

文章编号: 100028055(2010) 062138206

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

夏钦斌¹, 王如根¹, 周 敏², 王 龙¹, 李 勇¹, 郭飞飞¹

(11 空军工程大学 工程学院, 西安 710038;

21 北京航空工程技术研究中心, 北京 100076)

摘 要: 采用非定常数值方法对低雷诺数条件下 50%, 75% 和 100% 三种不同轴向叠合量的轴向倾斜缝处理机匣结构对 NASA Rotor 37 跨声速压气机转子的扩稳效果进行了研究. 结果表明, 引入处理机匣后, 附面层径向涡得到了很好的抑制, 由附面层径向涡所引发的叶顶阻塞区大为减小, 虽然又引发了由叶顶间隙涡对叶顶所造成的阻塞, 但引入处理机匣后对压气机稳定性仍有较大的改善, 能有效提高压气机转子的失速裕度.

关 键 词: 压气机; 流动失稳; 低雷诺数; 机匣; 附面层径向涡; 叶顶间隙流

中图分类号: V231.9

文献标识码: A

Research on the effects of a transonic compressor rotor with axial skewed slots casing treatment at low Reynolds number

XIA Qinbin¹, WANG Rugen¹, ZHOU Min², WANG Long¹,
LI Yong¹, GUO Feifei¹

(11 The Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;

21 Aeronautical Technology Research Center, Beijing 100076, China)

Abstract: The effects of NASA Rotor 37 transonic compressor rotor with 50%, 75% and 100% axial congruence skewed slots casing treatment at low Reynolds number were investigated by unsteady numerical simulation. The result shows that the boundary layer radial vortex is well controlled and the blockage zone due to boundary layer separation is notably reduced. It is also found that the blockage zone is caused due to the tip leakage vortex. The stall margin of the compressor rotor with axial skewed slots is obviously improved, contributing to the compressor stability.

Key words: compressor; flow instability; low Reynolds number; casing; boundary layer radial vortex; tip leakage flow

近些年来, 许多研究人员对于扩大压气机转子的稳定工作范围进行了大量研究. 如机匣处理、叶顶喷气、抽吸等, 并取得了一定的效果^[29]. 其中, 机匣处理由于结构简单、成本低廉、可靠性高和扩稳效果好等特点被广泛应用. 但大量研究主

要针对高雷诺数条件下进行, 目前对低雷诺数下跨声速压气机的失稳机制和扩稳研究还比较少. 在低雷诺数条件下由于受到雷诺数和逆压梯度等因素的作用, 叶片吸力面附面层气流分离现象更加严重, 并发展出附面层径向涡流动现象, 在叶顶

收稿日期: 20090506; 修订日期: 20091226

基金项目: APTD 研究项目 (APTD15040407)

作者简介: 夏钦斌 (1982-), 男, 湖南蓝山人, 博士生, 主要从事航空发动机气动热力理论与工程研究

形成大面积分离区,阻塞叶顶流场,对压气机稳定性产生重要影响.本文以 NASA Rotor 37 跨声速压气机转子为例^[10-12],采用非定常数值方法对 50%、75% 和 100% 三种不同轴向叠合量的轴向倾斜缝处理机匣结构在低雷诺数条件下的扩稳效果进行了研究,分析了槽内的非定常流动过程和引入处理机匣前后附面层径向涡和叶顶间隙涡的运动和发展变化.

1 跨声速转子内部流动失稳

首先采用定常数值方法模拟了雷诺数 $Re=1.34 \times 10^5$ ($H=20\text{ km}$) 100% 设计转速下 NASA Rotor 37 跨声速压气机转子的内部流场.为了分析附面层径向涡对跨声速压气机稳定性的影响机理,图 1 给出了近失速工况压气机转子吸力面侧的流场结构图,灰白色为叶片吸力面极限流线,白色为附面层径向涡粒子示踪.可以看出,由叶根处叶片吸力面附面层转捩区内的分离气流发展而来附面层径向涡在离心力的作用下,从叶根向叶顶迅速发展,涡流上升到叶顶区域时,受到叶顶端壁几何空间限制而聚集,形成附面层分离气流和低能流团的聚集区.

的流动失稳的一个重要原因.

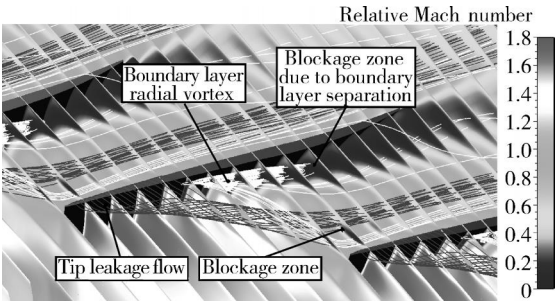


图 2 近失速工况转子叶顶流场
Fig. 2 Flow field of rotor blade tip

2 模型简介及数值分析方法

针对低雷诺数下该跨声速压气机转子流动失稳的特点,本文考虑采用缝式处理机匣结构对该转子进行扩稳,设计了如图 3(a) 所示的缝式处理机匣结构.考虑到计算量不致过大,对于每一个叶片通道设计了 6 个矩形处理槽,取计算域为 1 个叶片通道和 6 个机匣处理槽道.处理槽平行于转子旋转轴并且沿着径向朝叶片旋转方向倾斜 45°,处理槽长度约等于 90% 转子叶顶轴向弦长,其周向开放度为 67%,缝深约 11 mm.此外,以前

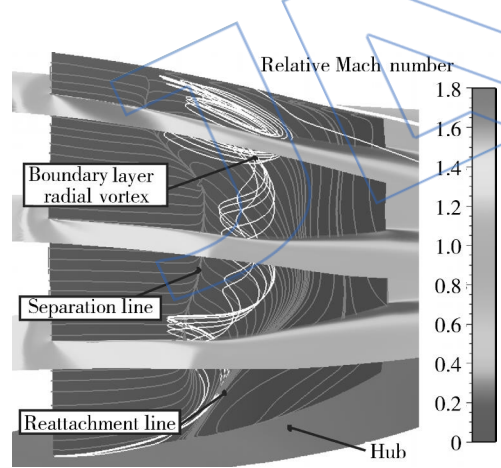


图 1 叶片吸力面附面层径向涡
Fig. 1 Boundary layer radial vortex on the suction surface

图 2 给出了近失速工况压气机转子的叶顶流场结构图,图中同时给出了叶顶间隙泄漏流粒子示踪(灰色)和附面层径向涡粒子示踪(白色).从图 2 中可以看出,叶顶间隙流、激波和来流之间相互作用形成了一个较小的阻塞区,对通道主流的影响较小,而附面层径向涡在叶顶的聚集引发了大面积的分离阻塞区,这也成为了该压气机转子

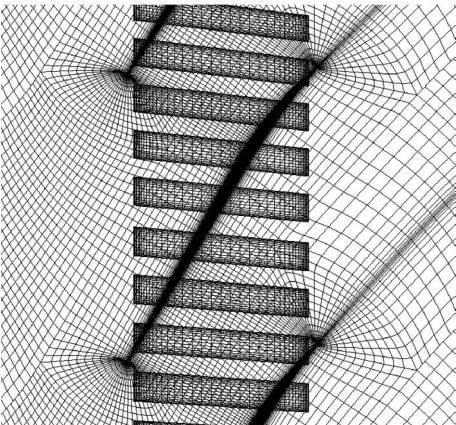
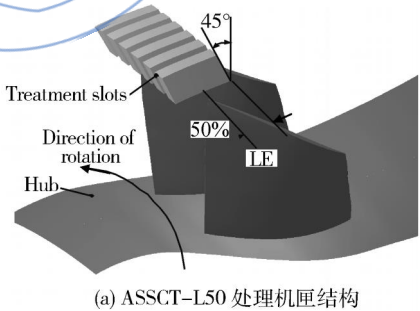


图 3 轴向倾斜缝处理机匣结构简图及交接面计算网格
Fig. 3 Sketch map of casing treatment and computation grid

的研究表明, 不同的轴向叠合量对于压气机的稳定工作裕度和效率两个关键指标都有较大影响, 为研究不同轴向叠合量对压气机的影响, 同时根据低雷诺数条件下压气机流动失稳的特性, 分别设计了具有 50%、75% 和 100% 三种不同轴向叠合量的轴向倾斜缝处理机匣结构, 记为 ASSCT2L50、ASSCT2L75 和 ASSCT2L100. 其中, ASSCT2L100 正好位于叶顶上方基本覆盖转子叶顶前缘 (LE) 和后缘, ASSCT2L75 则沿轴向覆盖转子叶顶上游约 75% 区域, ASSCT2L50 为转子叶顶上游约 50% 区域.

对于 EURANUS 求解器来说, 要求滑移面两侧的网格必须为 H 型网格, 需要对叶片通道网格进行处理: 轴向抽吸槽内网格采用简单 H 型网格, 并固接在一个很薄的网格块上 (约为 14% 转子叶顶间隙), 图 3 (b) 给出了处理机匣与转子通道之间交接面的计算网格.

采用加入 AGS (Ahu2Ghannam & Shaw) 转捩模型的 Spalar2Allmaras 湍流模型进行计算, 在之前的研究中已经对该数值模拟方法的模拟精度和可靠性进行了详细的分析^[13], 结果表明该模型具有较好的计算精度. 非定常计算采用了隐式双时间方法, 对于转子与处理机匣这一固有的非定常干涉问题, 由于转子叶片通道的处理槽数目为 6, 所以物理步长的时间取值必须考虑处理机匣内非定常流动特征的可分辨, 本文设定每一个转子叶片通道周期 (转子通过一个叶片栅距所需要的时间) 的物理时间步长为 $n=30$, 每一个物理时间步长下的虚拟时间步为 40. 为节省计算时间, 以相同工况的定常计算结果作为非定常计算的初场, 然后沿物理时间步长推进直到总性能参数以及监测点的信号随时间出现周期性变化时即认为非定常计算已收敛.

3 处理机匣结构对压气机的影响

3.1 处理机匣结构对压气机转子性能的影响

利用本文的数值模拟方法对三种不同轴向倾斜缝处理机匣的跨声速转子内部流场进行了详细的数值模拟. 如图 4 所示, 对比了在 100% 设计转速下实壁机匣和三种不同的轴向倾斜缝处理机匣的压气机转子特性, 其中, 图中的流量转换成了 0 km 时的换算流量. 可以看出, 不同的处理机匣对压气机转子的特性存在较大的差异. 三种处理机匣中, ASSCT2L75 处理机匣的扩稳能力最强, ASSCT2L100 处理机匣次之, ASSCT2L50 处理机

匣的扩稳能力最差, 三种处理机匣的引入使得压气机失速工况的流量分别减小了约 31.04%、21.25% 和 1.11%, 同时压气机的峰值效率则分别下降了约 1.84%、2.01% 和 1.36%.

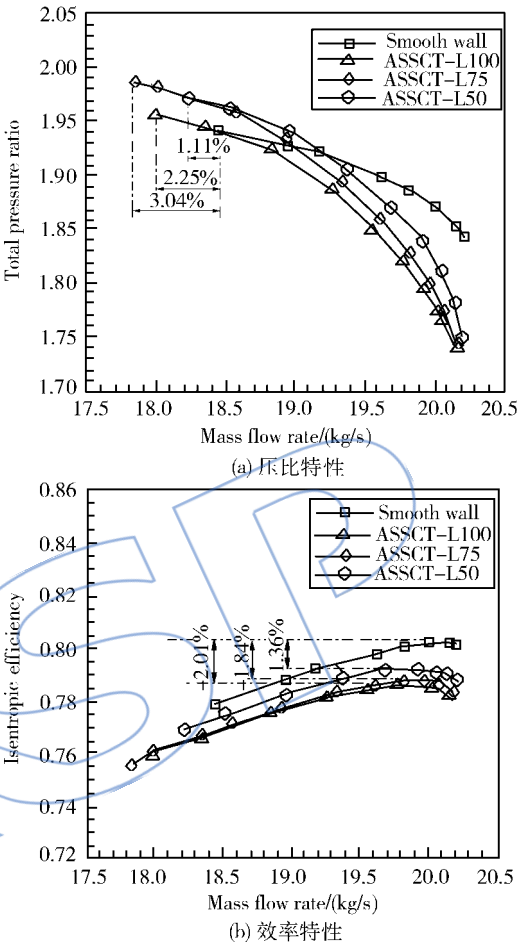


图 4 缝式处理机匣对跨声速压气机特性的影响
Fig. 4 Characteristic of NASA Rotor 37

3.2 处理机匣时均结果分析

为揭示处理机匣的引入对压气机流场结构的影响, 下面主要以 ASSCT2L75 处理机匣为例进行分析. 图 5 给出了引入 ASSCT2L75 处理机匣后近失速工况下的径向涡流图. 从图中可以看出, 引入处理机匣后, 部分附面层径向涡被抽吸至处理槽内, 很大程度上抑制了附面层径向涡在叶顶的聚集, 叶顶区域吸力面附近的阻塞区大为减小, 分离线向后缘移动.

图 6 对比了引入处理机匣后转子叶顶流场结构图. 从图中可以看出, 引入处理机匣后, 由附面层引发的叶顶区域的阻塞区大为减小, 而叶顶间隙流向叶片的吸力面方向移动, 其阻塞区得到一定程度的减弱. 部分附面层径向涡流和叶顶间隙流在转子中后部附近被抽吸进处理槽, 槽道将这

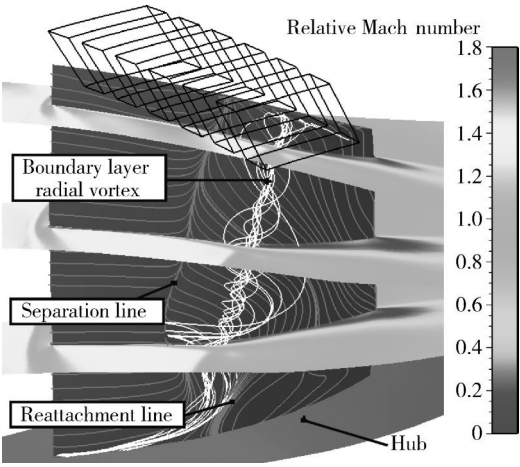


图 5 ASSCT2L75 处理机匣叶片吸力面附面层径向涡
Fig. 5 Boundary layer radial vortex on the suction surface

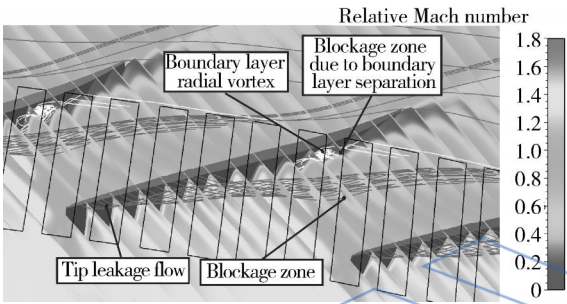


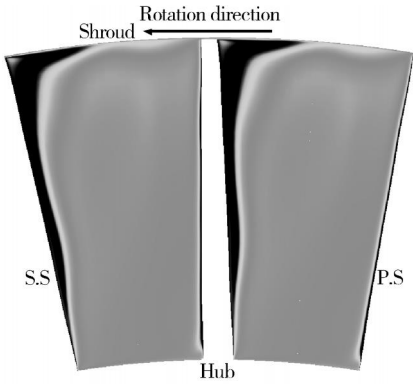
图 6 ASSCT2L75 处理机匣近失速工况转子叶顶流场
Fig. 6 Flow field of rotor blade tip

一部分流体向转子叶片上游方向输送,并重新射入具有较大轴向动量的主流.处理机匣的引入很大程度上抑制了附面层径向涡在叶顶的聚集所造成的阻塞,使通道流场得到改善,提高了压气机转子的失速裕度.

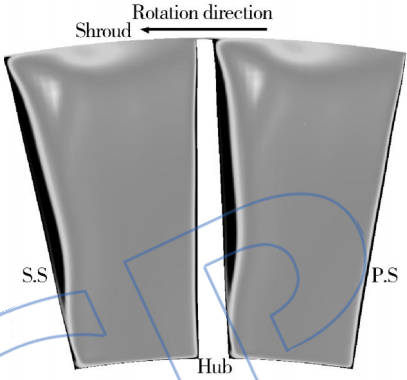
图 7 给出了近失速工况下压气机 50% 轴向弦长处叶片通道内马赫数分布.从图中可以看出,引入处理机匣后,叶顶区域的阻塞区大为减小,而 90% 叶高以下吸力面附近的大面积附面层分离区已经成为了压气机失速的一个重要原因.

3.3 处理槽内非定常流动分析

为了从非定常角度定性地认识处理机匣与跨声速压气机转子通道之间的非定常干涉现象,以 ASSCT2L75 处理机匣为例,对处理槽进行了非定常流动分析.图 8 所示给出了一个转子叶片通过周期内 3 个不同时刻某典型处理槽内流向中间截面上的速度矢量图,同时给出了转子叶顶和处理槽内静压分布.从图中可以看出,叶片中后部附近的叶顶气流能顺利进入处理槽内部,并在处理槽前后压差作用下向前输运,在处理槽内引起明显



(a) 实壁机匣



(b) ASSCT-L75 处理机匣

图 7 50% 轴向弦长叶片通道内马赫数分布
Fig. 7 Distribution of Mach number on 50% axial chord

的逆时针回流,并在叶片前缘附近射入主流,因此通过处理槽可有效消除叶顶附面层径向涡的聚集和分离,从而扩大压气机的工作稳定性.

在转子叶顶刚刚掠过处理槽的后端时($t = T/3$),处理槽的后端立刻出现了一个明显的低压区,叶顶吸力面附近包括附面层径向涡(BLRV)在内的大量流体被处理槽吸入.在转子叶顶接近处理槽道直至转子叶尖暴露在处理槽道这段时间内($t = 2T/3$),转子叶顶和叶片通道激波的存在从一定程度上减弱了处理槽槽道感受的压力梯度,此时回流较小,但在处理槽的后端仍然有一个较为明显的低压区,包括叶顶间隙流(TLF)内的部分流体被吸入处理槽内.当转子叶片的吸力面暴露在处理槽道中时($t = 3T/3$),处理槽的存在使得叶顶吸力面出现一个低压区,处理槽内出现很强的射流,而由于处理槽后端高压区的存在,此时对叶顶区域流体的抽吸量较小.总的来说,虽然处理槽内的回流在不同时刻也有一些变化,但总存在稳定的较强的回流.

处理机匣的引入同时也带来了一定的负面影响,从前面处理槽道内的流动分析可以看出,处理

槽内存在着较强的回流, 由于处理槽槽道沿着径向朝叶片旋转方向偏转了一定的角度, 因此处理槽向转子通道的射流具有相当高的周向速度, 并且其方向与转子旋转方向相反, 这股较强的射流一方面使得转子叶顶上游压力面的载荷增加, 从而加剧了叶顶间隙流; 另一方面射流所携带的较大的周向速度与叶片通道主流方向的不一致性势必引起较大的掺混损失, 压气机的效率下降.

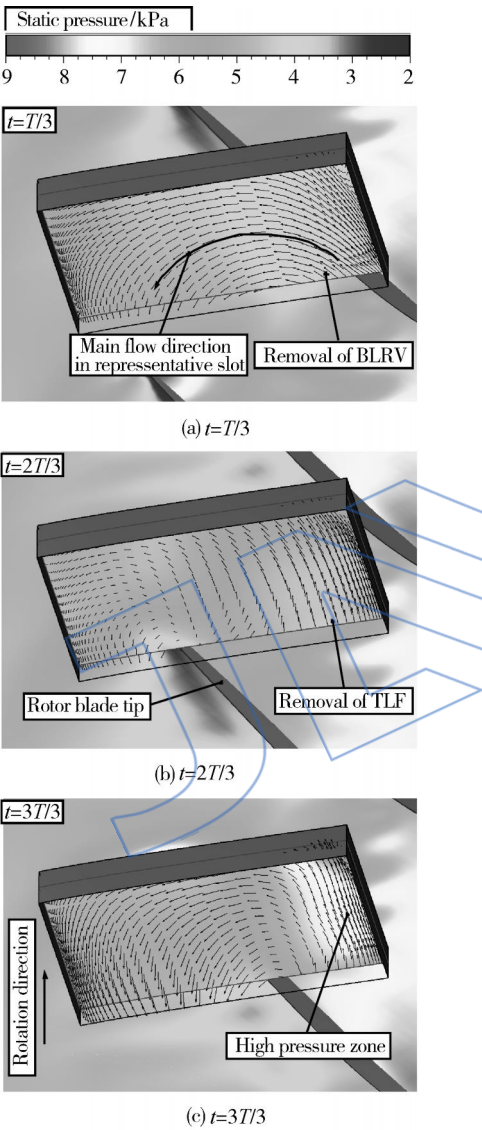


图 8 ASSCT2L100 处理机匣一个叶片通过周期内几个不同时刻某典型处理槽内流动矢量

Fig. 8 Flow vector at one representative slot at different times in one overpass period

由于槽道的抽吸区域与叶顶区域附面层径向涡的位置的不同, 三种处理机匣对附面层径向涡的抽吸效果也不尽相同. 由于 ASSCT2L75 处理机匣槽道的抽吸区域与叶顶区域附面层径向涡的

位置基本一致, 所以对附面层径向涡的抽吸也最为有效; ASSCT2L100 处理机匣槽道的抽吸区域相较于叶顶区域附面层径向涡的位置有一定靠后, 所以抽吸效果稍差; 而 ASSCT2L50 处理机匣槽道的抽吸区域相较于叶顶区域附面层径向涡的位置有一定靠前, 同时由于处理槽道与叶顶区域叠合量的减少, 槽内的流量有所减少, 对附面层径向涡的抽吸能力最差, 因而其扩稳能力也最差(如图 3(a) 所示).

4 结 论

本文利用非定常数值模拟方法对三种不同轴向倾斜缝处理机匣的跨声速转子内部流场进行了详细的数值模拟, 主要得到以下结论:

- 1) 在低雷诺数条件下, 附面层径向涡在叶顶的聚集引发了大面积的分离阻塞区, 成为了该压气机转子的流动失稳的一个重要原因.
- 2) 不同的处理机匣对压气机转子的特性存在较大的差异. 三种处理机匣中, ASSCT2L75 处理机匣的扩稳能力最强, ASSCT2L100 处理机匣次之, ASSCT2L50 处理机匣的扩稳能力最差, 三种处理机匣的引入使得压气机失速工况的流量分别减小了约 3.04%, 2.25% 和 1.11%, 与此同时, 压气机的峰值效率分别下降了约 1.84%, 2.01% 和 1.36%.
- 3) 轴向槽处理机匣的引入能够有效地抑制附面层径向涡, 从而减小了由于附面层径向涡对叶顶所造成的阻塞. 从抑制附面层径向涡的效果来看, ASSCT2L75 处理机匣最好, ASSCT2L100 处理机匣次之, ASSCT2L50 处理机匣最差.
- 4) 处理槽内存在着较强的回流, 一方面使得转子叶顶上游压力面的载荷增加, 从而加剧了叶顶间隙流, 增加了叶顶间隙流的强度; 另一方面由于这股较强的射流所携带的较大的周向速度与叶片通道主流方向不一致, 引起了较大的掺混损失, 压气机转子的效率下降.

参考文献:

[1] Behnken R L, Leung M, Murray R M, et al. Characterizing the effects of air injection on compressor performance for use in active control of rotating stall[R]. ASME Paper GT2972316, 1997.

[2] Khalid S. Practiccal compressor casing treatment[R]. Orlando, FL: The 1997 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition, 1997.

[3] Yang H, Nuernberger D, Nicke E A. Numerical investiga2

- tion of casing treatment mechanisms with a conservation mixed-cell approach [R]. ASME Paper GT2003-28483, 2003.
- [4] Lu X G, Chu W L, Zhu J Q. Mechanism of the interaction between casing treatment and tip leakage flow in a subsonic axial compressor [R]. ASME Paper GT2006-90077, 2006.
- [5] Kerrebrock J L, Reijnen D P, Ziminsky W S. Aspirated Compressor[R]. ASME Paper 97GT2525, 1997.
- [6] Reijnen D P. Experimental study of boundary layer suction in a transonic compressor[D]. Cambridge, MA: Massachusetts Institute of Technology, 1997.
- [7] Mechant A A, Drela M, Kerrebrock J L, et al. Aerodynamic design and analysis of a high pressure ratio aspirated compressor stage[R]. ASME Paper GT2000-619, 2000.
- [8] Schuler B J, Kerrebrock J L, Mechant A A. Experimental investigation of an aspirated fan stage[R]. ASME Paper GT2002-30370, 2002.
- [9] 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)
- [10] Hah C, Enomoto S, Hobson G V. Numerical and experimental investigation of low Reynolds number effects on laminar flow separation and transition in a cascade of compressor blade[R]. ASME Paper GT2000-2276, 2000.
- [11] Schreiber H A, Steinert W. Effects of Reynolds number and freestream turbulence on boundary layer transition in a compressor cascade[R]. ASME Paper GT2000-263, 2000.
- [12] Schreiber H A, Steinert W. Advanced high turning compressor airfoils for low Reynolds number condition: Part 2- Experimental and numerical analysis[R]. ASME Paper GT2003-38417, 2003.
- [13] 赵英武. 雷诺数对压气机性能影响的数值模拟[D]. 西安: 空军工程大学, 2008.
- ZHAO Yingwu. Numerical simulation of effect of Reynolds number on compressor performance[D]. Xi'an: Air Force Engineering University, 2008. (in Chinese)