

跨声速轴流压气机间隙泄漏流触发旋转失速^{*}

胡书珍^{1,2}, 张燕峰³, 卢新根¹, 张宏武¹, 朱俊强¹

(1 中国科学院 工程热物理所, 北京 100190 2 中国科学院研究生院, 北京 100190

3 西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

摘 要: 通过对跨声速轴流压气机 NASA 转子 37 进行单通道定常及多通道定常、非定常数值模拟, 单通道定常数值模拟结果与实验结果能较好吻合。多通道非定常数值模拟结果显示, 间隙泄漏流及其与激波干涉的非定常振荡, 触发突尖型旋转失速先兆, 具体表现为叶顶前缘间隙泄漏流溢出。失速团首先在叶顶处形成, 且速度约为 80% 转速。随着流量的下降, 失速团进一步发展, 在失速通道内, 激波与叶片前缘完全分离, 且在叶片尾缘出现回流。当转子完全数值失速时, 失速团周向尺度约为 4 个通道, 且径向占据约半个叶高。

关键词: 跨音速压气机; 转子; 失速; 泄漏; 数值仿真

中图分类号: V235.13 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2010) 01-0047-05

Tip leakage flow trigger rotating stall in a transonic axial-flow compressor

HU Shu-zhen^{1,2}, ZHANG Yan-feng³, LU Xin-gen¹, ZHANG Hong-wu¹, ZHU Jun-qiang¹

(1 Inst. of Engineering Thermophysics, Academia Sinica, Beijing 100190, China 2 Graduate School of the Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China 3 School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical Univ. Xi'an 710072, China)

Abstract The single-passage steady and multi-passages steady/unsteady numerical simulation of the transonic axial-flow compressor—NASA Rotor 37 were investigated. The numerical results agreed well with experimental test data with estimation of the global performance. For the multi-passages unsteady computation, detailed analysis of the internal flow field with the NASA Rotor 37 led to some preliminary conclusion for unsteady behavior of the tip leakage flow, the interaction of the vortex and the shock wave and trigger spike type rotating stall inception. It is the forward spillage of the tip leakage flow at the leading edge that induces the spike stall inception. The rotating stall cell is first generated at the blade tip region and the rotating speed is about 80% of the rotor speed. As the mass flow ratio decreases, the rotating stall cell is far developed. At the stalled passages, the passage shock is fully detached from the leading edge, and the reverse tip clearance flow is initiated at trailing edge plane. When the rotor is fully stalled, the rotating stall cell is covered almost 4 passages in blade to blade direction, and it occupies nearly half of the blade span.

Key words Transonic compressor; Rotor; Stalling; Leakage; Numerical simulation

1 引 言

现代航空发动机追求更高的总体性能, 更高的单级压比和效率, 在更少的级数上实现更高的负荷成为压气机/风扇追求的目标。然而, 风扇/压气机气动载荷越高, 对其稳定工作裕度条件的要求也更加苛刻。对压缩系统流动失稳触发机理的认识, 实现对其进行

控制, 从而拓宽压气机的稳定工作范围, 推迟气流失速, 对于提高航空发动机性能具有十分重要的意义, 同时也是国内外研究者们极力解决的关键问题之一。

目前, 研究者们普遍认为存在两种旋转失速先兆, 模态波(大尺度)失速先兆及突尖型(小尺度)失速先兆。对于模态波失速先兆, 已经做了大量研究, 对其形成机理已经完全理解, 且采用经典 Moore-Gre-

* 收稿日期: 2009-01-07; 修订日期: 2009-05-25。

基金项目: 国家自然科学基金青年科学基金 (50806073)。

作者简介: 胡书珍 (1985—), 女, 博士生, 研究领域为流体机械。Email: shuzhen_hu@hotmail.com

itzer模型能较好地描述这种流动现象。而对于突尖型旋转失速,其先兆开始时发生在叶顶区域比较小的周向和径向范围(宽度约为2~3个叶片栅距)。其旋转速度很高,大约为转子转速的70%。突尖型失速先兆发生在压气机总静压升特性达到峰值之前,也就是总静压升特性斜率为负值区域,即进入失速时压气机压升尚有继续升高的趋势。目前,研究者们还没有完全弄清其形成机理,尤其是对于跨声速压气机。这主要是由于模态型失速先兆不用考虑叶片通道内详细地流场结构,而突尖型失速先兆是一种局部现象,其尺度小,旋转速度高,具有很强的非线性,需要详细研究的叶片通道流场结构。近年来,国内外研究者们对于突尖型失速先兆诱发压气机旋转失速进行了大量的实验和数值模拟研究。Outa^[1,2], He^[3], Saxer-Felici^[4], 蒋浩康^[5]等利用二维 Euler/NS 方程,数值模拟旋转失速形成过程。Hoying^[6]研究了亚声速压气机间隙泄漏涡与失速先兆的关联。Hah^[7,8]对亚声速、跨声速压气机转子进行了实验及全通道非定常数值研究,数值模拟精确再现了突尖型失速先兆及失速形成过程。Vo^[9]在 Hoying 研究基础上,进一步研究了叶顶间隙泄漏涡对亚声速轴流压气机失速影响,提出了亚声速轴流压气机突发性失速先兆的两个准则,即间隙泄漏流、主流交接面与转子前缘对齐以及泄漏流在相邻叶片尾缘出现回流。Hah^[10]及 Bergner^[11]采用实验和数值模拟研究某跨声速压气机转子突尖型失速先兆,结果表明激波、间隙泄漏涡非定常随机振荡诱发该跨声速压气机转子突尖型失速先兆。

实验研究高转速压气机转子近失速及失速工况详细叶片通道流场结构既危险又困难,而数值模拟随着 CFD 技术及计算机技术的不断提高,其强大功能广泛为研究者们所采用。本文针对 NASA 转子 37 跨声速压气机转子进行时间精确的数值模拟,旨在澄清该转子在近失速工况下叶片顶部间隙泄漏流特性,认识转子 37 突尖型失速先兆及失速的形成过程。

2 物理模型

本文研究对象为跨声速压气机转子(NASA 转子 37), NASA 转子 37 是 1978 年由 NASA Lewis 研究中心设计的,该转子的主要结构参数和气动设计参数如表 1 所示。

3 数值计算方法

数值计算利用西北工业大学动力与能源学院并

行平台 NUMECA /FNE 的 Euranus 求解器,该平台共 13 个节点,26 个 CPU,26GB 内存。计算过程中采用 Jameson 的有限体积差分格式并结合 Spalart-Allmaras 湍流模型对相对坐标系下的三维雷诺平均 Navier-Stokes 方程进行求解,采用显式四阶 Runge-Kutta 法时间推进以获得定常解。非定常计算采用了隐式双时间方法,每一个物理时间步长为 1×10^{-5} ,根据转子 36 叶片通过频率 10312.8 Hz (Blade passing frequency),则每个叶片通道计算约为 9.7 步,且每一物理时间步下的虚拟时间步为 20。

Table 1 Main design parameters of rotor37

Parameters	Value
Blade number	36
Tip solidity	1.288
Aspect ratio	1.19
Hub ratio	0.7
Tip clearance/mm	0.365
Design rotational speed/(r/min)	17188
Total pressure ratio	2.106
Isentropic efficiency	0.889
Mass flow/(kg/s)	20.19

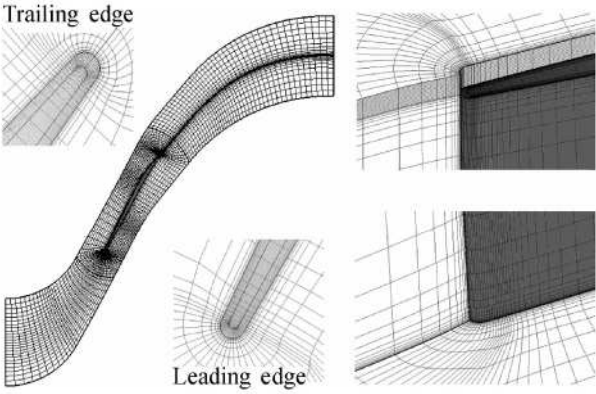


Fig 1 Calculative grid topology

计算中,为了获得较好的网格质量,在转子通道内采用了贴体 HOH 网格拓扑结构,而间隙内采用了蝶形网格,如图 1 给出单通道计算网格拓扑结构,总网格数约为 184 万,由于计算资源受限,本文采用 6 通道(共有 36 个叶片)时间精确数值模拟转子 37 失速先兆及失速过程,总网格数约为 1100 万。

4 结果及分析

如图 2 给出了 100% 设计转速下 NASA 转子 37 性能曲线。文中单通道定常计算从设计点开始,通过

逐步提高背压向失速点逼近, 数值失速前最后一个工况对应着近失速工况点。多通道定常计算近失速工况点以单通道近失速工况点下的背压为准。多通道非定常计算则以该近失速工况条件下的定常结果为计算初场, 并且适当调高背压 (相对定常计算高 1kPa)。单通道定常计算结果与实验结果相比, 数值计算预测的压比在实验误差范围内, 数值计算的近失速点流量也比实验获得的偏小, 这与 Hofmann 计算结果相似。总体上, 数值计算与实验结果吻合较好。作者通过单通道非定常计算发现, 该跨声速压气机在近失速工况条件下, 间隙泄漏流存在非常明显的非定常流动特性, 具体为激波间隙泄漏流干涉引起的间隙泄漏流周期性破碎^[12-13]。六通道非定常计算开始时, 跨声速压气机转子 37 流量变化大, 流场扰动较大, 主要表现为叶片顶部间隙泄漏流及激波与间隙泄漏流干涉的非定常振荡现象, 本文数值模拟发现: 正是由于这种叶顶泄漏流非定常的随机振荡现象, 使得叶片通道叶顶处流场结构满足一定条件, 诱发了转子 37 失速, 这与以往研究结果“转子 37 不稳定工况首先在叶尖部位诱发”^[14]一致。图 2 中圆点所示为叶尖失速开始点。

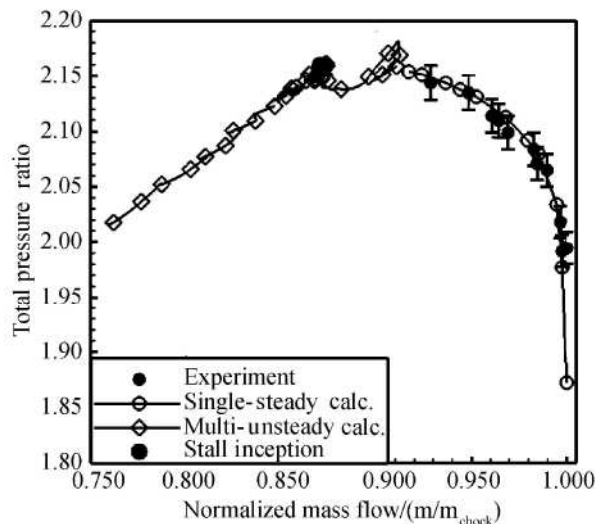


Fig. 2 Total pressure ratio characteristics

为了认清转子 37 失速起始过程, 本文多通道非定常计算时, 在 6 个叶片的每个叶片前缘顶部各布置了一个数值探针, 用于监测压强变化, 如图 3 所示, 零点时刻为出现失速先兆时刻。从图中可以看出, 非定常数值模拟经过一段时间后, 在第三个探针处监测到了一个明显的压力值缺陷, 接着在第二个探针处观测到了两个压力值缺陷, 这表明, 失速先兆首先在第三个叶片前缘形成, 经过一定的时间, 失速团已经影响

到了相邻叶片通道, 并且失速团传播速度约为 90% 转速, 经过 1/6 周后 (6 通道), 该失速团速度约为 80% 转速。从失速先兆产生到完全数值失速 (数值发散), 经历的时间非常短 (约为叶片旋转 2 圈的时间), 旋转失速速度快 (约 80% 转速), 且失速首先从某叶片顶部触发 (局部现象), 失速团占 2~3 个叶片通道, 说明该失速类型为突尖型旋转失速 (spike type rotating stall)。为了更加确定失速先兆及旋转失速的形成过程, 文中定义 $t=0$ 为失速先兆时刻, 而 $t=1, 2, 3, \dots$ 为转子旋转第 1, 2, 3... 圈所对应的瞬时时刻。图 4 为产生失速先兆时刻, 在叶片 99% 叶高处, 相对速度矢量图, 从图中可以看出在第三叶片处间隙泄漏流激波干涉引起的阻塞最为严重, 还可以观测到间隙泄漏流在叶片前缘溢出, 正是因为这种间隙泄漏流在叶片前缘溢出的失速先兆, 从而诱发了转子 37 突尖型旋转失速。当经过一段时间, 在 $t=0.974$ 时刻, 失速团得到充分发展, 如图 5 所示, 为 99% 叶高相对马赫数分布图, 从图中可知通道 1、通道 2 已经完全阻塞, 通道 5 基本也阻塞了, 已经进入失速状态, 而通道 3 及通道 4 没有阻塞, 流场比较流畅。从图中通道激波线可以看出, 通道 1 和通道 2 的叶顶激波与叶片前缘完全分离, 且两通道激波合二为一, 而通道 3、4、5 的叶顶激波基本附着在叶片前缘。正是由于激波/超声速区的存在, 抑制了失速团没有进一步向前传播, 这与亚声速压气机旋转失速有着本质的区别, 亚声速压气机旋转失速时, 失速团向前传播不会受到抑制。图 6 为 $t=0.974$ 时刻, 通道 1、通道 2 及通道 3 在 99% 叶高相对速度矢量图, 从图中可以发现, 虽然通道 1 和通道 2 都已经进入失速状态, 但是两者还是存在差别, 通道 1 间隙泄漏流在叶片前缘溢出及尾缘

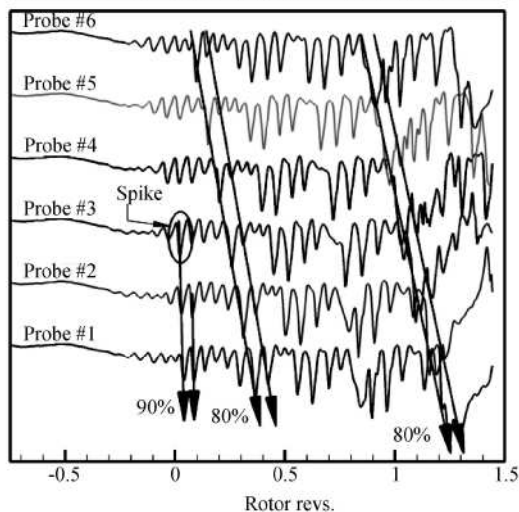


Fig. 3 Numerical probe time history of velocity

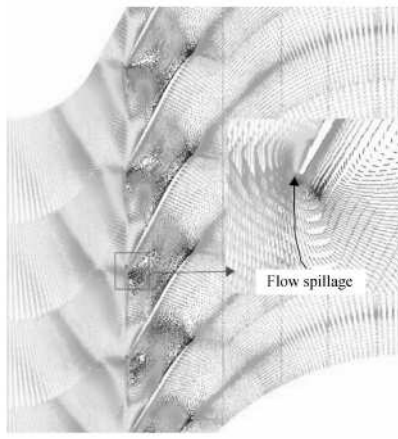


Fig 4 $t=0$ velocity vector at 99% span to hub

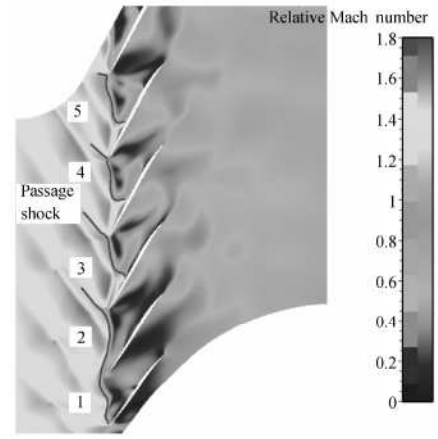


Fig 5 $t=0.974$ contour of relative Ma at 99% span to hub

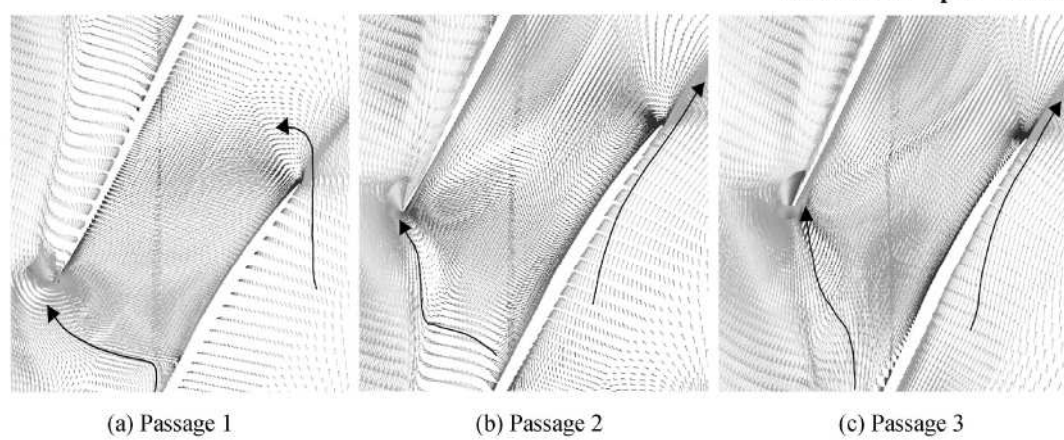


Fig 6 $t=0.974$ vector of relative velocity at 99% span to hub

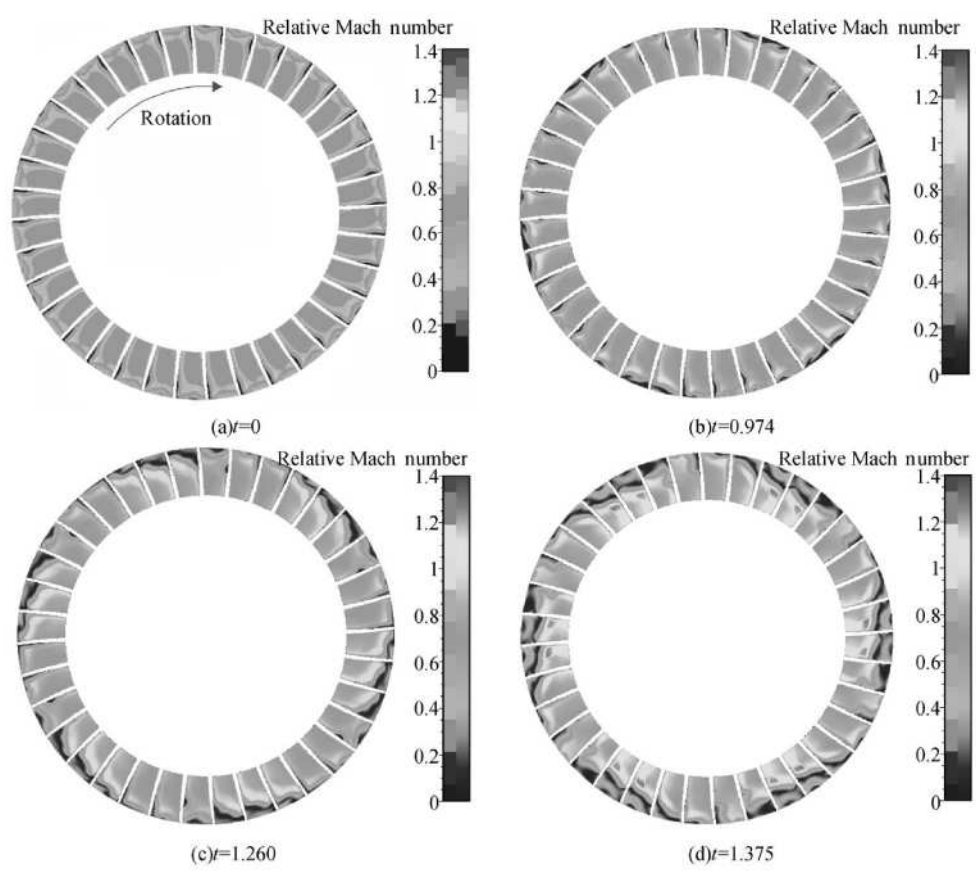


Fig 7 Relative Mach number distribution at 60% axial chord

出现回流现象,而通道 2 仅出现了前缘溢流,尾缘处还没有出现回流,通道 3 没有进入失速状态,因此没有出现前缘溢流及尾缘回流。

图 6 为 50% 轴向弦长截面 (S3 截面) 相对马赫数分布图, 图中所示为旋转失速团生成过程, 由于失速先兆为在叶片顶部间隙泄漏流前缘溢出, 旋转失速团首先在叶尖处生成, 经过一段时间, 在 $t = 0.974$ 时刻失速团发展到覆盖两个叶片通道, 到达 $t = 1.260$ 时刻, 失速团基本覆盖了 4 个叶片通道, 阻塞了叶顶区, 并且失速团有沿径向发展的趋势, $t = 1.375$ 时刻, 阻塞区域进一步增大, 失速团发展到了叶中位置, 压气机转子进入数值失速。

5 结 论

(1) 定常计算结果与实验结果吻合得较好, 从而验证了计算的有效性。

(2) 多通道非定常数值模拟揭示了间隙泄漏流随机振荡诱发该跨声速压气机转子突尖型旋转失速先兆, 失速团首先在叶尖形成。

(3) 该跨声速压气机转子突尖型失速先兆形成机制具体表现为间隙泄漏流在叶片前缘溢出, 并且失速团发展到一定程度时, 出现尾缘回流。

(4) 当转子完全进入旋转失速, 失速团充分发展, 失速团周向尺度约占 4 个叶片通道, 沿径向占据上半部分叶片通道。

参考文献:

- [1] Ota E, Ohta Y, Kato D. Two dimensional study on evolution of deep rotating stall under uniform inlet conditions in an axial compressor cascades[R]. *ISABE* 99-7219
- [2] Ota E. Rotating stall and stall-controlled performance of a single stage subsonic axial compressor[J]. *Thermal Science*, 2006, 15(1): 1~13
- [3] He L. Computational study of rotating-stall inception in axial compressor[J]. *Journal of Propulsion and Power*,

1997, 13(1): 31~38

- [4] Saxer-Felici H M, Saxer A P, Inderbitzin A. Numerical and experimental study of rotating stall in an axial compressor stage[R]. *AA4* 98-3298
- [5] 蒋浩康, 徐 纲, 黄伟光, 等. 低速轴流压气机旋转失速的二维数值模拟[J]. *工程热物理学报*, 2003, 24(6): 935~938
- [6] Hoying D A, Tan C S, Vo H D, et al. Role of blade passage flow structures in axial compressor rotating stall inception[J]. *ASME Journal of Turbomachinery*, 1999, 121(4): 735~742
- [7] Hah C, Schulze R, Wagner S, et al. Numerical and experimental study for short wavelength stall inception in a low-speed axial compressor[R]. *ISABE* 99-7033
- [8] Hah C, Rabe D C. Role of tip clearance flows on flow instability in axial flow compressors[R]. *ISABE* 2001-1223
- [9] Vo H D, Tan C S, Greitzer E M. Criteria for spike initiated rotating stall[R]. *ASME* 2005-GT-68374
- [10] Hah C, Bergner J, Schiffer H. Short length-scale rotating stall inception in a transonic axial compressor-criteria and mechanisms[R]. *ASME* 2006-GT-90045
- [11] Bergner J, Kinzel M, Schiffer H, et al. Short length-scale rotating stall inception in a transonic axial compressor-experimental investigation [R]. *ASME* 2006-GT-90209
- [12] 张燕峰, 楚武利, 卢新根. 跨声速轴流压气机近失速状态间隙泄漏流流动特性研究[J]. *航空动力学报*, 2008, 23(7): 1357~1360
- [13] 张燕峰, 楚武利, 吴艳辉. 跨声速轴流压气机间隙泄漏流流动特性研究[J]. *热能动力工程*, 2008, 23(5): 473~477
- [14] 卢新根, 楚武利, 张燕峰. 跨声速压气机顶部间隙泄漏流与处理机匣之间相互作用分析[J]. *西安交通大学学报*, 2006, 40(11): 1357~1360

(编辑: 姚懿巧)