

文章编号:1000-8055(2012)07-1472-07

畸变进气下压气机三维黏性数值计算模型

时培杰, 乔渭阳, 魏佐君, 陈萍萍
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 通过对压气机环形无叶片通道求解带源项的 N-S (Navier-Stokes) 方程, 实现对压气机全通道流场的计算, 建立了压气机三维黏性非定常数值计算模型. 源项是由三维计算流体力学 (CFD) 求解器定常计算的气流参数计算得到, 求得不同工作点源项大小, 然后根据进口参数对源项插值得到当前计算点源项. 采用该模型对某跨声速单级压气机在均匀进气下性能和流场的计算结果与实验结果进行了对比, 两者能够较好的一致, 验证了模型的可靠性; 之后应用该模型对周向总压畸变进气下的流场和性能进行了计算, 分析了畸变进气对压气机三维流场和性能的影响, 并引入压气机失稳判据分析畸变对压气机稳定性的影响.

关 键 词: 计算模型; 黏性; 求解器; 源项; 畸变进气; 性能; 稳定性

中图分类号: V231

文献标志码: A

Investigation of three-dimensional viscous model for compressor with distortion inlet

SHI Pei-jie, QIAO Wei-yang, WEI Zuo-jun, CHEN Ping-ping

(School of Power and Energy,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: A three-dimensional model for predicting compressor performance and stability was developed by solving N-S (Navier-Stokes) equation with source terms to annulus duct without blades. The source terms were calculated by flow field parameters which were generated by conventional three-dimensional computational fluid dynamics (CFD) solver at different operation conditions. A transonic single-stage compressor was investigated by the model with clean inlet. The three-dimensional flow field and performance of CFD results agreed well with those of the experiment, which indicate that the model is reliable and correct. Finally, the effect of circumferential total-pressure distortion on the compressor flow and performance was studied with the model. The compressor stability was further analyzed by introducing the stall criterion.

Key words: calculation model; viscous; solver; source term; distortion inlet; performance; stability

现代先进战斗机中由于复杂结构进气道的使用、飞机机动性的大幅度提高以及导弹武器的广泛使用等, 压缩系统会经常面临着不同程度的畸变进气. 畸变进气会严重影响压缩系统的性能和稳定性, 大大降低压缩系统的稳定边界, 对压缩系

统的稳定工作非常不利^[1]. 人们为了分析畸变对压缩系统的性能和稳定性影响, 早在上世纪 60 年代就提出了平行压气机理论, 通过将平行压气机理论与一维模型结合, 可对畸变进气下压气机的性能进行评估^[2-4]. 但平行压气机理论假设各子压

收稿日期: 2011-08-30

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120801.1438.201207.1472_005.html

作者简介: 时培杰 (1984—), 男, 山东菏泽人, 博士生, 主要从事叶轮机气动热力学研究.

气机之间没有动量、质量和能量的交换,并且一维模型无法反映现代压气机内的强三维流动本质,因此具有很大的局限性。虽然现代计算流体力学(CFD)取得了巨大发展,但由于压气机畸变进气属于大尺度扰动,其特征尺寸为通道直径大小的量级,采用传统的三维 CFD 技术需要对压气机进行全通道密网格非定常计算,计算量非常大,需要花费大量的计算资源和时间,对此目前工程应用还无法接受。

为了解决传统三维 CFD 技术计算量大的问题,人们对压气机性能和稳定性分析发展了简化的计算模型。最近十几年,国内外学者基于体积力方法成功发展了三维非定常数值计算模型^[5-7]。该方法的思想是在整个通道内假设叶片数目无限大,将叶片对气流的作用力采用体积力替代,体积力以源项形式加入到 Euler 方程中,从而对畸变进气情况可以进行更快捷的全通道计算。该模型避免了直接计算叶片黏性力和无黏力,从而大大减少了计算量,因而发展的体积力模型具有快速、准确的特点。然而由于求解的是 Euler 方程,无法计算压气机内部的黏性流动,尤其是对轮毂和机匣壁面附近的真实流动无法进行有效的预测,因此基于体积力的三维黏性非定常数值模拟技术是上述方法的一个很好的发展。

本文采用体积力方法,将叶片对气流的作用力和做功以源项的形式添加到 N-S (Navier-Stokes) 方程中,通过求解带源项的 N-S 方程发展了压气机三维黏性非定常数值计算模型;源项通过传统的 CFD 单通道计算结果获取,并根据进口流动情况对不同工况下的源项进行插值,从而得到当前计算点源项。文中以 NASA (National Aeronautics and Space Administration) Stage35 为研究对象,通过均匀进气下模型计算结果与实验结果的对比,验证了模型的准确性,并耦合 Lieblein 提出的“扩散因子”作为失稳判据^[8-9],采用该模型预测了畸变进气对该压气机的性能和稳定性影响。

1 物理模型及计算方法

1.1 物理模型及网格划分

NASA Stage 35 是由 NASA Lewis 研究中心设计的低展弦比跨声速单级压气机,该压气机的主要几何参数和详细气动参数可参考文献^[10-11]。本文通过体积力方法发展了三维黏性数值计算模型,将计算所得转子和静子源项分别加入转

子区域和静子区域,以模拟叶片对气流的作用力和做功,通过求解带源项的 N-S 方程,更快捷的实现对压气机全通道内部流场的数值模拟。静子叶片区的能量源项、非叶片区的动量和能量源项均为零。

图 1 和图 2 分别显示了子午面和进口处的网格划分。整个通道区域采用结构化的六面体网格,网格节点沿轴向、周向和径向的分布个数分别为 69,72 和 18,总网格数约 9 万,在壁面处进行了加密处理。

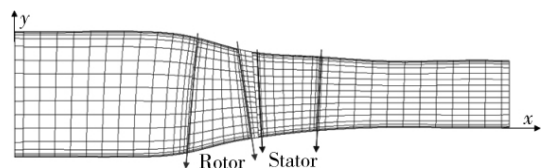


图 1 子午面网格

Fig. 1 Grid of meridional plane and blade region

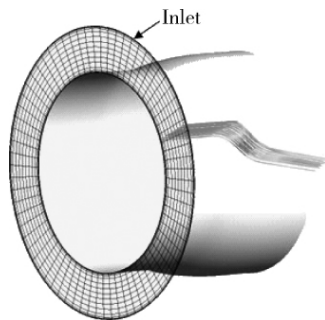


图 2 进口网格和进口处产生的流线

Fig. 2 Grid of inlet and streamline starting at inlet

1.2 控制方程

在直角坐标系下,不考虑重力和对外界换热、带源项的 N-S 方程为

连续性方程

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{U}) = 0 \quad (1)$$

动量方程

$$\frac{\partial (\rho \mathbf{U})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{U} \otimes \mathbf{U}) = -\nabla p + \nabla \cdot \boldsymbol{\tau} + \mathbf{S}_m \quad (2)$$

能量方程

$$\frac{\partial (\rho h_{\text{tot}})}{\partial t} - \frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{U} h_{\text{tot}}) = \nabla \cdot (\lambda \nabla T) + \nabla \cdot (\mathbf{U} \cdot \boldsymbol{\tau}) + S_e \quad (3)$$

应力张量

$$\boldsymbol{\tau} = \mu \left[\nabla \mathbf{U} + (\nabla \mathbf{U})^T - \frac{2}{3} \mathbf{I} \nabla \cdot \mathbf{U} \right] \quad (4)$$

其中 ρ 为密度; p 为静压; T 为静温; μ 为分子黏

度; λ 为导热系数; I 为单位张量; U 为矢量速度; S_m 为动量源项; S_e 代表能量源项; 总焓 $h_{tot} = h + \frac{1}{2}U^2$, 式中 h 为静焓。

1.3 湍流模型

采用标准 $k-\epsilon$ 湍流模型将 N-S 方程封闭。湍流动能 k 方程

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U k) = \nabla \cdot \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \nabla k \right] + G - \rho \epsilon \tag{5}$$

湍流动能耗散率 ϵ 方程

$$\frac{\partial(\rho \epsilon)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho U \epsilon) = \nabla \cdot \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \nabla \epsilon \right] + \frac{\epsilon}{k} (C_{\epsilon 1} G - C_{\epsilon 2} \rho \epsilon) \tag{6}$$

式中 μ_t 为湍流黏度, k 为湍流动能, ϵ 为湍流动能耗散率, $C_{\epsilon 1}, C_{\epsilon 2}, \sigma_k, \sigma_\epsilon$ 为常数, G 为湍流动能生成项。

1.4 数值计算方法及边界条件

本文数值计算对控制方程使用有限体积法求解, 空间离散采用了二阶中心差分格式, 非定常计算的时间推进格式为基于双时间步长法的隐式格式, 时间离散为二阶向后欧拉差分格式。流动认为是全湍流流动, 边界层通过求解壁面函数得到。整个通道在静止坐标系下求解, 因此机匣和轮毂壁面都定义为静止, 壁面采用无滑移边界, 进口边界给定总压、总温和气流角分布, 出口采用质量流量出口边界。

1.5 源项的获取

本文源项的获取采用 Marble^[12] 提出的方法, 计算通过叶片排的周向环量增加量 $d(r v_\theta)$ 和熵增 ds 得到单位体积流体所添加的动量和能量源项大小。具体细节可参考文献^[6, 12]。本文叶片排环量和熵增由单通道 CFD 计算结果得到。采用三维 CFD 求解器计算出压气机同一转速下工作范围内的一系列工作点, 得到每个工作点对应的环量和熵增沿展向分布, 将环量和熵增作为已知参数, 根据压气机进口单位面积折合流量和折合转速沿展向的分布, 插值计算得到当前工作点每个叶片排源项的展向分布, 源项沿轴向分布认为是均匀的。

2 模型计算结果

2.1 均匀进气下模型验证

将模型计算的 NASA Stage 35 在设计转速、

均匀进气下的总压比、总温比特性与 CFD 计算结果和实验结果进行对比, 分别如图 3 和图 4 所示, 其中失稳边界采用 Lieblein 扩散因子判定, 扩散因子达到 0.6 即认为失稳。可以发现 CFD 和模型计算的总压、总温特性与实验结果趋势一致, 模型计算的堵塞流量和失稳流量大小都能和实验结果接近, 这验证了模型的正确性和准确性, 同时也说明采用扩散因子判定失稳流量具有较好的准确性。需要指出的是模型的准确性是建立在单通道 CFD 计算结果准确性的基础上的, 因为模型所需的源项是由 CFD 计算结果得到。文中单通道 CFD 计算采用标准 $k-\epsilon$ 湍流模型, 总网格数为 85 万。图 5 和图 6 分别显示了模型计算的设计点处转子下游总压比和总温比沿展向分布结果和实验结果对比, 可以看出: 除了转子叶尖的总压比略低

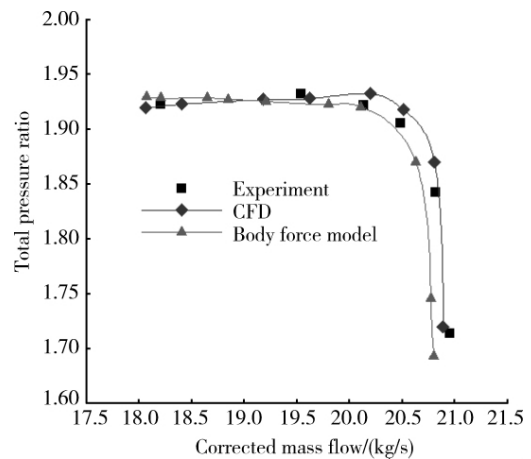


图 3 均匀进气下总压比特性

Fig. 3 Total pressure ratio at design speed with clean inlet

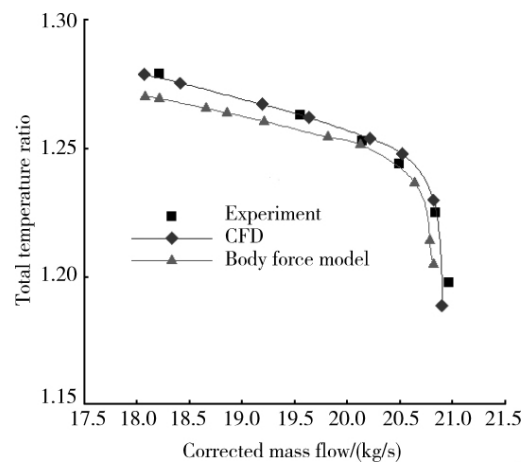


图 4 均匀进气下总温比特性

Fig. 4 Total temperature ratio at design speed with clean inlet

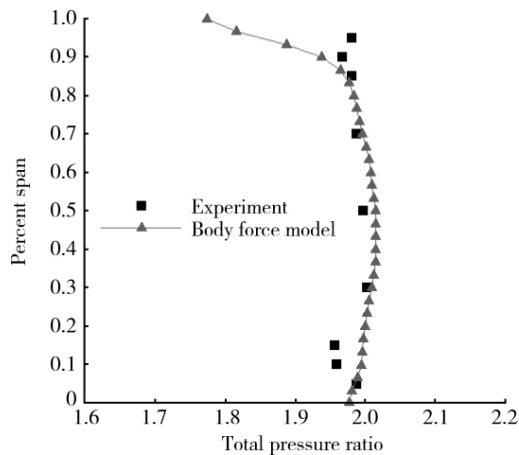


图 5 模型计算的转子增压比沿展向分布
与实验结果对比

Fig. 5 Spanwise distribution of experimental and
calculated total pressure ratio
downstream of rotor

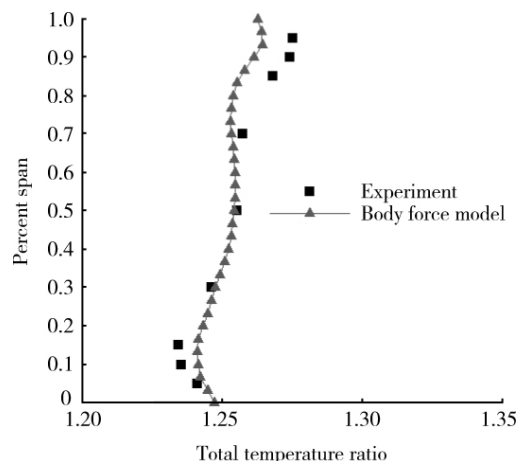


图 6 模型计算的转子增温比沿展向分布
与实验结果对比

Fig. 6 Spanwise distribution of experimental and
calculated total temperature ratio
downstream of rotor

于实验结果以外,其他位置的总压比和总温比沿展向分布都能和实验结果一致,这也进一步验证了模型具有较高的准确性.所以,该模型在使用非常少的计算网格情况下仍有很好的精度,针对本文的计算网格数量,该模型计算速度相比于传统的 CFD 计算方法至少要快两个量级,可以大大节约计算时间.

2.2 总压畸变进气下计算结果分析

采用该模型计算了稳态总压畸变进气下 NASA Stage35 的性能,畸变进气下总压特性计算结果如图 7 所示.进口采用稳态方波总压畸变,

采用总压畸变度 D_{pt} 描述进口稳态方波畸变强度,其定义是为

$$D_{pt} = \frac{p_{t1}^* - p_{t2}^*}{p_{t1}^*} \quad (7)$$

其中 p_{t1}^* 为低压区总压, p_{t2}^* 为非低压区总压.总压畸变角 $\theta_{dp} = 120^\circ$,本文计算的总压畸变度 $D_{pt} = 5.7\%$,仍然采用扩散因子作为失稳判据,周向畸变进气下,扩散因子沿周向有变化,认为周向位置的任一位置扩散因子达到 0.6 即认为失稳.图 17 给出了近失稳点下三个不同径向位置的扩散因子沿周向分布.图 7 显示了畸变进气下压气机的总压性能曲线.可以看出,畸变进气明显降低了压气机的性能,减少了稳定工作范围,因此降低了稳定性.

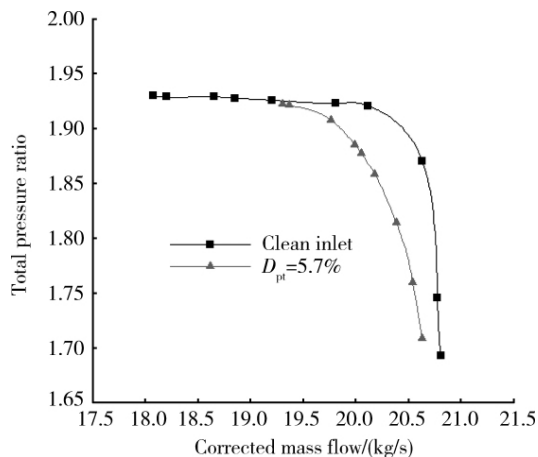


图 7 均匀进气和畸变进气下总压性能对比

Fig. 7 Comparison of calculated performance with
clean inlet and total pressure distortion inlet

图 8 至图 11 分别显示了通道进口、转子前缘、转子尾缘和静子尾缘 4 个轴向位置截面总压分布云图.总压畸变从通道进口传递到转子前缘的过程中,由于气流的黏性掺混作用,畸变区与非畸变区之间的过渡区明显变大,这个变化比参考文献[7]中采用的 Euler 方程求解的结果要明显.从图中还可以看出,随着气流在通道中的流动,附面层厚度有了明显的发展,畸变区域有了一定的偏转,由于与非畸变区域的掺混,畸变区与非畸变区的过渡区进一步增大.这些从图 12 所显示的转子上游、转子下游和静子下游三个位置叶中径的总压周向分布也可以看出.

进口总压畸变会诱导出总温畸变,图 13 显示了转子上游、转子下游和静子下游三个轴向位置的叶中径的总温周向分布,从图中可以清楚地看出,周向总压畸变诱导出周向总温畸变,并且通

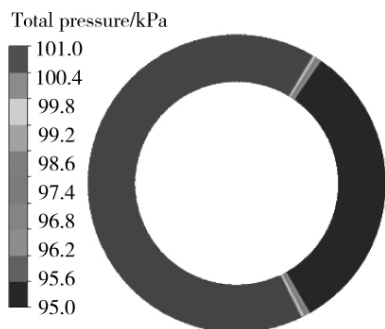


图 8 进口总压畸变云图

Fig. 8 Total pressure distortion contour at inlet

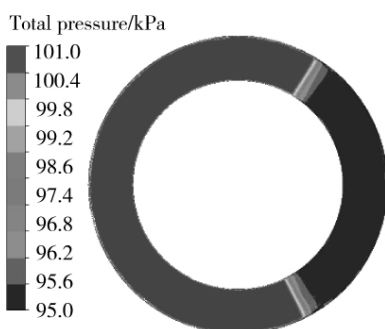


图 9 转子前缘总压畸变云图

Fig. 9 Total pressure contour before rotor leading edge

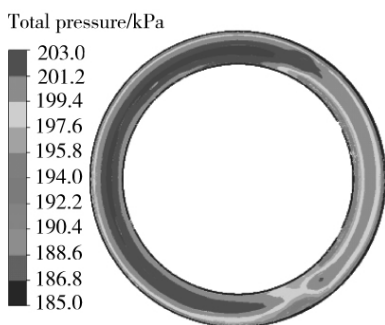


图 10 转子尾缘总压畸变云图

Fig. 10 Total pressure contour after rotor trailing edge

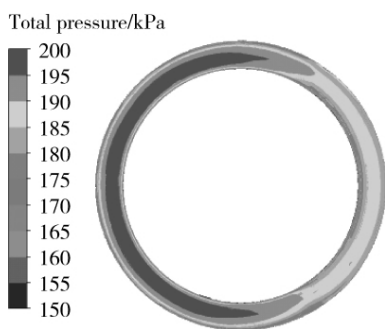


图 11 静子尾缘总压畸变云图

Fig. 11 Total pressure contour after stator trailing edge

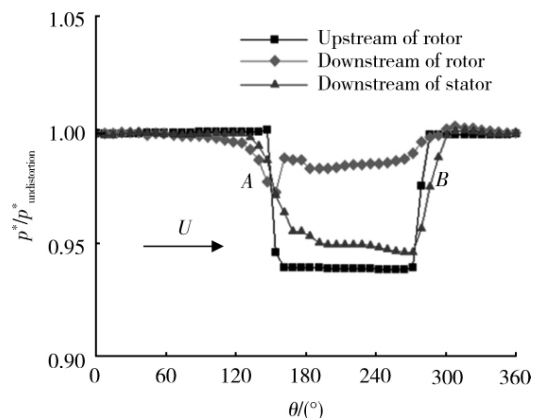


图 12 三个轴向位置叶中径周向总压分布

Fig. 12 Circumferential total pressure distortion at three different axial positions

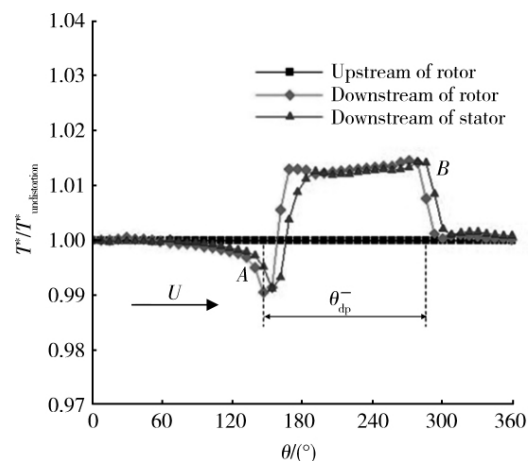


图 13 三个轴向位置叶中径周向总温分布

Fig. 13 Circumferential total temperature distortion caused by total pressure distortion at three different axial positions

过对比不同轴向位置的周向总温畸变区域可以看出,总温畸变区域沿着轴向也有偏转.图 14 和图 15 分别显示了三个叶展位置总压畸变强度和总压畸变诱导出的总温畸变强度沿着轴向的变化,Tip 为 90% 叶展位置,Mid span 为叶中径,Hub 为 10% 叶展位置.从图中可以看出三个径向位置的总压畸变强度在叶片区内都是先减小后增大,畸变减小的区域为转子区,增大的区域为静子区.而三个径向位置的总温畸变强度在转子内不断增大,在静子内略有减小.总压畸变强度在转子区域内不断减小,这是因为低压区具有更小的进口速度,使转子对低压区有更大的加功量,减小了低压区 and 高压区的总压差距,并且由于畸变区和非畸变区内气流的掺混,使畸变区和非畸变区内的压力差距进一步减小,因而总压畸变强度在转子区

降低. 转子区域内总压畸变引起的总温畸变也正是由于加功量不同所导致的, 使转子内出现了总温畸变; 因此转子区总压畸变衰减的越多, 说明高低压区加功量差别越大, 也就导致转子区总温畸变增长越大. 这从图 14 和图 15 叶根和叶尖的总压畸变强度及总温畸变强度沿轴向变化也可以得到验证.

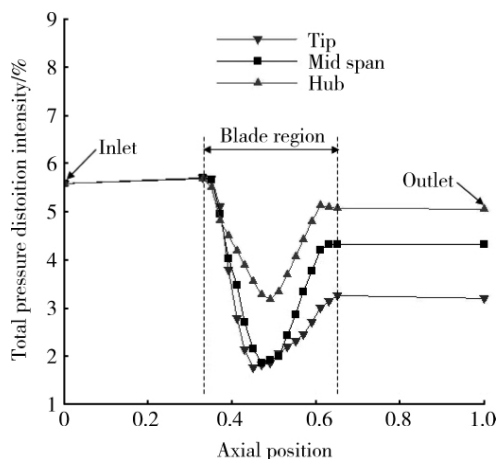


图 14 三个径向位置的总压畸变强度沿轴向的变化

Fig. 14 Distribution of circumferential total pressure distortion intensity at different spans with distortion inlet

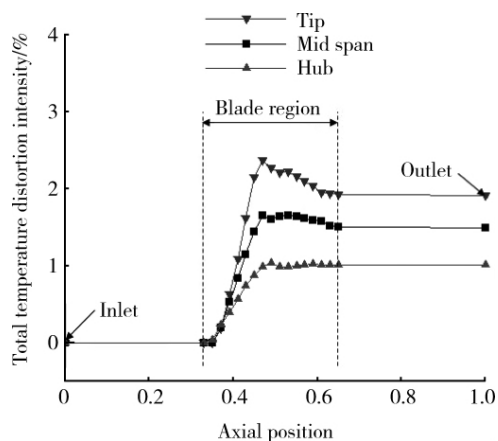


图 15 三个径向位置的总温畸变强度沿轴向的变化

Fig. 15 Distribution of circumferential total temperature distortion intensity at different spans with distortion inlet

在静子区域内, 图 16 给出了设计转速、不同工况静子的总压恢复系数, 可以看出在低流量下静子的总压恢复系数要低于高流量下的总压恢复系数, 所以对应着低流量区的低压区总压恢复系数较小, 对应着高流量区的高压区总压恢复系数较大, 这使低压区的压力减少量要高于高压区的

减少量, 尽管有掺混的作用, 但这不能阻挡高、低压区压差进一步增大, 因而静子区增大了总压畸变强度. 这也从侧面上反映出添加的源项能够有效地考虑叶片产生的损失. 因此可以得出结论, 压气机内总压畸变强度和总温畸变强度的变化, 是由于转子做功、气流掺混和流动损失共同影响造成的.

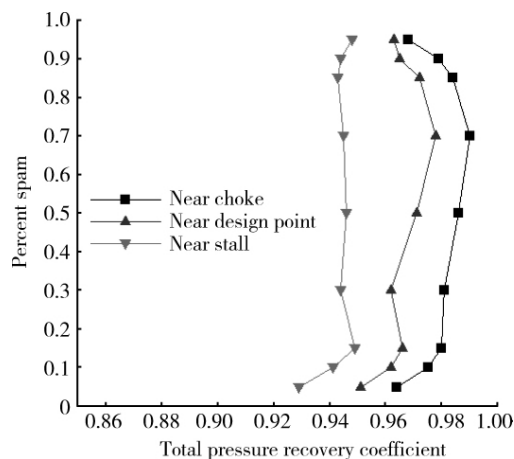


图 16 三个工况下静子总压恢复系数沿展向分布

Fig. 16 Stator total pressure recovery coefficient distribution along span at three different operation conditions

通过图 12 和图 13 还可以发现在转子下游转子转入低压区的位置 A 处具有最小的增压比和增温比, 而在转子转出低压区的位置 B 处具有最大的增压比和增温比, 这表明在该 A 位置转子具有最小的加功量, B 位置具有最大的加功量, 这可以用两个位置处的气流攻角解释. 在 A 位置, 由于高压区具有较高的静压, 会使气流向低压区偏转, 而转动方向是由 A 点转向 B 点, 这会减小气流对叶片的攻角, 小的攻角对应着高折合流量, 因此会降低加功量, 相反在 B 位置, 该偏转会增大攻角, 增加了转子的加功量, 所以会出现 A 位置具有最小增压比和增温比, B 位置具有最大增压比和增温比. 因而可以判定 B 位置对于畸变进气很可能是压气机失稳的起始位置. 为了进一步确定畸变进气的起始位置, 图 17 给出了转子叶尖、叶根和叶中径的扩散因子周向分布. 可以看出, 在同一半径下, 转子转出低压区的位置具有最大的扩散因子, 而在三个半径中, 叶尖处的该位置扩散因子最大. 因而可以认为该压气机在周向畸变进气下, 叶尖处转子转出低压区的位置为压气机失稳起始位置.

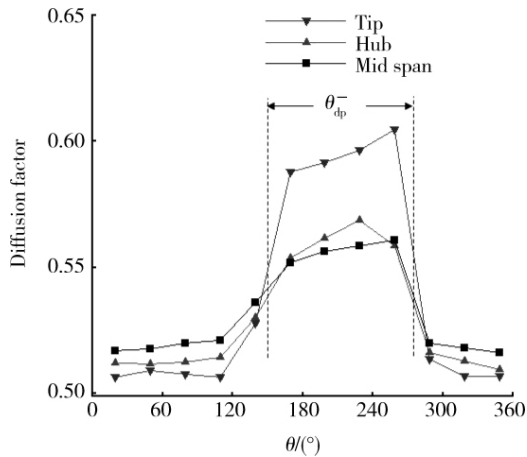


图 17 畸变进气下转子三个径向位置的扩散因子周向分布

Fig. 17 Circumferential distribution of diffusion factor for rotor at three different spans with distortion inlet

3 结 论

1) 通过求解带源项的 N-S 方程,采用标准 $k-\epsilon$ 湍流模型,成功发展了三维黏性数值计算模型.采用该模型对 NASA Stage 35 进行了数值计算,计算结果与实验结果的对比说明模型具有较高的精度,并具有很高的计算效率.

2) 由于考虑了气流黏性作用,模型更符合压气机内部真实流动情况,能够对压气机内部流动进行更真实的预测.

3) 畸变进气下总压畸变强度和总温畸变强度的增加和衰减,是由于转子做功、气流掺混和流动损失共同造成的.

4) 对于稳态总压周向畸变,叶尖处转子转出低压区位置为压气机失稳的起始位置.

参考文献:

[1] 刘大响,叶培梁,胡骏,等.航空燃气涡轮发动机稳定性设计与技术评定[M].北京:航空工业出版社,2004.

[2] Pearson H, McKenzie A B. Wakes in axial compressors [J]. Journal of the Royal Aeronautical Society, 1959, 63 (583): 415-416.

[3] Reid C. The response of axial compressors to intake flow distortion[R]. ASME Paper 69-GT-29, 1969.

[4] 乔渭阳,蔡元虎,陈玉春.进气畸变对压缩系统稳定性影响的数值模拟[J].推进技术,2001,22(4):307-310.
QIAO Weiyang, CAI Yuanhu, CHEN Yuchun. Effect of pressure and temperature distortion orientation on turbine engine stability [J]. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22(4): 307-310. (in Chinese)

[5] Hale A, Brien W O. A three-dimensional turbine engine analysis compressor code (TEACC) for steady-state inlet distortion[J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 120(2): 422-430.

[6] Chima R V. A three-dimensional unsteady CFD model of compressor stability[R]. ASME GT2006-90040, 2006.

[7] 许开富,乔渭阳,罗华玲,等.风扇/压气机稳定性三维模型的研究[J].推进技术,2008,29(3):344-348.
XU Kaifu, QIAO Weiyang, LUO Hualing, et al. A 3-D CFD analysis code of fan and compressor stability [J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(3): 344-348. (in Chinese)

[8] Lieblein S, Schwenk F C, Broderick R L. Diffusion factor for estimating losses and limiting blade loading in axial flow compressor blade elements[R]. NACA RME53D01, 1953.

[9] Cumpsty N A. Compressor aerodynamics[M]. New York: Longman Scientific & Technical, 1989.

[10] Van Z, Dale E, Strazisar A J, et al. Recommendations for achieving accurate numerical simulations of tip clearance flows in transonic compressor rotors[J]. Journal of Turbomachinery, 2000, 122(4): 733-742.

[11] Reid L, Moore R D. Performance of a single stage axial-flow compressor with rotor and stator aspect ratio of 1.19 and 1.26, respectively, and with design pressure ratio of 1.82[R]. NASA Technical Paper-1338, 1978.

[12] Marble F E. Three-dimensional flow in turbomachines, aerodynamic of turbine and compressor[M]. Princeton: Princeton University Press, 1964.