

进气畸变对压气机性能影响的 三维彻体力模型

尹超¹, 胡骏^{1,2}, 郭晋¹, 严伟¹, 张晨凯¹

(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: 基于三维彻体力模型理论初步发展了一个能有效预测进气畸变下压气机性能的压气机三维稳定性分析模型(CSAC). 该模型通过求解带有源项的可压三维 Euler 方程组, 对压气机内部全环三维流场进行模拟. 叶片对气流的作用力和做功源项根据压气机三维稳态 Navier-Stokes(N-S)解的相关气动参数计算得到, 并给出了源项与叶片进口气动参数之间的数据库关联方法. 利用该模型计算和分析了 NASA Rotor 37 在均匀进气下的气动性能, 并与三维稳态 N-S 计算结果对比, 验证了该模型的准确性. 最后利用该模型模拟了 Rotor 37 在稳态周向总压畸变下的性能. 结果表明: 总压畸变不但降低了压气机的气动性能和稳定裕度, 而且在压气机转子出口诱发总温畸变, 研究表明该模型在消耗较少的计算资源下正确地反映了进气畸变对压气机性能的影响, 是目前分析进气畸变对压气机性能影响的有力工具.

关 键 词: 三维 Euler 方程组; 三维彻体力模型; 全环流场; 进气畸变; 性能分析模型

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Three-dimensional body-force model for effect on compressor performance of inlet distortion

YIN Chao¹, HU Jun^{1,2}, GUO Jin¹,

YAN Wei¹, ZHANG Chen-kai¹

(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 of Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: A three-dimensional model called compressor stability analysis code (CSAC) was preliminarily developed to assess the effect of inlet distortion on aerodynamic performance of compressor. By solving the three-dimensional compressible Euler equations with the source item, the annular flow field of compressor interior could be simulated. The blade force and power source item were calculated with the aerodynamic parameters extracted from the three-dimensional steady-state Navier-Stokes (N-S) solutions. The way for correlating the source item with inlet aerodynamic parameters was also given. The aerodynamic performances of NASA Rotor 37 under clean inlet condition were calculated and analyzed with this model, the result under clean inlet was also compared with three-dimensional steady-state N-S solutions under the same inlet conditions. The accuracy of this model was verified. Finally, the performance of Rotor 37 under steady circumferential total pressure distortion

was simulated. Results show that, total pressure distortion not only reduces the performance and the stability, but also induces total temperature distortion at the exit of compressor rotor. The research shows this model can correctly reflect the effect of distortion on compressor with much less compute resources, proving that this model is a suitable tool for compressor distortion analysis in current period.

Key words: three-dimensional Euler equations; three-dimensional body-force model; whole annulus flow field; inlet distortion; performance analysis model

进气畸变是造成航空发动机气动性能显著降低的重要外部因素,发展能快速准确预估压气机在进气畸变条件下的性能和稳定性的计算方法,是完善压气机设计体系的关键技术之一.早期的研究人员已发展出不少依赖于经验的低维模型^[1-4],这些低维模型的一个普遍特点就是叶片排对于非定常流的响应模拟的太过于简单,从而不能模拟动态响应过程,同时由于其维度的限制,不能反映压气机内部三维流场结构.

随着计算机技术的迅速发展,时间精确的三维 N-S 方程求解器越来越广泛的被用来进行进气畸变研究^[5-8].但由于畸变形式通常具有不对称性,因而需要以压气机全环为计算域进行计算,考虑到壁面附面层流动对网格尺度的要求,整体的网格量巨大,目前一般的计算机硬件条件难以承受,因此目前针对风扇/压气机的非定常模拟研究主要限于对单排转子或者单级压气机,同时由于计算所耗费的时间很长,且结果的准确性有待商榷,因而对整个压气机设计体系的指导意义不大.

对于具有相对大尺度的畸变流动,某些时候的重点并不在受黏性影响很大的壁面附近,通过在较粗的计算网格上模拟黏性效应或者叶片效应作为计算源项来加速整体计算过程,由此发展出来的模型一般称为彻体力模型或体积力模型.彻体力模型的源项可在径向和轴向上分布,因此可以模拟一定的动态响应.而且由于彻体力模型既能大幅度减小对计算资源的消耗,又能降低对经验的依赖^[9],因而是目前最适合发展的模型.显然,作为控制方程中的叶片力或者黏性力源项的正确模拟是提高这种计算准确性的关键.

最初,Adamczyk 在他提出的通道平均的多级流动模型中正式提出一个可模拟叶片效应的彻体力模型^[10],随后国内外相关研究人员也各自发展出了针对不同问题的三维彻体力模型^[11-20].其中 Hale 等为研究复杂动态畸变对压气机系统的

影响开发的名为 TEACC 的彻体力模型^[12-13]应用比较广泛,该模型被成功地应用于机身-推进系统兼容性模拟研究^[14]与飞机进口和发动机的匹配问题分析研究^[15].

本文基于 TEACC 的基本思想建立了一个压气机三维稳定性分析模型(以下简称 CSAC),从压气机的三维稳态 N-S 解中提取相关气动参数计算彻体力源项,因而充分考虑了压气机叶片的几何参数影响,能准确的反映气流经过叶片后的状态变化,同时本文还详细描述了彻体力源项对于周向进气畸变下进口气动参数的关联方法,并利用该模型成功实现了稳态周向总压畸变对于压气机的性能影响的模拟.该模型具有的意义在于:它建立了细网格 Reynolds-averaged Navier-Stokes(RANS)求解器(对于大尺度畸变问题的应用代价较高)与低维彻体力/激盘模型(对于经验关系依赖较为严重,并且不能捕获流场细节)之间相互连接的桥梁,既大幅度降低了对计算资源的消耗,又极大地减小了对于经验关系的依赖,从而为当前研究进气畸变对压气机性能和稳定性影响提供了一个有力的分析工具.

1 CSAC 技术方法说明

CSAC 采用有限体积法求解通过压气机全环通道的带有源项的积分型 Euler 方程组,其中叶片对气流的作用以源项的形式分布到通道中对应的叶片区位置. CSAC 能根据实际叶片的位置分别划分叶片区和非叶片区网格,如图 1 所示.

根据三维稳态 N-S 解提取彻体力源项,并进行气动参数关联,最终实现模拟压气机在稳态或者进气畸变条件下的气动性能和稳定性.其整体技术方法见图 2.

1.1 带源项的控制方程

直角坐标系下带源项的三维守恒型 Euler 方程的积分形式如下:

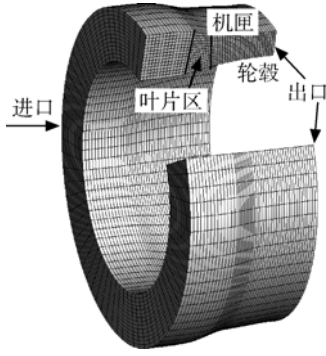


图1 CSAC 计算网格

Fig. 1 CSAC computational grids

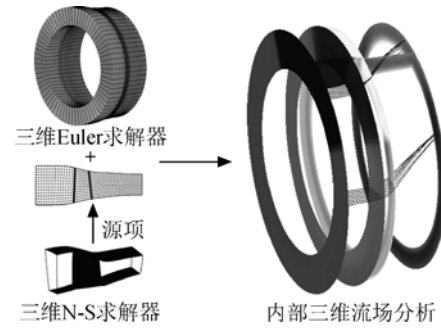


图2 CSAC 整体技术方法

Fig. 2 CSAC general technical approach

$$\begin{aligned}
 \frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} \rho d\Omega + \oint_S (\rho V_x n_x + \rho V_y n_y + \rho V_z n_z) dS &= \iiint_{\Omega} W_b d\Omega \\
 \frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} \rho V_x d\Omega + \oint_S ((\rho V_x^2 + p) n_x + \rho V_x V_y n_y + \rho V_x V_z n_z) dS &= \iiint_{\Omega} F_x d\Omega \\
 \frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} \rho V_y d\Omega + \oint_S (\rho V_x V_y n_x + (\rho V_y^2 + p) n_y + \rho V_y V_z n_z) dS &= \iiint_{\Omega} F_y d\Omega \\
 \frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} \rho V_z d\Omega + \oint_S (\rho V_x V_z n_x + \rho V_y V_z n_y + (\rho V_z^2 + p) n_z) dS &= \iiint_{\Omega} F_z d\Omega \\
 \frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} \rho E d\Omega + \oint_S (\rho H V_x n_x + \rho H V_y n_y + \rho H V_z n_z) dS &= \iiint_{\Omega} L d\Omega
 \end{aligned} \quad (1)$$

式中 ρ 为气体密度, p 为气体静压; V_x, V_y, V_z 为 x, y, z 三个坐标方向的分速度; n_x, n_y, n_z 分别为单位矢量 $\mathbf{n}$ 在 x, y, z 三个坐标方向的分量; E 为单位质量气体的内能与动能之和; H 为单位质量气体总焓; W_b 为单位体积气体的单位时间引/放气量, 一般由用户指定, 在本文中设为 0; F_x, F_y, F_z 分别为单位体积气体受到的叶片力在 x, y, z 三个坐标方向的分量; L 为叶片对单位体积气体单位时间内的做功量, 对静子叶片而言为零。

1.2 控制方程离散格式

该模型采用单元中心型控制体, 物理量(密度、速度、压力等)存储在控制体中心。本文规定下标为大写的 (I, J, K) 表示控制体中心, 小写的 (i, j, k) 表示网格节点, 如图 3 所示。

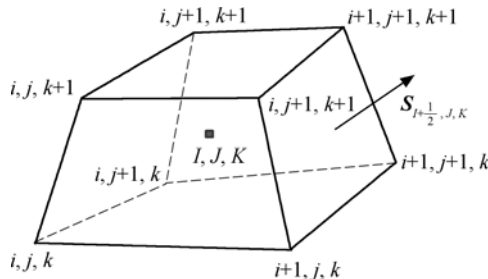


图3 控制体网格单元

Fig. 3 Control volume grid cell

对于图 3 所示的单元中心型控制体, 式(1)可写成

$$\frac{\partial \mathbf{U}_{I,J,K}}{\partial t} + \frac{1}{\Omega_{I,J,K}} \oint_{\partial\Omega} \mathbf{F} \cdot \mathbf{n} ds = \mathbf{H} \quad (2)$$

其中

$$\mathbf{U} = (\rho \quad \rho V_x \quad \rho V_y \quad \rho V_z \quad \rho E)^T$$

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} \rho V_x & \rho V_y & \rho V_z \\ \rho V_x^2 + p & \rho V_x V_y & \rho V_x V_z \\ \rho V_x V_y & \rho V_y^2 + p & \rho V_y V_z \\ \rho V_x V_z & \rho V_y V_z & \rho V_z^2 + p \\ \rho H V_x & \rho H V_y & \rho H V_z \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} W_b \\ F_x \\ F_y \\ F_z \\ L \end{bmatrix}$$

积分方程式(2)中, 通量项为

$$\frac{1}{\Omega_{I,J,K}} \oint_{\partial\Omega} \mathbf{F} \cdot \mathbf{n} ds = \frac{1}{\Omega_{I,J,K}} \sum_{m=1}^6 \mathbf{F}_m \cdot \mathbf{n}_m \cdot S_m \quad (3)$$

以图 3 中控制体右侧面 $\left[I + \frac{1}{2}, J, K\right]$ 的通量为例, 采用通量差分分裂三点格式(MUSCL)^[21] 计算控制体界面左右守恒变量

$U_{I+\frac{1}{2},J,K}^L, U_{I+\frac{1}{2},J,K}^R$, 利用迎风型矢量通量分裂格式 (AUSM)^[22], 根据 $U_{I+\frac{1}{2},J,K}^L, U_{I+\frac{1}{2},J,K}^R$ 计算出穿过 $\left[I+\frac{1}{2}, J, K\right]$ 点所在界面的通量 $F_{I+\frac{1}{2},J,K}$.

最终, 式(3)可写为

$$\frac{U_{I,J,K}^{i+1} - U_{I,J,K}^i}{\Delta t} + \frac{1}{\Omega_{I,J,K}} (F_{I+\frac{1}{2},J,K} S_{I+\frac{1}{2},J,K} - F_{I-\frac{1}{2},J,K} S_{I-\frac{1}{2},J,K} + F_{I,J+\frac{1}{2},K} S_{I,J+\frac{1}{2},K} - F_{I,J-\frac{1}{2},K} S_{I,J-\frac{1}{2},K} + F_{I,J,K+\frac{1}{2}} S_{I,J,K+\frac{1}{2}} - F_{I,J,K-\frac{1}{2}} S_{I,J,K-\frac{1}{2}}) = H_{I,J,K} \quad (4)$$

带源项的 Euler 方程组经过有限体积空间离散后, 采用 4 阶 Runge-Kutta 法^[23]进行显式时间推进. 对于稳态计算, 采用局部时间步长可以加速收敛, 局部时间步长 $\Delta t_{I,J,K}$ 为

$$\Delta t_{I,J,K} = C \frac{\Omega_{I,J,K}}{|\mathbf{V} \cdot \mathbf{S}|_{I,J,K} + a |\mathbf{S}|_{I,J,K}} \quad (5)$$

其中 a 是声速, $\mathbf{S}$ 是控制体中心边界面积矢量, $\Omega_{I,J,K}$ 为控制体体积, C 为满足 Courant-Friedrichs-Lewy 准则所需要的系数. $S_{I,J,K} = \sqrt{S_x^2 + S_y^2 + S_z^2}$, 即控制体中心所在面的模值.

1.3 边界条件

CSAC 的边界有 4 种: 包括固壁滑移边界、周期性内部边界以及进出口气体边界. 具体设置方法同文献[12].

2 源项计算和参数关联

本文以 NASA Rotor 37 作为研究对象, 由于本文的源项计算依据于单通道 N-S 计算结果, 因而首先针对 Rotor 37 单通道 N-S 计算作相关说明.

2.1 Rotor 37 单通道 N-S 计算

Rotor 37 是一个非常典型的低展弦比跨声级压气机转子, 该转子最初由 Reid 和 Moore 于 20 世纪 70 年代在 NASA 路易斯研究中心设计和测试^[24-25], 其设计参数见表 1.

表 1 NASA Rotor 37 设计参数

Table 1 Design parameters of NASA Rotor 37

设计参数	数值
叶片数	36
叶尖间隙/mm	0.356
设计折合流量/(kg/s)	20.19
设计转速/(rad/s)	1800
设计总压比	2.106
设计绝热效率	0.877

本文采用 NUMECA 软件的 FINE/Turbo 结构化网格 N-S 求解器对 Rotor 37 进行单通道流场计算, 选用 Spalart-Allmaras (S-A) 湍流模型, y^+ 在 1~10 之间, 进口给定标准大气条件, 即总温为 288.15 K, 总压为 101325 Pa, 轴向进气, 出口给定平均静压. 计算域网格由 Autogrid 5 生成, 如图 4 所示, 单通道网格总量约为 30 万. 采用多重网格加速收敛技术, 三个方向上的网格层数均为 3 层.

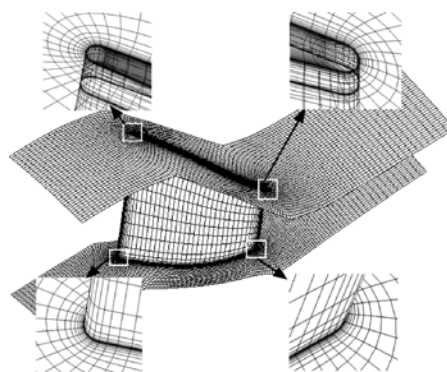
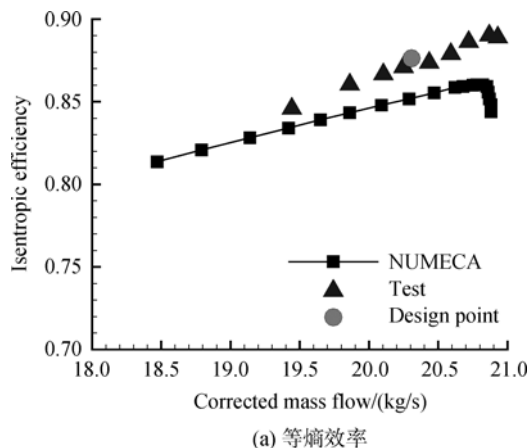


图 4 Rotor 37 单通道网格划分

Fig. 4 Grids distribution for Rotor 37 single passage

将 NUMECA 软件计算得到的 Rotor 37 在 100% 设计转速下的特性线与试验数据^[25]进行对比, 如图 5 所示. 图中总压比特性吻合的很好, 但等熵效率与试验数据相比, 整体下降约 2 个百分点, Denton 对此有过详细地分析^[26], 指出大多数 CFD 计算结果得到的特性是在某一个截面上所有网格点加权平均后得到的, 而试验测量的结果是另一种加权平均方式, 两者处理方式的不同造成了试验测量的等熵效率一般比计算结果高约两个百分点, 但两种处理方式对总压比的影响很小. 由此可见该计算结果是准确可靠的.



(a) 等熵效率

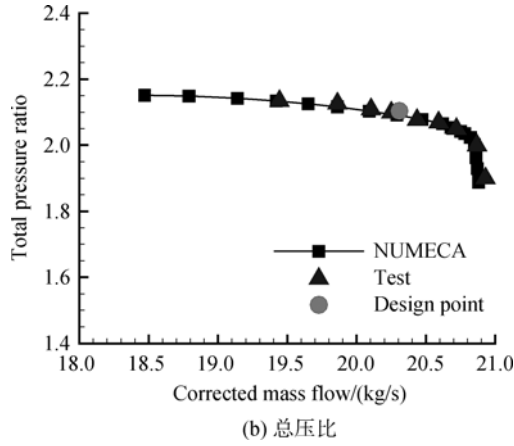


图5 100%设计转速下 Rotor 37 特性线对比
Fig. 5 Characteristic lines comparison of Rotor 37
at 100% design rotational speed

2.2 彻体力源项计算方法

彻体力源项的计算方法有多种,其中 TEACC 从流线曲率法程序 SLCC 中提取相关气动参数,利用动量方程计算彻体力^[12]. 本文基于 TEACC 彻体力计算方法,但是从三维稳态 CFD 结果中提取叶片力,并将叶片力按在各自网格控制体中均布的假设模化为彻体力. 该方法充分考虑了叶片的三维几何参数的影响. 具体方法如下:

一般对于流道变化不大的叶片通道,径向分速度,径向力 F_r 是一个小量,均可忽略不计. 而对于转子而言,能量方程中的做功源项 $L = F_\theta \omega r$,式中 ω 为转子转速, r 为当地半径. 由此可见 L 取决于 F_θ , 因此,关键在于轴向力 F_z 、周向力 F_θ 的计算.

忽略径向动量后的积分形式的动量方程如下:

$$\iiint_{\Omega} \left(\frac{\partial \mathbf{G}}{\partial z} \right) d\Omega = \oint_S (\mathbf{G} \cdot \mathbf{r} d\theta dr) = \iiint_{\Omega} \mathbf{K} d\Omega \quad (6)$$

式中 $\mathbf{G} = \begin{bmatrix} \rho V_z^2 + P \\ \rho V_z V_\theta \end{bmatrix}$, $\mathbf{K} = \begin{bmatrix} F_z \\ F_\theta \end{bmatrix}$, Ω 为单元控制体体积.

针对图6所示的任一控制体,假设它在 r 方向的两个环面(即面3,面4)为流面,在这两个表面上气流与外界没有质量、动量及能量的交换;同时假设叶片力在控制体内均匀分布. 应用积分形式的动量方程式(6)可得:

$$\begin{aligned} \rho_2 V_{2z}^2 S_{2z} - \rho_1 V_{1z}^2 S_{1z} &= \Omega \cdot F_z + \sum_{i=1}^4 p_i S_{iz} \\ \rho_2 V_{2z} S_{2z} V_{2\theta} - \rho_1 V_{1z} S_{1z} V_{1\theta} &= \Omega \cdot F_\theta \end{aligned} \quad (7)$$

式中 S_{iz} ($i=1, 2, 3, 4$) 表示控制体各面沿 z 轴的投影面积,控制体各面沿 z 轴的投影是圆环形状.

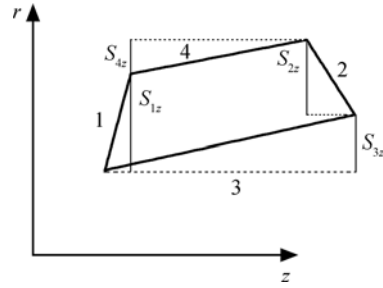


图6 控制体子午面
Fig. 6 Meridian plan of control volume

这样,就可以获得在绝对圆柱坐标系下的叶片区彻体力源项

$$\begin{bmatrix} F_z \\ F_\theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\rho_2 V_{2z}^2 S_{2z} - \rho_1 V_{1z}^2 S_{1z} - \sum_{i=1}^4 p_i S_{iz}}{\Omega} \\ \frac{\rho_2 V_{2z} S_{2z} V_{2\theta} - \rho_1 V_{1z} S_{1z} V_{1\theta}}{\Omega} \end{bmatrix} \quad (8)$$

最后根据坐标系转换关系,将彻体力源项转换成直角坐标系下的形式

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_r \cos \theta - F_\theta \sin \theta \\ F_r \sin \theta + F_\theta \cos \theta \\ F_z \end{bmatrix} \quad (9)$$

2.3 彻体力源项参数关联

TEACC 每次到达迭代步时需要根据其流线曲率法程序 SLCC 结合当地进口气流参数计算源项,从而使得源项不断得到更新. 本文采用不同的方法更新源项,即将彻体力源项关联为相关特性参数的数据库,每次迭代时由当地进口气流参数从数据库中插值得到新的源项. 具体方法如下:

由前文分析可见,彻体力源项 F ($F = F_z$ 或 F_θ) 取决于压气机的转速 n 、气体质量流量 $\dot{m}_a$ 、压气机进口总压 p_1^* 、总温 T_1^* 以及表示压气机直径大小的特征尺寸 D . 此外,彻体力源项也是压气机当地半径 r 的函数.

综上所述,将彻体力源项 F 写成如下关系式:

$$F = f(p_1^*, T_1^*, n, \dot{m}_a, D, r) \quad (10)$$

式(10)又可写为以下形式:

$$f(p_1^*, T_1^*, n, \dot{m}_a, D, r, F) = 0 \quad (11)$$

对式(11)应用相似第二定理,可将式(11)转换为无量纲参数之间的关系式,即

$$\frac{DF}{p_1^*} = f\left(\frac{\dot{m}_a \sqrt{T_1^*}}{p_1^* D^2}, \frac{Dn}{\sqrt{T_1^*}}, \frac{r}{D}\right) \quad (12)$$

这样就可以利用上式将彻体力关联为进口流动参数的函数. 做功源项 $L = F_\theta \omega r$ 也可同样关联

为上式中相关参数的函数。

模拟 Rotor 37 在 100% 设计转速下的进口稳态周向总压畸变(下文简称总压畸变),可将式(12)进行简化,即

$$\frac{F}{p_1^*} = f \left(\frac{\dot{m}_a \sqrt{T_1^*/288.15}}{p_1^*/101325}, \frac{n}{\sqrt{T_1^*/288.15}} \right) \quad (13)$$

其中 $\frac{\dot{m}_a \sqrt{T_1^*/288.15}}{p_1^*/101325}$ 即为折合流量 $\dot{m}_{cor}$ 。

因此将 100% 设计转速、标准大气进口条件下提取的一系列彻体力源项参数整理成上述关系式,形成彻体力源项数据库,如图 7 所示。图 7(a) 是彻体力轴向分量 F_z 的参数关联,图 7(b) 是彻体力周向分量 F_θ 的参数关联。

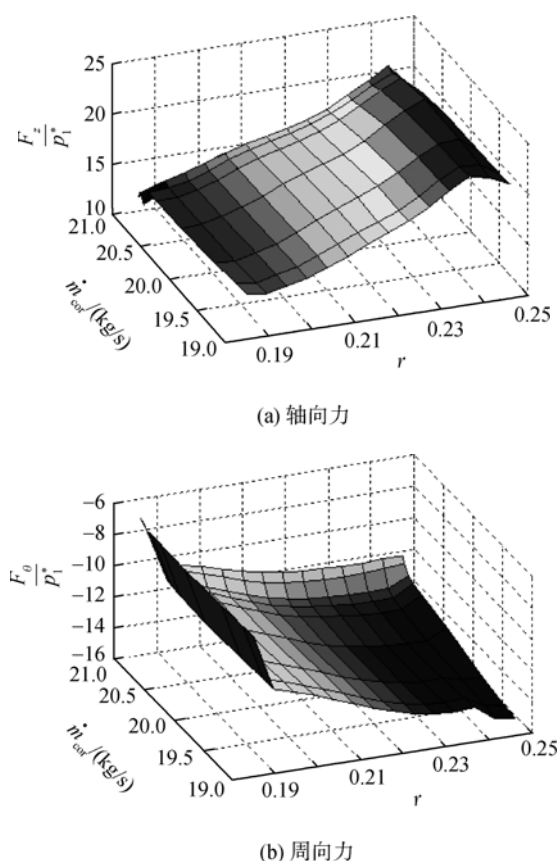


图 7 100% 折合转速下彻体力源项参数关联

Fig. 7 Body-force source item parametric association at 100% corrected rotational speed

当每次迭代步需要更新彻体力源项时,位于叶片前缘的探测面(如图 8 所示)会计算周向各个扇区的质量流量 $\dot{m}_a$ 、平均总温 T_1^* 、平均总压 p_1^* ,再根据数据库对相同当地半径 r 进行线性插值获得相应的彻体力源项。

由于本文暂未考虑对稳定边界的判定,因而

简单的设定:当某一扇区的质量流量高于数据库中的堵塞点质量流量时,将堵塞点的彻体力源项赋予该扇区;而当某一扇区的质量流量低于数据库中的近失速质量流量时,则停止计算。

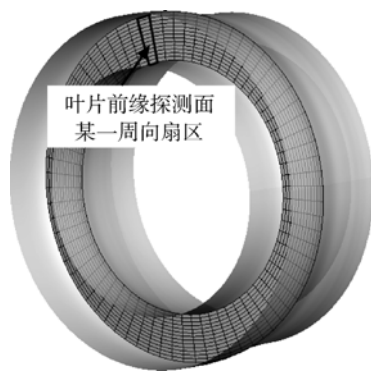


图 8 气动参数探测扇区

Fig. 8 Aerodynamic parameter probe segment

3 CSAC 方法验证

图 9 给出了 CSAC 对于 NASA Rotor 37 的子午面网格划分。整个计算域网格中,轴向共分 50 个网格,其中叶片区占 10 个网格,周向均布 73 个网格,径向等分 15 个网格。由于对于彻体力模型而言,网格密度对计算结果精确性的影响不大^[20],因此本文所划分的网格密度是完全可行的。

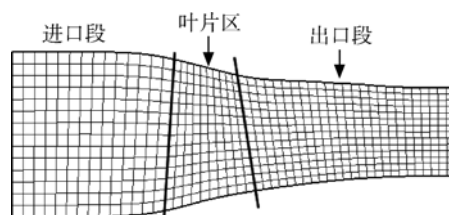


图 9 Rotor 37 CSAC 子午面网格

Fig. 9 CSAC meridian grid for Rotor 37

图 10 给出了 CSAC 计算获得的特性线与 NUMECA 计算结果的对比,可以发现两者具有良好的一致性。相比之下,CSAC 获得的特性线稍向右移,这表明 CSAC 计算出的质量流量较三维稳态 N-S 解有所偏大。这主要是由以下两个因素造成:一是未考虑气流黏性造成的影响,二是忽略了叶片几何形状对气流造成的堵塞影响。

图 11(a)~图 11(c) 分别给出了 CSAC 与 NUMECA 所计算得到的最高效率点下的叶片尾缘截面沿径向的总压比、总温比、绝对气流角分布对比,其中 p_t 、 T_t 分别为总温和总压,下标 1,2 分

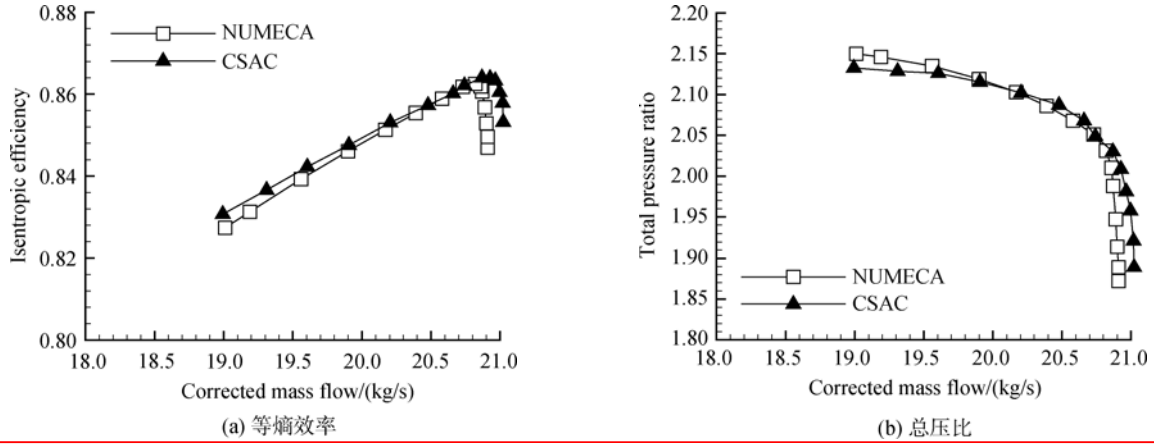


图10 Rotor 37 NUMECA 与 CSAC 均匀进气特性对比

Fig. 10 Characteristic comparison for between NUMECA and CSAC under clean inlet Rotor 37

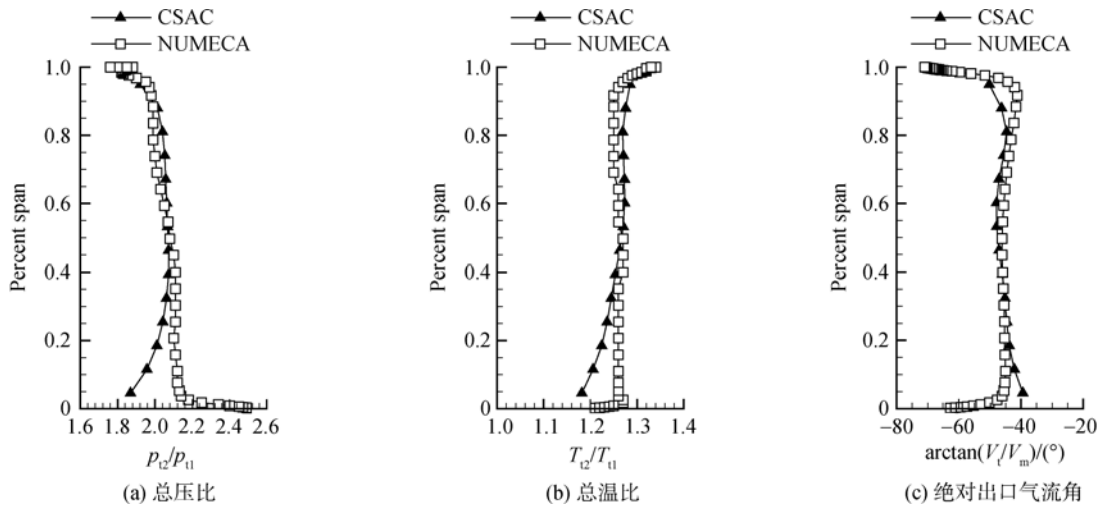


图11 CSAC 与 NUMECA 最高效率点下气动参数径向分布

Fig. 11 Radial distribution of aerodynamic parameters for CSAC and NUMECA at maximum efficiency point

则表示叶片前缘和尾缘截面, V_m 为子午面速度, V_t 为切向速度. 可以发现两者除了在靠近叶根处二者略有差异外, 在整体上的分布具有良好的一致性, 进一步验证了该模型的正确性.

4 稳态周向总压畸变算例

研究表明, 相对于径向畸变, 周向畸变对压气机气动稳定性影响较大^[27]. 因此本文利用 CSAC 计算分析了 Rotor 37 进口存在稳态周向总压畸变时的流场特性, 以检验该模型对于稳态周向畸变的模拟能力.

4.1 进口总压畸变条件给定

采用总压畸变度 D_{pt} 描述进口总压畸变强度, 其定义式为

$$D_{pt} = \frac{p_{t1}}{p_{tc}} \quad (14)$$

式中 p_{tc} 为高压未畸变区的总压, p_{t1} 为低压畸变区的总压. 总压畸变度 $D_{pt} = 0.889$, 总压畸变角为 90° , 高压未畸变区的总压 p_{tc} 为 101 325 Pa. 如图 12 所示.

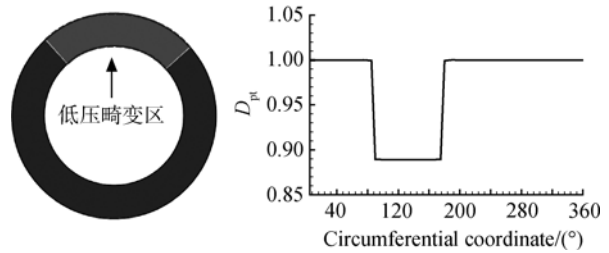


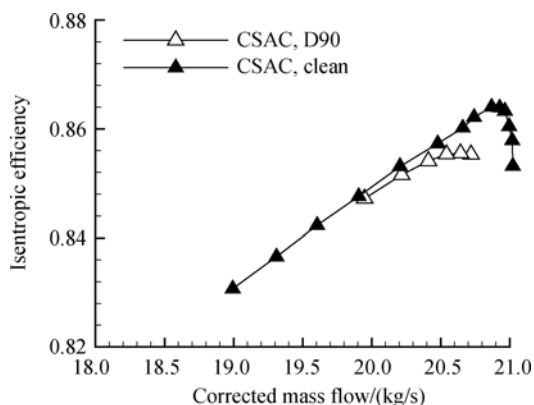
图12 进口总压周向分布

Fig. 12 Circumferential distribution of inlet total pressure

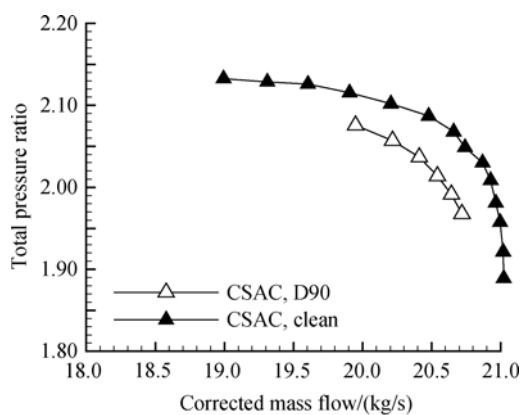
4.2 畸变流场分析

CSAC 针对单点的畸变特性计算只需要约

5 min即可收敛. 图 13 显示的是 CSAC 在均匀进气和 90° 进气畸变下的特性对比, 其中 D90 表示 90° 进气畸变特性, clean 表示均匀进气. 由图 13 可以看出, 当进口存在总压畸变时转子总压比下降, 等熵效率下降, 流量减小. 计算结果表明 CSAC 模型可以正确地反映进气畸变下的压气机性能变化.



(a) 等熵效率



(b) 总压比

图 13 进气畸变/均匀进气下 CSAC 计算特性对比

Fig. 13 CSAC computational characteristics comparison under inlet distorted/clean inlet

图 14 给出了 90° 进气畸变下, CSAC 的最高效率点各截面参数分布云图. 从图 14(a)中可以看出, 进口的总压畸变引起了静压畸变, 而从图 14(b)可见, 叶片前缘畸变区两侧的非畸变气流均朝向畸变区运动, 使得从叶片前缘到叶片尾缘, 畸变区与未畸变区的静压梯度逐渐减小, 说明总压畸变引起了气流的严重掺混.

图 15 给出了叶片前后缘截面各扇区沿周向的无量纲平均总压、无量纲平均总温分布曲线, 其中 p_{te} , T_{te} 分别表示管道进口非畸变区的总压和总温. 由图 15 可见, 由于总压畸变导致转子沿周

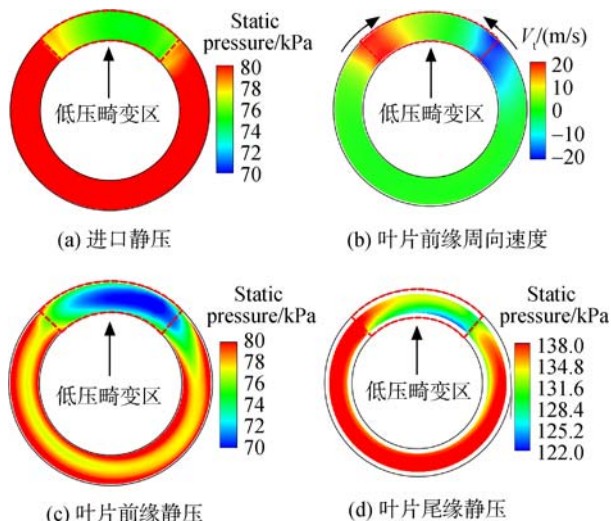
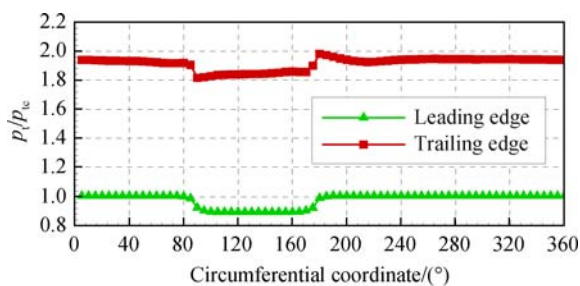
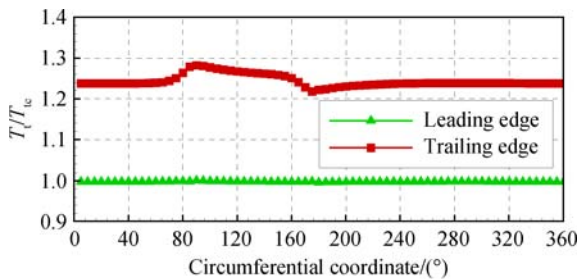


图 14 CSAC 进气畸变下 Rotor 37 各截面参数分布 (最高效率点)

Fig. 14 Parameter distribution at each section of Rotor 37 under CSAC inlet distorted (maximum efficiency point)



(a) 无量纲总压



(b) 无量纲总温

图 15 叶片前后缘截面各扇区气动参数周向分布

Fig. 15 Circumferential distribution of aerodynamic parameters for each sector at both blade leading and trailing edge section

向的总压升特性不同, 每个叶片通道在旋转一周时都会遍历这些工况, 这必然会消耗转子的失速裕度, 降低压气机的稳定性. 同时, 总压畸变也会引起转子出口总温畸变. 这还可以用图 16 来解释, 当转子沿转动方向通过非畸变区 B 时工作点特性位于靠近堵塞流量的低压比区域, 而通过畸

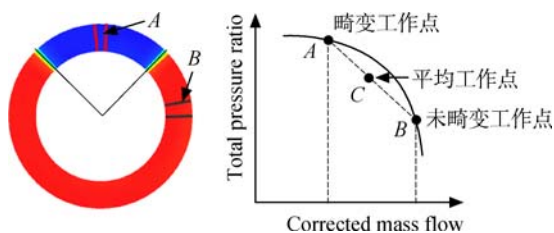


图16 周向进气畸变对压气机特性影响机理

Fig. 16 Effect mechanism of circumferential inlet distortion on compressor

变区 A 时工作点特性位于靠近失速质量流量的高压比区域,这使得位于畸变区之后的压气机产生更大的功,从而使得该区域转子的总温升高,同时也导致整个压气机的平均工作点位于特性线下方,降低压气机工作性能。

5 结论

本文基于彻体力理论初步建立了一个压气机三维稳定性分析模型 CSAC,并分析了稳态周向总压畸变对 Rotor 37 的性能影响,得到如下结论:

1) 将均匀进气下 CSAC 的计算特性和商用 CFD 软件计算特性进行了对比,验证了 CSAC 方法的正确性和可靠性。

2) 利用 CSAC 模拟了稳态周向总压畸变对 Rotor 37 性能的影响,结果显示进口气流在经过压气机叶片时会发生一定程度的周向掺混,带来较大的损失。

3) 畸变区和非畸变区后的叶片处于不同的工作特性点,这使得转子在旋转时会遍历这些工况,消耗转子的失速裕度,降低压气机的稳定性。同时也使得压气机平均工作点位于压气机均匀进气特性下方,降低了压气机的性能。

4) 本文建立的性能分析模型能有效地体现畸变对压气机性能的影响,同时也大大减少对计算机资源和工程经验的依赖,为研究进气畸变对压气机性能的影响提供了一个很好的工具。

由于稳定边界的判定一直是公认的难点,本文建立的模型还处于初步阶段,因而暂未涉及对稳定边界的模拟,希望未来能发展出较为理想的稳定边界判定模型。

参考文献:

[1] Davis M W, Jr. A stage-by-stage dual spool compression system modeling technique[R]. ASME Paper 82-GT-189, 1982.

[2] Hynes T P, Greitzer E M. A method for assessing effects

of circumferential flow distortion on compressor instability [J]. Journal of Turbomachinery, 1987, 109(3): 371-379.

- [3] O'Brien W F. Dynamic simulation of compressor and gas turbine performance[R]. Advisory Group for Aerospace Research and Development AGARD-LS-183, 1992.
- [4] Longley J P. Calculating the flow field behavior of high speed multistage compressors[R]. ASME Paper 97-GT-468, 1997.
- [5] Hirai K, Kodama H, Nozaki O, et al. Unsteady three dimensional analysis of inlet distortion in turbomachinery [R]. AIAA 97-2735, 1997.
- [6] O'Brien W F, King P S, Kenyon J A. Assessing fan and compressor blade HCF sensitivity to non-uniform inlet flow[R]. ASME Paper GT-2004-54264, 2004.
- [7] ZHANG Yangfeng, CHU Wuli, LU Xingen. Numerical simulation of the effect of inlet distortion to the subsonic axial-flow compressor[R]. AIAA-2008-77, 2008.
- [8] Niazi S, Stein A, Lakshmi N. Numerical studies of stall and surge alleviation in a high-speed transonic fan rotor[R]. AIAA-2000-161411, 2000.
- [9] Xu L. Assessing viscous body forces for unsteady calculations[R]. ASME Paper GT-2002-30359, 2002.
- [10] Adamczyk J J. Model equation for simulating flows in multistage turbomachinery [R]. ASME Paper 85-GT-226, 1985.
- [11] Gong Y, Tan C S, Gordon K A, et al. A computational model for short wave length stall inception and development in multi-stage compressors[J]. Journal of Turbomachinery, 1999, 121(4): 726-734.
- [12] Hale A A, Davis M W, Jr, Kneil K R, et al. Turbine engine analysis compressor code; TEACC; Part I technical approach and steady results[R]. AIAA 94-0148, 1994.
- [13] Hale A, O'Brien W F. A three-dimensional turbine engine analysis compressor code (TEACC) for steady-state inlet distortion[J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 120(3): 422-430.
- [14] Davis M, Baker W, Power G, et al. A proposal for integration of wind tunnel and engine test programs for the evaluation of airframe-propulsion compatibility using numerical simulations[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2002, 124: 447-458.
- [15] Hale A, Davis M, Sirbaugh J. A numerical simulation capability for analysis of aircraft inlet-engine compatibility[R]. ASME Paper GT2004-53473, 2004.
- [16] Xu L, Hynes T P, Denton J D. Towards long length scale unsteady modeling in turbomachines[J]. Journal of Power and Energy, 2003, 217(1): 75-82.
- [17] Chima R V. A three-dimensional unsteady CFD model of compressor stability [R]. ASME Paper GT2006-90040, 2006.
- [18] 郑宁, 邹正平, 徐立平. 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).
- [19] 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)
- [20] Chalk J C, Hale A A. A three-dimensional compression system model using NPARC[R]. AIAA 97-0992, 1997.
- [21] Van Leer B. Upwind-difference methods for aerodynamics problems governed by the Euler equations of gas dynamics [J]. *Lectures in Applied Mathematics*, 1985(22): 327-336.
- [22] Liou M S, Steffen C J, Jr. A new flux splitting scheme[R]. NASA-TM-104404, 1991.
- [23] Jameson A, Schmidt W, Turkel E. Numerical solutions of the Euler equations by finite volume methods using Runge-Kutta time-stepping schemes[R]. AIAA 81-1259, 1981.
- [24] Reid L, Moore R D. Design and overall performance of four highly-loaded, high-speed inlet stages for an advanced, high-pressure-ratio core compressor[R]. NASA TP-1337, 1978.
- [25] Reid L, Moore R D. Experimental study of low aspect ratio compressor blading[R]. ASME Paper 80-GT-6, 1980.
- [26] Denton J D. Lessons from Rotor 37[J]. *Journal of Thermal Science*, 1997, 6(1): 1-13.
- [27] 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.

(编辑: 王碧琚)