

低雷诺数下跨声速转子流动失稳及周向槽处理机匣扩稳*

夏钦斌, 王如根, 李 勇, 郭飞飞

(空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

摘 要: 采用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场。结果表明, 附面层径向涡是该压气机转子流动失稳的一个很重要的原因。根据该压气机转子低雷诺数条件下流动失稳的特点, 研究了周向槽处理机匣结构对其性能的影响。结果表明, 引入处理机匣后, 附面层径向涡得到一定程度的抑制, 由附面层径向涡所引发的叶顶阻塞区有所减小, 提高了压气机转子的失速裕度。

关键词: 压气机; 流动失稳; 低雷诺数; 机匣处理; 附面层径向涡; 叶顶间隙流

中图分类号: V231.9 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2010) 03-0340-05

Investigation on flow instability of transonic compressor rotor and the effects of CGCT on stall margin at low Reynolds number

XIA Qin-bin, WANG Ru-gen, Li Yong, Guo Fei-fei

(Engineering Inst., Air Force Engineering Univ., Xi'an 710038, China)

Abstract The flow instability of NASA Rotor 37 transonic compressor rotor at low Reynolds number was investigated by numerical simulation. The results show that the boundary layer radial vortex becomes an important factor for triggering off the compressor flow instability. The effects of the transonic compressor rotor with circumferential groove casing treatment were investigated. The results show that the boundary layer radial vortex is controlled to some extent and the blockage zone due to boundary layer separation is reduced, and the stall margin of the compressor rotor is increased.

Key words Compressor; Flow instability; Low Reynolds number; Casing treatment; Boundary layer radial vortex; Tip leakage flow

1 引 言

近年来, 研究人员对轴流压气机内部流动失稳触发机制进行了广泛深入研究, 现在一般认为激波与间隙泄漏涡的相互作用使得间隙泄漏涡破裂, 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^[1~3]。随着雷诺数下降, 受到雷诺数和逆压梯度等因素的影响, 叶片吸力面出现了附面层分离气泡, 其尺度不断增大, 附面层转捩被推迟, 随着雷诺数进一步下降, 附面层分离气泡逐渐演化成大尺度的开式分离, 形成大面积的分离区, 阻塞通道流场, 对压气机稳定性产生重要影响^[4~6]。许多研究人员还对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^[7~10]。其中, 周向槽机匣处理可以在基本不降低压气机效率的情况下获得一定的稳定裕度改善。由于周向开槽具有结构简单, 易于在压气机外壳上进行改装等优点而得到广泛的应用。本文以 NASA Rotor 37 跨声速压气机转子为例, 采用数值方法对低雷诺数下该跨声速转子的流动失稳机制进行了初步探讨, 并研究了周向槽处理机匣结构对其性能的影响。

2 物理模型和计算方法

本文以 NASA Rotor 37 跨声速压气机转子为研究对象, 模拟了雷诺数 $Re = 1.34 \times 10^5$ ($H = 20$ km), 100% 设计转速时该跨声速压气机转子流动失稳的过

* 收稿日期: 2009-06-01; 修订日期: 2010-05-07。

基金项目: APTD 研究项目 (APTD-1504-04-07)。

作者简介: 夏钦斌 (1982-), 男, 博士生, 研究领域为航空发动机气动热力理论与工程。Email: xqbsky@tom.com

程。为获得该压气机转子稳定工况和失速工况下的流场特性,对该压气机转子进行定常和非定常计算。在定常计算中,保持进口条件不变,逐渐提高出口背压,直至计算发散,发散前一个收敛工况即为近失速工况。在非定常计算中,保持进口条件不变,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 内出口背压增加约 0.8%,此后,出口背压保持不变,以该压气机近失速工况作为初场进行非定常计算。湍流模型采用加入 AGS 转捩模型的 Spalart-Allmaras 湍流,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详细的分析^[11],结果表明:采用加入 AGS 转捩模型的 Spalart-Allmaras 湍流模型具有较好的计算精度。

此外还研究了周向槽处理机匣结构对该压气机的气动性能和稳定性的影响。设计了如图 1(a)所示的周向槽处理机匣结构,总共开了 5 道槽,其中槽宽约为 3.4 mm,槽齿宽约为 1.7 mm,槽深与槽宽之比为 3。计算中采用了分区网格技术,周向槽处理机匣与转子通道之间的交接面采用对接网格方式进行传递,图 1(b)给出了处理机匣与转子通道之间交接面的计算网格。

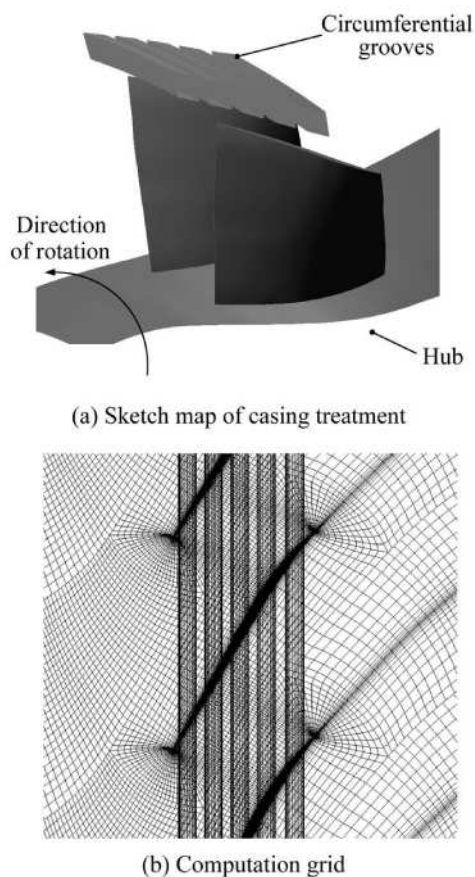


Fig. 1 Sketch map of casing treatment

3 计算结果与讨论

3.1 跨声速转子内部流动失稳

首先采用模拟了低雷诺数 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 2 给出了压气机转子吸力面侧的流场结构图,图中线 1 为叶片吸力面极限流线,线 2 为附面层径向涡粒子示踪。其中附面层径向涡是由于吸力面附面层受逆压梯度作用离开壁面卷起而形成的,在离心力的作用下,从叶根向叶顶迅速发展。在近失速工况下,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(如图 2(a)所示)。随着向失速工况的推进,径向涡的作用范围不断扩大,主要向叶片前缘扩展;径向涡的强度不断增强,并且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(如图 2(b)所示)。

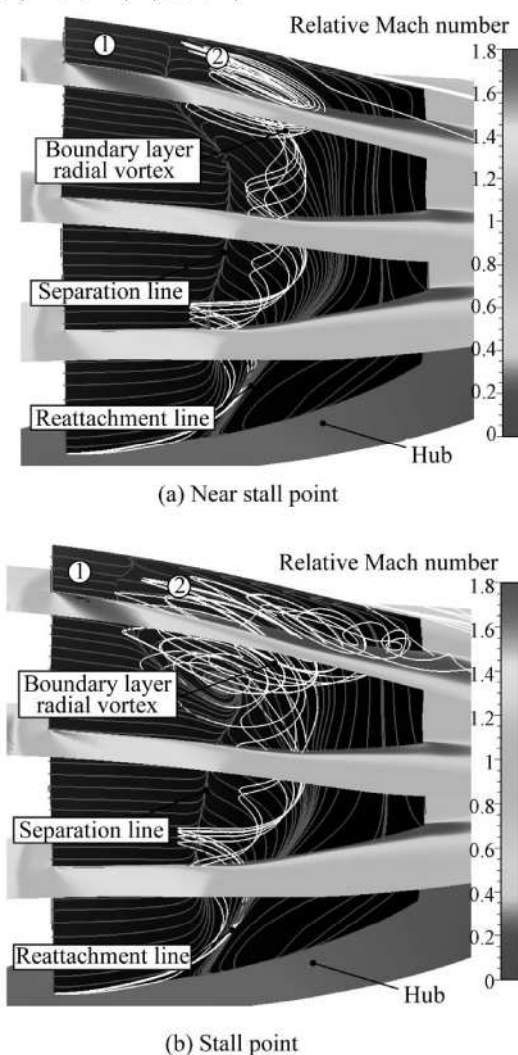


Fig. 2 Boundary layer radial vortex on the suction surface

图 3 给出了压气机转子的叶顶流场结构图, 图中同时给出了附面层径向涡粒子示踪 (线 2) 和叶顶间隙泄漏流粒子示踪 (线 3)。由图 3(a) 可以看出, 在近失速工况下, 叶顶间隙流并没有卷起典型的间隙泄漏涡, 其轨迹基本与通道主流平行, 通过激波后间隙泄漏流的方向和强度变化不大, 其引起的阻塞区较小。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的流动失稳的一个重要原因。随着逐渐向失速工况推进, 两个阻塞区都逐渐增长, 使叶顶通道来流被完全阻塞, 最终导致该压气机转子流动失稳 (如图 3(b) 所示)。

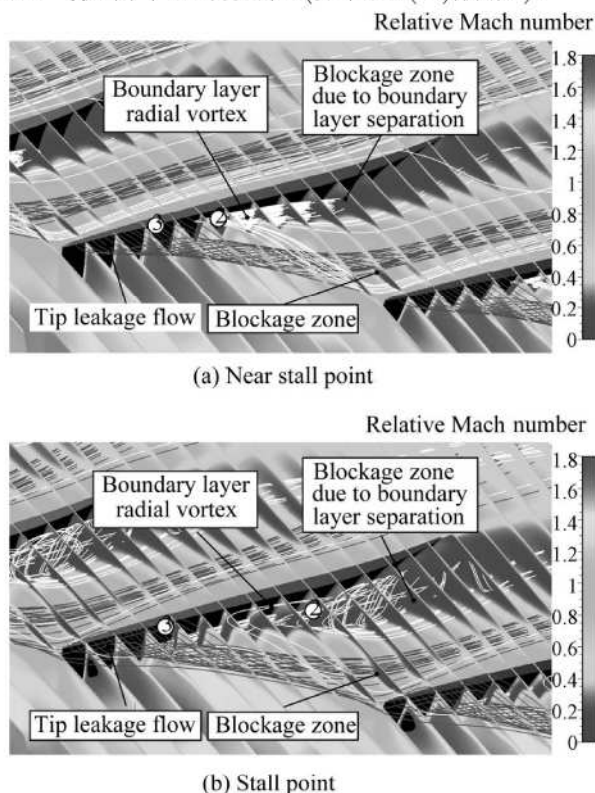


Fig. 3 Flow field of rotor blade tip

3.2 处理机匣计算结果

3.2.1 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引入周向槽处理机匣后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引入周向槽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。由图可以看出, 处理机匣的引入使得压气机失速工况的流量减小了约 1.37% (如图 4(a) 所示), 而压气机的效率则基本不变 (如图 4(b) 所示), 图中 TPR 代表总压比, η 代表等熵效率。

3.2.2 压气机与处理机匣耦合流动分析

图 5 为近失速工况下处理机匣槽道开口附近流

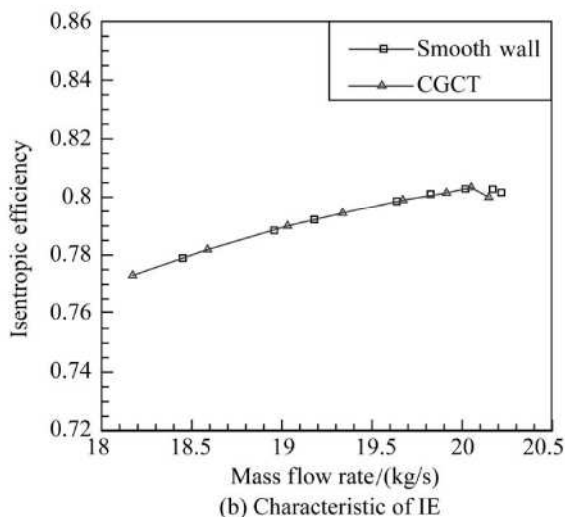
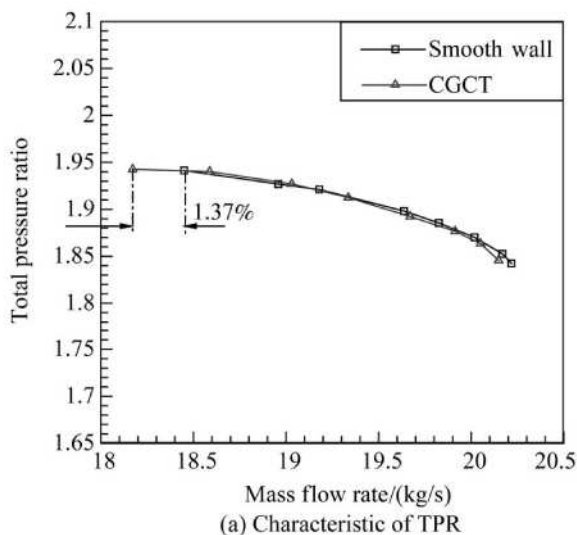


Fig. 4 Characteristic of NASA Rotor 37

量密度分布, 这里流量密度定义为密度与径向速度的乘积。从图中可以看出, 借助叶尖两侧存在的压力梯度, 周向槽能够将转子压力面附近的流体抽吸进入槽道并将其周向输运, 在叶片的低压区域重新射入叶片通道。

周向槽对叶片通道的这种射流作用使得叶顶叶片吸力面附近的附面层径向涡得到一定程度的吹除, 一定程度上抑制了附面层径向涡在叶顶的聚集, 与实壁机匣相比, 叶顶附近吸力面上分离线向后缘移动, 如图 6 所示。

图 7 给出了引入处理机匣后压气机转子的叶顶流场结构图。由图 7(a) 可以看出, 引入处理机匣后, 在实壁机匣近失速工况相同背压条件下, 附面层径向涡在叶顶的聚集引发的分离阻塞区有所减小, 而叶顶间隙流变得有些紊乱, 并且卷起了较为明显的间隙泄漏涡, 对通道流场进行阻塞, 但阻塞程度较小。总体而言, 叶顶的流场得到了一定程度的改善, 提高了压

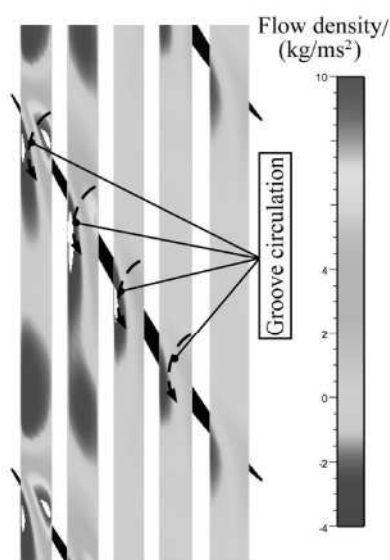


Fig. 5 Flow density near groove hatch

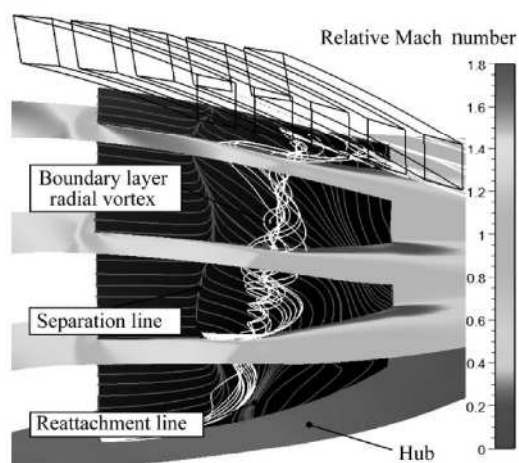


Fig. 6 Boundary layer radial vortex on the suction surface

气机转子的失速裕度。然而由于周向槽利用的仅仅是叶片通道内存在的压力梯度,处理槽内的回流量相对较小,因而对压气机流场的改善有限。随着压气机进一步节流,在引入处理机匣后该转子近失速工况下,附面层径向涡的强度进一步增大,对叶顶的阻塞也越来越大,最终导致了该压气机转子的流动失稳(如图 7(b)所示)。

图 8 给出了压气机 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,在实壁机匣近失速工况相同背压条件下,叶顶区域的阻塞区有所减小,随着压气机进一步节流,在引入处理机匣后该转子近失速工况下,吸力面附近的附面层分离区逐渐增大,而大约 80% 叶高以上吸力面附近的附面层分离区增长得尤为迅速,成为了压气机失速的一个重要原因。

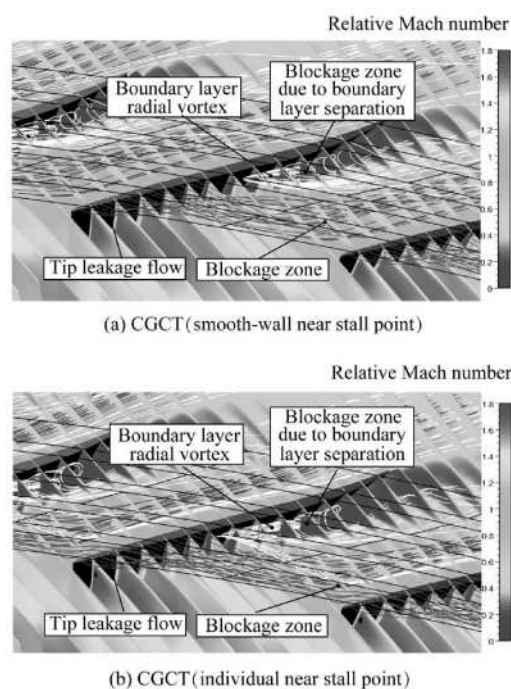


Fig. 7 Flow field of rotor blade tip

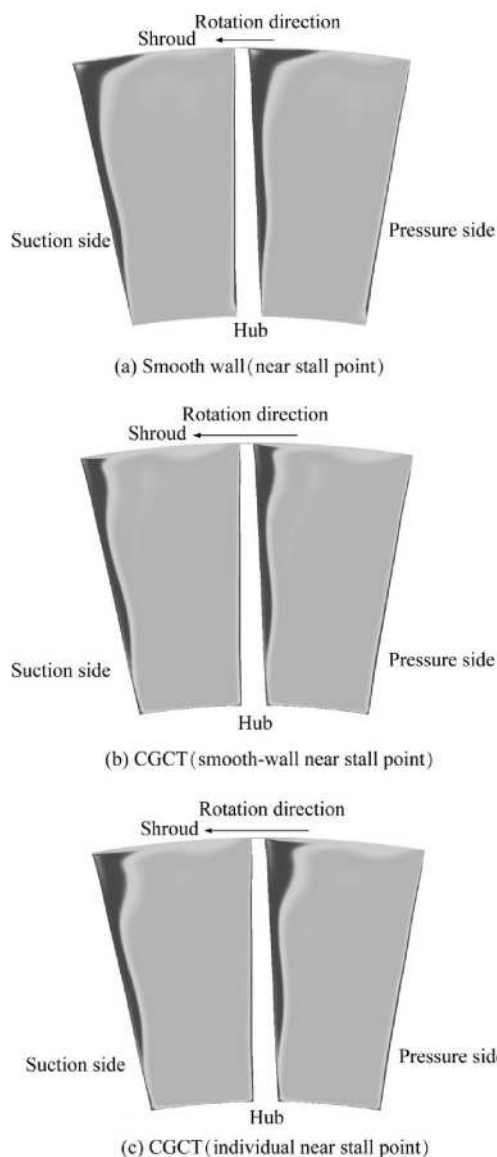


Fig. 8 Distribution of Mach number on 50% axial chord

4 结 论

本文利用数值方法对低雷诺数下 NASA Rotor 37 跨声速压气机转子的流动失稳机制进行了初步探讨,并研究了周向槽处理机匣结构对其性能的影响,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,随着向失速工况推进,附面层径向涡在叶顶流场的强度和作用范围迅速增大,成为了该压气机转子的流动失稳的一个重要原因。

(2) 引入周向槽处理机匣后,主要在周向槽的射流作用下,叶顶吸力面上的附近附面层径向涡得到了一定程度的抑制,由附面层径向涡所引发的叶顶阻塞区有所减小,提高了压气机转子的失速裕度。

(3) 由于周向槽利用的仅仅是叶片通道内存在的压力梯度,处理槽内的回流量相对较小,对附面层径向涡的作用范围也有限,因而对压气机流场的改善有限,其引入使得压气机失速工况的流量仅仅减小了约 1.37%。

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。另还需提出更为有效的方法来对附面层径向涡进行抑制,进而提高压气机转子的失速裕度。

参考文献:

- [1] 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
- [2] Furukawa M, Saiki K, Yamada K, et al. Unsteady flow behavior due to breakdown of tip leakage vortex in an axi-

al compressor rotor at near-stall condition [R]. *ASME 2000-GT-666*

- [3] 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 2004-GT-53745*
- [4] Hah C, Shunji Enomoto, 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 2000-GT-276*
- [5] Heinz Adolf Schreiber, Wolfgang Steinert. Effects of Reynolds number and free-stream turbulence on boundary layer transition in a compressor cascade[R]. *ASME 2000-GT-0263*
- [6] Schreiber H A, Steinert W. Advanced high turning compressor airfoils for low reynolds number condition Part2 Experimental and numerical analysis[R]. *ASME 2003-GT-38417*
- [7] Behnken R L. Characterizing the effects of air injection on compressor performance for use in active control of rotating stall[R]. *ASME 97-GT-316*
- [8] Yang H, Nuemberger D, Nicke E A. Numerical investigation of casing treatment mechanisms with a conservation mixed-cell approach[R]. *ASME 2003-GT-28483*
- [9] 楚武利, 张皓光. 槽式处理机匣开槽数目对扩稳效果的影响[J]. *推进技术*, 2008, 29(5): 598~603 (CHU Wu-li, ZHANG Hao-quang. Effect of grooved number of grooved casing treatment on stall margin[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2008, 29(5): 598~603)
- [10] 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.
- [11] 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

(编辑: 姚懿巧)