子的间隙效应[J]. 北京航空航天大学学报, 2002, 28(4): 387-390.
DENG Baoyang, GUI Xingmin, YUAN Wei, et al. Experimental investigation on high-loading transonic compressor rotor[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002, 28(4): 387-390. (in Chinese)
- [6] 李晓娟, 桂幸民. 风扇/增压级带间隙三维粘性流场数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32(1): 4-7.
LI Xiaojuan, GUI Xingmin. Numerical simulation of three dimension viscous flow of fan/compressor with tip clearance[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(1): 4-7. (in Chinese)
- [7] 彭森, 杨策. 离心压气机叶尖间隙泄漏流动数值研究[J]. 工程热物理学报, 2005, 26(6): 935-937.
PENG Sen, YANG Ce. Numerical simulation of centrifugal compressor with tip clearance[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2005, 26(6): 935-937. (in Chinese)
- [8] Skoch G J. Experimental investigation of centrifugal compressor stabilization techniques[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2003, 125: 704-713.
- [9] Schleer M, Song S J, Abhari R S. Clearance effects on the onset of instability in a centrifugal compressor[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2008, 130: 1-11.