

单级跨声速压气机进气畸变数值模拟

郭晋^{1,2}, 胡骏^{1,2}, 尹超^{1,2}, 屠宝锋^{1,2}

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016;
2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 基于彻体力模型的基本思想, 发展了一套能够反映进气畸变对风扇/压气机气动性能影响的三维数值计算程序 CSAC. 首先详细研究了彻体力模型的具体建模方法, 然后发展了相应的三维数值计算程序. 利用该程序针对某单级跨声速压气机在均匀进气下的流场进行了计算验证, 计算结果与雷诺平均 Navier-Stokes(RANS)计算吻合得很好, 流场主要参数分布与相关实验数据也有很好的一致性. 利用该程序分别计算分析了进口存在稳态周向总压畸变及周向总温畸变的全环三维畸变流场, 结果表明: 压气机进口畸变流场存在大尺度、强三维特征, 将导致压气机总压比及稳定裕度下降. 所有计算结果均显示该模型能够在降低对计算资源和工程经验依赖的同时, 有效分析进气畸变对压气机特性的影响.

关 键 词: 压气机; 进气畸变; 彻体力模型; 源项; 气动性能

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Numerical simulation of single-stage transonic compressor with inlet distortion

GUO Jin^{1,2}, HU Jun^{1,2}, YIN Chao^{1,2}, TU Bao-feng^{1,2}

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,
College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: A three-dimensional numerical calculation code called CSAC based on body force model was developed and used to predict fan/compressor performance with inlet distortion. First, the modeling method to build body force model was studied. Then, a three-dimensional numerical calculation code was developed. A single-stage transonic compressor flow field with clean inlet was simulated with the code. The calculation results agreed well with the solutions of Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) and experimental data. The compressor flow field with inlet steady circumferential total pressure distortion and circumferential total temperature distortion were simulated respectively with the code. The results showed that the flow field with inlet distortion in compressor had large scale and strong three-dimensional features, which led to the decrease of compressor total pressure ratio and stability margin. All results show that this model can effectively analyze the effect of inlet distortion on compressor while reducing the dependency on computational resources and engineering experience.

Key words: compressor; inlet distortion; body force model; source term; aerodynamic performance

在航空发动机的实际工作过程中,飞机大攻角机动飞行、外来气流吸入、进气道的气动问题等都会导致压气机进气畸变,使其性能恶化,消耗其稳定裕度.因此发展预测进气畸变对压气机气动性能及稳定性影响的数值模拟方法至关重要.

随着计算机技术的发展,三维非定常 Navier-Stokes(N-S)方程已经可以用来求解压气机的畸变流场,可以模拟压气机内部细致的流场结构.但是由于进气畸变问题是跨几个数量级尺度的非定常问题,一方面进气畸变是以压气机平均半径为特征尺寸的大尺度扰动^[1],需要以压气机全环作为计算域,而另一方面采用 N-S 方程求解流场时必须在近壁处加密网格,求解边界层尺度的扰动.尤其对于多级压气机而言,如此数量惊人的网格计算需要极为强大的计算机硬件能力,其所耗费的时间成本是工程分析和设计所无法接受的^[2].以往发展的低维计算模型^[3-6]对实际流动都采用了降维处理,无法模拟叶片通道内的三维畸变流场,预测精度有限.

彻体力模型是目前预测进气畸变对压气机性能及稳定性影响的先进有效的数值计算方法,它契合了进气畸变大尺度特征,能够模拟进口具有强三维效应的叶片通道内的畸变流场.其基本物理思想是采用无穷多叶片假设,在叶片区忽略叶片的具体几何形状,用分布式彻体力代替叶片排对气流产生的压升及流动转向,将彻体力作为源项耦合到三维 Euler 方程中求解畸变流场.因为不需要直接求解对计算量消耗很大的叶片力,而且避免求解黏性细节,从而进一步加速整体计算过程,大大提高了计算效率,因此非常适合于工程应用^[7-8].同时由于直接求解三维流动控制方程,所以与以往的低维计算模型相比,能够更好地反映出畸变流场的三维特征,提高预测精度.显然,源项的构造方法至关重要,是保证这种计算模型准确性的关键.

国内外的研究者基于彻体力模型的思想相继成功发展了多个全三维数值模型^[9-15],其中具有代表性的有 Hale 等人发展的 TEACC 计算程序^[9]以及 Chima 发展的 CSTALL 计算程序^[10]等,其中 TEACC 计算程序已经被成功应用于评估 F-16 战机机身及进气道对 3 级军用风扇性能的影响^[16].TEACC 计算程序^[9]在流场迭代求解

过程中耦合流线曲率法程序利用动量方程构造彻体力源项,该模型不需要考虑源项与流动参数的关联问题,但是彻体力源项在叶片区的具体分布仍需依赖一定的经验关系.CSTALL 计算程序^[10]使用 Marble^[17]提出的彻体力源项构造方法,基于事先获得的均匀进气下的叶片进出口速度环量变化量 $\Delta(rV_\theta)$ 及熵增 Δs ,并结合瞬时流场构造源项.这种构造方法准确易行,对经验关系依赖性很小,但是难点在于如何在流场的迭代过程中准确匹配参数 $\Delta(rV_\theta)$ 及 Δs .Chima^[10]原始模型所采用的匹配方法是根据进口相似流量对参考工况点的参数沿径向的分布进行缩放,以确定任意工况下的参数沿径向的分布,这种匹配方法实质上假设了各叶高处的环量、熵增随相似流量的变化规律是一致的,这样的假设不能保证全工况范围内环量、熵增沿径向分布的准确性.

本文基于彻体力模型的基本思想,发展了一套能够反映进气畸变对压气机气动性能影响的三维数值计算程序 CSAC.该数值模型参考 Marble^[17]提出的源项构造方法,通过单通道 CFD 计算即 Reynolds-averaged Navier-Stokes(RANS)计算获得压气机均匀进气、不同转速、不同流量下每一叶片排的进出口速度环量变化量 $\Delta(rV_\theta)$ 及熵增 Δs 沿径向的分布,并提出一种关联环量、熵增与进口流动参数的方法,与 Chima^[10]原始模型相比,该匹配方法可以保证全工况范围内环量及熵增沿径向的分布更为准确.

1 计算模型

1.1 控制方程

程序通过求解带源项的三维非定常 Euler 方程来模拟压气机全环通道内的三维流场,在叶片区将叶片对气流的作用全部模化为彻体力,以源项的形式与 Euler 方程耦合,控制方程如式(1)所示

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial z} = \mathbf{S} \tag{1}$$

其中

$$\mathbf{U} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho V_x \\ \rho V_y \\ \rho V_z \\ \rho e \end{bmatrix} \quad \mathbf{E} = \begin{bmatrix} \rho V_x \\ \rho V_x^2 + p \\ \rho V_x V_y \\ \rho V_x V_z \\ V_x(\rho e + p) \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} \rho V_y \\ \rho V_x V_y \\ \rho V_y^2 + p \\ \rho V_y V_z \\ V_y(\rho e + p) \end{bmatrix} \quad \mathbf{G} = \begin{bmatrix} \rho V_z \\ \rho V_x V_z \\ \rho V_y V_z \\ \rho V_z^2 + p \\ V_z(\rho e + p) \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{S} = \begin{bmatrix} 0 \\ F_x \\ F_y \\ F_z \\ L_u \end{bmatrix}$$

式中 ρ 为气体密度; e 为总能量; p 为静压; V_x, V_y, V_z 分别为沿 x, y, z 轴的速度; $\mathbf{S}$ 中的 F_x, F_y, F_z 分别为沿 x, y, z 轴的彻体力源项, L_u 为彻体力对单位体积气流单位时间内的做功量, 在静子区域 L_u 为零. 在进出口管道等无叶片区域源项 $\mathbf{S}$ 为零. 对控制方程时间项离散采用 5 步 Runge-Kutta 法进行显式时间推进, 空间项离散采用有限体积法.

1.2 源项构造

先在圆柱坐标系下构造彻体力源项, 再依据坐标转换关系转化为直角坐标系下的源项, 如图 1 所示.

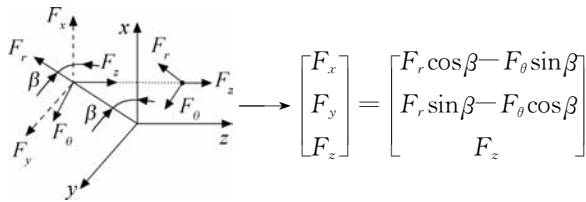


图1 彻体力转换

Fig.1 Transformation of body force

图1中 F_r, F_θ, F_z 分别为径向、周向及轴向的彻体力源项, 在转子区域能量方程中的源项 $L_u = F_\theta \omega r$. ω 为转子叶片角速度, r 为当地半径.

将彻体力分解为垂直于相对速度 $\mathbf{W}$ 的非耗散力 ϕ 和平行于相对速度 $\mathbf{W}$ 的耗散力 $\mathbf{f}$, 即

$$\begin{bmatrix} F_z \\ F_\theta \\ F_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \phi_z \\ \phi_\theta \\ \phi_r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} f_z \\ f_\theta \\ f_r \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$\begin{cases} \phi \perp \mathbf{W} \\ \phi_z V_z + \phi_\theta (V_\theta - \omega r) + \phi_r V_r = 0 \end{cases} \quad (3)$$

$$\begin{cases} \mathbf{f} \parallel \mathbf{W} \\ (f_z, f_\theta, f_r) = -|\mathbf{f}| \frac{(V_z, V_\theta - \omega r, V_r)}{|\mathbf{W}|} \end{cases} \quad (4)$$

式中 V_r, V_θ, V_z 分别为径向、周向及轴向的速度.

在静子区域 ω 为零. 在轴对称假设的前提下, Marble^[17] 根据周向动量方程及热力学第一定律、第二定律导出以下关系式:

$$F_\theta = \phi_\theta + f_\theta = \rho V_m \frac{\partial(rV_\theta)}{r \partial m} \quad (5)$$

$$|\mathbf{f}| = \rho T \frac{V_m}{|\mathbf{W}|} \frac{\partial s}{\partial m} \quad (6)$$

式中 T 为静温; V_m 表示子午面速度; $\frac{\partial s}{\partial m}$ 和 $\frac{\partial(rV_\theta)}{\partial m}$ 分别为叶片区速度环量 rV_θ 和熵 s 沿子午面流线的导数. 当确定了叶片区域的速度环量及熵增的分布, 再结合当地流动参数即可构造 $\phi_\theta, f_z, f_\theta, f_r$. 在利用式(3)构造剩余的非耗散力分量 ϕ_z 及 ϕ_r 时, 令 $\phi_m = \sqrt{(\phi_z)^2 + (\phi_r)^2}$, 假设 ϕ_m 与子午面流线相切, 则可以得到下式:

$$\begin{cases} \phi_z = \phi_m \cos \alpha = -\frac{\phi_\theta V'_\theta}{V_m} \cos \alpha \\ \phi_r = \phi_m \sin \alpha = -\frac{\phi_\theta V'_\theta}{V_m} \sin \alpha \end{cases} \quad (7)$$

式中 α 表示 ϕ_m 与 ϕ_z 的夹角, V'_θ 表示相对周向速度. 在具体计算时, 假设子午面网格线为子午面流线, 即可很方便地求出 ϕ_z 及 ϕ_r . Marble^[17] 提出的这种构造方法对经验关系依赖性很小, 能准确给出彻体力源项在叶片区的分布.

1.3 参数匹配

建立彻体力模型的目的是研究远大于叶片栅距尺度的畸变扰动现象, 一般引入以下两个基本假设^[18]:

- 1) 无穷多叶片假设. 由于所研究的流动现象主要是大尺度的畸变扰动现象, 因此无穷多叶片假设完全足够捕获该类型扰动的关键流场特征.
- 2) 周向不同位置的叶片通道所关联的流场特性认为是整个压气机在该叶片通道进口条件下的稳态轴对称特性, 这与平行压气机模型的基本思想相一致.

通过单通道 RANS 计算获得压气机各叶片排均匀进气下的速度环量变化量 $\Delta(rV_\theta)$ 及熵增 Δs 沿径向的分布, 再结合当地流动参数即可唯一确定彻体力源项. 当压气机进口存在大尺度进气畸变时, 不同周向位置的叶片通道工作在不同的工况下, 因此该模型的关键之处就在于如何在流场的求解过程中根据当地流动参数准确匹配出不同周向位置的叶片通道的环量、熵增变化特性.

根据相似理论, 压气机气动性能参数常表征为相似流量及相似转速的函数^[19]. 因此, 本文认

为叶片排环量、熵增的变化特性是压气机进口相似流量、相似转速及径向位置的函数,并应用量纲分析方法,最终给出以下函数关系式:

$$\begin{cases} \frac{\Delta(rV_\theta)}{D\sqrt{T^*}} = f\left(\frac{\dot{m}_a\sqrt{T^*}}{p^*D^2}, \frac{nD}{\sqrt{T^*}}, \frac{r}{D}\right) \\ \frac{\Delta s}{R} = f\left(\frac{\dot{m}_a\sqrt{T^*}}{p^*D^2}, \frac{nD}{\sqrt{T^*}}, \frac{r}{D}\right) \end{cases} \quad (8)$$

式中 $\dot{m}_a$ 为压气机进口的物理流量; p^* 为进口总压; T^* 为进口总温; n 为压气机物理转速; r 为叶片区域径向位置; R 为气体常数; D 为代表压气机直径大小的特征尺寸,对同一台压气机而言为常数. 在程序模拟畸变流场时,当迭代步到达更新彻体力源项时,通过计算压气机转子进口不同周向扇区的相似流量、相似转速确定该周向位置的叶片通道环量、熵增沿径向的分布,再结合当前迭代步的流动参数,构造网格单元的彻体力源项,如图 2 所示. 与 Chima^[10] 原始模型相比,这种参数关联方法可以保证全工况范围内环量及熵增沿径向的分布更为准确.

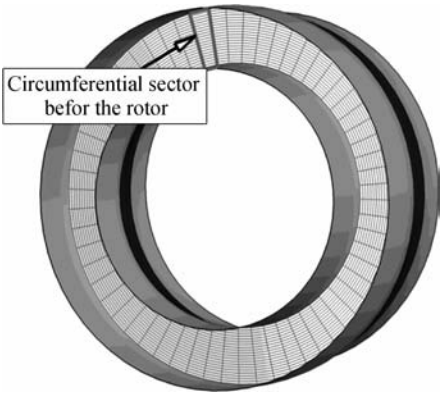


图 2 转子进口周向扇区示意图

Fig. 2 Schematic of circumferential sector before the rotor

精确地预测压气机的失速边界一直以来是公认的难点,本文对此暂不作深入讨论,该模型目前通过最终求出的转子进口某一周向位置的折合流量超过 RANS 数据的喘点或堵点时,即认为压气机失稳或堵塞.

2 算例验证

利用 CSAC 程序计算分析了 NASA Stage 35 均匀进气下的流场特性,并与 RANS 计算及文献[20]中的相关实验数据作对比,验证了模型的准确性. 同时分别模拟了进口存在稳态周向总压畸变及周向总温畸变的全环三维畸变流场,考察

程序模拟畸变流动的能力. 本文采用商用 CFD 软件 NUMECA 进行 RANS 计算,选用 Spalart-Allmaras 湍流模型. NASA Stage 35 是典型的低展弦比跨声速单级压气机,基本参数见表 1 所示,更多信息可参考文献[20].

表 1 NASA Stage 35 基本参数
Table 1 Basic parameters of NASA Stage 35

参数	数值
设计压比	1.842
设计流量/(kg/s)	20.188
设计转速/(r/min)	17188.7
叶尖速度/(m/s)	454.456
转子叶片数	36
静子叶片数	46
转子展弦比	1.19
静子展弦比	1.26
转子进口轮毂比	0.7

图 3 为 CSAC 程序计算流场所划分的网格示意图,轴向划分 89 个网格单元,径向划分 20 个网格单元,周向划分 60 个网格单元,叶片区域靠前后缘两条径向网格线来确定. 由于不需要考虑具体叶型,所划分的网格保证了正交性与均匀性.

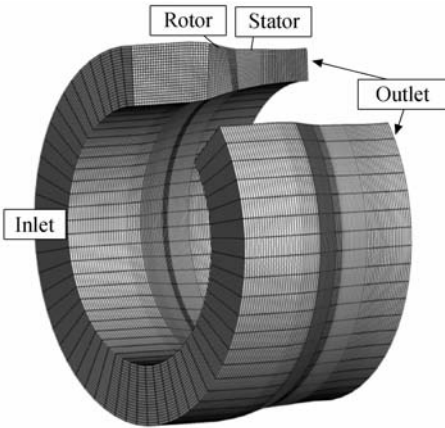


图 3 流场网格

Fig. 3 Grid of flow field

2.1 均匀进气计算验证

利用 CSAC 程序计算了 NASA Stage 35 均匀进气下 100%,90%设计转速的特性线,图 4 给出了 CSAC 程序计算结果与 RANS 计算结果的对比. 对比结果显示了 CSAC 程序以较小的计算代价获得了与 RANS 计算几乎完全一致的压气

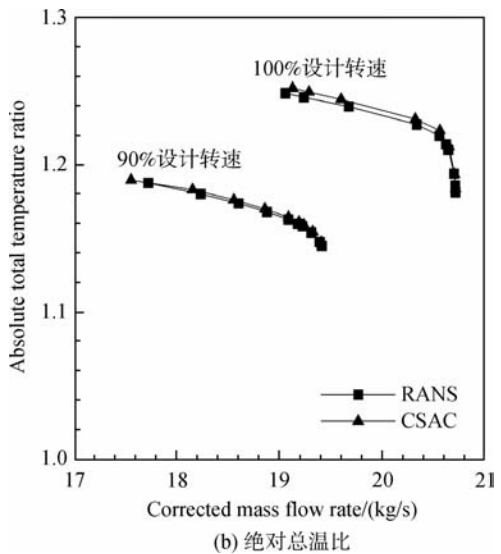
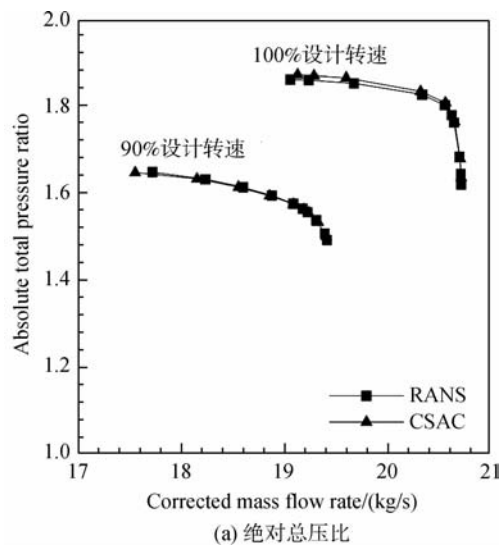


图 4 NASA Stage 35 均匀进气特性曲线
Fig. 4 Performance curves of NASA Stage 35 with clean inlet

机特性线,充分证明了本模型的源项构造及参数匹配方法的准确性.

图 5 给出了 90%设计转速下近堵点 CSAC 程序获得的叶片出口气流参数沿相对叶高的分布与 RANS 计算及相关实验数据的对比,三者的参数分布是一致的.图 6 给出了 CSAC 程序获得的子午面静压云图与 RANS 计算结果的对比,可以看出 CSAC 程序获得了与 RANS 计算几乎完全一致的流场具体结构特征.

均匀进气下多方面的对比结果充分证明了 CSAC 程序所采用的源项构造方法以及本文提出的参数匹配方法正确加载了叶片区域各地的加功与损失情况,以很小的计算资源模拟出了正确的流场结构.

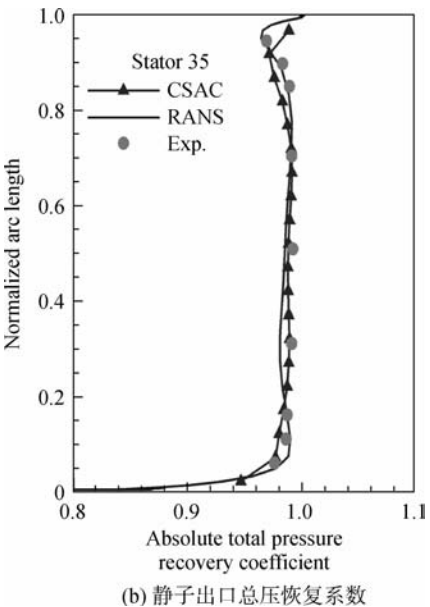
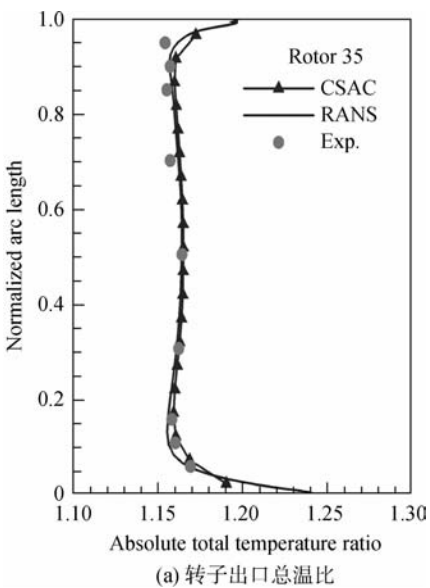


图 5 气流参数沿相对叶高分布对比
Fig. 5 Comparison of flow parameters spanwise distributions

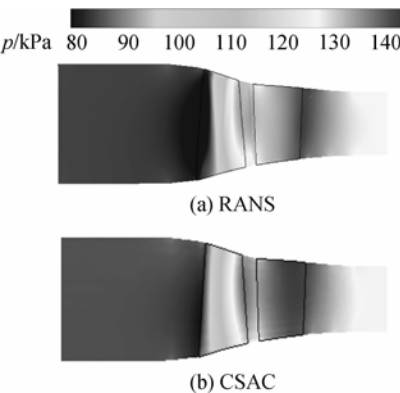


图 6 气流参数子午面分布对比
Fig. 6 Comparison of flow parameter meridional distributions

2.2 进气畸变计算分析

2.2.1 总压进气畸变

利用 CSAC 程序模拟了 NASA Stage 35 在 100%设计转速下进口存在 120°稳态周向总压畸变时的流场特性. 进口总压分布见图 7, 图中 p^* 为总压, p_0 为进口未畸变区总压.

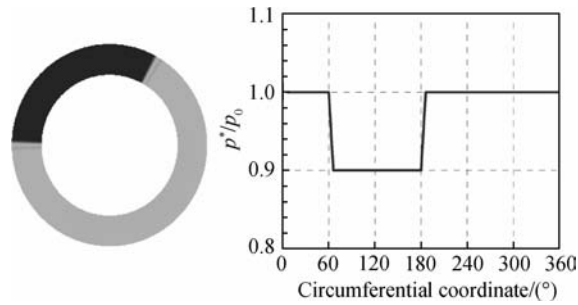


图 7 进口总压分布
Fig. 7 Total pressure distribution at inlet

图 8 显示了总压进气畸变下的压气机流量-压升平均特性点、进口畸变区流量-压升特性点以及未畸变区的流量-压升特性点在均匀进气特性图上的位置. 由图可见, 周向总压进气畸变导致压气机总压比下降, 同时畸变区的压升特性点距离失速边界较近, 在畸变区的叶片通道的工作状态将靠近不稳定边界. 这表明周向总压进气畸变将消耗压气机失速裕度, 对压气机稳定性影响显著.

图 9 给出了管道进口及转子进口沿周向各扇区的流量分布, 图 10 给出了转子进口周向速度云图. 由图 9 可得, 进口畸变区流量明显偏低, 而在

转子进口畸变区流量上升, 沿周向分布的不均匀性被消减. 造成这种现象的主要原因是, 处于低总压进口的叶片排对气流抽吸作用更为强烈, 导致畸变区气流加速, 未畸变区的气流不断涌向畸变区, 这一点可以由图 10 证明, 这样导致了畸变区的气流流量上升, 而畸变区两侧的气流质量流量下降. 转子与上游畸变流场的相互作用使得转子进口流量沿周向分布得到了改变.

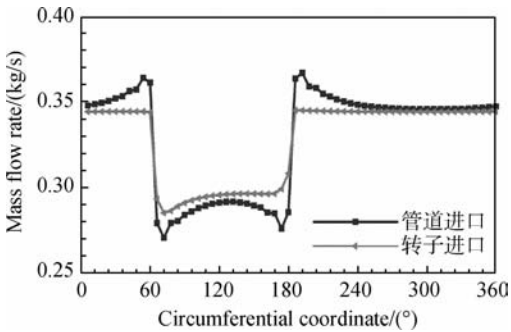


图 9 总压进气畸变下压气机上游流量沿周向分布
Fig. 9 Upstream mass flow rate circumferential distribution of compressor at total pressure inlet distortion

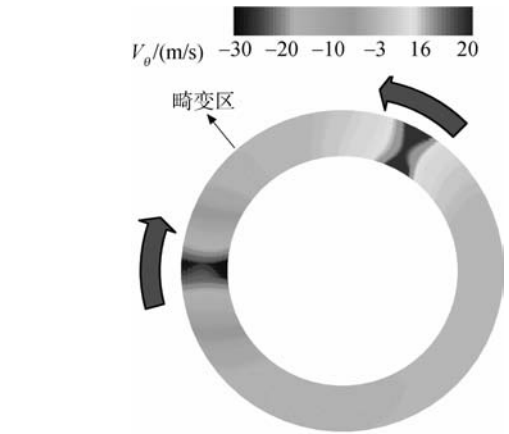


图 10 转子进口周向速度云图
Fig. 10 Circumferential velocity distribution before rotor leading edge

图 11~图 14 分别给出压气机轴向不同位置的总压及总温云图. 由图可得, 压气机进口的总压畸变将在转子出口处诱导出总温畸变, 这是由于转子进口周向参数的不均匀导致各个叶片通道的加功量不同, 处于低总压进口的转子叶片通道加功量大, 因此叶片出口畸变区总温最高. 同时从图中可以清楚看出畸变流动的参数分布具有很强的三维特征, 在叶尖处低压区有显著的相位移动, 而

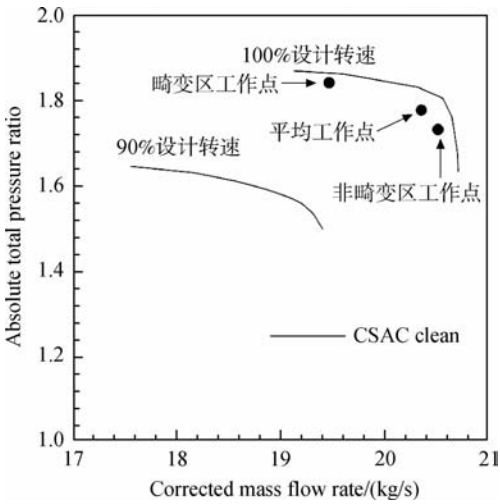


图 8 压气机进气畸变特性点位置
Fig. 8 Position of characteristic point with inlet distortion of compressor

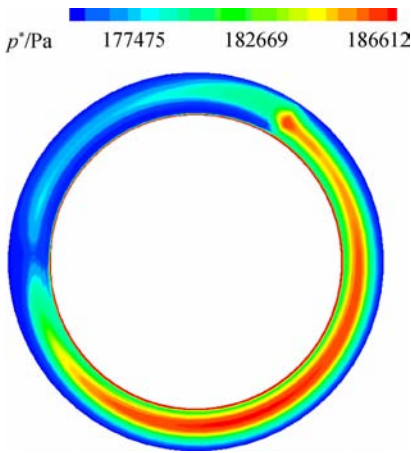


图 11 转子出口总压云图

Fig. 11 Total pressure distribution after rotor trailing edge

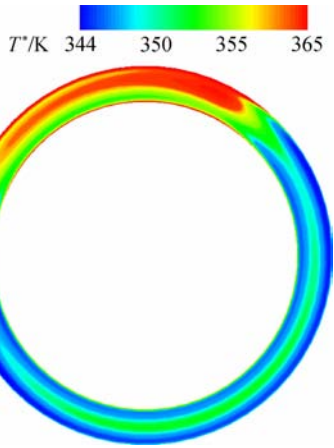


图 14 静子出口总温云图

Fig. 14 Total temperature distribution after stator trailing edge

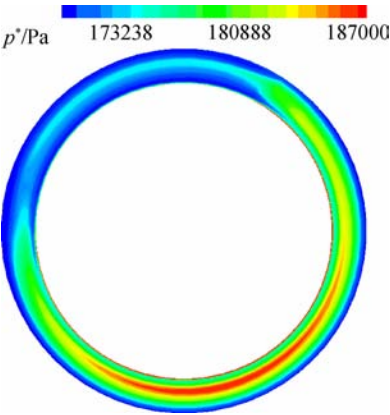


图 12 静子出口总压云图

Fig. 12 Total pressure distribution after stator trailing edge



图 13 转子出口总温云图

Fig. 13 Total temperature distribution after rotor trailing edge

在叶根处低压区基本没有相位移动. CSAC 程序总压进气畸变下的计算结果充分显示了彻体力模型的强大优势,很好得体现出了压气机内部畸变流动的主要特征.

2. 2. 2 总温进气畸变

利用 CSAC 程序模拟 NASA Stage 35 在 100%设计转速时进口存在周向总温畸变全环三维流场,考核程序模拟总温畸变流动的能力. 图 15 给出进口流场总温分布,图中 T^* 为总温, T_0 为进口未畸变区总温. 周向总温畸变区范围为 120° ,总温与未畸变区相比升高 20%.

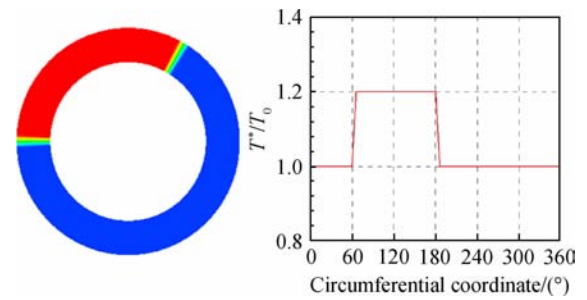


图 15 进口总温分布

Fig. 15 Total temperature distribution at inlet

图 16、图 17 分别给出了总温进气畸变下不同轴向位置各周向扇区的平均总压、总温的周向分布图. 由图中可以清楚得看到,转子进口总温畸变在转子出口处诱导出了总压畸变. 转子出口处高总温畸变区总压最低,这主要是由于处于高总温进口区域的叶片通道工作在低相似转速的情况下,增压能力弱,因此转子出口总压最低. 各周向位置的总压经过静子之后明显下降,总温大小基

本没有变化,但是畸变区沿周向有明显的迁移,这是由于静子的整流作用,迫使转子出口的气流流动方向重新靠近轴向。

管道进口及转子进口沿周向各扇区的流量分布如图 18 所示,可以发现高总温进口区域转子进口的流量是下降的,这与周向总压进气畸变情况是相反的,而这正是因为高总温进口的叶片通道增压能力最弱,导致畸变区气流不断流向未畸变区。

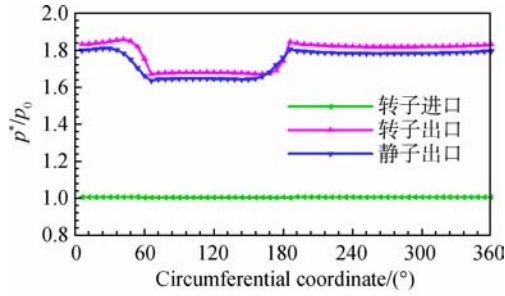


图 16 不同轴向位置周向总压分布

Fig. 16 Total pressure circumferential distribution at different axial locations

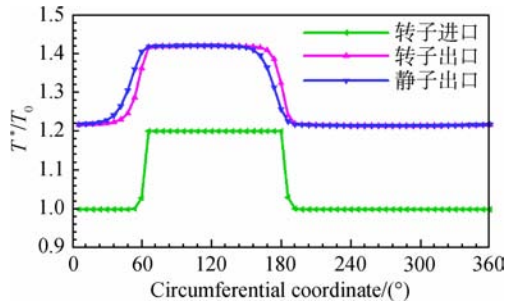


图 17 不同轴向位置周向总温分布

Fig. 17 Total temperature circumferential distribution at different axial locations

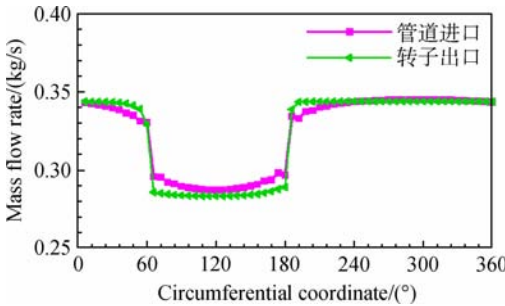


图 18 总温进气畸变下压气机上游流量沿周向分布
Fig. 18 Upstream mass flow rate circumferential distribution of compressor at total temperature inlet distortion

CSAC 程序模拟进气畸变流动时能够考虑不同叶高、不同周向位置的增压加功能力,很好地反映了压气机内部畸变流动的大尺度、强三维特征,以及叶片排与上游流场的相互作用。这些计算结果与以往人们对畸变流动的认识是一致的,验证了该模型的有效性。

3 结 论

1) 提出一种关联环量、熵增与进口流动参数的方法,较 Chima^[10] 原始模型相比,这种参数关联方法可以保证全工况范围内环量、熵增沿径向的分布更为准确。通过 RANS 计算预先获得压气机均匀进气下的环量及熵增,并导入到 CSAC 程序中结合当地实时流场构造彻体力源项,代替叶片排对气流产生压升及流动转向。

2) 利用 CSAC 程序模拟了 NASA Stage 35 均匀进气下的流场特性,计算结果与 RANS 计算及相关实验数据吻合得很好,表明该数值程序具有可靠的计算精度。

3) 利用 CSAC 程序分别模拟了 NASA Stage 35 稳态周向总压进气畸变及周向总温进气畸变的流场特性,计算结果很好地体现了压气机内部畸变流动的大尺度、强三维特征以及其对压气机气动性能的影响。

4) 本文基于彻体力思想所发展的三维数值计算模型能够以较少的计算代价模拟压气机内部全环畸变流动,可以很好地考虑不同进口流场区域在流动过程中的相互掺混,并且模拟出了畸变区域经过叶片排时所发生的周向迁移,而这些是传统的平行压气机模型所无法模拟的。

本文目前发展的彻体力模型初步实现了评估周向进气畸变对压气机气动性能的影响,为进一步发展涉及复杂进气畸变以及稳定边界的分析模型奠定基础。由于该模型在达到必要的精度要求的同时,能够大幅度降低对计算机资源的消耗并提高计算效率,因而是目前分析大尺度畸变流动对压气机气动性能及稳定性影响的有力工具。

参考文献:

[1] Longley J P, Greitzer E M. Inlet distortion effects in aircraft propulsion system integration[R]. AGARD-LS-183, 1992.
[2] Unno M, Kodama H, Nozaki O, et al. Unsteady three-dimensional Navier-Stokes simulations of fan-OGV-strut-pylon interaction [R]. International Symposium of Air Breathing Engine, ISABE-2001-1197, 2001.

- [3] Mazzawy R S. Multiple segment parallel compressor model for circumferential flow distortion[J]. Journal of Engineering for Power, 1997, 99(2): 288-296.
- [4] Peason H, Mckenzie A. Wakes in axial compressors[J]. Journal of the Royal Aeronautical Society, 1959, 63(3): 42-47.
- [5] Hawthorne W R. Non-axisymmetric flow through annular actuator disks: inlet distortion problem[J]. Journal of Engineering for Power, 1978, 100(4): 604-617.
- [6] 胡骏. 均匀与非均匀进气条件下多级轴流压气机性能计算一周向畸变的影响[J]. 航空动力学报, 2000, 15(3): 229-232.
- HU Jun. Calculation of uniform and non-uniform inlet condition of multistage axial flow compressor performance—the circumferential distortion[J]. Journal of Aerospace Power, 2000, 15(3): 229-232. (in Chinese)
- [7] Xu L, Hynes T P, Denton J D. Towards long length scale unsteady modelling in turbomachines[J]. Journal of Power and Energy, 2003, 217(1): 75-82.
- [8] Xu L. Assessing viscous body forces for unsteady calculations[J]. Journal of Turbomachinery, 2003, 125(3): 425-432.
- [9] Hale A, O'Brien W. A three-dimensional turbine engine analysis compressor code (TEACC) for steady-state inlet distortion[J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 120(3): 422-430.
- [10] Chima R V. A three-dimensional unsteady CFD model of compressor stability[R]. ASME Paper GT-2006-90040, 2006.
- [11] Gong Y, Tan C S, Gordon K A, et al. A computational model for short-wavelength stall inception and development in multi stage compressors[J]. Journal of Turbomachinery, 1999, 121(4): 726-734.
- [12] 安玉戈, 刘火星. 压气机进气畸变数值模拟技术研究[J]. 航空学报, 2012, 33(9): 1624-1632.
- AN Yuge, LIU Huoxing. Numerical simulation of compressor with inlet distortion[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(9): 1624-1632. (in Chinese)
- [13] 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, ZHOU 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)
- [14] 许开富, 乔渭阳, 罗华玲. 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. A 3-D CFD analysis code of fan and compressor stability[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(3): 344-348. (in Chinese)
- [15] 时培杰, 乔渭阳, 魏佐君, 等. 畸变进气下压气机三维黏性数值计算模型[J]. 航空动力学报, 2012, 27(7): 1472-1478.
- SHI Peijie, QIAO Weiyang, WEI Zuojun, et al. Investigation of three-dimensional viscous model for compressor with distortion inlet[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(7): 1472-1478. (in Chinese)
- [16] Hale A, Davis M, Sirbaugh J. A numerical simulation capability for analysis of aircraft inlet-engine compatibility[R]. ASME Paper GT-2004-53473, 2004.
- [17] Marble F E. Three-dimensional flow in turbomachines, aerodynamics of turbines and compressors[M]. Princeton: Princeton University Press, 1964.
- [18] Gong Y. A computational model for rotating stall and inlet distortions in multi-stage compressors[D]. Cambridge: Massachusetts Institute of Technology, 1998.
- [19] 胡骏, 吴铁鹰, 曹人靖. 航空叶片机原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 2006.
- [20] Reid L, Moore R D. Performance of a single stage axial-flow transonic 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.

(编辑: 叶 青)