

文章编号: 100028055(2009) 022041 206

跨声速压气机低雷诺数下流动失稳机制研究

王如根, 周 敏, 赵英武, 夏钦斌, 曾令君
(空军工程大学 工程学院, 西安 710038)

摘 要: 数值模拟了低雷诺数下跨声速压气机设计转速下内部流场特性. 结果表明: 在压气机流场内部存在从叶根向叶顶运动的附面层径向涡流, 它由叶根附面层转捩区内的分离气流引发, 从叶根向叶顶发展, 并在叶顶聚集. 随着雷诺数下降, 该附面层径向涡的作用范围不断增大, 在叶顶形成大面积分离区, 在激波和间隙泄漏流诱发的阻塞尚未充分发展起来之前, 该分离区产生的通道阻塞起主导作用, 成为低雷诺数条件下影响压气机流动失稳的关键因素.

关 键 词: 流动失稳机制; 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 mechanism of transonic compressor at low Reynolds number

WANG Ru2gen, ZHOU Min, ZHAO Ying2wu,
XIA Qin2bing, ZENG Ling2jun

(The Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi an 710038, China)

Abstract: The effect of low Reynolds number on the flow instability mechanism of tran2sonic compressor was studied numerically. The result shows that the radial vortex exists in the compressor inner flow field, which is formed from separation flow in the boundary layer transition zone. Under centrifugal force, radial vortex flows from blade hub to blade tip and converges at the blade tip flow field. As Reynolds number decreases, the effect range of ra2dial vortex is extended, a bigger boundary layer separation zone is formed at the blade tip, which is decisive to the flow instability of transonic axial compressor before blockage zone due to shock and tip leakage flow is fully developed.

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

许多学者已对轴流压气机内部流动失稳触发机制进行了广泛的研究. 一般认为触发轴流压气机流动失稳的机制主要包括两种类型: 一种是通常的叶片失速, 另一种是由于复杂的顶部流动机制导致的流动失稳. 实际上, 对于轴流压气机来说, 在转子叶片还没有达到其气动载荷极限前, 压气机叶顶可能已经出现局部流动失稳现象, 这种局部流动失稳是由于叶顶附近各种复杂的流动机制及相互作用造成的^[22].

近年来关于跨声速轴流压气机内部流动失稳特征的研究也已取得了较大进展, 许多研究结果表明, 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、顶部间隙流导致的阻塞以及激波导致的阻塞. 根据压气机转速以及气动载荷的不同, 在实际压气机中这几种机制可能同时存在, 也可能孤立发生. 在近失速工况下, 激波与间隙泄漏流的相互作用使得间隙泄漏流破裂, 这可能成为导致跨声速压气机转子内部流动失稳的重

要原因. 目前这一观点在学术界已定性地达成共识^[326].

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. 然而上述研究主要集中在高雷诺数条件下, 对低雷诺数条件下压气机流动失稳的触发机理研究还较少. 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必将更加严重, 此时压气机的流动失稳机制可能发生变化, 因此开展低雷诺数条件下压气机流动失稳机制研究是十分必要的^[7].

1 数值分析方法

以 NASA Rotor 3 对象, 使用商业 CFD 软件, 在低雷诺数条件下近失速工况进行数值模拟. 其中, 控制方程采用 Navier-Stokes 方程, 空间离散采用中心差分格式, 时间项采用四阶 Runge-Kutta 格式. 湍流模型采用加入 AGS 转捩模型的 $k-\omega$ 模型. 计算中还采用了隐式加速收敛技术^[8].

通过对采用多种湍流模型进行对比研究表明: 采用 $k-\omega$ 湍流模型在低雷诺数条件下均具有较好的计算精度.

计算网格采用了 H2O 型网格, 如图 1 所示. 主通道沿叶片型面附近采用 H2O 型网格, 延伸段则采用 H0 型网格.

计算中进口边界采用总温、总压和总焓的实验值; 出口边界只采用静压. 叶片表面采用无滑移边界条件, 即叶片表面处的相对速度为零. 在转子叶排通道的上下游延伸段、尖部吸力面侧和压力面侧以及叶片根部均施以周期性边界条件.

2 计算结果分析

2.1 雷诺数对压气机特性的影响

为分析低雷诺数条件下跨声速压气机内部流动失稳机制, 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, 分别计算了 $H = 0 \text{ km}$ ($Re = 1\,770\,000$), $H = 10$

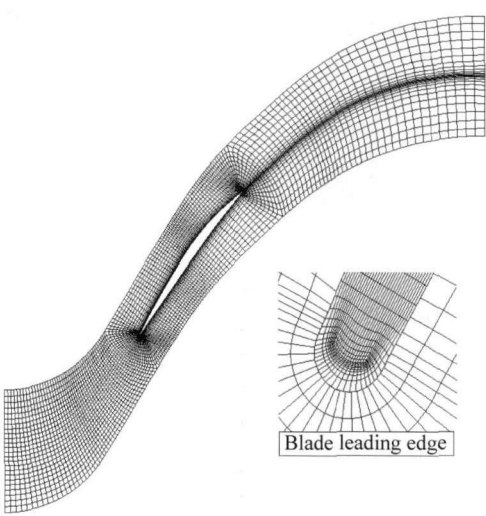


图 1 叶片通道及前缘网格

Fig. 1 Mesh of blade passage and leading edge

km ($Re = 625\,000$) 和 $H = 20 \text{ km}$ ($Re = 134\,000$) 三种雷诺数条件下跨声速压气机流动失稳特性.

首先对设计转速下, 三种雷诺数条件下压气机工作特性进行了数值模拟, 特性曲线如图 2 所示. 由图可见, 随着雷诺数的降低, 压气机的增压比、效率以及稳定工作范围都在降低, 特别当高度为 20 km 时, 压气机性能明显下降, 稳定工作范围显著减小^[911].

从图 2 可以看出, 在地面状况下采用上述数值模拟方法所得的计算结果与实验值较为接近. 说明本文所用数值模拟方法可以较好地模拟该压气机转子特性.

2.2 低雷诺数下压气机内部流场特性

为了分析雷诺数下降对跨声速压气机稳定性的影响机理, 对比分析了三种不同雷诺数条件下近失速工况时压气机内部流场特性. 对低雷诺数下压气机叶片通道流场内附面层分离气流的流动和发展进行了重点的追踪研究.

如图 3 所示, 在三种雷诺数条件下, 叶片通道内都存在由叶根附面层分离气流发展起来的附面层径向涡流, 它由叶根处叶片吸力面附面层转捩区 (该区域的雷诺数最小) 的分离气流发展起来, 在离心力的作用下, 从叶根向叶顶发展, 形成了径向涡流. 这股涡流在向叶顶发展过程中还不断卷吸不同叶高处附面层转捩区的分离气流. 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聚集区.

在地面高雷诺数条件下, 虽然有附面层径向涡流的存在, 但即使在近失速工况下, 这种涡流的强

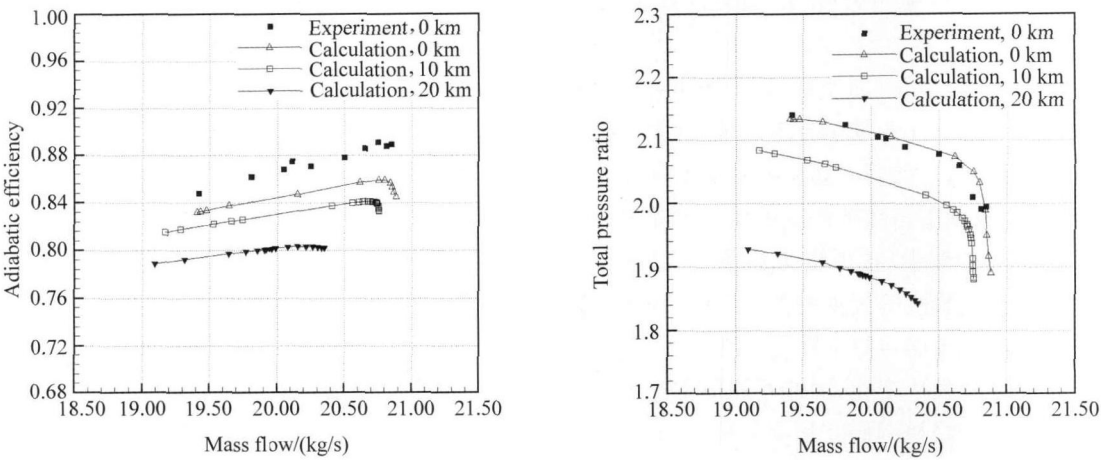


图 2 NASA Rotor 37 压气机特性

Fig. 2 Compressor characteristic of NASA Rotor 37

度相对较小, 在叶顶形成的附面层分离区不能稳定, 在其它流动的影响下向下游流动.

在低雷诺数($Re=134000$)时, 附面层径向涡的强度明显增强, 涡流在叶顶形成了很大的分离区, 其它流动已经无法影响该分离区在叶顶的聚集. 虽然在近失速工况, 但此时激波和间隙泄漏流诱发的阻塞都还未充分发展起来, 见图 4(d). 因此可以认为由附面层径向涡引起的叶顶分离区产生的通道阻塞取代上述两种阻塞, 成为影响叶顶流场失稳的关键因素.

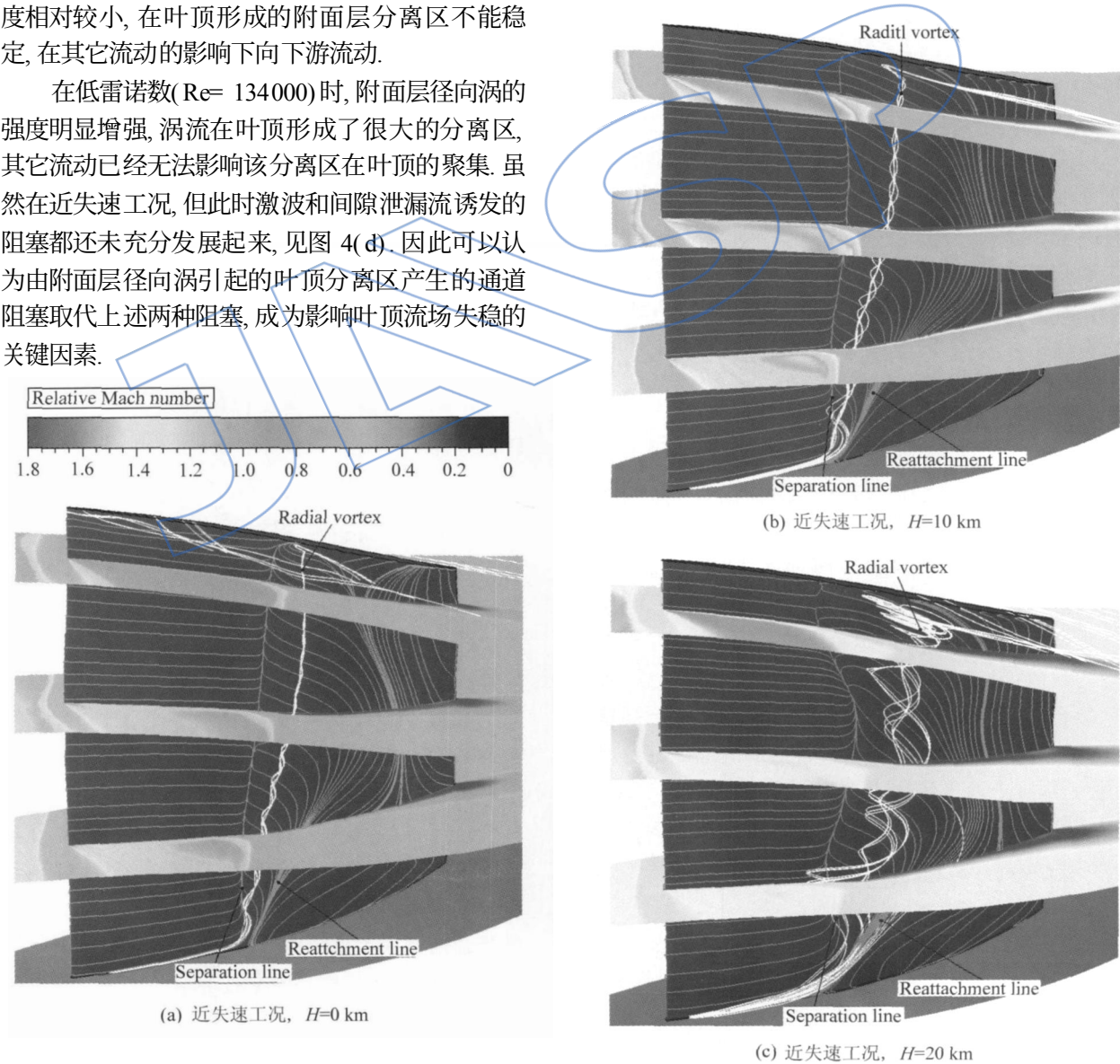


图 3 叶片吸力面附面层径向涡流动和发展

Fig. 3 Flow characteristic of boundary layer radial vortex on the suction surface of blade

图 4 分别给出了近峰值效率工况和近失速工况时, 三种雷诺数下压气机 99% 叶高处叶片通道马赫数和速度矢量分布图。从图中可以看出, 当雷诺数 $Re=1\,770\,000$ 时, 在近峰值效率工况下, 叶顶流场的间隙泄漏流强度较小, 但在近失速点工况下, 出现了大面积的由激波和间隙泄漏流相互作用诱发的叶片通道阻塞, 这与文献[526, 8]中的研究结果相同。并且此时在叶片吸力面侧并未出现大面

积的附面层分离流动。

当雷诺数 $Re=625\,000$, 近失速工况时由激波和间隙泄漏流诱发的叶片通道阻塞并没有占据大部分的叶顶通道, 而此时叶片吸力面侧出现了大面积的附面层流动分离现象, 并且随着雷诺数的进一步下降 ($Re=134\,000$), 这种附面层的分离现象不断加剧, 在激波和间隙泄漏流诱发的阻塞都还未充分发展起来之前, 叶片吸力面附面层已发生了大面积

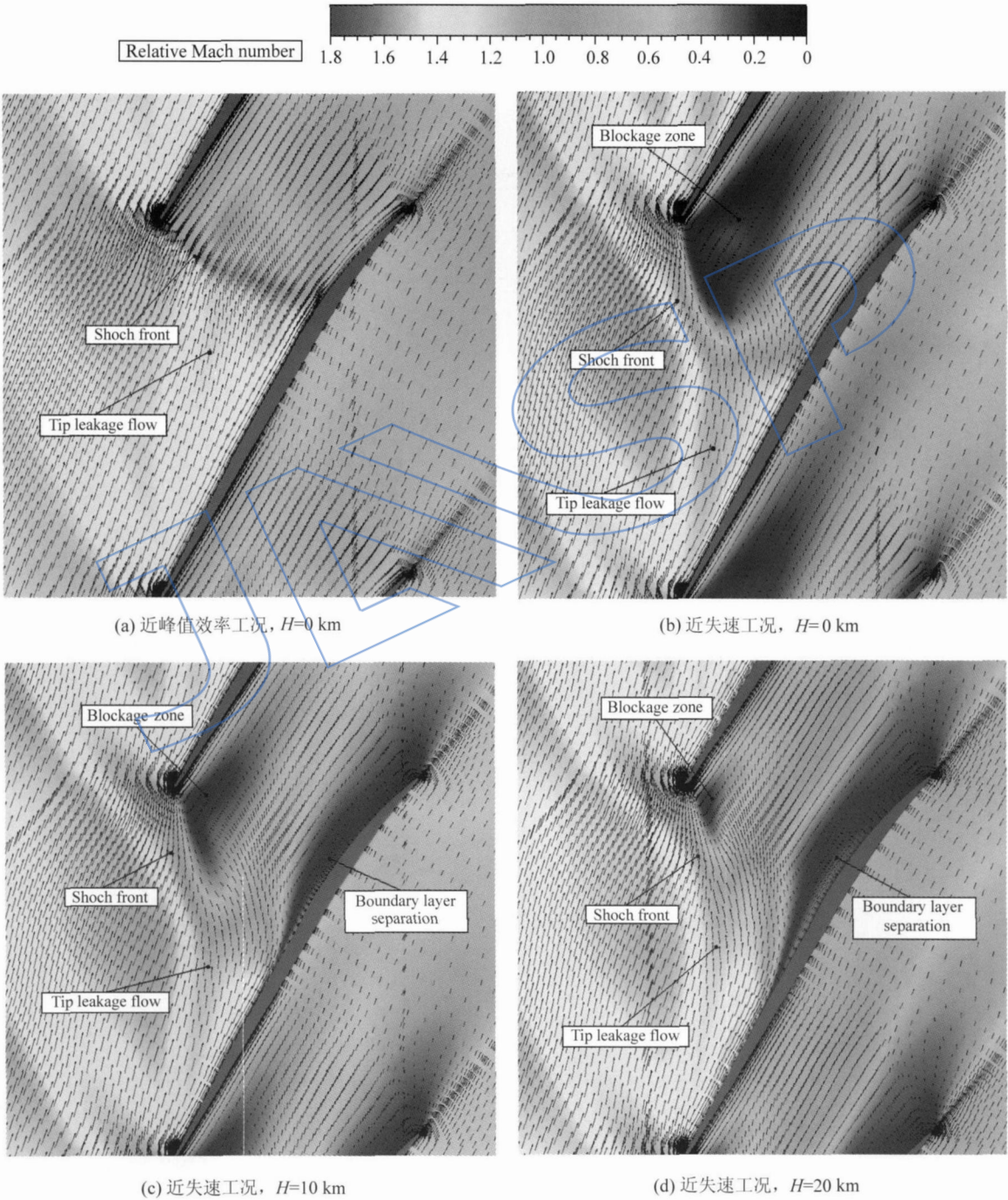


图 4 99% 叶高处马赫数和速度矢量分布

Fig. 4 Distribution of Mach number and vectors on 99% blade height

流动分离, 对叶顶通道流场产生阻塞作用, 成为影响低雷诺数下压气机流动失稳的关键因素.

2.3 低雷诺数压气机叶顶稳定性特征分析

为从压气机叶顶稳定性特征理论上分析低雷诺数下压气机叶顶流场特性, 引入间隙泄漏流阻塞因子 B_p 和激波阻塞因子 B_s 来衡量压气机由于叶顶分离所造成的阻塞程度^[526], 其定义如下:

$$B_p = \frac{A \cdot N}{V \cdot N} \tag{1}$$

$$B_s = \frac{Ma_{2,s,krit}}{Ma_{2,s}} \tag{2}$$

其中 A 为叶顶相对进气角, V 为间隙泄漏流轨迹与压气机轴向夹角, N 为叶顶叶片安装角, NASA Rotor 37 的叶顶叶片安装角为 60° . $Ma_{2,s}$ 为来流通过通道激波后垂直于通道激波面的马赫数分量. $Ma_{2,s,krit}$ 其定义如下:

$$Ma_{2,s,krit} = Ma \cdot \tan(90^\circ - B) \cos(180^\circ - A - B) \tag{3}$$

式中 B 为脱体激波角. 较大的 B_p 值表示叶顶间隙泄漏流所造成的阻塞程度较大. 较大的 B_s 则意味着激波导致的阻塞较大. 当激波阻塞因子 $B_s = 1$ 则意味着来流通过通道激波后完全滞止.

计算压气机叶顶稳定性特征值时, 在三种不同雷诺数下, 近失速工况时压气机叶顶进口气流马赫数均为 1.46, 进气角为 71° . 根据上述公式计算三种不同雷诺数下压气机叶顶稳定性特征值, 结果如表 1 所示.

由表 1 可见, 随着雷诺数的下降, 间隙泄漏流

阻塞因子 B_p 和激波阻塞因子 B_s 都在减小, 表明在低雷诺数条件下, 压气机工况接近失速点时由叶顶间隙泄漏流和激波诱发的叶顶阻塞并不严重, 间接说明了此时由附面层径向涡引起的叶背大面积分离产生的通道阻塞在引起流动失速方面起了主导作用.

表 1 不同雷诺数下叶顶稳定性特征参数

Table 1 Character data of flow stability of blade tip flow field at different Reynolds number

Re	流动参数				阻塞因子	
	B	V	$Ma_{2,s}$	$Ma_{2,s,krit}$	B_s	B_p
1770000	50	76	0.813	0.631	0.776	0.688
625000	56	78	0.864	0.593	0.686	0.611
134000	63	80	0.953	0.517	0.542	0.550

图 5 进一步给出了三种不同雷诺数下, 近失速工况时压气机出口截面总压比和绝热效率周向平均值沿径向的分布.

由图 5 可见, 随着雷诺数下降, 压气机出口截面总压比和绝热效率在整个径向高度内均有减小. 进一步比较不同叶高处性能变化幅度可以发现, 沿着径向高度增加的方向, 压气机出口流场性能下降幅度不断增加, 在叶顶处压气机性能下降最大, 这一现象也验证了上述关于附面层径向涡流在叶顶流场聚集影响叶顶流场稳定性的研究结论.

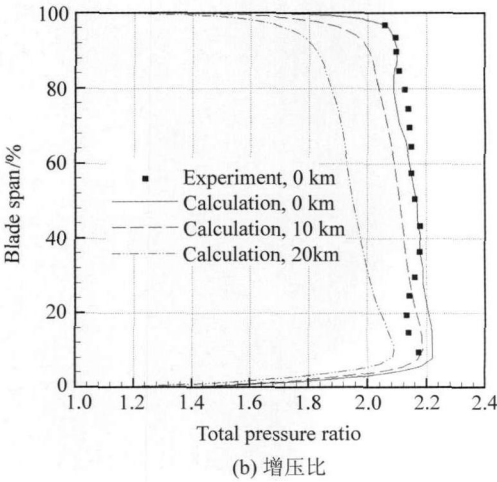
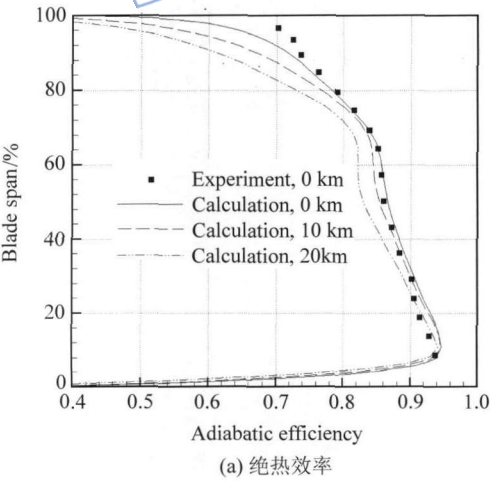


图 5 压气机出口特性沿径向分布

Fig. 5 Radial distribution of compressor exit characteristic

3 结 论

本文采用数值方法模拟了低雷诺数下跨声速压气机在设计转速下的流动失稳机制,得到以下结论:

1) 在压气机流场内部存在从叶根向叶顶运动的附面层径向涡流,它由叶根附面层转捩区内的分离气流发展起来,在离心力的作用下,从叶根向叶顶发展,并在叶顶聚集.随着雷诺数下降,这股附面层径向涡流的强度和作用范围迅速增大,在叶顶形成大面积附面层分离气流聚集区.

2) 在低雷诺数下,压气机工作在近失速工况时,激波和叶顶间隙泄漏流诱发的阻塞都还未充分发展起来,而由附面层径向涡流引发的叶顶附面层分离产生的通道阻塞起主导作用,成为影响压气机流动失稳的关键因素.

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才刚刚起步,对其产生和发展的流动机制尚不十分明确,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: 132-140.

[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] Hah C, Wennerstrom A J. Three-dimensional flowfields inside a transonic compressor with swept blades [R]. ASME 90GT-359, 1990.

[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: 627-77.

[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] 王英锋, 胡骏. 雷诺数对轴流压气机稳定性的影响 [J]. 航空动力学报, 2004, 19(1): 62-73.

WANG Yingfeng, HU Jun. The effects of Reynolds number on the stability of axial compressors [J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(1): 62-73. (in Chinese)

[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: Northwestern Polytechnical University, 2007. (in Chinese)

[9] 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)

[10] 温泉, 梁德旺, 李逢春, 等. 雷诺数效应对小流量多级轴流压气机的性能影响 [J]. 航空动力学报, 2004, 19(1): 82-88.

WEN Quan, LIANG Dewang, LI Fengchun, et al. Effects of Reynolds number in a small multistage axial flow compressor [J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(1): 82-88. (in Chinese)

[11] 肖洪, 吴虎, 廉筱纯. 雷诺数对涡扇发动机性能及稳定性影响 [J]. 航空动力学报, 2005, 20(3): 394-398.

XIAO Hong, WU Hu, LIAN Xiaochun. Reynolds number effects on performance and aerodynamic stabilities of the turbofan engines [J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(3): 394-398. (in Chinese)