

文章编号: 100028055(2009) 082179207

总压进气畸变对压气机转子气动影响的数值模拟

陈美宁, 朴英, 王大磊
(清华大学 航天航空学院, 北京 100084)

摘 要: 对压气机转子 Rotor37 在总压畸变进口条件下的流场进行了三维数值模拟. 分别计算了整周 1 @120°, 2 @60°, 4 @30° 三种低压入口条件下的特性参数, 详细分析了总压畸变对转子流场参数的影响, 并比较了三种低压入口时的转子特性. 计算结果表明: 周向总压畸变会引起入口参数分布的不均匀, 在转子出口处产生总温畸变. 相同整周畸变角度, 随着畸变区域个数的增加转子流量降低, 效率下降, 稳定裕度增加. 稳定边界压比仅与每个畸变区的大小有关, 随着畸变区扇形角的增加, 稳定边界压比损失增加.

关 键 词: 压气机; 总压畸变; 数值模拟

中图分类号: V231.3 **文献标识码:** A

Numerical simulation of the effect of total pressure inlet distortion on a compressor rotor

CHEN Mei2ning, PIAO Ying, WANG Da2lei
(School of Aerospace, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: Steady numerical simulation of the flow field of the Rotor37 with total pressure distortion inlet was conducted by resolving three dimensional Navier2Stokes functions in this paper. Three different low total pressure inlet conditions were considered: one distortion per revolution (1 @120°), two distortions per revolution (2 @60°) and four distortions per revolution (4 @30°). The characteristics of the rotor with total pressure distortion were achieved. Influences of different frequencies of distortion were considered. The flow field of the rotor was analyzed in detail, and some preliminary conclusions were made: circumferential pressure distortion causes non2uniformity of other inlet parameters. The inlet total pressure induces total temperature distortion at the outlet. Massflow and efficiency decrease, and stall margin increases as the frequencies of distortion increase with the total spoiled sector of 120 degrees. Stability total pressure ratio depends only on the angle of the distorted sector and the loss of the stability total pressure ratio increases with the growing angle of the distorted sector.

Key words: compressor; total pressure distortion; numerical simulation

现代高性能航空发动机对压缩系统的稳定性提出了更高的要求, 发动机稳定性研究的核心内容是计算和评定发动机全部降稳因子对发动机稳定性的影响, 在所有的降稳因子中进气畸变的影响又最重要^[1].

现有的比较成熟的进气畸变条件下压气机性能预估模型有平行压气机模型, 激盘和半激盘模型等. 但是由于进口畸变流场是三维的, 上述模型

都无法反映压缩系统内部的三维流动本质, 因此预测结果的精度不高. CFD(computational fluid dynamics) 方法计算压气机特性精确度高, 能够给出详细的畸变流场结构, 是我们分析研究畸变对压气机性能影响的有效方法. 其缺点是对计算机的要求较高, 但随着计算机性能的高速发展, 现阶段用 CFD 方法进行压气机畸变研究越来越广泛. 国内外很多学者进行了这方面的研究^[26]. 本文对 NASA Rotor37 转子进行了三维畸变数值模拟, 得到了总压畸变条件下的转子特性参数, 并详细分析了总压畸变对于转子流场的影响. 对比分析了 1 @120b, 2 @60b 和 4 @30b 三种低压入口条件对转子特性的影响. Rotor37 是 NASA 上世纪 70 年代设计的 4 个高压压气机进口级之一, 设计压比 21 106, 设计转速 17 1881 7 r/min, 叶顶间隙 0.0356 cm, 设计流量 201 84 kg/s, 36 个叶片, 其详细设计参数和性能试验结果可见于文献[728]. 1993 年美国机械工程师学会(ASME) 将其作为 CFD 代码的算例以评估数值计算程序的预测能力, 并在 1994 年 ASME 年会上公布了试验数据和测试结果.

1 计算方法

数值计算采用 EURANUS 求解相对坐标系下的三维雷诺平均 Navier2Stokes (N2S) 方程, EURANUS 是商用软件 NUMECA 的 FINE/ Turbo 软件包的求解器模块. 湍流模型采用 Spa2 art2Allmaras (S2A) 一方程模型. 空间离散采用二阶中心型差分格式. 计算时先求解均匀进气条件下的流场, 以此作为求解周向总压畸变进气条件下的初始值. 采用多重网格加速收敛技术, 网格层数为 3 层.

NASA Rotor37 有 36 个叶片, 计算时取整周 36 个叶栅通道. 计算网格在叶栅内部采用 O 型网格, 网格规模为 17 @49 @149, 进口和出口采用 H 型网格, 叶顶间隙区域采用蝶形网格, 径向网格数为 131 近壁面网格物理长度为 3 @10⁻⁶ m. 每个叶栅通道的网格数目约为 250 000, 总网格数大约为 89500001 计算使用物理内存约 12 G.

2 边界条件设定

进口边界给定总压、总温、流动入射角, 出口边界给定径向 0.22m 处的静压, 其余出口压力按简单径向平衡方程计算. 机匣设定为绝热、固壁、无滑移边界. 在计算域的入口给定低总压区域来

模拟进气畸变

$$p_T = \begin{cases} p_0 & H_1 \sim H_r \\ p_D & H_l \sim H_r \end{cases} \quad (1)$$

上式中 H_r 为周向畸变角; $p_0 = 101\,325\text{ Pa}$, 为非畸变区域总压; p_D 为畸变区总压, 畸变区内总压均匀分布. 畸变角度分别取为 1 @120b, 2 @60b 和 4 @30b. 总压畸变指数为 71.74%, 畸变指数的计算采用俄罗斯的综合畸变指数中的稳态周向畸变指数^[9]. 计算域入口 4 @30b 低总压入口如图 1 所示.

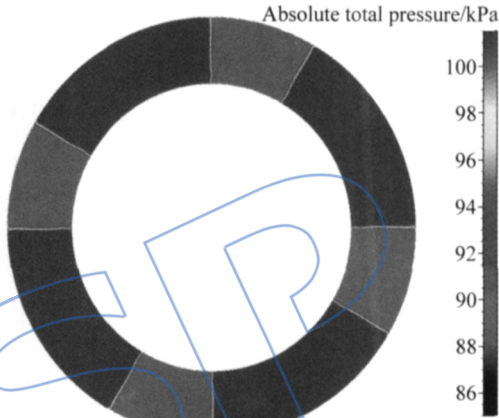


图 1 计算域入口总压分布
Fig. 1 Total pressure distribution at inlet

3 计算结果与分析

本文首先进行了算例验证, 计算了设计转速下均匀入口时转子的特性, 并与试验结果进行了对比, 如图 2 所示, 横坐标为相对堵塞点归一化后的流量, 计算结果与试验数据的效率的最大偏差约 3%, 压比最大偏差约为 11.9%.

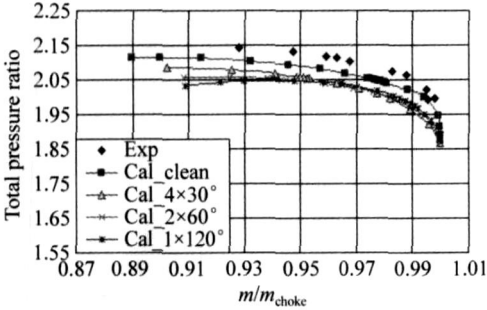
然后计算了 1 @120b, 2 @60b 和 4 @30b 周向总压畸变入口条件下转子的特性线, 并与均匀入口时的特性进行比较. 计算时首先从出口低背压(压气机堵塞点)开始计算, 逐步增大出口背压, 接近失稳点时减小背压增加的幅度, 逐渐逼近数值失稳点. 而压气机失速点认为是数值失稳刚发生的前一稳定点(数值失稳点的出口背压减 200 Pa).

3.1 一般结论

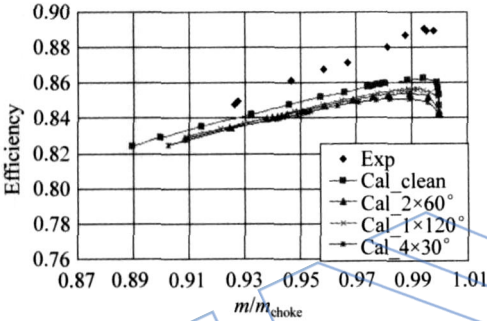
从图 2 可以看出, 均匀入口时计算得到的失稳点流量比试验失稳点流量低, 目前对此没有明确的解释, 还有待于进一步的研究.

4 @30b 畸变入口时的阻塞流量为 191 975 kg/s, 低于均匀进口时的 201 804 kg/s, 这是因为在畸变区域内的流动速度低于非畸变区域, 如图

3 所示(图中 normal 代表正常区域, distortion 代表畸变区域, before 代表即将进入畸变区),从而导致了畸变区域的流量系数低. 分析图 2 转子特性曲线可知: 4 @30b 畸变入口时的效率、压比均低于均匀入口时的值, 转子稳定工作范围减小, 等转速稳定裕度下降 11 87%.



(a) 流量-压比



(b) 流量-效率

图 2 Rotor37 转子特性线(m_{choke} : 阻塞点流量)
Fig. 2 Rotor37 rotor performance

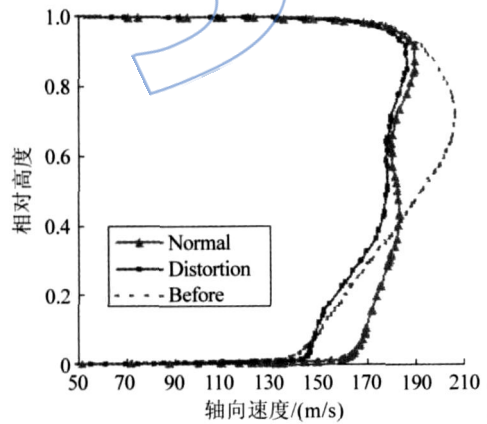
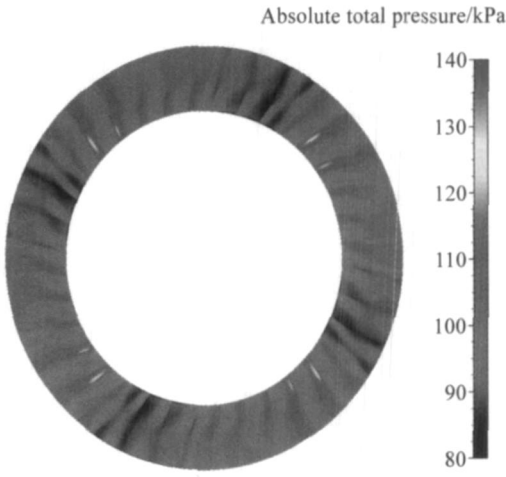
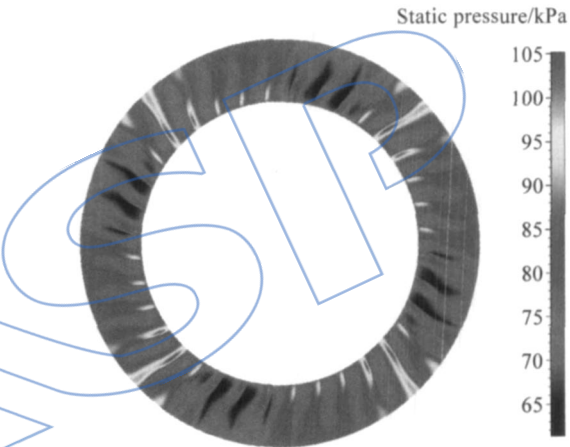


图 3 转子入口处轴向速度大小分布图
Fig. 3 Axial velocity magnitude distribution at intake of the rotor

此外, 由于畸变流场和转子旋转的耦合使得流动被重新分布. 畸变区域内的静压低于非畸变区域, 在流动接近转子的过程中, 畸变区和非畸变区域中静压值的差异逐步变大, 即静压畸变强度增大. 图 4 是距离转子前缘 10% 弦长处总压和静压分布.



(a) 转子入口处总压分布



(b) 转子入口处静压分布

图 4 转子入口处压力分布
Fig. 4 Pressure distribution at the intake of rotor

图 5 是周向 4 @30b 畸变入口时转子 50% 叶高处的叶片表面静压分布(图中 blade 8 是无畸变区域的叶片, blade 5 是即将进入畸变区域的叶片, blade 4 是畸变区域中的叶片, blade 2 是离开畸变区域的叶片). 从图 5 可以看出, 进入畸变区的叶片 blade 5 的压力面静压有所升高, 载荷前移非常明显, 叶片后部载荷最小; 畸变区域内的叶片 blade 4 前部压力面与吸力面的压差增大, 叶片后部压力面与吸力面的压差减小, 即畸变区域内叶片的载荷分布发生了变化, 前部载荷变大, 后部载荷变小. 当叶片 blade 2 离开畸变区域时, 压力面静压分布和无畸变区的叶片基本相同, 而吸力面前部的静压低于无畸变区的值, 即叶片前部静压载荷大于无畸变区域. 综上所述, 畸变区域内叶片前部静压载荷增大, 叶片后部静压载荷减小, 激波位置前移. 这是由于畸变区域内速度低的影响. 为了减小速度差异, 在畸变区域的边界产生了周向

侧流, 周向流动指向畸变区域内部。

图 6 和图 7 分别是转子叶栅后 100% 弦长处均匀入口和畸变入口的总压分布图和总温分布

图。对比图 6 (b) 与图 4 (a), 显然经过转子后总压的不均匀性被削弱了。这是因为畸变低压区经过转子时, 激波强度增大, 产生较大的压升, 如图 8 所示, 所以总压畸变经过转子后衰减了, 总压畸变指数由入口处的 η 74% 减小为出口时的 η 48%, 同时畸变区域的范围增大。而从图 7 可以明显看出总压畸变经过转子后引起了总温分布的不均匀, 这是由于转子叶栅沿周向加功量分布不均匀, 在畸变区域内叶片加功量大(图 5 中畸变区域内叶片载荷大), 并且总温畸变区域的数目对应着入口总压畸变区域的数目。

对比图 1 和图 6 (b), 图 7 (b) 中畸变区域的周向位置可以发现, 经过转子后, 畸变区域的位置发生了转动。从叶栅通道入口方向看, 畸变区域在沿着流动方向传播的同时, 相对于转子在周向沿着转子旋转的反方向移动。

图 5 50% 叶高处的静压分布
Fig. 5 Static pressure distribution at 50% blade span

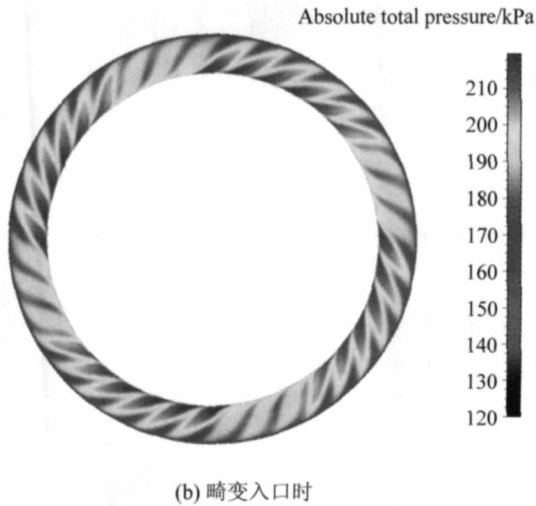
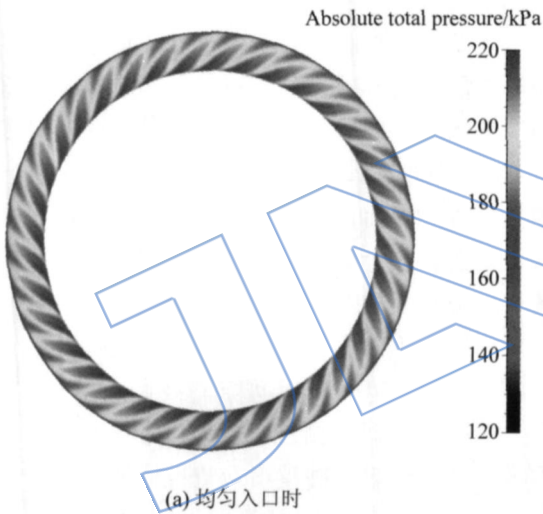


图 6 转子后 100% 弦长处总压分布
Fig. 6 Total pressure distribution after rotor
100% chord

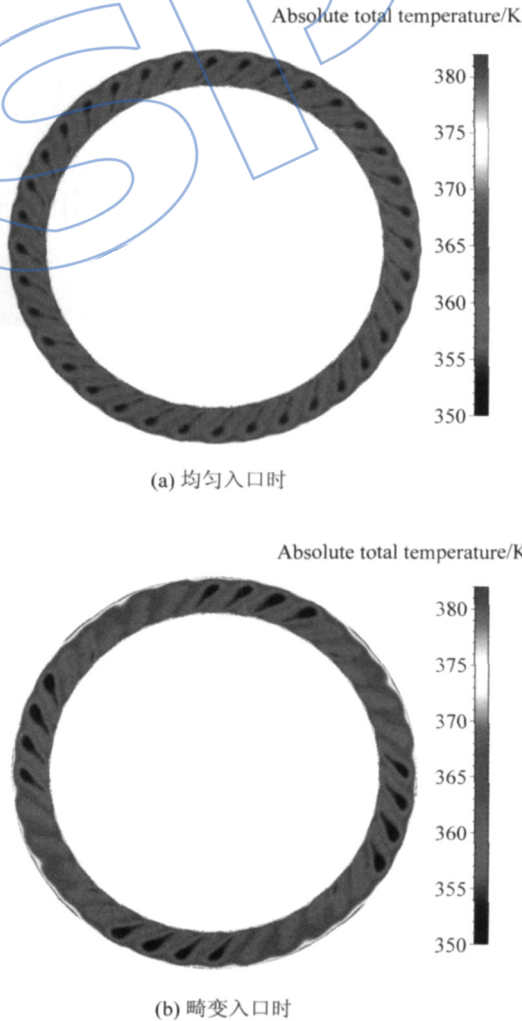


图 7 转子后 100% 弦长处总温分布
Fig. 7 Total temperature distribution after 100% chord

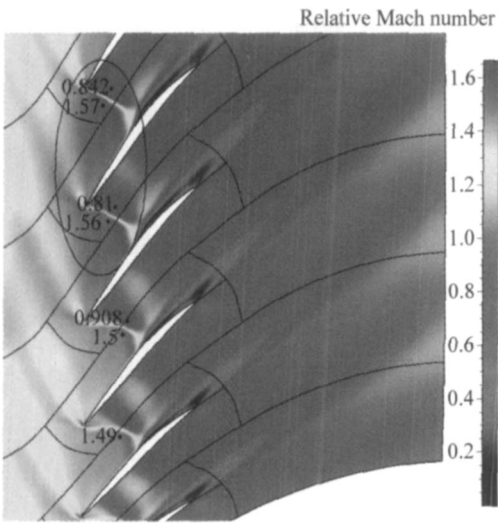


图 8 50%叶高处相对马赫数分布图

Fig. 8 Relative Mach number distribution at 50% blade span

3.1.2 不同畸变区个数的比较

下面对比分析相同的整周畸变角度, 不同畸变区域个数的影响. 分析图 2 转子特性线, 可以得出: 相同整周畸变角度, 在大流量工况时, 随着入口畸变区域个数的增加效率降低, 总压比降低; 小流量工况时, 效率变化不大, 总压比随着入口畸变区域个数的增加而略有上升.

表 1 给出了不同入口条件下的转子的特性、稳定裕度和裕度增量, 这里的裕度按照式 (2) 等换算转速稳定裕度定义. 一般情况下, 压气机稳定裕度定义的参考点选择工作线与等转速线的交点, 在此只是研究畸变引起的相对裕度的下降, 所以把各种入口的计算效率曲线的峰值点作为参考点.

$$S_M = \left[\frac{\left(\frac{P_c}{W_{a,c}} \right)_1 - \left(\frac{P_c}{W_{a,c}} \right)_0}{\left(\frac{P_c}{W_{a,c}} \right)_0} \right] @100\%$$

(2)

表 1 各种入口条件下的稳定裕度和增量

Table 1 Compute stall margin under various inlet

入口条件	无畸变	1 @120b	2 @60b	4 @30b
堵塞流量/ (kg/s)	20 804	20 009	19 993	19 975
近失速点流量/ (kg/s)	18 507	18 431	18 162	18 025
近失速点压比	2 1152	2 1032 6	2 1057 8	2 1086 2
裕度/ %	18 23	12 72	13 77	16 36
裕度增量/ %	0	- 5 51	- 4 46	- 11 87

其中 S_M 为稳定裕度; P_c 为压比; $W_{a,c}$ 为换算流量.

前面已经提到畸变入口时, 进入转子的空气流量会下降, 并且分析了原因. 从表 1 中可以进一步看出, 相同整周畸变角度, 随着畸变区域个数的增加, 入口堵塞点流量进一步减少. 而文献 [4] 中认为堵塞点流量在单畸变区进气时下降最大. 分析认为文献 [4] 中研究对象是亚声转子, 本文中是跨声转子, 不同类型转子对畸变的响应是不同的. 文献 [10] 中对跨声风扇第一级的研究结果表明随着畸变区域个数的增加, 入口流量进一步减少, 这和本文结论一致, 但其效率和压比特性变化规律是: 随着畸变区域个数的增加, 效率和压比的变化都是增大的, 而且均是高于均匀进气时的值, 这和本文中畸变对效率和压比特性的影响是不同的. 由此可以看出畸变对于不同的压气机的影响是不尽相同的.

表 1 中数据还表明: 畸变入口时稳定裕度有不同程度的下降. 随着畸变区域个数的增加, 稳定裕度的下降量减少. 原因是 4 @30b 畸变入口条件下, 失速流量降低很多, 而失速流量的降低会导致稳定裕度的增加. 此外, 在近失速点, 总压比随着入口畸变区域个数的增加而有所上升, 因而随着畸变区域个数的增加, 稳定裕度的下降量减少.

图 9 是不同进气总压畸变个数下, 出口背压为 118 200 Pa 时的叶顶间隙流线图. 许多学者研究表明, 跨声压气机在高转速工况下失速主要是因为叶尖泄漏涡的破裂引起流道堵塞^{[12][3]}.

从图 9 中可以看出, 周向 1 @120b 畸变时畸变区域的叶顶泄漏流动情况最差, 泄漏涡在靠近叶片前缘压力面处造成很大的低能堵塞区, 而且部分来流是在经过多个叶栅通道顶部的周向流动后才进入图 9(b) 中有标记的叶片间隙中. 整个畸变区域的间隙流动堵塞严重, 周向流动强烈. 随着畸变区域个数的增加, 畸变区域叶顶泄漏流体的流

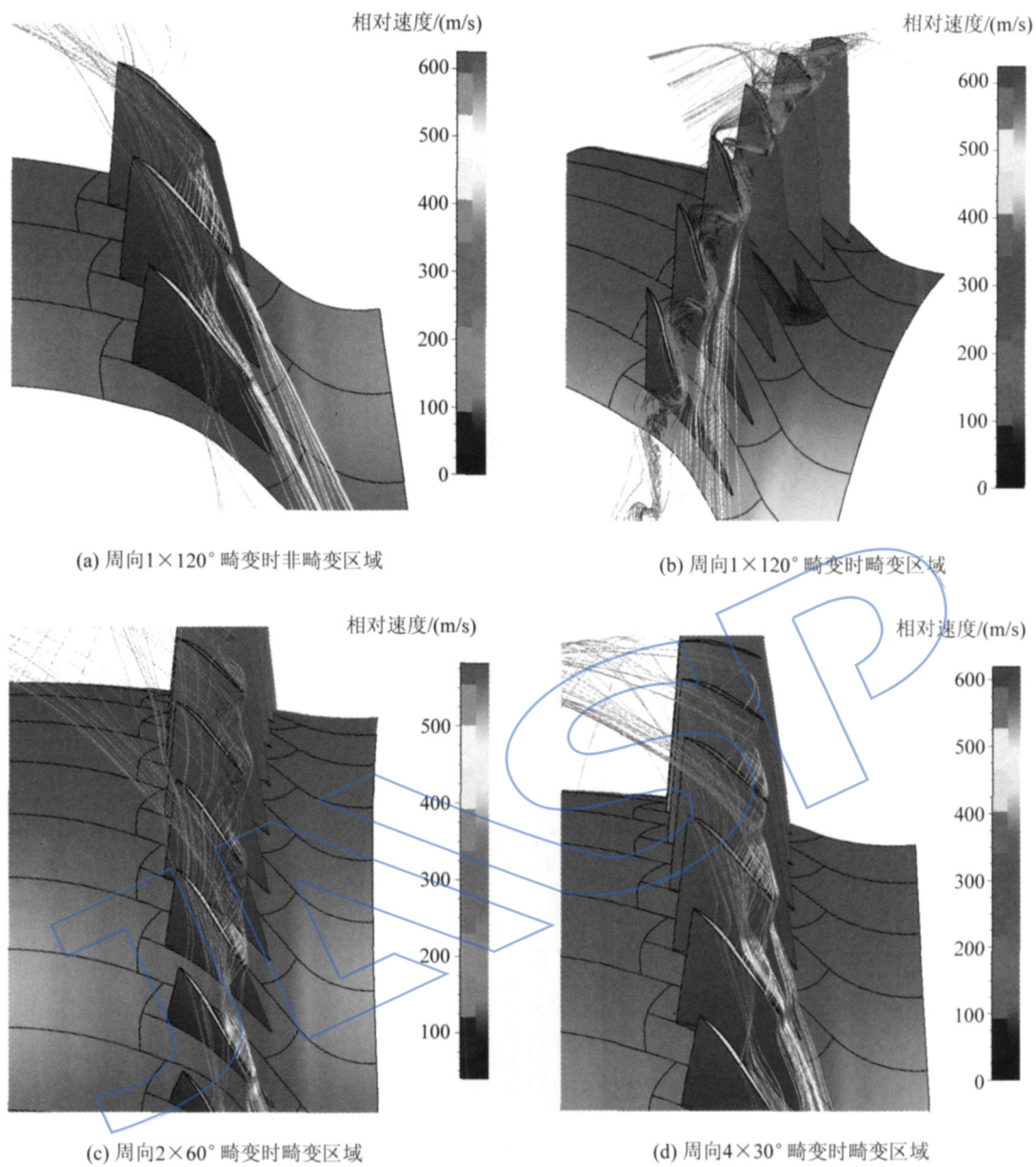


图 9 不同畸变区个数时叶尖流线分布

Fig. 9 Tip streamlines of different types of inlet conditions at design rotation speed

动有很大的改善, 周向流动减弱. 因此, 随着背压的提高, 周向 1 @120b 畸变进气时压气机必定会最先失速.

图 10 表示的是周向总压畸变角度为 120b, 将低压区划分为 1 @120b, 2 @60b 和 4 @30b 时, 相应的稳定压比的变化情况. 由图 10 可见, 稳定边界压比仅与每个畸变区的大小有关. 这一结论和文献[9]中的试验结论相一致. 此算例中各个畸变区之间的间隔均不小于 60b, 反映出转子对畸变的响应相当于孤立的一个畸变区.

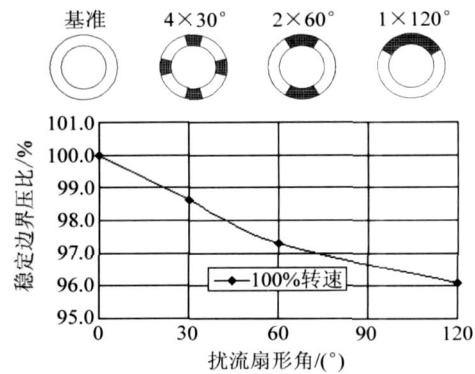


图 10 多畸变区对转子稳定压比的影响

Fig. 10 Stability total pressure ratio of mult2 distorted sectors

4 结 论

1) 总压畸变会导致失速边界的下降, 转子的效率和压比降低, 并引起其它入口参数的变化, 在高低压区域的边界上产生周向侧流.

2) 周向总压畸变经过转子后强度衰减, 畸变范围有所扩大, 转子后出现总温畸变.

3) 相同整周畸变角度, 随着畸变区域个数的增加转子流量降低, 效率下降, 但稳定裕度的下降量减少.

4) 与不同文献的研究结果对比表明: 亚声压气机和跨声压气机对于总压进气畸变的响应是不尽相同的, 即使同为跨声压气机, 畸变对于效率和压比特性的影响也不是统一的.

参考文献:

- [1] Society of Automotive Engineers. AIR21419 Revision A) Inlet total pressure distortion considerations for gas turbine engines[S]. U. S. A.: Society of Automotive Engineers Inc., 1999
- [2] Hirai K, Kodama H, Nozaki O, et al. Unsteady three dimensional analysis of inlet distortion in turbomachinery [R]. AIAA 9722735
- [3] O'Brien W F, King P S, Kenyon J A. Assessing fan and compressor blade HCF sensitivity to nonuniform inlet flows[R]. ASME Paper GT 200454264
- [4] ZHANG Yangfeng, CHU Wuli, LU Xing'en. Numerical

simulation of the effect of inlet distortion to the subsonic axial flow compressor[R]. AIAA 2008277

- [5] 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. 3D unsteady numerical simulation of fan/compressor with inlet distortion[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(1): 60-65 (in Chinese)
- [6] Niazi S, Stein A, Lakshmi N. Numerical studies of stall and surge alleviation in a high speed transonic fan rotor [R]. AIAA 00161411
- [7] Dunham J. CFD validation for propulsion system components [R]. AGARD AR2355, 1998
- [8] Lenneth S L. Experimental and computational investigation of the tip clearance flow in a transonic axial compressor rotor[R]. NASA TM 106711, 1989
- [9] 刘大响, 叶培梁, 胡俊, 等. 航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2004
- [10] Charalambous N, Ghisu T, Iurisci G, et al. Axial compressor response to inlet flow distortions by a CFD analysis [R]. ASME GT 200453846
- [11] Furukawa M, Inoue M, Saiki K, et al. The role of tip leakage vortex breakdown in compressor rotor aerodynamics[R]. ASME GT298239
- [12] Hofman W, Ballmann J. Tip clearance vortex development and shock vortex interaction in a transonic axial compressor rotor[R]. AIAA 200200831
- [13] Wilke I, Kau H. A numerical investigation of the influence of casing treatments on the tip leakage flow in a HPC front stage [R]. ASME GT220032384811