

文章编号:1000-8055(2018)09-2161-09

doi:10.13224/j.cnki.jasp.2018.09.013

多级轴流压气机彻体力模型——三维应用

郭 晋¹, 胡 骏^{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试验室, 南京 210016;
2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 利用基于彻体力模型建立的时间推进三维计算模型, 获得了某单级跨声速压气机在周向总压进气畸变下的总体特性及流场分布, 并与相关试验数据进行对比, 以验证该模型的准确性及可靠性。随后利用该模型详细分析了进口分别存在周向总压进气畸变及对涡旋流畸变下某四级低速轴流压气机内部流场特征。单级跨声速压气机总体特性的计算结果与相关试验数据的相对误差不超过 2%, 且内部流场参数的分布特征也与试验结果相吻合。四级低速轴流压气机的计算结果反映周向总压进气畸变导致压气机气动性能及稳定性恶化, 对涡旋流进气畸变则影响有限。同时揭示了不同形式的进气畸变在多级轴流压气机内部的传递过程, 充分说明该模型在进气畸变这类工程问题中的广泛应用前景。

关 键 词: 多级轴流压气机; 彻体力模型; 周向总压进气畸变; 旋流进气畸变; 气动性能; 稳定性
中图分类号: V231.3 **文献标志码:** A

Body force model for multistage axial compressor—three-dimensional application

GUO Jin¹, HU Jun^{1,2}, TU Baofeng^{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: The time-marching three-dimensional computational model based on the body force model was used to obtain the general characteristics and flow field of a single-stage transonic compressor with circumferential total pressure inlet distortion. Comparison between calculated and related experimental results was made to verify the accuracy and reliability of the model. Then the internal flow field of a four-stage low speed axial compressor with circumferential total pressure inlet distortion and twin swirl inlet distortion were analyzed in detail respectively by this model. The relative error between the calculated results of the single-stage transonic compressor and the related experimental data was less than 2%, and the distribution of the internal flow field agreed with the experimental measuring data. The calculated results of the four-stage low speed axial compressor reflected that the circumferential total pressure inlet distortion worsened the aerodynamic performance and stability of the compressor while the twin swirl inlet distortion had limited impact. Meanwhile, the

收稿日期: 2017-02-28
基金项目: 航空科学基金(2015ZB52018)
作者简介: 郭晋(1991—), 男, 博士生, 主要从事压缩系统气动稳定性预测与控制技术研究。

引用格式: 郭晋, 胡骏, 屠宝锋. 多级轴流压气机彻体力模型——三维应用[J]. 航空动力学报, 2018, 33(9): 2161-2169. GUO Jin, HU Jun, TU Baofeng. Body force model for multistage axial compressor—three-dimensional application[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(9): 2161-2169.

travelling process of inlet distortion with different forms in the multistage axial compressor was also revealed. The results fully prove that the model has bright prospects of application in the field of inlet distortion.

Key words: multistage axial compressor; body force model; circumferential total pressure inlet distortion; swirl inlet distortion; aerodynamic performance; stability

随着现代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,航空发动机进口畸变的形式也在日趋复杂,作为其关键部件之一的航空压气机经常会面临着不同程度、不同组合形式的总压、总温及旋流进气畸变情况。

Fidalgo 等^[1]基于三维非定常 RANS(Reynolds-averaged Navier-Stokes)方法采用 128 个 CPU 耗时 1~2 个月模拟了 NASA Rotor 67 风扇级在 120°周向总压畸变下的内部流场细节,详细揭示了上游方波形式的总压畸变在压气机进口形成的旋流畸变对各周向位置转子叶片通道加功能力的影响。Yao 等^[2-4]利用全环非定常 RANS 方法分析了进口总压畸变及总温畸变在多级风扇内引起旋流畸变的物理机制。全环非定常 RANS 方法对经验依赖性较少,其精度主要依赖于湍流模型的准确性和计算网格的质量及数量,然而针对多级压气机进气畸变这类工程问题,其所需的巨大计算网格量使其目前仍不能被工程设计所接受。

三维彻体力模型是目前普遍认可的分析多级轴流压气机在大尺度复杂进气畸变下气动性能及稳定性的计算工具,其能够在保证必要的工程计算精度要求的同时,大幅降低对计算资源的消耗,是现阶段“理想”与“现实”的完美结合。Hale 等^[5]利用基于彻体力模型发展的 TEACC(turbine engine analysis compressor code)计算程序分析了 F-16 战机机身及进气道在发动机进口产生的旋流及总压畸变对三级风扇气动性能及稳定性的影响。Gong^[6]利用其发展的彻体力模型模拟了 NASA Stage 35 对进口畸变的稳态响应。Chima 等^[7]将其发展的三维彻体力模型 CSTALL 与三维 RANS 求解器 WIND-US^[8]相组合,分析了蛇形进气道对某风扇级性能及稳定性影响。Tyacke 等^[9]基于 LES(large-eddy simulation)及三维彻体力模型的方法探索了航空发动机内部几何形状对喷流噪声的影响。Xu 等^[10]为更好地反映叶栅通道内的详细流动,仍将叶片放入流场中参与计算,仅将附面层尺度范围内的黏性力作为源项添加进流动方程,其利用粗网格

获得的计算结果与精细网格 RANS 计算结果十分相近。国内周游天等^[11]在流体计算软件 CFX 中添加三维彻体力模型实现了插板进气畸变与单级压气机的耦合计算。总体而言,目前三维彻体力模型的应用对象大多局限于单转子或单级压气机,对多级压气机进气畸变问题的应用研究相对较少。众所周知,即便是进口单纯的周向总压畸变在多级压气机的传递过程中仍会诱导出总温畸变以及进气方向的不均匀性,这就对彻体力模型中的源项关联方法提出了更高层次的要求。

文献[12]总结分析了以往不同彻体力模型的优势与不足,并在此基础上提出借助基元叶栅法的思想,通过落后角及损失模型将叶片彻体力源项与不同叶高、不同周向位置基元流道进口的攻角及马赫数相关联,使源项的关联因素更为全面。同时,文献[12]对所发展的计算模型在准三维情况下的简化应用进行了验证分析。基于文献[12]的工作,本文利用该模型的三维形式首先分析了某单级跨声速压气机在进口周向总压进气畸变下的内部流场特征,并与相关试验数据进行定量对比,以验证该模型的准确性和可靠性,随后利用该模型详细分析了某四级低速轴流压气机进口分别存在周向总压畸变及对涡旋流进气畸变下的压气机内部流场特征,充分展现了该模型在进气畸变这类工程问题中的广泛应用前景。

1 畸变强度定义

进气畸变对压气机部件气动特性影响程度与进口流场畸变强度紧密关联,为定量分析进气畸变在多级轴流压气机中的传递过程,希望能有衡量畸变强度的相关参数。本文依据文献[13],基于环面采用式(1)和式(2)衡量周向总压畸变强度 D_{p^*} 及周向总温畸变强度 D_{T^*}

$$D_{p^*} = \frac{p_{av}^* - p_{av,low}^*}{p_{av}^*} \tag{1}$$

$$D_{T^*} = \frac{T_{av,high}^* - T_{av}^*}{T_{av}^*} \tag{2}$$

式中 p_{av}^* 及 T_{av}^* 分别表示面平均总压及总温, $p_{av,low}^*$

表示低于 p_{av}^* 的区域的平均总压, $T_{av,high}^*$ 表示高于 T_{av}^* 的区域的平均总温。

Sheoran 等^[14]详细地介绍了进气道/发动机气动界面(AIP)处的旋流形式及强度的定量评估方法,在此基础上本文采用式(3)评估多级轴流压气机流程中不同截面周向旋流畸变强度 D_s 。

$$D_s = \frac{\int_0^{360} |\alpha(\theta) - \alpha_{av}| d\theta}{360} \tag{3}$$

式中 α_{av} 表示面平均的绝对切向气流角; $\alpha = \arctan(v_\theta/v_m)$, 为绝对切向气流角, 其中 v_θ 为绝对周向速度, v_m 为子午面速度。本文所研究的旋流畸变主要是指绝对切向气流角沿周向的不均匀性。

2 跨声速单级压气机

利用所发展的三维彻体力模型计算获得了单级跨声速压气机 NASA Stage 35 在均匀进气及进口周向总压进气畸变下的总体特性, 并与相关试验数据展开定量对比, 以验证模型的可靠性。NASA Stage 35 是 Reid 等^[15]在 20 世纪 70 年代设计的单级低展弦比跨声速压气机。该压气机设计质量流量为 20.19 kg/s, 设计总压比为 1.82, 设计转速为 17188.7 r/min, 转子共有 36 个叶片, 静子共有 46 个叶片。另外, Spakovszky 等^[16-17]对其在 85% 设计转速及 120° 周向总压进气畸变下的内部流场开展了试验测量工作。本文依据文献[16-17]中的试验数据对模型的可靠性展开初步校核。

图 1 为基于三维彻体力模型建立的 NASA Stage 35 的计算域及所划分的三维网格, 其下游接一扩压管道, 其型面取自文献[17]。模型沿径向布置 20 个网格单元, 沿周向布置 36 个网格单元, 在转子和静子区域内沿轴向分别划分 35 个网格单元。

在 NASA Stage 35 上游管道进口边界施加 120° 周向总压畸变, 其进口畸变区总压由式(4)确定

$$\frac{p_c^* - p_d^*}{\frac{1}{2}\rho v_z^2} = 1.0 \tag{4}$$

式中 p_c^* 为进口未畸变区总压, p_d^* 为进口畸变区总压, ρ 为进口面平均密度, v_z 为进口面平均轴向速度。在 NASA Stage 35 下游扩压管道出口边界给定均匀背压, 并设定其转速为 85% 设计转速。

图 2 给出了 85% 设计转速下 NASA Stage 35 均匀进气及周向总压进气畸变下彻体力模型

(BFM)获得的总静压比特性与试验数据(exp.)的对比, 其中总静压比特性定义为压气机出口下游面平均静压与压气机进口上游面平均总压的比值。可以发现两者具有很好的一致性, 其中进气畸变下模型预测的稳定边界流量略大于试验数据, 相对误差仅为 1.6%。此外, 可以发现进口周向总压畸变导致压气机总体特性及稳定边界均发生恶化。

图 3、图 4 分别显示了进气畸变下压气机进口折合流量在 16.5 kg/s 左右时模型计算和试验测量获得的压气机上游无量纲轴向速度、上游无量纲总压及下游无量纲静压沿周向的分布, 压气机上下游位置如图 1 所示。图 3 中 v_z 为上游截

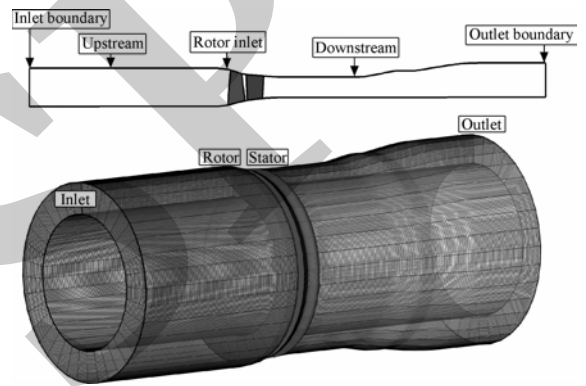


图 1 NASA Stage 35 计算域及网格
Fig. 1 Computational domain and grid of NASA Stage 35

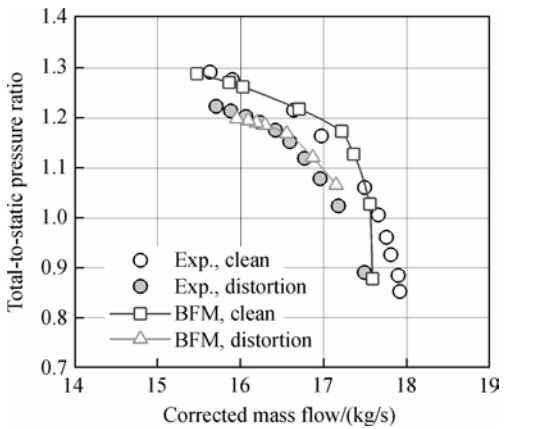


图 2 85% 设计转速下 NASA Stage 35 均匀进气及周向总压进气畸变总静压比特性
Fig. 2 Total-to-static pressure ratio characteristics for NASA Stage 35 at 85% design rotation speed with clean inlet and circumferential total pressure inlet distortion

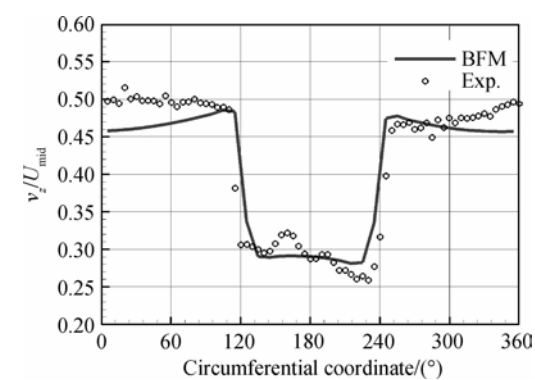


图 3 压气机上游无量纲轴向速度沿周向分布

Fig. 3 Circumferential distribution of the dimensionless axial velocity at the upstream of compressor

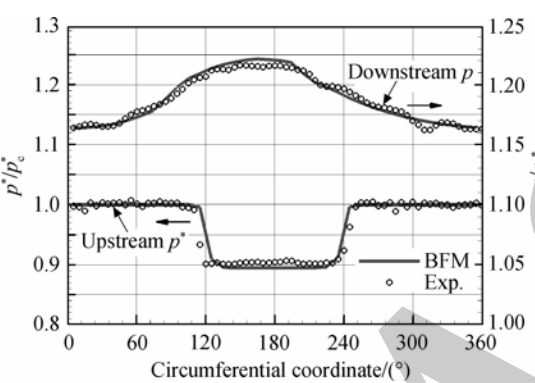


图 4 压气机上游总压及下游静压沿周向分布

Fig. 4 Circumferential distribution of the total pressure at the upstream and static pressure at the downstream of compressor

面轴向速度, U_{mid} 表示中径处的轮缘速度。图 4 中 p^* 为总压, p 为静压。可以发现模型计算结果与试验测量结果吻合度较高。由图 4 可以看出, 上游进口畸变区总压较未畸变区下降约 10%, 同时总压畸变导致畸变区流速降低。另外可以发现, 压气机下游位置静压沿周向分布具有非均匀性, 进口畸变区对应范围内的静压值要高于其他区域, 这主要是受下游扩压管道形状及其出口截面均匀背压边界条件的影响造成的。

图 5 为转子进口截面绝对切向气流角的分布云图, 可以发现受进口畸变区两侧的压差影响导致其进口截面的绝对切向气流角沿周向具有较大的非均匀性, 因此更加有必要考虑叶栅进口攻角对彻体力源项分布的影响。

NASA Stage 35 的计算结果与试验数据的定量对比初步验证了模型模拟进口周向总压畸变的可靠性及准确性。

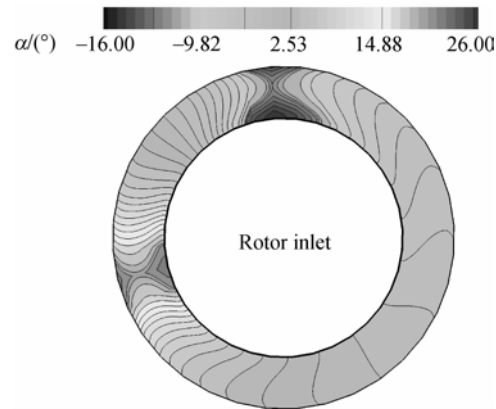


图 5 转子进口绝对切向气流角分布

Fig. 5 Distribution of absolute tangential flow angle at rotor inlet

3 四级低速轴流压气机

3.1 周向总压畸变

利用彻体力模型分析了带进口导向器(IGV)的四级低速轴流压气机在 120°周向总压进气畸变下的气动特性及进气畸变在其内部的传递过程。该四级低速轴流压气机的主要信息参见文献[18]。由于周向畸变呈非轴对称形式, 因此需对压气机全环流道划分网格进行求解。该模型将四级低速轴流压气机子午面网格沿周向旋转一周, 共划分 36 个网格单元, 形成三维计算网格, 如图 6 所示。图 7 为进口周向总压畸变示意图。

图 8 为进口畸变区总压较未畸变区分别下降 1% 和 3% 时, 四级低速轴流压气机在 100% 设计

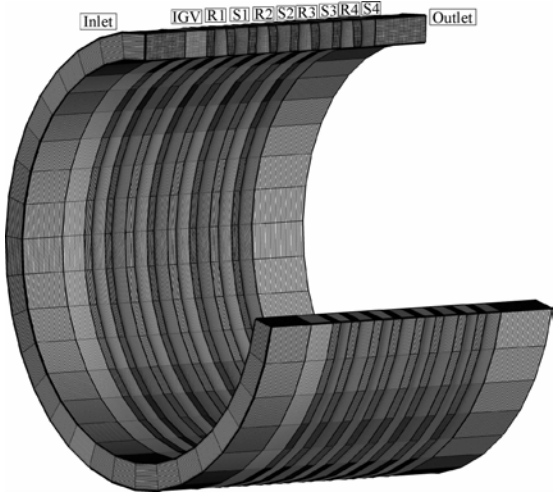


图 6 带进口导向器的四级低速轴流压气机三维计算网格

Fig. 6 Three-dimensional computational grid of four-stage low speed axial compressor with inlet guide vane

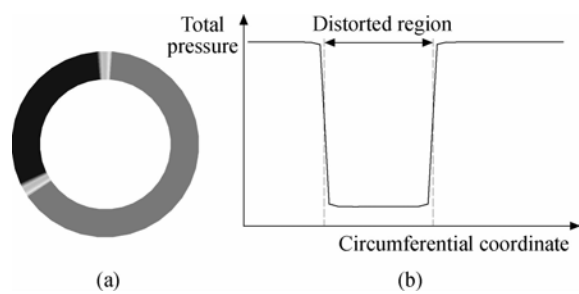
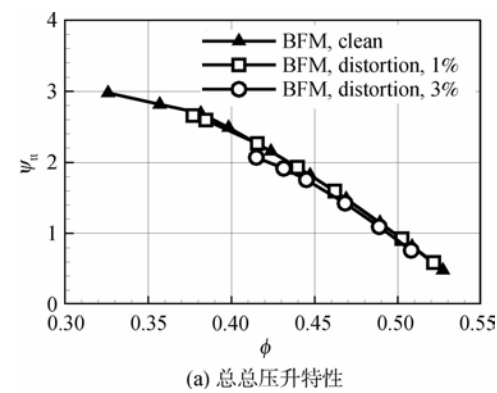
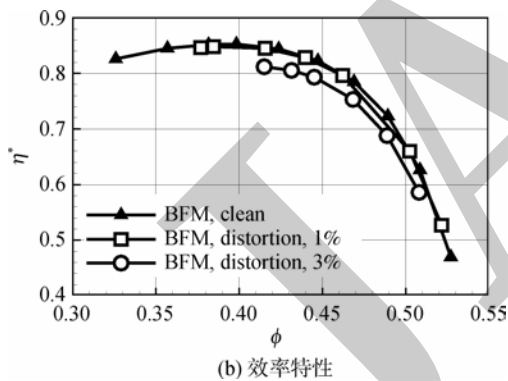


图 7 进口周向总压畸变示意图

Fig. 7 Sketch of circumferential total pressure inlet distortion



(a) 总总压升特性



(b) 效率特性

图 8 带进口导向器的四级低速轴流压气机在周向总压进气畸变下的总体特性

Fig. 8 Performance of the four-stage low speed axial compressor with inlet guide vane for circumferential total pressure inlet distortion

转速下的总体特性线,图中 ψ_{ti} 为总总压升系数, ϕ 为进口流量系数, η^* 为效率。可以发现,周向总压进气畸变对压气机的气动性能及稳定性均有一定影响,随着畸变强度的增加,压气机性能及稳定性均不断恶化。

图 9 为畸变区总压下降 1% 时,压气机近失速点进口导向器进口截面中径处绝对切向气流角沿周向的分布情况。可以发现由于进口周向低压区两侧存在压差,使得未畸变气流往畸变区方向形成周向侧流,从而在压气机进口畸变区两侧分

别形成较大的正预旋及负预旋。

图 10 为四级低速轴流压气机各级出口中径处无量纲总压及无量纲总温沿周向分布情况,图中 T^* 为出口总温, T_{inlet}^* 表示计算域进口总温, Ω 表示转子转速。由图中可以发现,总温分布的一个明显特征就是在高、低压交界区附近分别达到最大值及最小值,这是由于压气机转子进口正、负预旋的影响造成的。同时,受转子旋转引起的绝

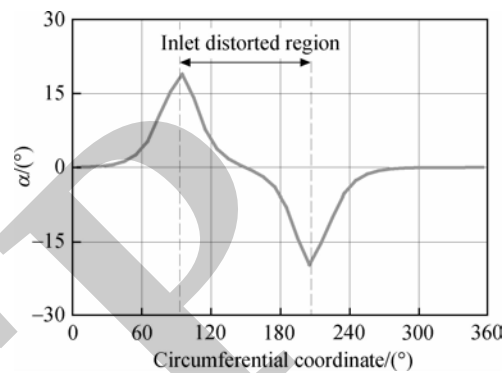
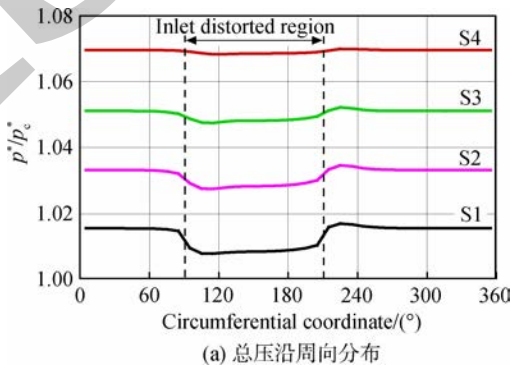
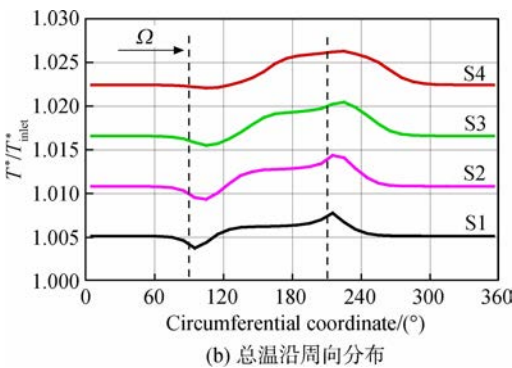


图 9 进口导向器中径处绝对切向气流角沿周向分布
Fig. 9 Circumferential distribution of absolute tangential flow angle at midspan of the inlet guide vane



(a) 总压沿周向分布



(b) 总温沿周向分布

图 10 压气机各级出口中径处总压及总温沿周向分布
Fig. 10 Circumferential distributions of total pressure and total temperature at midspan of each stage outlet of compressor

对速度流线沿周向偏移的影响,相比于进口畸变区范围,高温区沿转子旋转方向存在一定的相位移动。

图 11 给出了第一级转子进、出口及静子出口中径处的绝对切向气流角 α 沿周向的分布情况。由于总压畸变区子午面速度较小,导致转子出口相应周向范围内绝对切向气流角增加,而后通过静子整流作用,绝对切向气流角沿周向的畸变程度下降。

为进一步定量分析多级压气机内部流动畸变的传递情况,图 12 给出了中径位置处旋流、总压及总温畸变沿四级低速轴流压气机整个轴向流程

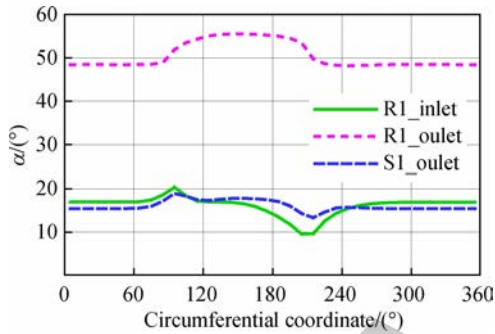
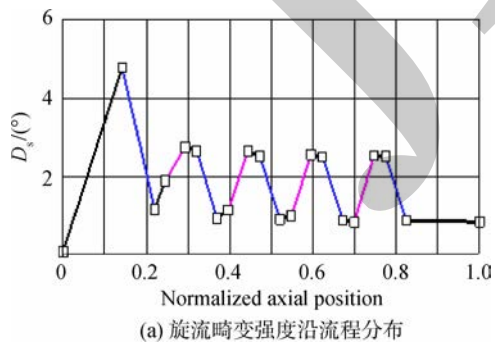
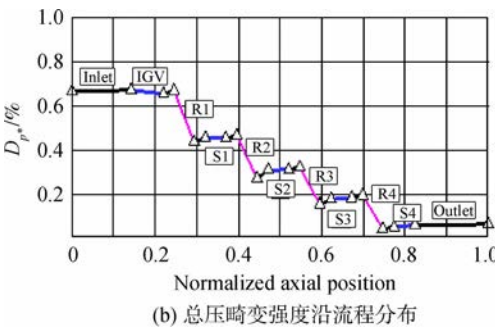


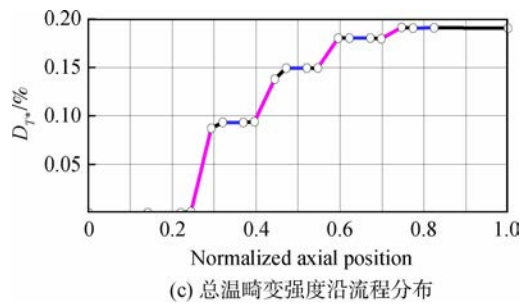
图 11 第一级叶片进、出口中径处绝对切向气流角沿周向分布
Fig. 11 Circumferential distribution of absolute tangential flow angle at midspan of the first stage blade inlet and outlet



(a) 旋流畸变强度沿流程分布



(b) 总压畸变强度沿流程分布



(c) 总温畸变强度沿流程分布

图 12 周向总压进气畸变下中径处旋流、总压及总温畸变强度沿四级低速轴流压气机轴向流程的分布

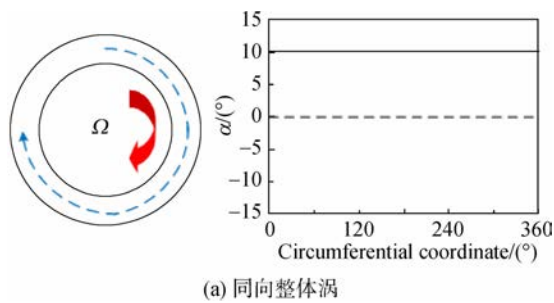
Fig. 12 Distribution of swirl, total pressure and total temperature distortion intensity at midspan along axial flow path of four-stage low speed axial compressor in case of circumferential total pressure inlet distortion

的分布。可以发现进口总压畸变经过各级不断衰减,到达压气机出口时总压畸变强度降为 0.06% 左右。与此同时,由于低压区流速低,转子对气流做功量大,从而诱导出总温畸变,其强度经过各级不断提高,到达压气机出口时达到 0.19% 左右。另外,由总压畸变造成的旋流畸变在到达进口导向器进口前强度不断增加,经过进口导向器的整流作用得到一定程度的衰减,而后经过压气机各级的变化规律相同,即通过转子通道后旋流畸变强度增加,通过静子通道后强度下降,最后到达压气机出口时衰减为 0.87° 左右。本模型所捕捉到的周向总压畸变的主要特征均与文献[2-4]中采取全环非定常 RANS 数值模拟手段以及以往相关试验研究^[19-20]所揭示的主要认识相一致。

3.2 对涡旋流畸变

利用三维彻体力模型针对不带进口导向器的四级低速轴流压气机在 10° 同向整体涡, -10° 反向整体涡及 10° 幅值的正弦形式的对涡旋流情况下的内部流场展开数值模拟,进口旋流形式如图 13 所示。

图 14 为不带进口导向器的四级低速轴流压



(a) 同向整体涡

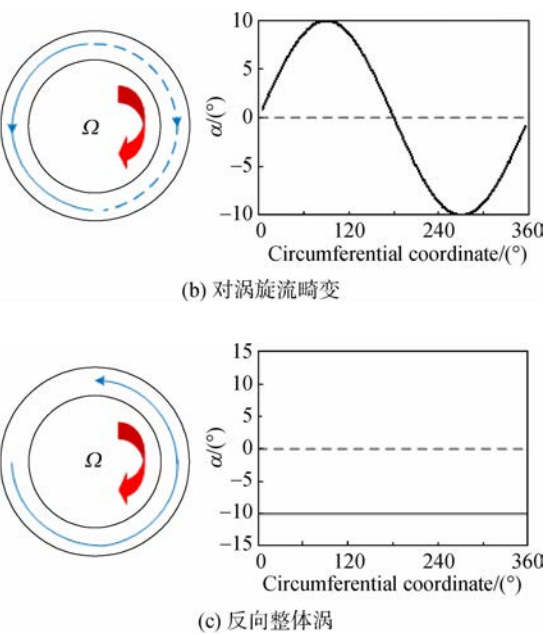


图 13 进口旋流形式示意图
Fig. 13 Sketch of inlet swirl

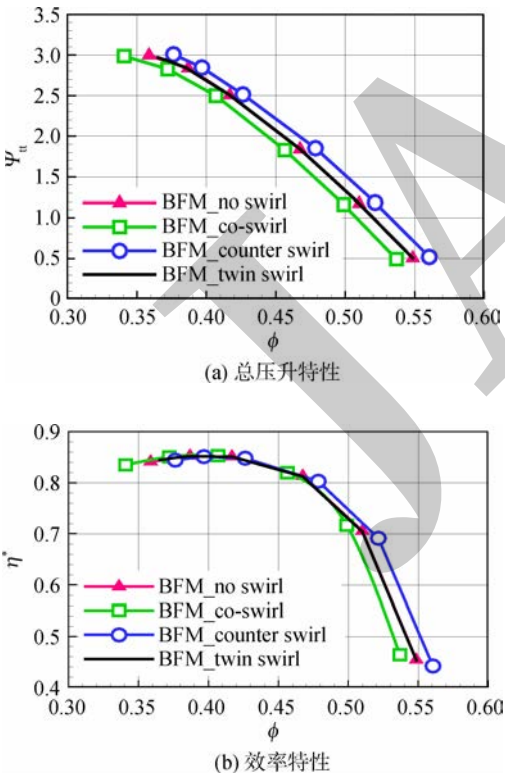


图 14 不带进口导向器的四级低速轴流压气机
在不同形式旋流进气下的总体特性
Fig. 14 Performance of the four-stage low speed axial
compressor without inlet guide vane for
different inlet swirls

分布均匀,因此进口边界条件遵循轴对称情况,所以可采用模型的准三维形式快速获得相应进口条件下的压气机特性。可以发现,由于同向整体涡作用使得压气机进口周向各个叶片通道攻角下降,从而导致其加功量及增压能力均下降,使得压气机整体特性相比于无旋流进气情况下移,失速流量也同时进一步减小。相反,反向整体涡使得压气机进口处于负预旋状态,叶片通道均工作在较大的攻角状态,使得其整体特性线均向大流量的右上方移动,失速流量也略有提前。而 10° 幅值的正弦形式对涡旋流畸变 ($D_s = 6.35^\circ$) 对该四级低速轴流压气机总体特性影响不大。

图 15 为对涡形式旋流畸变下压气机近失速

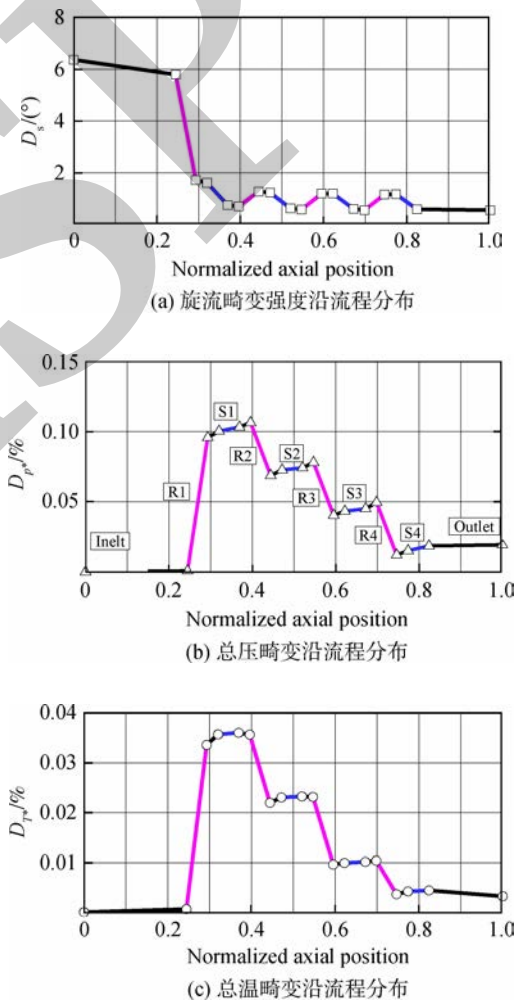


图 15 旋流进气畸变下中径处旋流、总压及总温
畸变强度沿四级低速轴流压气机轴向流程的分布
Fig. 15 Distribution of swirl, total pressure and
total temperature distortion intensity at midspan along
axial flow path of four-stage low speed
axial compressor in case of
swirl inlet distortion

气机在不同进气条件下由模型获得的总体特性。由于所模拟同向整体涡及反向整体涡旋流沿周向

点中径位置处总压、总温及旋流畸变强度沿整个轴向流程的分布情况。可以发现在压气机上游进口段由于周向存在一定的掺混,导致其旋流畸变强度略有下降,经过第一级转子通道后进一步下降,而后经过各级作用到达压气机出口截面时衰减为 0.56° 。于此同时,旋流畸变通过第一级转子通道后诱导出一定强度的总压及总温畸变,两者经过各级的衰减作用,到达压气机出口截面时强度几乎为零。

由于旋流畸变通过第一级生成的总压及总温畸变强度最大,因此重点分析第一级静子出口流动参数的分布情况。图 16 给出了第一级静子出口中径处总压及总温沿周向分布图,图中 p_{inlet}^* 为进口总压。可以发现,由于第一级转子进口在 $0^\circ\sim180^\circ$ 相位内气流具有较大的正预旋,使得对应于该扇区内的叶片通道处于较小的攻角状态,导致其加功量及增压比下降。而 $180^\circ\sim360^\circ$ 相位内的叶片通道进口处于负预旋状态,使其增压能力及做功能力提升。

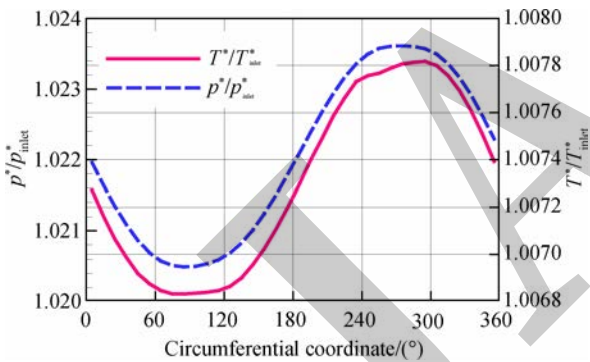


图 16 第一级静子出口中径处总压及总温沿周向分布
Fig. 16 Circumferential distribution of total pressure and total temperature at midspan of the first-stage stator outlet

图 17 进一步给出了第一级静子出口总压及总温云图。需要特别说明的是,由于该四级低速轴流压气机轮毂比大,因此为更加清晰地展现流动参数的空间分布情况,在作图时对其轮毂比进行了适当缩减。可以发现,第一级静子出口截面的总压及总温沿周向及径向均存在不均匀性。这意味着压气机第二级进口面临着径向-周向空间组合形式的复杂畸变。由此可见,模拟多级轴流压气机进气畸变流动问题必须要求所发展的三维计算模型能够同时具备模拟径向及周向畸变的能力。

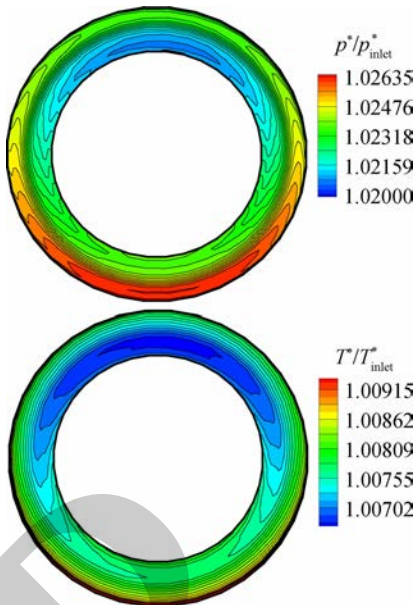


图 17 第一级静子出口截面总压及总温云图
Fig. 17 Distribution of total pressure and total temperature at the first-stage stator outlet

4 结 论

- 1) 利用三维彻体力模型模拟得到的 NASA Stage 35 在进口周向总压进气畸变下的总体特性及内部流场参数分布均与相关试验数据相吻合,初步验证了该模型的可靠性及准确性。
- 2) 模型针对某四级低速轴流压气机周向总压进气畸变的计算结果反映,周向总压畸变导致四级低速轴流压气机气动性能及稳定性恶化,随着畸变强度的增加,这种作用愈加明显。进口周向总压畸变流场与多级轴流压气机相互耦合作用,还会在其内部诱导出一定程度的旋流畸变及总温畸变,旋流畸变沿轴向流程整体呈衰减趋势,而总温畸变强度则不断增加。
- 3) 模型针对某四级低速轴流压气机旋流进气畸变的计算结果反映,同向整体涡旋流进气将导致四级低速轴流压气机总体特性下降,而反向整体涡旋流进气则导致其性能提升,但稳定性下降。正弦形式的对涡旋流进气畸变则对该四级低速轴流压气机总体特性影响不大。对涡旋流畸变在多级压气机第一级内部诱导出总压及总温畸变,而后都沿着压气机轴向流程整体呈衰减趋势。
- 4) 从目前的计算结果来看,所发展的三维彻体力模型初步具备模拟包括旋流畸变及空间位置组合畸变在内的复杂畸变流动的能力,所捕捉到的周向总压畸变及旋流畸变的主要特征与以往相关研究结论相一致。后期将开展多级轴流压气机

进气总压畸变及旋流畸变试验,进一步验证该模型模拟多级压气机进气畸变问题的能力。

参考文献:

[1] FIDALGO V J, HALL C A, COLIN Y. A study of fan-distortion interaction within the NASA Rotor 67 transonic stage[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2012, 134 (5): 051011. 1-051011. 12.

[2] YAO J, GORRELL S E, WADIA A R. A time-accurate CFD analysis of inlet distortion induced swirl in multistage fans[R]. AIAA-2007-5059, 2007.

[3] YAO J, GORRELL S E, WADIA A R. High-fidelity numerical analysis of per-rev-type inlet distortion transfer in multistage fans; Part I simulations with selected blade rows[R]. ASME Paper GT2008-50812, 2008.

[4] YAO J, GORRELL S E, WADIA A R. High-fidelity numerical analysis of per-rev-type inlet distortion transfer in multistage fans; Part II entire component simulation and investigation[R]. ASME Paper GT2008-50813, 2008.

[5] HALE A, DAVIS M, SIRBAUGH J. A numerical simulation capability for analysis of aircraft inlet-engine compatibility[R]. ASME Paper GT2004-53473, 2004.

[6] GONG Y F. A computational model for rotating stall and inlet distortions in multistage compressors [D]. Cambridge, US: Massachusetts Institute of Technology, 1998.

[7] CHIMA R V, AREND D J, CASTNERR S, et al. CFD models of a serpentine inlet, fan, and nozzle[R]. AIAA-2010-33, 2010.

[8] BUSH R H, POWER G D, TOWNE C E. WIND: the production flow solver of the NPARC Alliance[R]. AIAA 98-0935, 1998.

[9] TYACKE J C, NAQAVI I Z, TUCKER P G. Body force modelling of internal geometry for jet noise prediction [C]// *Advances in Simulation of Wing and Nacelle Stall*. Berlin, Germany: Springer International Publishing, 2016, 131: 97-109.

[10] XU L, HYNES T P, DENTONJ D. Towards long length scale unsteady modelling in turbomachines[J]. *Journal of Power and Energy*, 2003, 217(1): 75-82.

[11] 周游天, 李军, 彭生红, 等. 插板进气畸变与压气机的耦合数值模拟[J]. *航空动力学报*, 2017, 32(3): 568-576.

ZHOU Youtian, LI Jun, PENG Shenghong, et al. Numerical simulation of flat baffle inlet distortion coupled with compressor[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2017, 32(3): 568-576. (in Chinese)

[12] 郭晋, 胡骏, 屠宝锋. 多级轴流压气机彻体力模型: 理论方法及简化应用[J]. *航空动力学报*, 2018, 33(8): 1954-1963.

GUO Jin, HU Jun, TU Baofeng. Body force model for multistage axial compressor; theoretical method and simplified application[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2018, 33(8): 1954-1963. (in Chinese)

[13] 刘大响, 叶培梁, 胡骏, 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.

[14] SHEORAN Y, BOULDIN B, KRISHNANP M. Compressor performance and operability in swirl distortion[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2012, 134 (4): 041008. 1-041008. 13.

[15] REID L, MOORER D. Performance of a single stage axial-flow transonic compressor with rotor and stator aspect ratios of 1. 19 and 1. 26, respectively, and with design pressure ratio of 1. 82[R]. NASA Technical Paper 1338, 1978.

[16] SPAKOVSKY Z S, VAN SCHALKWYK C M, WEIGL J D, et al. Rotating stall control in a high-speed stage with inlet distortion: Part II circumferential distortion [R]. ASME Paper 98-GT-265, 1998.

[17] SPAKOVSKY S. Active control of rotating stall in NASA compressor stage 35 with inlet distortion[D]. Cambridge, US: Massachusetts Institute of Technology, 1998.

[18] 张晨凯. 多级轴流压气机内复杂流动结构的实验和数值研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015.

ZHANG Chenkai. Experimental and numerical investigations on complex flow structures of multistage axial flow compressors[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015. (in Chinese)

[19] LONGLEY J P. Measured and predicted effects of inlet distortion on axial compressors[R]. ASME Paper 90-GT-214, 1990.

[20] JAHNEN W, PETERS T, FOTTNER L. Stall inception in a 5-stage HP-compressor with increased load due to inlet distortion[R]. ASME Paper 99-GT-440, 1999.

(编辑: 陈 越)