

文章编号: 1000-8055(2009)06-1379-06

低雷诺数下跨声速压气机转子失速工况时 流动失稳触发过程研究

周敏^{1,2}, 王如根¹, 白云¹, 王学德¹, 武卫¹

(1. 空军工程大学 工程学院, 西安 710038;

2. 空军装备研究院 航空装备研究所, 北京 100076)

摘 要: 采用非定常数值方法模拟了低雷诺数条件下 NASA Rotor 37 跨声速压气机转子内部流动失稳机制. 结果表明, 随着压气机失速工况的推进, 附面层径向涡不断扩大和增强, 由附面层径向涡引发的叶顶附面层分离阻塞区不断向叶片前缘移动, 直至与叶顶压力面前缘附近由激波和间隙泄漏流诱发的阻塞区相结合, 使叶顶通道来流完全被阻塞, 最终触发压气机流动失稳.

关 键 词: 跨声速压气机; 流动失稳; 雷诺数; 附面层径向涡

中图分类号: V231.9

文献标识码: A

Research on flow instability triggering process at stall condition of transonic compressor rotor at low Reynolds number

ZHOU Min^{1,2}, WANG Ru-gen¹, BAI Yun¹, WANG Xue-de¹, WU Wei¹

(1. Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;

2. Aeronautic Equipment Institute of Air Force,
Equipment Research Academy, Beijing 100076, China)

Abstract: The flow instability triggering process at stall condition of NASA Rotor 37 transonic compressor rotor at low Reynolds number was investigated by unsteady numerical simulation. The result shows that the effect range of boundary layer radial vortex is extended, the boundary layer separation blockage zone due to radial vortex is assembled at the blade tip, as the stall condition develops, the boundary layer separation blockage zone moves to the blade leading edge, and combines with blockage zone due to shock and tip leakage flow. So the blade tip passage is fully blocked, and compressor flow instability is triggered off.

Key words: transonic compressor; flow instability; Reynolds number;
boundary layer radial vortex

近年来许多学者开展了关于跨声速轴流压气机内部流动失稳机制的研究,并取得了一定的进展. 研究表明,触发跨声速轴流压气机内部流动失稳的叶顶复杂流动机制主要包括叶顶分离、叶顶间隙流以及激波导致的阻塞. 根据实际压气机转速以及气动载荷的不同,这几种机制可能同

时存在,也可能孤立发生^[1-4].

目前对跨声速压气机失稳模型的研究已经逐步明确到压气机内部的复杂流动机理,对失稳机制也有了一定的认识. 国内外研究人员在对高雷诺数下跨声速压气机转子内部流动失稳的研究中发现,在跨声速压气机转子近失速点工况时,阻塞

收稿日期: 2008-06-20; 修订日期: 2009-04-20

基金项目: APTD 研究项目 (APTD-1504-04-07); 空军工程大学工程学院优秀博士学位论文创新基金 (BC07006)

作者简介: 周敏 (1981-), 男, 安徽安庆人, 博士生, 主要从事航空发动机气动热理论与工程研究.

叶顶流场的是由激波和叶顶间隙泄漏流相互作用诱发的大面积阻塞区, 该阻塞区主要集中在叶顶压力面前缘, 成为导致跨声速压气机转子内部流动失稳的重要原因^[5-7].

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必将更加严重, 部分文献研究认为^[8], 随着雷诺数下降, 附面层径向涡迅速发展起来, 并在叶顶形成大面积附面层分离区, 阻塞叶顶流场, 对压气机稳定性产生重要影响, 甚至会使压气机的流动失稳机制发生变化, 但上述研究并没有发现附面层径向涡触发压气机内部流动失稳的直接证据, 这一观点尚缺乏有力依据. 因此开展低雷诺数条件下失速工况时跨声速压气机流动失稳触发机制的研究是十分必要的.

1 数值分析方法

由于 NASA Rotor 37 跨声速压气机转子内部的流动特性在跨声速压气机中具有一定代表性. 因此以 NASA Rotor 37 跨声速压气机转子为研究对象, 使用商业 CFD 软件(NUMECA)模拟低雷诺数条件下失速工况时转子内部流场的流动失稳机制. 其中, 控制方程为雷诺平均 N-S 方程, 湍流模型采用加入 AGS (Abar Ghannam and Shaw) 转捩模型的 S-A 湍流模型, 计算中还采用了隐式残差光顺法和完全多重网格加速收敛技术. 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分析, 结果表明: 采用加入 AGS 转捩模型的 S-A 湍流模型具有较好的计算精度^[8-9].

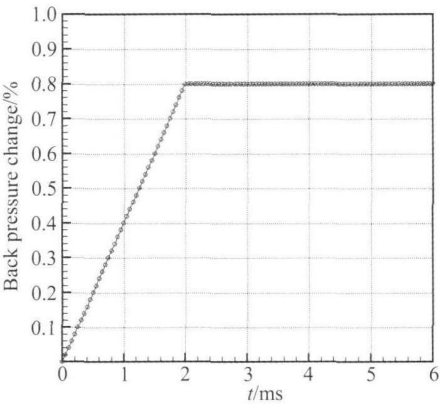
2 计算结果分析

2.1 失速工况下压气机总压比特性

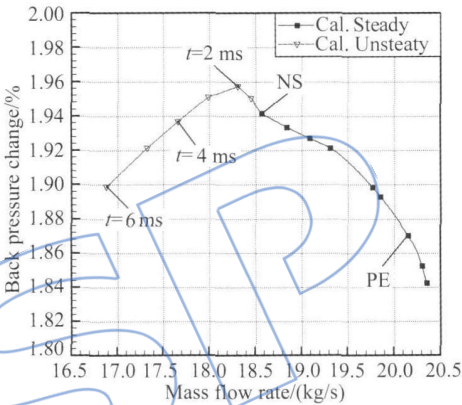
为分析低雷诺数条件下跨声速压气机转子流动失稳机制, 在不改变叶片、流道几何结构的情况下, 通过改变进口总温、总压和出口静压等相关参数, 重点计算了 $H = 20 \text{ km} (Re = 1.34 \times 10^5)$ 时, NASA Rotor 37 跨声速压气机转子在 100% 设计转速下内部流动失稳特性.

首先, 图 1 给出了计算获得的压气机转子在稳定工况和失速工况下的总压比特性以及非定常计算时无量纲化出口压力随时间的变化. 其中无量纲化出口压力变化的 Δp 定义如下:

$$\Delta p = \left(p - p_{\text{stall}} \right) \times 100\% / p_{\text{stall}} \quad (1)$$



(a) 转子出口轮毂压力随时间的变化



(b) 总压比

图 1 转子总压比特性

Fig. 1 Total pressure ratio characteristic of rotor

由图 1(a) 可以看出, 非定常计算初始时段 ($t = 0 \text{ ms}$) 出口背压与定常计算时近失速工况下的背压保持一致, 在 2 ms 内出口背压增加了约 0.8%, 此后, 出口背压保持不变. 图 1(b) 给出了压气机转子的总压比特性, 对于非定常计算, 每隔 1 ms 给出一个结果. 值得指出的是, 由于在失速工况下并不能得到定常收敛解, 因此图 1(b) 中失速工况下的特性都为瞬时结果, 而不是定常收敛结果. 计算结果表明在 2 ms 时, 转子压比达到最大值, 而 2 ms 以后, 总压比迅速下降, 转子流量也随之下降, 并且随着时间推进, 总静压比和流量变化越来越大, 直到最终计算发散.

2.2 非定常工况下附面层径向涡流动发展

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, 首先深入分析低雷诺数条件下失速工况时附面层径向涡的流动发展特性. 图 2 给出了三个失速工况下压气机转子吸力面侧的流场结构, 图中同时给出了叶片吸力面极限流线和附面层径向涡流线(白色).

如图 2 所示, 从图中很容易看出吸力面侧附

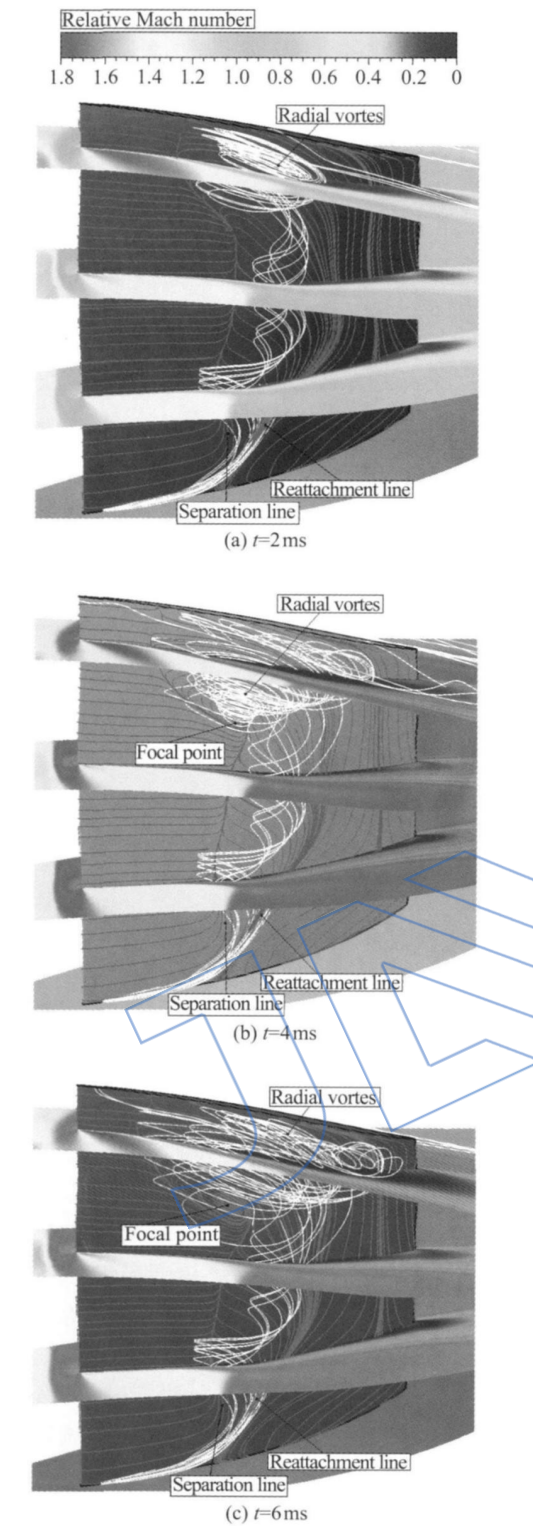


图 2 叶片吸力面附面层径向涡流动和发展
Fig. 2 Development of boundary layer radial vortex on the suction surface of blade

面层径向涡的流动发展过程, 随着失速工况的推进, 附面层径向涡的发展主要集中在叶顶区域, 径向涡的作用范围不断扩大, 主要向叶片前缘扩

展; 并且径向涡的强度也在不断增强. 特别是在 $t=4\text{ ms}$ 时刻以后, 附面层径向涡在叶顶发生了突然扩散的现象, 使径向涡引发的阻塞区占据了更大面积的叶顶通道流场.

图 3 进一步三个失速工况下压气机 50% 轴向弦长处叶片通道内马赫数分布.

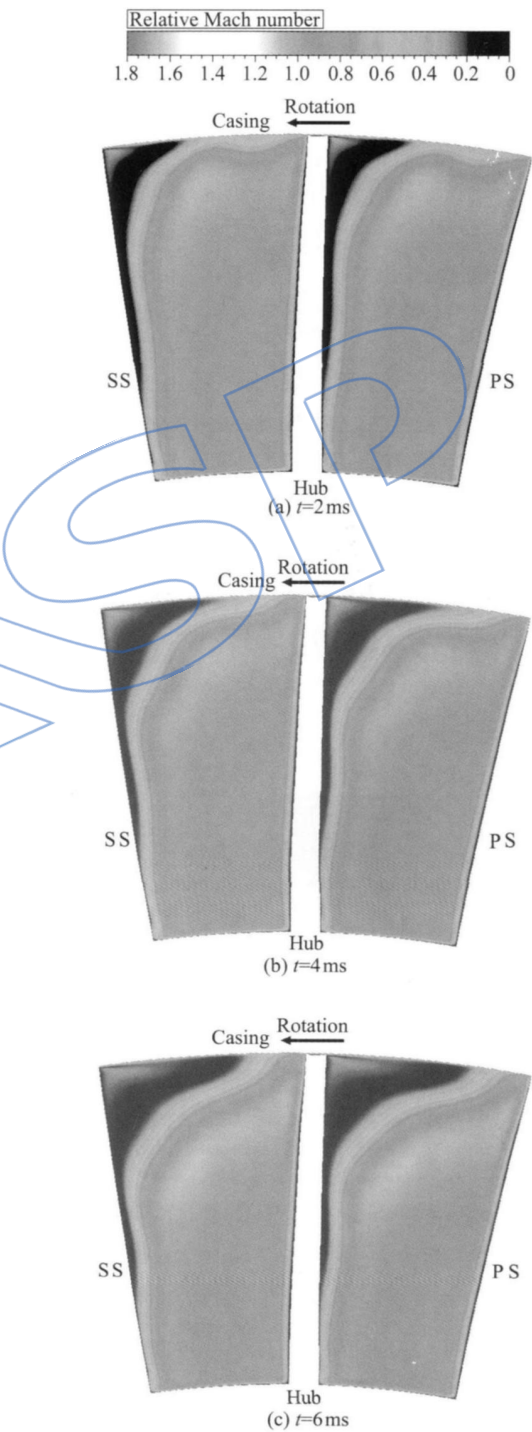


图 3 压气机 50% 轴向弦长处叶片通道内马赫数分布
Fig. 3 Distribution of Mach number on 50% axial chord

从图中很容易看出,随着失速工况的不断推进,从叶顶到 85% 叶高处的附面层阻塞区不断向压力面侧发展,到 $t=6\text{ ms}$ 时,附面层阻塞区已经占据了叶顶大部分的叶片通道,这说明由附面层径向涡诱发的附面层阻塞区并不是仅仅局限在叶顶流场,而是集中在从叶顶到 85% 叶高处约 15% 叶高部分,85% 叶高以下的附面层分离区并没有随失速工况的推进出现明显增长,这也与图 2 的分析结论保持一致。

2.3 压气机叶顶流场结构变化

为了进一步对叶顶附面层阻塞进行定量分析,本文定义了叶顶附面层分离阻塞因子 B_b ,其公式定义如下:

$$B_b = \frac{d_b}{d_0} \tag{2}$$

式中 d_0 表示叶顶处叶片通道喉部的宽度, d_b 表示附面层分离阻塞区在叶片通道喉部的宽度. 较大的 B_b 值表示叶顶附面层分离所造成的阻塞程度较大,当 $B_b=1$ 则意味着附面层分离阻塞区完全阻塞了叶顶喉部通道。

图 4 给出了叶顶附面层分离阻塞区在叶片通道喉部的宽度 d_b 的定义。

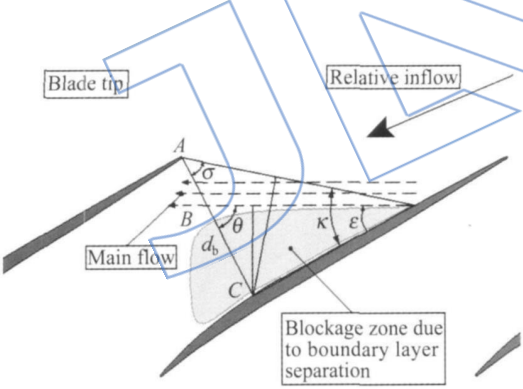


图 4 叶顶附面层阻塞

Fig. 4 Boundary layer blockage zone of blade tip

由图可知,叶顶附面层分离阻塞因子 B_b 的进一步定义如下:

$$B_b = \frac{d_b}{d_0} = \frac{d_0 \frac{\sin \sigma \sin \epsilon}{\sin \kappa \sin \theta}}{d_0} = \frac{\sin \sigma \sin \epsilon}{\sin \kappa \sin \theta} \tag{3}$$

计算压气机叶顶稳定性特征值叶顶附面层分离阻塞因子 B_b ,计算结果如表 1 所示。

由表可见,从近失速工况到 $t=2\text{ ms}$ 失速工

表 1 叶顶流场稳定性特征参数

Table 1 Data of flow stability of blade tip flow field					
压气机 工况	流动参数				阻塞因子
	σ	κ	θ	E	B_b
近失速	44	38	63	19.5	0.423
2 ms	45	37	62.5	20	0.453
4 ms	48	34	62	21	0.540
6 ms	50	30	60	24	0.721

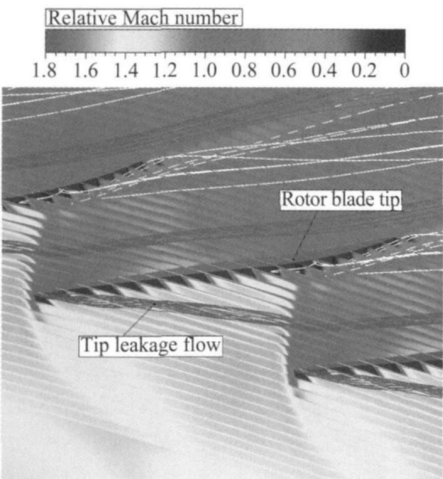
况,附面层阻塞因子 B_b 增长幅度较小,随着压气机失速工况的进一步推进,附面层阻塞因子 B_b 迅速增大,这说明 2ms 以后由附面层径向涡诱发的叶顶附面层阻塞区迅速增长,对叶顶流场通道喉部的阻塞作用越来越强,在 6ms 时刻占据了约 72% 的叶顶通道流场。

图 5 进一步给出了 5 个不同工况下压气机转子叶顶流场结构,图中附面层径向涡流线为白色。

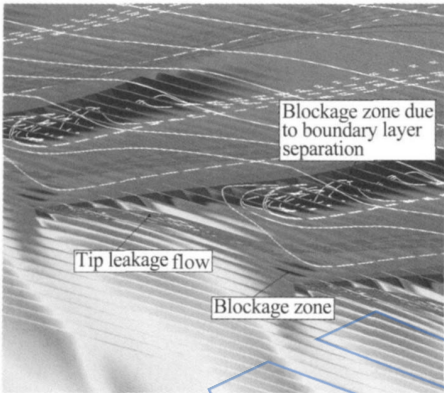
从图 5 中很容易看出叶顶流场结构的变化,在峰值效率工况下,顶部间隙流发起于转子叶片前缘并卷起形成间隙泄漏涡,此时顶部间隙涡能够顺利通过叶片通道激波,通过激波后间隙泄漏涡的方向和强度变化不大.而随着压气机进一步节流,如图 5(b) 所示,在近失速工况时,由附面层径向涡引发的叶顶吸力面附面层分离起始位置向前缘移动,分离区尺度也迅速增大,对叶顶通道流场的阻塞作用较强,同时,在叶顶压力面前缘也出现了小尺度的阻塞区,之前的研究表明它是由激波以及叶顶间隙泄漏流相互作用形成的^[7-8],但其分离区尺度较小。

图 5(c) 和图 5(d) 给出了压气机失速过程中叶顶阻塞区随时间的增长过程,由于附面层径向涡引发的叶顶吸力面附面层分离阻塞区不断向前缘移动,并且尺度不断增大;与此同时,虽然叶顶间隙泄漏流与激波相互作用形成的低能流团阻塞区也在增长,但其增长幅度较小,并没有占据大面积的叶片通道。

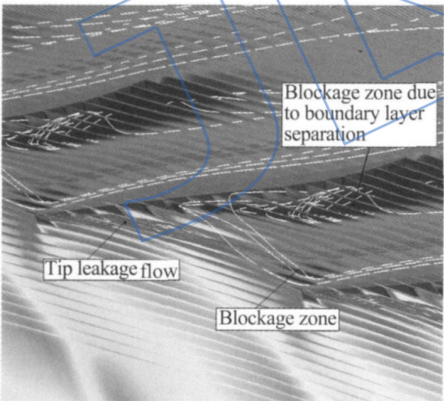
图 5(e) 给出了 $t=6\text{ ms}$,压气机流动失稳时叶顶流场特性,由图可见,叶顶吸力面附面层分离阻塞区不断向前缘移动,直至与叶片压力面附近的阻塞区相结合,使叶顶通道来流完全被阻塞,叶片通道激波被推出叶顶前缘,并最终触发了该跨声速压气机转子的流动失稳^[7,9]。



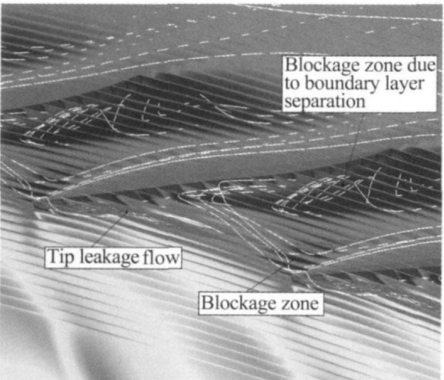
(a) 近峰值效率工况



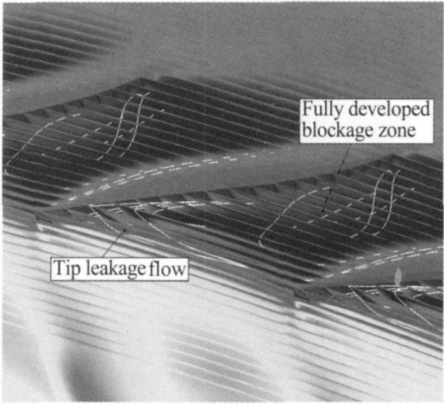
(b) 近失速工况



(c) $t=2\text{ms}$



(d) $t=4\text{ms}$



(e) $t=6\text{ms}$

图 5 转子叶顶阻塞区发展

Fig. 5 Development of blockage zone of rotor blade tip

3 结 论

本文采用非定常数值方法模拟了低雷诺数条件下跨声速压气机转子在设计转速下的流动失稳触发机制, 得到以下结论:

- 1) 在低雷诺数条件下, 随着失速工况的不断推进, 附面层径向涡在叶顶流场的强度和作用范围也迅速增大, 附面层径向涡引发的叶顶附面层阻塞区不断向叶片前缘, 对叶片通道流场的阻塞作用不断增强。
- 2) 在失速工况下, 叶顶压力面前缘附近的出现了由激波和叶顶间隙泄漏流诱发的阻塞区, 但该阻塞区面积较小, 随着失速工况推进, 阻塞区的增长幅度较小。
- 3) 随着失速工况的不断推进, 由附面层径向涡引发的叶顶附面层分离阻塞区不断向前缘扩展, 直至与叶顶压力面前缘的阻塞区相结合, 使叶顶流场通道完全被阻塞, 叶片通道激波被推出叶顶前缘, 并最终触发了该跨声速压气机内部流动失稳。

上述研究结论都是在数值模拟的基础上得到的, 尚缺乏有力的实验验证; 此外对附面层径向涡流的研究还不够充分, 对其产生和发展的流动机制尚不是十分明确, 仍有待进一步的深入研究。

参考文献:

[1] Chima R V. Calculation of tip clearance effect in a transonic compressor rotor[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1998, 120: 131-140

[2] Hoeger M, Fritsch G, Bauer D. Numerical simulation of the shock-tip leakage vortex interaction in a HPC front stage[J] ASME Journal of Turbomachinery, 1999, 121:

456-468

[3] März J, Hah C, Neise W. An experimental and numerical investigation into the mechanisms of rotating instability [J]. ASME Journal of Turbomachinery, 2002, 124: 367-375

[4] Hah C, Loellbach J. Development of hub corner stall and its influence on the performance of axial compressor blade rows[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1999, 121: 67-77

[5] Furukawa M, Saiki K, Yamada K, et al. Unsteady flow behavior due to breakdown of tip leakage vortex in an axial compressor rotor at near-stall condition[R]. ASME Paper, 2000 GT-666, 2000

[6] Yamada K, Furukawa M, Nakano T, et al. Unsteady three dimensional flow phenomena due to breakdown of tip leakage vortex in a transonic axial compressor rotor [R]. ASME Paper, GT2004-53745, 2004

[7] 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)

[8] 王如根, 周敏, 赵英武, 等. 跨声速压气机低雷诺数下流动失稳机制研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(2): 414-418

WANG Rugen, ZHOU Min, ZHAO Yingwu, et al. Research on flow instability mechanism of transonic compressor at low Reynolds number [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(2): 414-418. (in Chinese)

[9] 周敏. 低雷诺数下跨音速压气机流动失稳及附面层控制策略研究[D]. 西安: 空军工程大学, 2009

ZHOU Min. Flow instability mechanism of transonic compressor at low Reynolds number and boundary layer control strategies[D]. Xi'an: Air Force Engineering University, 2009 (in Chinese)