

文章编号:1000-8055(2009)03-0643-08

总压畸变对风扇流场影响的全流道数值研究

陶立权¹, 孙 鹏², 钟兢军²

(1. 中国民航大学 航空工程学院, 天津 300300;

2. 大连海事大学 轮机工程学院, 大连 116026)

摘 要: 采用全流道非定常数值模拟方法对进口稳态总压畸变条件下跨声速风扇流场进行求解. 详细分析了总压畸变造成风扇性能下降的原因. 分析表明, 周向不均匀流场使得动静叶进口气流角变得不均匀, 从而使进口攻角发生很大变化; 动叶在不同周向和径向位置流动状况完全不同; 畸变区内静叶根部至中径附近存在大范围的分离区.

关 键 词: 全流道; 非定常; 数值模拟; 总压畸变; 跨声速风扇

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Numerical simulation of full annuls of a transonic fan with distorted inlet

TAO Li-quan¹, SUN Peng², ZHONG Jing-jun²

(1. Aeronautical Engineering College,

Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;

2. Marine Engineering College, Dalian Maritime University, Dalian 116026, China)

Abstract: A time-accurate three-dimensional Navier-Stokes solver of the unsteady flow field in a transonic fan was carried out. The pattern and causes of flow loss caused by pressure distortion in rotor and stator were analyzed in detail. It is found that the distorted flow influences the inlet velocity angle of rotor and stator so that the attack angles vary a lot along with circumferential direction. The flow field parameters in rotor are totally different at different radial and circumferential positions. In stator, inlet total pressure distortion induces large-scale vortex, which produces backflow and increases the loss.

Key words: full annuls; unsteady; numerical simulation; total pressure distortion; transonic fan

进入 21 世纪, 飞机发动机向着非常规机动性和超声速机动性的方向发展, 叶轮机械无一例外要在非均匀进口条件下工作. 进口气流参数不均匀对发动机气动和机械性能都有着重要的影响, 是所有降稳因子中影响最大的因子^[1-2]. 目前为止, 关于周向畸变问题的数值研究方法主要集中在对传统平行压气机模型的改进^[3-4]、多子区平行压气机模型的改进^[5]、激盘模型的改进^[6], 以及平

行压气机模型、激盘模型和滞后-容积模型相结合对畸变流场进行预估^[7-8]等. 这些方法大多是将研究对象简化为二维、准三维模型进行求解, 对压缩系统内部的三维流动本质反映较差, 直接影响了研究结果的准确性. 文献[9-10]表明, 全周叶栅的非定常计算是一种研究周向畸变问题的较有效、准确的方法. 但是文献[9]中只对研究对象的中间截面进行求解, 忽略了风扇内部三维流动特

收稿日期:2008-03-04; 修订日期:2008-06-03

作者简介:陶立权(1978—), 男, 黑龙江牡丹江人, 研究实习员, 硕士, 主要从事航空发动机气动热力学的研究.

性. 文献[10]将周向平均体积力模型与三维非定常欧拉方程相结合,能够比较准确的预测畸变对风扇特性的影响.但是该文献只对风扇转子进行求解,而且周向平均体积力模型简化了叶片对叶栅流道内部流场的作用,无法研究叶栅流道内部的流场结构.

随着计算机硬件技术的飞速发展,通过时间精确的三维 N-S 方程对风扇/压气机流场进行求解已成为可能.本文采用商用 Fluent 软件,对某风扇流场进行全流道建模,通过求解时间精确的三维 N-S 方程对畸变度 0.1,畸变角 90° 总压畸变时的流场进行求解,并对最高效率点的计算结果进行了比较分析.结果表明,该方法可以清晰的刻画流场参数的周向不均匀性,同时也能反映动静叶流道内流场参数的变化,对于研究周向总压畸变对流场影响的机理有很大帮助.

1 计算模型和边界条件

1.1 计算网格

本文研究的某型跨音速风扇由一系列动叶和一系列静叶组成,动叶叶片数 13,静叶叶片数 34.动叶外环半径 140.2 mm,叶顶间隙约 0.3 mm;轴向弦长 73 mm.静叶进口外环半径 140.2 mm,轴向弦长约 34.8 mm.设计点转速 28 000 r/min,级总压比 2.04,动叶叶尖切线速度 410 m/s,进口马赫数 1.52.

计算网格由 Gambit 生成.考虑到计算条件和计算周期的限制,为了确保网格数较少的同时又能考虑流体与叶片壁面间的作用,在叶栅流道中采用较粗的网格分布,而在叶片表面网格较密,整级网格数约 2 640 000 (如图 1).具体如下:动叶,结构复杂,采用非结构化网格.叶片表面尤其是前缘和尾缘处局部加密,内背弧共 160 点.间

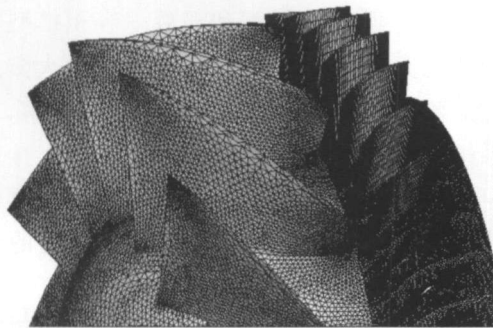


图 1 三维全流道网格示意图
Fig.1 Computational domain

隙网格区采用嵌入式三角形网格,环绕叶型表面方向 140°×径向 4°,流道内网格合计约为 1 376 465 (如图 2);静叶, O 型网格区,环绕叶型表面方向 118°×垂直叶型表面方向 4°×径向 10°,主流 S₁ 流面采用非结构化三角形网格,合计约为 1 267 840 (如图 3).

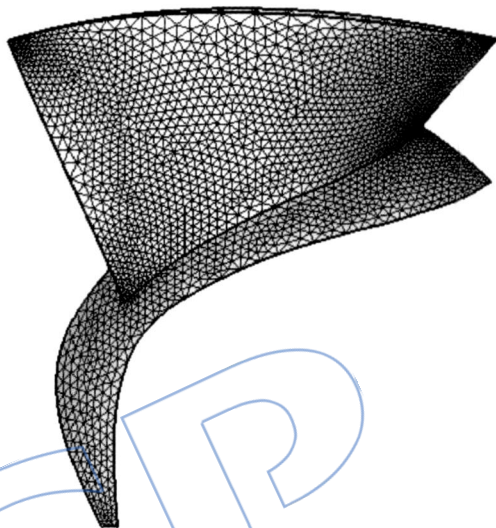


图 2 动叶及根部 S₁ 流面网格
Fig.2 Illustrating of the rotor mesh on hub S₁ section

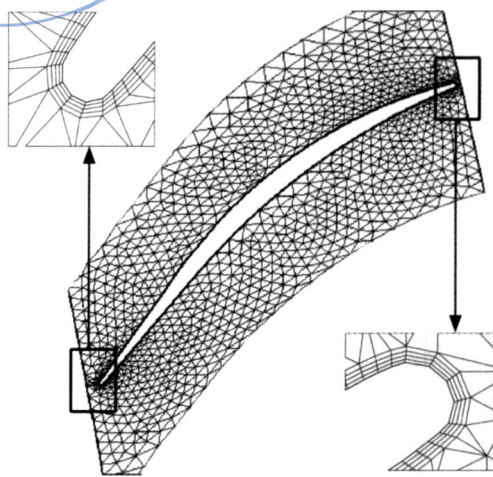


图 3 静叶 S₁ 流面网格
Fig.3 Illustrating of the stator mesh on mid-span S₁ section

1.2 边界条件、收敛判据及数值验证

本文所采用的畸变指数是畸变角和总压畸变度.所谓畸变角即低压区所占的周向角度,总压畸变度 DA 按下式定义:

$$DA = \frac{p_{\max}^* - p_{\min}^*}{p_{av}^*}$$

式中 $p_{\min}^*$ 是低压区域总压,本文所研究对象的高低压区内的总压各自是均匀的, p_{av}^* 为进口总压面平均值.通过 Fluent 的用户自定义方程(UDF)来给定风扇上游总压分布.计算中畸变角度 $\theta_{\text{DP}} = 90^\circ$,畸变强度 $DA_p = 0.1$,如图 4 所示.其中 p_0 取 101 325 Pa.

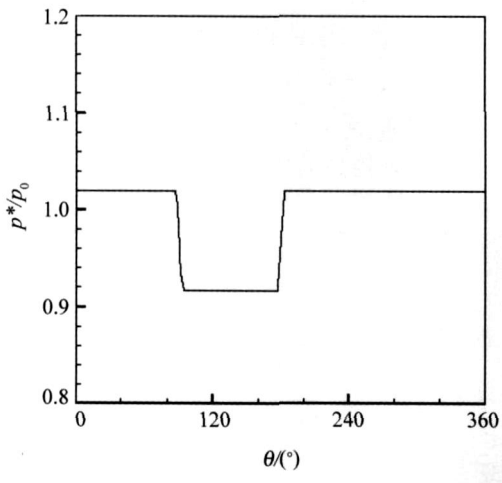


图 4 风扇进口总压分布
Fig. 4 Inlet total pressure distribution

非定常计算采用双时间步法,物理时间步长选定动叶转过 1/15 个槽道所需的时间;同时采用滑移网格技术处理动静叶交接面.进口湍动度给定 5%,水力半径则选择叶片的节距宽度,湍流模型选取标准的 $k-\varepsilon$ 模型,其中 k 取 0.8,湍流耗散率 ε 取 0.8.通过监测物理时间步上的整机滞止效率来判定非定常计算是否到达准周期解.效率计算公式如下:

$$\eta^* = \frac{T_0^* \cdot \left[\left(\frac{p_1^*}{p_0^*} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right]}{T_1^* - T_0^*}$$

式中 p_1^* 为压气机出口总压; p_0^* 为压气机进口总压; T_1^* 为压气机出口总温; T_0^* 为压气机进口总温.本文在判定计算收敛时,要求效率随时间变化显示明显周期性.而且在相邻两周期对应时刻,监测值变化少于 5%,就认为计算达到了时间周期求解的要求.图 5 给出了一个典型的效率波动曲线.

图 6 给出了均匀和畸变进口条件时仿真所得的风扇特性线与实验数据^[11] 的比较.各计算点结果均为非定常计算结果,压比及效率计算中各参数均采用时均值.图中所示参数均为除以参考值(即设计点的压比、效率、流量值)后的结果.图中给出了实验条件下的稳定边界,而数值计算结果(畸变和均匀进口条件)最左边点是能够求得收

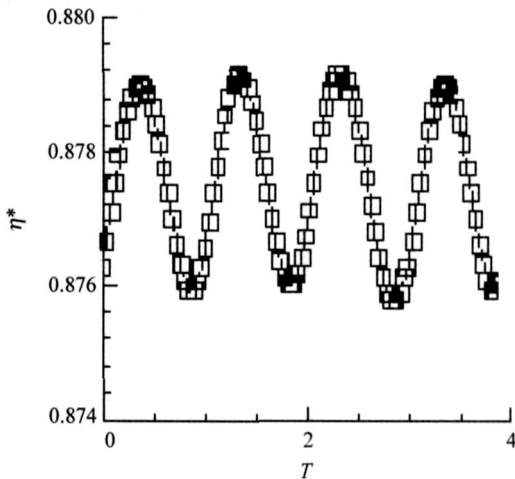


图 5 效率的波动曲线
Fig. 5 Variation of efficiency

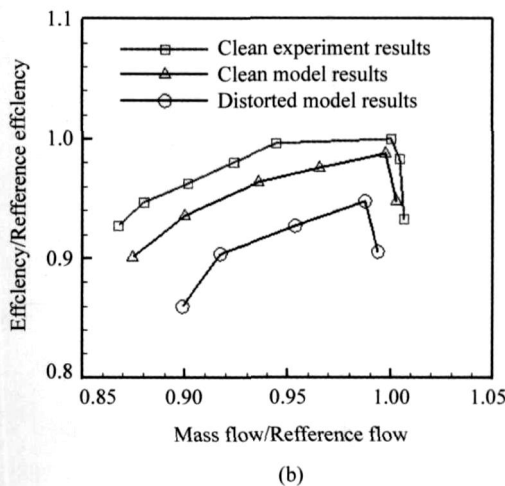
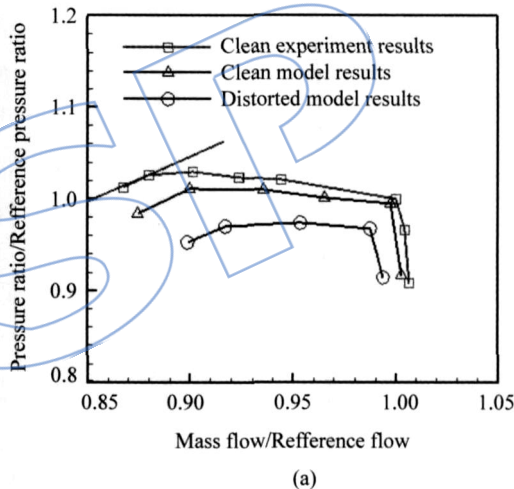


图 6 风扇特性线
Fig. 6 Characteristic line

敛解的最高背压情况.对比均匀进口条件计算结果和实验数据可知二者十分接近,在最高效率点,数值结果与实验结果相差约 1.2%,而在近喘点,

二者相差约 2.5%,本文采用的数值方法是合理的.由于在最高效率点处,数值仿真结果误差最小,因此在后面的流场分析中,针对均匀进口条件时最高效率点对应的边界条件的计算结果进行,此时进口总温 288 K,总压 103 300 Pa,出口背压 169 000 Pa.

另外,从图中可知,除进口总压外其它边界条件一致的情况下,堵点处畸变进口与均匀进口时效率相差约 9.54%,最高效率点处相差 9.47%.最左端计算点同样是将背压不断提高后所能获得的最后一个收敛解,可以说该点代表了畸变进口条件下风扇的近喘点.可见,畸变条件下,总压畸变使风扇的性能明显变差,稳定裕度下降.

2 总压畸变对风扇流场影响

2.1 动叶进出口参数沿叶高的变化

图 7 给出了动叶进口不同相对叶高处气流角的时均分布曲线.从图中可知,畸变流场对根部区域的气流角影响最大,而顶部附近变化幅度最小.但是各叶高处的变化趋势是一致的,即受周向侧流的影响.动叶在进入畸变区域前,周向侧流与转子旋转方向相同,相对气流角减小并达到一低谷值.随后在进入畸变区后,周向侧流与转子转向相同,相对气流角增加并达到一个峰值.动叶离开畸

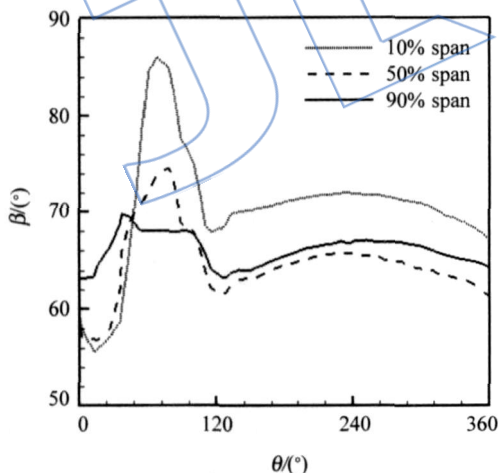


图 7 动叶进口相对气流角时均分布

Fig. 7 Time-averaged relative inlet velocity angle distribution at different span

变区后,气流角恢复正常.相对气流角的变化使得动叶在经过畸变区域时攻角发生变化,相应地使流道内的流动状态变得复杂.

图 8 所示是动叶出口 10%,50%,90%相对叶高处熵值沿周向的分布曲线.根部和中径区域

损失相近,在畸变区域根部略高,这是因为端区损失以及畸变区内下游静叶根部阻塞造成的;另外,由于端区损失的影响,在非畸变区的大部分区域,根部损失比中径处略高.而在远畸变区(图中 280°附近),中径附近的损失略高一些.在 90%叶高处,无论畸变区或非畸变区,损失都比较高.这是因为叶顶区域除端区损失外,还有很强的激波损失.而畸变区的熵值很高,说明畸变流场对激波结构产生影响,使畸变流体影响的动叶流道内的激波损失增加(见 2.2 节).另外与中径处相似,在远畸变区也有较高的损失.

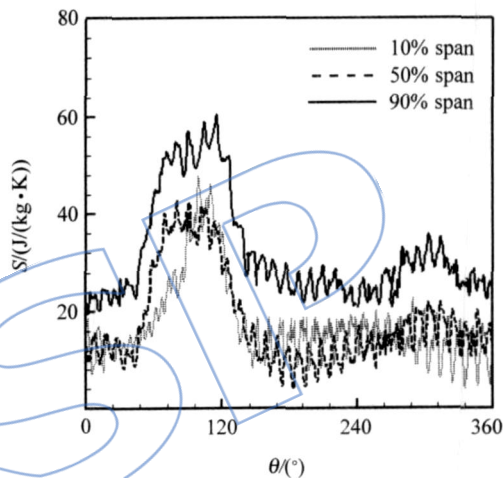


图 8 动叶出口不同叶高时均熵分布

Fig. 8 Time-averaged entropy distribution of rotor outlet at different span

图 9 给出了均匀和畸变进口条件下动叶出口节距平均的气流角沿叶高的分布.就畸变流场计算结果而言,动叶 40%叶高以下区域出口气流角明显大于均匀进口的情况.相比之下,叶顶区域的气流角变化较小.这是因为均匀流场中,流体与动叶前缘干扰产生的低能流体主要耗散到叶片表面的附面层中,在叶片表面的附面层内迁移.而当动叶在畸变区域中时,低压区流体与动叶前缘发生干扰.由前面的分析可知,相对气流角增加.在下半叶展,叶型几何角较小,因此攻角较大,流体与动叶前缘的干扰区随着攻角增加(动叶在畸变区内旋转)慢慢从吸力侧迁移到压力侧.低能流体将直接进入主流区,随主流迁移到下游叶栅,从而降低气流的折转程度,使出口气流角增加.而在上半叶展,由于叶型的原因,上半叶展几何角较大.虽然气流角增加,但攻角增加的幅度不大.因此,低能流体虽然使附面层增厚,但仍然附着在叶型表面向下游迁移,对气流折转产生的影响较小.

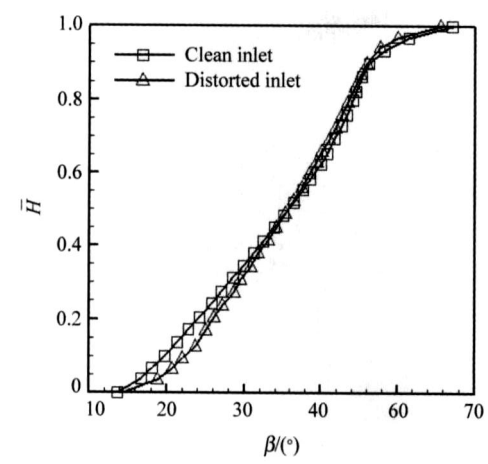


图 9 动叶出口节距平均气流角沿叶高分布

Fig. 9 Pitch averaged velocity angle distribution along the radial direction at rotor outlet

2.2 总压畸变对动叶压力场的影响

受周向畸变的影响,动叶在旋转过程中不断受不均匀流场的周期影响,在不同周向位置时气动参数必然存在差异.为便于说明,研究中选取动叶 Ra 和 Rb 流道作为跟踪对象 Sample passage (SP).将动叶旋转一周分为 13 个时刻,即认为动叶 Ra 和 Rb 每转过一个流道,经历一个时刻.研究的起始位置($t=0$ 时刻)选取为动叶 Ra 即将进入畸变区的时刻,如图 10 所示.另外, $t=2/13$ 时研究流道位于畸变区中央; $t=4/13$ 时动叶 Ra 前缘刚刚离开畸变区,即 SP 开始脱离畸变区域; $t=9/13$ 时 SP 位于远畸变区.为了便于说明,在下文中都是以动叶前缘为参考点确定动叶相对畸变区域的位置.

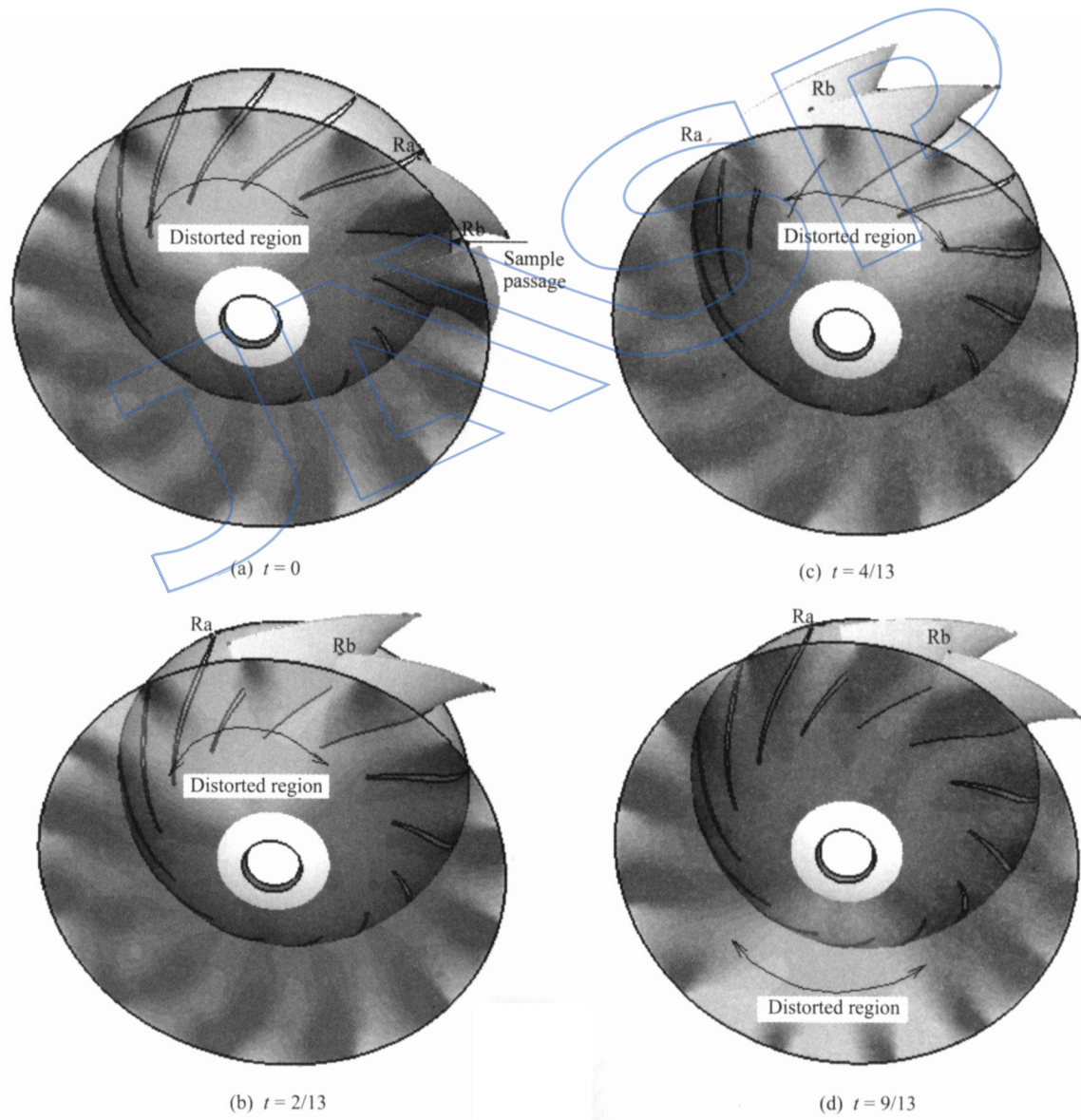


图 10 4 个典型时刻 Ra,Rb 位置示意图

Fig. 10 Sketch map of Ra and Rb at four time slices

动叶相对于畸变区域的位置是不断变化的, 因而其流道内的损失也是随着时间不断变化的, 具有很强的非定常性. 要了解损失的变化情况, 必须了解压力场和波系结构的随时间的变化情况.

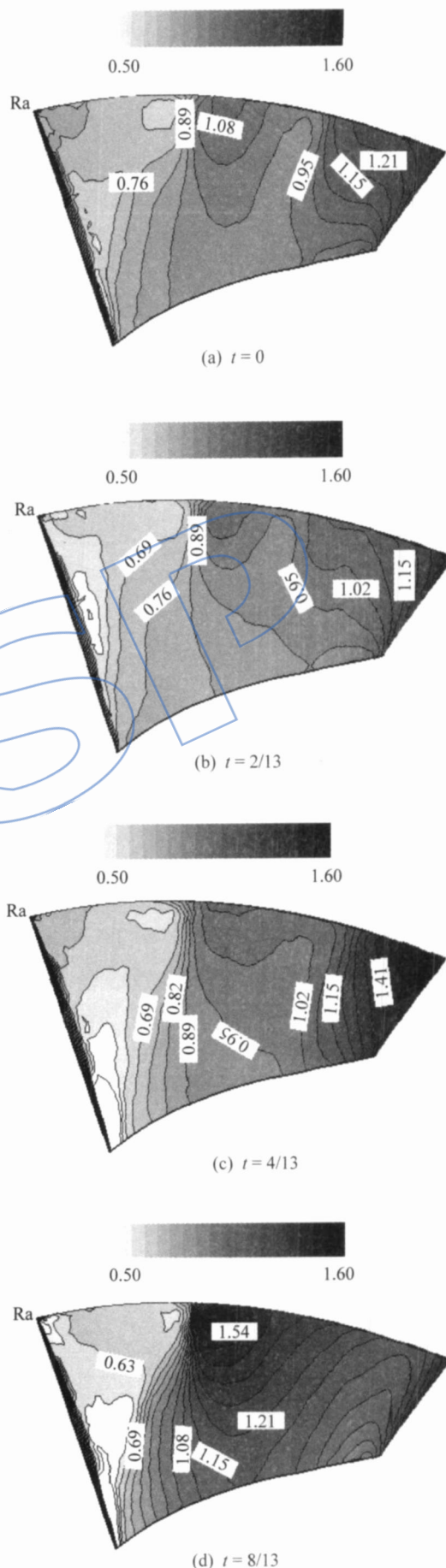
图 11 所示是不同时刻动叶 Ra 吸力面的静压等值线分布. Ra 在不同周向位置时, 静压系数分布是不断变化的. 从图中可以看出, 70 % 叶高至叶顶区域在约 35 % 轴向弦长处静压系数梯度很高, 存在前缘激波. 在动叶 Ra 进入畸变区域时刻 ($t=0$), 动叶出口附近静压梯度较高, 存在槽道激波. 此后, 静压梯度逐渐先减小, 即前缘激波和槽道激波强度逐渐减弱. 至 $t=2/13$ 时刻, 槽道激波消失. 在此过程中, 中径和根部附近静压梯度始终减弱. $t=3/13$ 时刻, 受下游压力变化的影响, 动叶出口附近静压系数迅速增加. 这是因为此时动叶 Ra 尾缘刚好进入动叶出口的高压区域 (如图 12 所示).

随后, 下游高压引起的扰动逐渐向上游传播, 同时叶顶附近前缘激波逐渐增强, 并向槽道内移动; 中径和根部附近静压梯度逐渐增加. 最终在 $t=8/13$ 时刻, 下游扰动不再前移. 叶顶区域, 激波强度最强; 中径和根部附近, 静压梯度达到最大. 此后, 激波位置前移, 强度减弱. 在 $t=9/13$ 时刻, 前缘激波位置最靠前. 理论上讲, 此位置动叶流道内的流动状态是最不稳定的. 从远畸变区开始 ($t=9/13$) 至再次进入畸变区域前 ($t=12/13$), 叶顶区域前缘激波始终减弱, 位置逐渐后移, 同时在出口附近再次形成槽道激波, 直至恢复初始状态. 而中径和根部区域静压变化不明显.

由此可见, 不同周向位置动叶内的流动状况是完全不同的, 即使在相同位置, 径向参数的分布也存在很大差异. 70 % 叶高以上区域主要表现为激波强度位置的不断变化; 而中径和根部区域, 不同周向位置处动叶的增压能力和动叶负荷不断变化. 若要详细了解畸变进口对动叶内流场的影响, 针对不同时刻动叶内不同叶高处的流场分析是十分必要的, 这是下一阶段研究中要重点解决的问题.

2.3 静叶进出口参数沿叶高的变化

图 13 所示是静叶进口不同叶高处的气流角分布. 与动叶进口相比, 静叶进口处气流角变化幅度小了很多. 但是不论根部或是顶部, 畸变区域内的进口气流角都明显大于非畸变区内. 也就是说畸变区内的静叶都具有较大的正攻角. 在非畸变



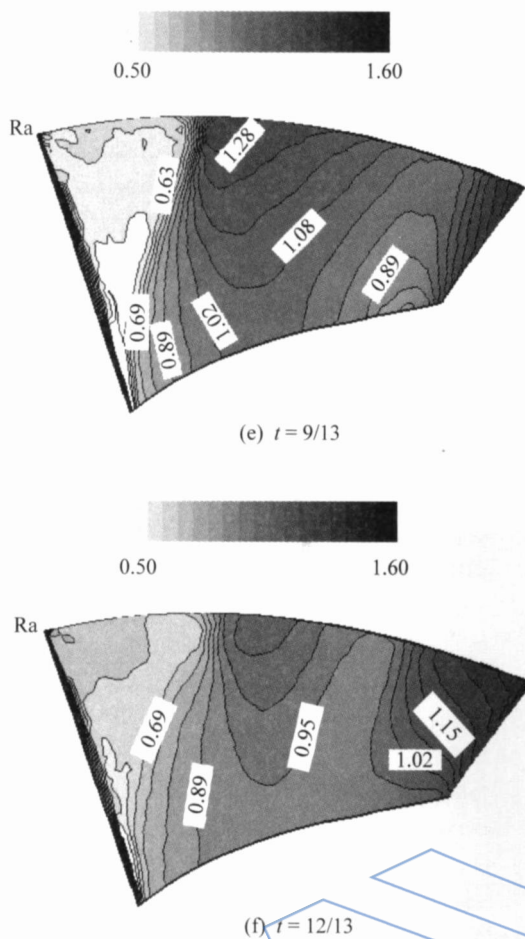


图 11 动叶 Ra 吸力面不同时刻静压系数分布

Fig. 11 Static pressure coefficient contour distribution at different time slices on suction of Ra

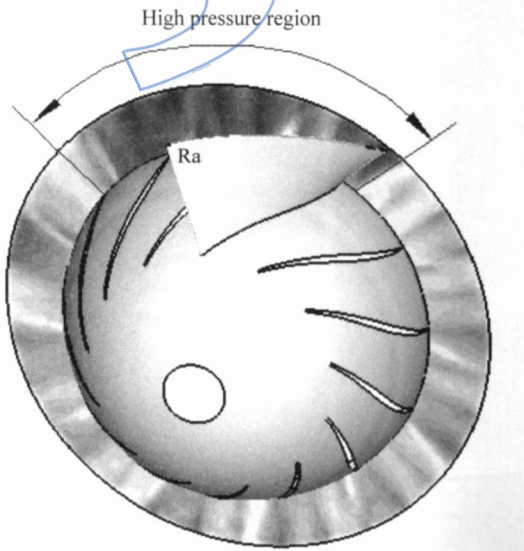


图 12 $t = 3/13$ 时刻动叶 Ra 位置示意图

Fig. 12 Position of Ra at $t = 3/13$

区,不同叶高处的气流角相差不多.而畸变区内,10%叶高处的气流角明显高于中径和叶顶区域.相应的正攻角增加,从而增加了吸力面气体分离的可能.而在刚离开畸变区域处(图中约160°位置),根部气流角迅速减小,容易引起负攻角.

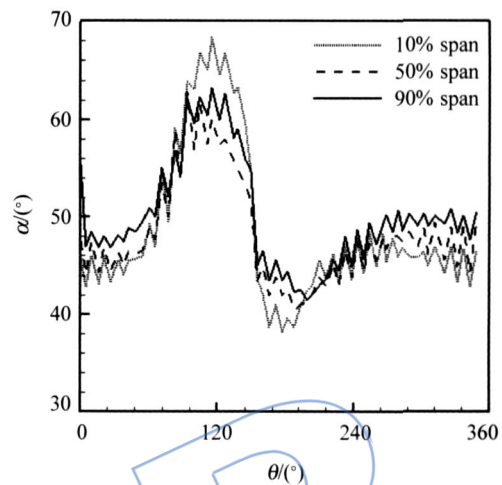


图 13 不同叶高处静叶进口气流角

Fig. 13 Inlet velocity angle at different span

对于静叶而言,受上游动叶来流的影响,不同位置的静叶其流动状态也必然存在差异.但是进口畸变经过动叶衰减后,静叶前流场的周向不均匀性已经明显减弱.因而使得非畸变区域内的静叶流场差异减小.如图14所示是静叶出口总压损失系数的时均分布,非畸变区域内的静叶损失基本相近,而畸变区域内,随着静叶在畸变区内的位置不同,总压损失系数的分布是变化的,差异较大.这与动叶流场的情况是完全不同的.可见畸变流场对静叶的影响主要集中在畸变区对应的范围内——具有“局域性”,而其它非畸变区内的静叶流道受到的影响不大.

为了便于说明,将受畸变影响的静叶流道沿动叶旋转方向按D1~D9编号,如图14(b)所示.由于动叶内流场的掺混作用,静叶前流场不均匀范围已有所减小,但D1~D9叶栅流道是受畸变影响最大的区域.不难看出,畸变区内的静叶中径至根部区域有大范围的分离存在.越靠近畸变中心区域,总压损失系数越高,即静叶流道中的损失越大.静叶中径处靠近尾缘的位置总压损失系数最高,意味着该处有尾迹和分离损失的叠加,从而使该处损失最高.而在流道中央,高损失主要是由于分离而造成的.若能减小畸变区内静叶根部的分离范围或抑制分离的产生,必能提高风扇的抗

畸变能力,从而提高发动机的变工况工作能力,在这方面继续开展细致的研究工作具有重大的工程实用价值.

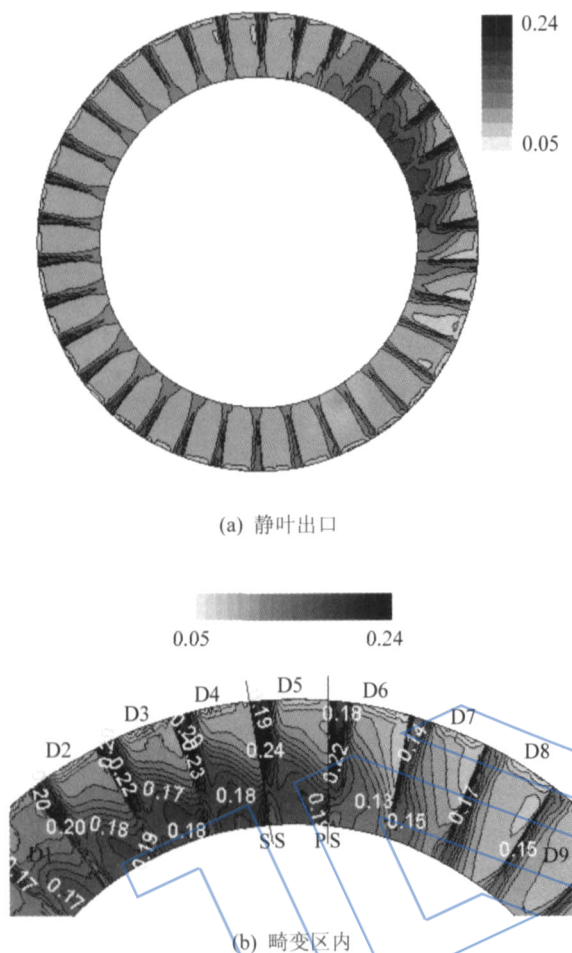


图14 静叶出口总压损失系数时均分布

Fig. 14 Time-averaged total pressure loss coefficient distribution at stator outlet

3 结 论

本文通过采用全流道三维非定常数值模拟的方法,对进口总压畸变条件下的风扇流场进行求解,并对进出口参数的周向不均匀性和动叶流场受影响情况进行了分析,得出以下结论:

- 1) 全流道非定常数值模拟的方法能够清晰刻画周向畸变引起的流场周向不均匀性和非定常性,有利于找出流场参数的变化规律;
- 2) 周向总压畸变使动叶进口气流角分布发生改变,进而引起攻角变化是使动叶流道内的流动变得复杂的主要原因.受畸变流场的影响,动叶叶顶区域的激波结构、强度、位置不断变化;而中径和根部区域的攻角损失和增压能力变化很大;
- 3) 总压畸变经动叶衰减后周向不均匀性有

所减小.静叶流道中,畸变流场的影响主要集中在低压流体流经的流道内,具有一定的“局域性”.受低压流体影响的静叶流道内,根部至中径区域存在大范围的分离区.若能减小分离范围或抑制分离的产生,必能提高风扇的抗畸变能力.

参考文献:

- [1] Wallace R M. Modal response of a transonic fan blade to periodic inlet pressure distortion [D]. Blacksburg: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2003:5-10.
- [2] Cousins W T, Georges M J, Rezaei H. Inlet distortion testing and analysis of a high-bypass ratio turbofan engine [R]. ISABE Paper, 2003-1110, 2003.
- [3] 芮长胜, 吴虎. 周向总压畸变对多级轴流压气机稳定性影响的逐级模拟方法[J]. 航空发动机, 2007, 33(3):11-14. RUI Changsheng, WU Hu. Stage-by-stage simulation method of circumferential total pressure distortion effect on multistage axial flow compressor stability [J]. Aero-engine, 2007, 33(3):11-14. (in Chinese)
- [4] 董金钟, 王苗苗. 总压总温组合畸变对压气机稳定性影响的数值模拟研究[J]. 航空动力学报, 2003, 18(6):788-793. DONG Jinzhong, WANG Miaomiao. Effects on stability of compressor with total temperature and pressure distortions [J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(6):788-793. (in Chinese)
- [5] 宋文艳, 黎明, 范非达. 多扇平行压气机模型在压气机稳态畸变流场计算中的应用[J]. 航空动力学报, 1997, 12(2):155-158. SONG Wenyan, LI Ming, FAN Feida. Multiple-sector parallel compressor model for flow field calculation under distortion [J]. Journal of Aerospace Power, 1997, 12(2):155-158. (in Chinese)
- [6] 胡俊. 均匀与非均匀进气条件下多级轴流压气机性能计算-周向畸变的影响[J]. 航空动力学报, 2000, 15(3):225-228. HU Jun. Calculation of off-design performance of multi-stage compressor with circumferential distorted inlet flow [J]. Journal of Aerospace Power, 2000, 15(3):225-228. (in Chinese)
- [7] 乔渭阳, 蔡元虎. 燃气涡轮发动机压缩系统稳定性数值模拟的研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2001, 14(2):19-24. QIAO Weiyang, CAI Yuanhu. An numerical simulation of compression system stability of turbine engine [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2001, 14(2):19-24. (in Chinese)
- [8] 赵勇, 胡俊. 某风扇/增压级非设计点性能计算及进气畸变影响分析[J]. 航空动力学报, 2007, 22(7):1087-1092. ZHAO Yong, HU Jun. Analysis of the influence of inlet flow distortion on the off-design performance of fan/booster [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(7):1087-1092. (in Chinese)

- [9] Zhang Y X, Zhang H, Jiang H K, et al. Computational study on a single stage compressor/pylon interaction [R]. Intermediate Report of BUAA Rolls-Royce Collaborative Project , 2001.
- [10] 郑宁,邹正平,徐力平. 风扇进气畸变三维非定常数值模拟技术研究[J]. 航空动力学报, 2007,22(1) :60-65.
- ZHENG Ning, ZOU Zhengping, XU Liping. 3-D unsteady numerical simulation of fan/compressor with inlet distortion [J]. Journal of Aerospace Power , 2007,22(1) : 60-65. (in Chinese)
- [11] SUN Peng, ZHONG Jingjun, FENG Guotai. Flow field analysis of inlet distortion in a transonic fan with straight and bowed stator blade [R]. ASME GT2007-27607, 2007.

中国航空学会第十届发动机软科学学术研讨会 征文通知

中国航空学会发动机软科学专业委员会拟于 2009 年 3 季度召开第十届发动机软科学学术研讨会。本届会议的主题是:如何贯彻落实“发展纲要”,加快我国航空动力发展。希望有关单位领导给予大力支持,积极组织投稿。会议承办单位为沈阳发动机研究所。现将会议征文有关事项通知如下:

一、征文范围

1. 国外航空动力的发展;
2. 我国航空动力发展状况、差距问题和经验教训;
3. 制约我国航空发动机发展的瓶颈;
4. 未来 20 年中国航空动力发展战略、发展目标和技术途径;
5. 加速航空动力发展的政策、措施建议
(设计技术、材料工艺、试验测试、机制体制、组织管理、人才培养等);
6. 其他有关问题。

二、征文要求

1. 应征稿件要求观点明确、论据充分、交字简练、公式正确、图表清晰。在公开刊物及全国学术性会议上发表过的论文,不在征文之列;
2. 论文作者自行解密,论文恕不退还,请作者自留底稿;
3. 论文注明作者姓名、单位、职务、职称、邮政编码、通讯地址、电话和电子邮件地址,以便联系;
4. 论文全文一般不超过 6000 字,论文摘要不超过 200 字。论文要求用邮件发送到 saeriem@mail.sy.ln.cn 转霍林。论文发送请注明:软科学征文。

三、会议时间及地点

会议时间初步定在 2009 年 3 季度,具体时间、地点另行通知。

四、截稿日期:2009 年 5 月 31 日

五、联系人:霍林 电话:024-24281071 13591639507

中国航空学会航空发动机软科学专业委员会
沈阳发动机设计研究所科协