

文章编号: 1000-8055(2003)06-0827-05

高负荷跨音压气机叶尖间隙流动的数值分析与比较

敬荣强, 李泯江, 桂幸民

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

摘要: 利用自行开发的叶轮机三维数值模拟软件对高负荷跨音压气机ATS-2转子进行了带叶尖间隙的三维流动数值模拟, 并与实验的结果进行了比较。结果表明, 数值模拟得到的流场结构与实验结果一致。对粘性与无粘结果的比较显示, 由泄漏流所产生的激波后阻塞区是由激波-漏流干扰所致, 粘性的作用将削弱其面积和强度。随叶尖间隙增大, 激波后阻塞区的径向和轴向尺度增大, 压比、效率和流量下降。

关键词: 航空、航天推进系统; 跨音压气机; 叶尖间隙流动; 数值模拟

中图分类号: V 231.3

文献标识码: A

Numerical Analysis and Comparison of the Tip-Clearance Flow of a High-Loading Transonic Compressor

J N G Rong-qiang, L I M in-jiang, G U I Xing-min

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: A 3D numerical simulation software was developed to calculate the tip-clearance flow of ATS-2, a high-loading transonic compressor, and the results were compared with the experiments. The results of numerical simulation are in accordance with that of experiments. The comparison between the viscous and non-viscous simulations shows that the intensive blockage area is caused by shock-leakage flow interaction. The viscosity weakens the blockage area, both in size and intensity. With the increase of the tip-clearance, the blockage area grows in the radial and axial directions with the total pressure ratio, efficiency and mass flow decreasing.

Key words: aerospace propulsion system; transonic compressor; tip-clearance flow; numerical analysis

随着航空推进系统向高推重比方向的发展, 要求跨音风扇/压气机具有更高的负荷、效率和更宽的稳定工作范围。与此同时, 鉴于高负荷转子的小展弦比特性, 其内部流动更趋复杂, 叶尖间隙的影响也更趋严重。这类转子的叶尖区往往存在很强的激波波系, 并与叶尖泄漏流、壁面二次流之间存在十分复杂干扰, 这种复杂流动大大影响了高

负荷跨音级的性能。文献[1]实验研究了ATS-2高负荷跨音单级压气机^[2]在某叶尖间隙状态下的间隙效应, 得到了转子叶尖机匣附近的静压分布特性及不同间隙对性能的影响。实验结果同当时一些文献[3, 4]中跨音转子的研究结果相当一致。但是由于实验耗资过大及实验条件的限制, 在100%设计转速时, 仅运行到峰值效率的附近, 没

收稿日期: 2003-01-22; 修订日期: 2003-05-07

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(50076001; 50136010)

作者简介: 敬荣强(1977-), 女, 四川成都人, 北京航空航天大学能源与动力工程学院硕士生

有进行多个间隙情况下的流场测试和比较工作。同时,高速运转使得流道内部测量变得异常困难,因此,除机匣表面静压外,尚无法了解叶尖区内部流动的其它参数特性。数值模拟从一定程度上克服了测试、实验手段的局限性。为此,本组发展了一套基于 Jam son 格式的三维数值模拟软件^[5],并对 A TS-2 高负荷跨音压气机转子的叶尖间隙流动特性进行了数值模拟,进一步完善对高负荷跨音压气机内部流动结构及间隙效应的认识。

1 结果与分析

本文采用基于标准 $k-\epsilon$ 湍流模型和 Navier-Stokes 方程的程序,模拟了 A TS-2 转子的一个叶片通道内的三维流场,并将其结果同实验进行比较,以考察叶尖间隙泄漏流动对主流区域的流场结构和特性参数的影响。在叶尖间隙的处理上采用薄叶片假设法,为提高计算速度,叶尖间隙采用 10 层网格,流场的计算网格采用 $53 \times 32 \times 125$ (径向 $\times$ 周向 $\times$ 轴向),如图 1 所示。

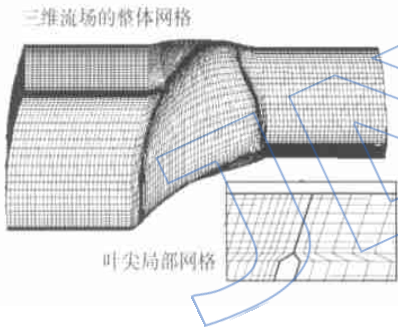


图1 流场计算网格
Fig 1 Computational grids

1.1 数值模拟同实验结果的比较

在不改变叶尖间隙大小的情况下,通过改变背压的大小,数值模拟了实验中不同的运行状态。计算中,叶尖平均的间隙量为 0.922 mm,同叶片展高的比值为 0.868%,与实际的平均间隙量 0.93 mm 相近。计算与实验具有相同的转子转速,为设计转速 21500 r/min。

图 2 为三个运行状态下叶尖机匣附近的叶片至叶片流面静压分布的实验^[1]与计算结果的比较。从 A 到 C 背压逐渐升高。表 1 列出了 A TS-2 转子总体性能参数。

计算结果表明,随着背压的升高,压比和效率升高,而进出口流量降低,与实验的结果是一致的。但是,由于实验的结果是级性能参数,无法直接比较。就流场结构而言(图 2),无论是实验结果

表1 ATS-2转子总性能参数计算结果
Table 1 The simulated characteristic of ATS-2 rotor

状态	总压比	绝热效率/%	进口流量/(kg/s)	出口流量/(kg/s)
A	2.201	88.431	26.054	26.028
B	2.257	88.890	26.056	25.917
C	2.380	90.212	25.544	25.346

还是计算结果,低背压状态 A 的静压分布中均存在明确的前缘贴体斜激波和二次正激波,即所谓双波结构。随着背压的升高,二次激波向上游移动,在状态 B 中的双波更加接近,而在状态 C 中的双波最终归并为前缘贴体正激波。

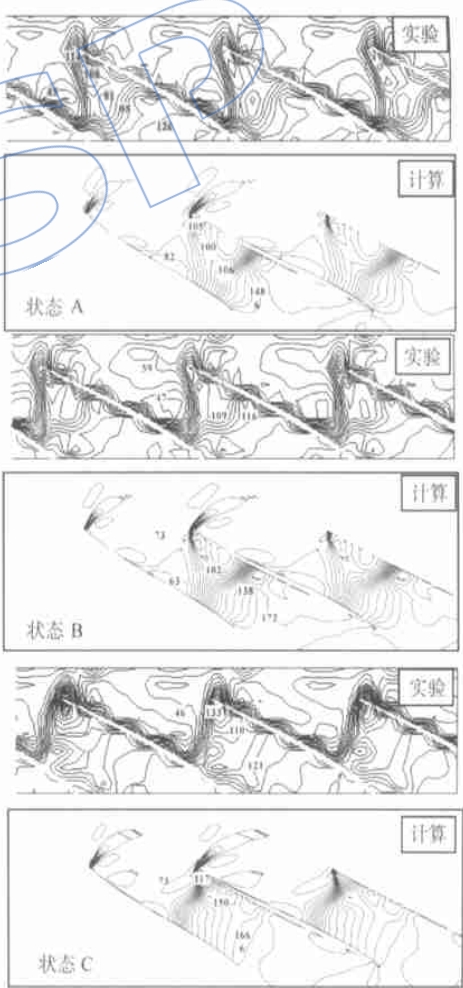


图2 转子叶尖等压线计算与实验比较
Fig 2 Comparison of the computational and experimental pressure contour at rotor tip

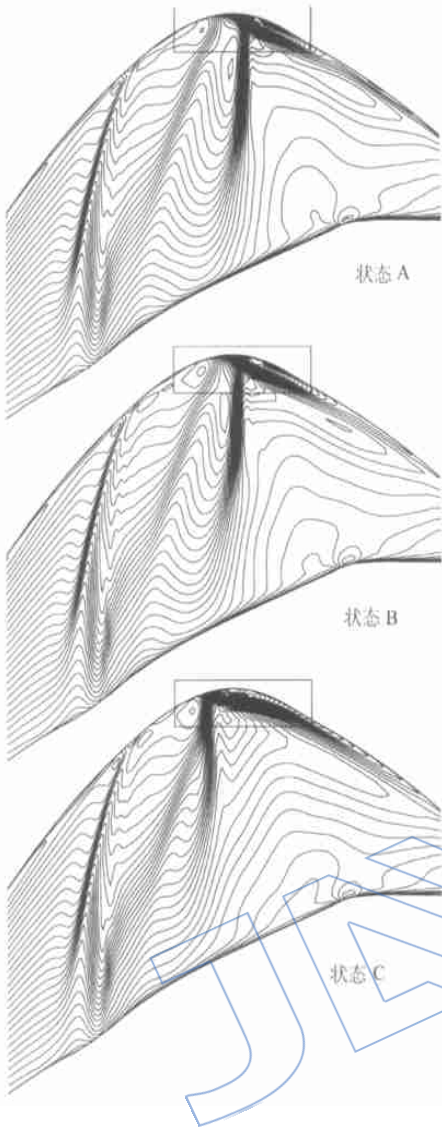


图3 叶根到尖流面马赫数分布
Fig 3 Mach number contour plot of hub-to-tip stream surfaces

由于泄漏流的影响, 流场中激波变形。这一点在实验和计算的流场分布中都得到了体现。所不同的是: 实验中, 状态A 的前缘贴体斜激波之后存在一个低压区, 该低压区之后的二次激波有十分明显的扭曲; 而计算的结果中无法辨识到这个低压区, 同时, 二次激波的扭曲也没有实验结果强。从图2明显看出, 状态B 和C 中实验和计算的激波结构形式更趋一致。这说明状态A 的计算背压仍高于实验背压。

1.2 叶尖间隙流动结构分析

与实验相比, 数值模拟可以从三维的角度更加全面细致地考察转了内部的流场结构。图3为叶片通道中间s2流面的马赫数等值线分布图, 图中各状态方框中的矢量场放大图见图4。从中可以观

察到转子内部三维的波系结构, 以及不同工况下的波系变化。由于激波、边界层和泄漏流动的交互作用, 在激波后, 机匣附近形成了一个明显的流动阻塞区。阻塞区中存在着强烈的逆向流动, 并随着二次激波的前移, 阻塞区的轴向范围增加。从图4中可以看出, 阻塞区的径向尺度并没有随激波位置和强度的改变而产生明显的变化。这说明当间隙一定时, 运行状态的改变不影响阻塞区的径向尺度。

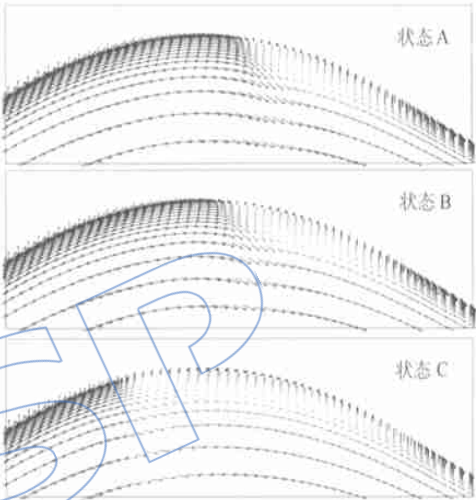


图4 叶尖区矢量场
Fig 4 Vector fields of tip regions

图5给出了状态A 的转子叶根至叶尖中间流面的等压线分布。由图看出, 静压分布特征没有反映出槽道正激波后阻塞区。因此, 利用叶尖动态压力测量^[1]无法体现出波后阻塞区的存在。

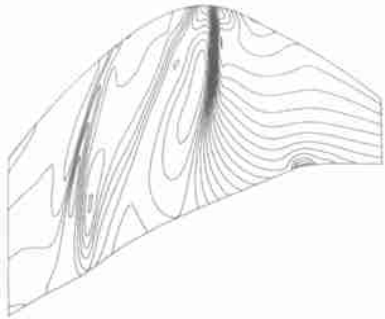


图5 状态A 叶根至尖流面等压线
Fig 5 Static pressure contour plot of hub-to-tip stream surface for condition A

图6为三种状态下的叶尖区叶片至叶片流面等马赫数分布特性。从中观察到, 相对来流与接近

前缘的泄漏流相互作用,即泄漏流动与主流产生强烈的掺混,泄漏流掺混区两侧存在明显的速度差.这种掺混的轨迹传统上被称作“前缘泄漏涡”,

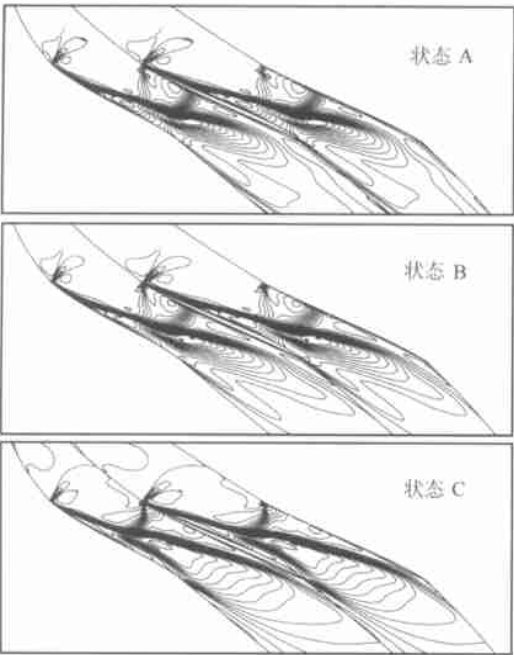


图6 转子叶尖等马赫数线分布
Fig 6 Mach number contour plot

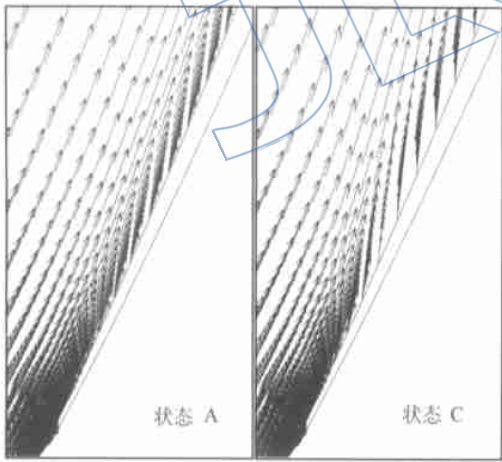


图7 转子叶尖进口速度矢量图
Fig 7 Vector field of rotor tip inlet

但其流动结构和特性仍不同于常规意义上的流向涡.泄漏流削弱近吸力面附近的激波强度,使激波明显扩散并且位置前移,而压力面附近的前缘附体激波则没有受到泄漏流动的影响,激波强度与位置基本不变.泄漏流动与槽道激波交互作用后,形成波后阻塞区.阻塞区具有非常低的马赫数分

布,甚至产生逆向流动.从状态A至C,随着背压的提高,来流相对速度减小,同时吸压力面的压差增大,前缘泄漏流动向压力面方向偏移.图7的进口速度矢量场可以显示出这一趋势.但与低速压气机^[6]不同的是:由于来流相对速度较高,前缘泄漏流动更贴近叶片吸力面.

1.3 叶尖间隙的粘性效应分析

对同等间隙尺度的ATS-2转子进行了粘性和无粘数值模拟,其结果比较参见图8.从图中可以看出,粘性计算与无粘计算的结果在激波后均产生一个阻塞区,但是,无粘结果的阻塞区无论从强度还是范围上都比粘性结果强烈得多,并伴随着机匣附近更为强烈的逆向流动.虽然具有相同的间隙大小,粘性模拟在叶尖附近的几层网格内,流场变化平滑,相对于无粘模拟而言,在固壁边界附近具有更合理的速度型,流场结构也与实验结果更加吻合.计算结果表明,在同等尺度的叶尖间隙情况下,粘性的大小对阻塞区强度的影响较大,粘性的存在对削弱波后阻塞区有利.

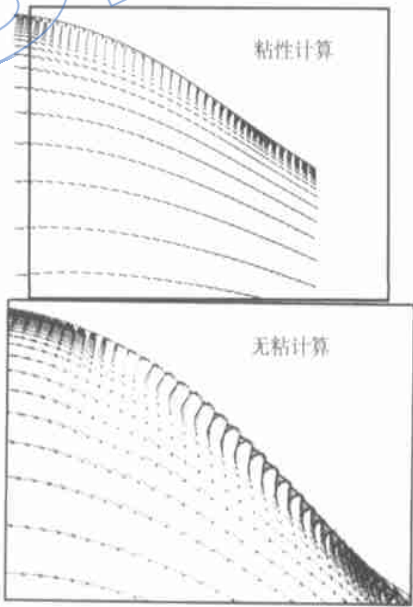


图8 粘性与无粘计算模拟的阻塞区比较
Fig 8 Comparison of blockage area by viscous and non-viscous simulation

目前一些数值模拟的研究也显示,对于高负荷跨音叶轮机,往往无法准确模拟具有较大间隙的实际转子内部流场.这说明目前采用的粘性模型尚不能模拟真实流动的粘性.

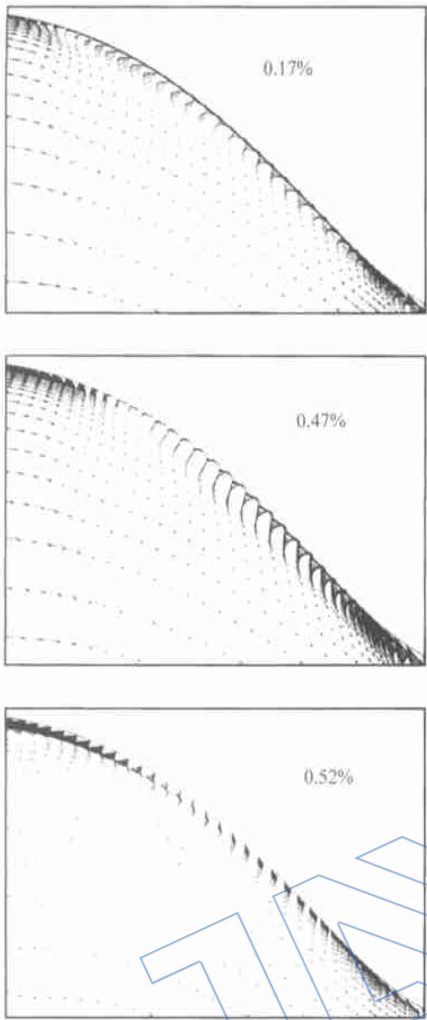


图9 不同叶尖间隙大小下叶尖区矢量分布
Fig 9 Comparison of vector fields with different tip-clearance

1.4 叶尖间隙大小对转子性能的影响

为比较叶尖间隙的大小对流场结构和特性参数的影响,表2列出了在相同背压条件下不同间隙大小无粘数值模拟结果。

表2 叶尖间隙大小对性能的影响
Table 2 Effects of tip-clearance's size on performance

算例	间隙展高/%	总压比	绝热效率/%	进口流量/(kg/s)	出口流量/(kg/s)
1	0	2.260	91.165	26.135	26.135
2	0.059	2.238	91.640	26.106	26.367
3	0.177	2.237	91.420	26.062	26.323
4	0.470	2.230	90.909	25.977	26.215
5	0.528	2.237	87.029	24.662	24.835

从表2性能参数上看,总体规律是压比、效率和进出口流量随着叶尖间隙的增大而降低。间隙达到0.528%展高时,流量和效率骤降。图9中3种不同间隙的叶尖区矢量分布比较显示随间隙的增大,阻塞区径向和轴向尺度均增大。当间隙量为0.528%展高时,阻塞区影响到30%展高的区域,流量、效率的骤降,数值收敛相当困难,流动接近进入失速边界的状态。进一步增加叶尖间隙尺寸在相同背压下计算则无法收敛,流动进入失速。

但是,0.528%的间隙尺度远小于实际流动和粘性计算所能够达到的叶尖间隙尺度。这说明在相同背压条件下,无粘计算的阻塞区影响(包括强度和范围)强于粘性计算或实际流动的结果,流动更容易进入失速。由此可见,在相同间隙情况下,通过一定的手段减小叶尖阻塞区的范围和强度会有效地提高叶轮机的失速裕度。

2 结 论

- (1) 数值模拟较准确地反映了高负荷跨音压气机叶尖间隙三维流场的细节,结果同实验相符;
- (2) 激波后阻塞区增大是泄漏流与激波的相互作用所致,粘性的存在将削弱阻塞区的大小和强度;
- (3) 间隙的大小对高负荷跨音压气机的内部流场结构和性能有相当大的影响。这种影响来自于泄漏流-激波干扰强度增加而导致阻塞区范围和强度增加,使叶轮机性能下降;
- (4) 在相同间隙情况下,通过一定的手段减小叶尖阻塞区的范围和强度会提高叶轮机的失速裕度。

参考文献

[1] 邓宝洋,桂幸民,袁巍,等.高负荷跨音压气机转子的间隙效应[J].北京航空航天大学学报,2002,28(4):387-390

[2] 单鹏,桂幸民.单级后掠风扇ATS-2实验报告[R].中国国防科学技术报告,北京航空航天大学动力系407教研室,2000

[3] Sellin M D, Puterbaugh S L, Copenhaver W W. Tip Shock Structures in Transonic Compressor Rotors[R]. AIAA 93-1869, 1993

[4] Prince Jr D C. 3D Shock Structures for Transonic/Supersonic Compressor Rotors[J]. Journal of Aircraft, 1980, 17(1): 28-37.

[5] 李浪江,桂幸民.交错网格有限体积法计算叶轮机内部流动[A].中国工程热物理学会热机气动热力学学术会议论文集[C].022041, 2002

[6] Maerz J, Gui X, Neise W. On the Structure of Rotating Instabilities in Axial Flow Machines[A]. AIAA SL-047/GER-35, 14th International Symposium on Air Breathing Engines [C]. Florence, Italy: 1999