

进气畸变度及分布形式对跨音速轴流压气机工作特性的影响

王 廷^{1,2}, 孙奕晗³, 王 萌³, 王忠义³

(1. 中国船舶集团有限公司第七〇三研究所, 黑龙江 哈尔滨 150078; 2. 船舶与海洋工程动力系统国家工程实验室-海洋工程燃气轮机实验室; 3. 哈尔滨工程大学 动力与能源工程学院, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘 要: 为了研究进气畸变对压气机的工作特性以及稳定性的影响, 以 NASA Stage35 型跨音速轴流压气机为研究对象, 采用全通道计算模型对不同畸变程度和不同畸变分布形式条件下压气机的工作特性及内部流场变化规律进行数值模拟研究。结果表明: 随着进气畸变度的不断增加, 压气机的峰值效率逐渐下降, 由畸变所引起的总压损失、熵增的范围在压气机内部流道中逐渐扩大; 另外, 在保持畸变度和畸变区域总面积不变的条件下, 畸变区的分散程度对压气机在峰值效率点附近的工作特性影响较小, 但是, 随着畸变分布区分散程度的逐渐增加, 压气机的稳定裕度有所提高, 压气机内部流道中的总压损失和熵增也有所降低。

关 键 词: 轴流压气机; 进气畸变; 畸变形式; 稳定裕度; 工作特性

中图分类号: TK474.8+1 文献标识码: A DOI: 10.16146/j.cnki.rndlgc.2021.09.013

[引用本文格式] 王 廷, 孙奕晗, 王 萌, 等. 进气畸变度及分布形式对跨音速轴流压气机工作特性的影响[J]. 热能动力工程, 2021, 36(9): 101-109. WANG Ting, SUN Yi-han, WANG Meng, et al. Research on the influence of intake distortion degree and distribution form on the working characteristics of transonic axial compressor[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2021, 36(9): 101-109.

Research on the Influence of Intake Distortion Degree and Distribution Form on the Working Characteristics of Transonic Axial Compressor

WANG Ting^{1,2}, SUN Yi-han³, WANG Meng³, WANG Zhong-yi³

(1. No. 703 Research Institute of CSSC, Harbin, China, Post Code: 150078; 2. National Engineering Laboratory for Marine and Ocean Engineering Power System-Laboratory for Ocean Engineering Gas Turbine; 3. School of Power and Energy Engineering, Harbin Engineering University, Harbin, China, Post Code: 150001)

Abstract: As a front-end component of gas turbine, air intake distortion has a non-negligible influence on the operating characteristic and stability of the compressor. The NASA Stage 35 transonic axial flow compressor is used as the research object, and the full passage geometric model is used to numerically simulate the working characteristics and internal flow field change rule of the compressor under various distortion degrees and distortion distribution forms. The research results show that as the intake distortion degree increases, the peak efficiency of the compressor gradually decreases, and the range of total pressure loss and entropy increase caused by the distortion gradually expands in the internal flow passage of the compressor. In addition, while the distortion degree and total distortion area remain unchanged, the degree of dispersion of the distortion area has little effect on the operating characteristics of the compressor near the peak efficiency point. However, as the degree of dispersion of the distortion distribution area gradually in-

收稿日期: 2021-03-17; 修订日期: 2021-04-07

基金项目: 国家科技重大专项(2017-I-0007-0008)

Fund-supported Project: National Science and Technology Major Project (2017-I-0007-0008)

作者简介: 王 廷(1989-), 男, 黑龙江哈尔滨人, 中国船舶集团有限公司第七〇三研究所工程师。

creases, the stability margin of the compressor increases significantly, and the total pressure loss and entropy increase in the internal flow passage of the compressor are also reduced.

Key words: axial-flow compressor, intake distortion, distortion form, stability margin, working characteristic

引 言

压气机作为燃气轮机的三大组成部分之一,其工作稳定性对燃气轮机整机的工作稳定性有着决定性影响。理想状态下,压气机进口流场一般认为是无扰动的均匀流场,但压气机进口流场的实际状态与理想状态有较大的差别。对于船用燃气轮机来说,气流需要经过多次转折才能到达压气机入口,不可避免地会造成压气机进口处流场产生不均匀的状态,此外,由舰船航向及外界方向所导致的进气方向不同也会造成压气机进口处流场产生一定的不均匀度,由各种原因引起的压气机进口处总压、总温及速度等不均匀的情况叫做压气机进口流场的畸变(或进气道畸变),进气畸变会造成压气机性能的显著下降。准确预测进气畸变对提高压气机工作特性、探究内部流场的影响规律及保证燃气轮机整机的安全运行来说是十分必要的^[1]。

为了研究进气畸变对压气机的影响,研究人员采用多种不同的畸变发生器,比如挡板、变唇口以及网格压力畸变发生器等,对进气畸变条件下压气机的工作特性和稳定裕度进行了大量的实验研究。Mistry 等人发现进气畸变在轮毂位置处反应强烈,畸变区流动的变化会导致气流角产生明显变化^[2]; Fabian Wartzek 等人^[3]捕捉到了由畸变引起的非定常波动;向宏辉等人^[4]对多级压气机的径向总压畸变进行了试验研究,发现压气机的稳定裕度在轮毂处受到的影响小于轮缘处的影响。

随着计算流体力学的飞速发展,更多的研究人员采用数值模拟的方法对进气畸变条件下压气机的内部流动机理展开研究。郑宁等人^[5]采用三维欧拉方程加体积力模型的数值模拟方法对非定常进气畸变条件下压气机的气动性能进行了研究。张燕峰等人^[6]以一台亚音速压气机为研究对象,分别对3种不同形式的定常和非定常周向总压畸变展开研究,发现压气机气动性能的变化较小,但失速裕度变

化比较明显。Andreas Lesser 等人^[7]对比了均匀进气的压气机特性线和畸变进气条件下的压气机特性线以及内部流场,结果表明,进气畸变会导致动叶局部区域提前发生失速。2017 年, Jame H, Page 等人^[8]研究指出,压气机失稳不是由主流区畸变流体导致的。随后, Jerez Fidalgo I V^[9]以 NASA Rotor 67 为研究对象,在全通道模型中对进气畸变条件下的气动性能进行了非定常研究。孙鹏以某型跨音速风扇进为研究对象,对不同畸变度及畸变角的总压畸变展开了数值模拟研究,分析总结了多种总压畸变条件下压气机内部流场的变化情况^[10-11],此外,还对方波型的总压畸变进行了模拟^[12],研究了静叶弯曲对畸变流场的影响以及静叶弯曲对畸变区域内流动稳定性的提升作用^[13-14]。陈靖华等人^[15]对 NASA Rotor 37 进行了全通道非定常进气畸变研究,周向总压畸变会导致转子的稳定裕度下降,畸变区在近失速工况时会发生前缘的溢流和尾缘的回流现象。

通过以上论述可以发现,研究人员针对畸变对压气机的内部流动和工作特性的影响展开了大量研究,但针对畸变分布规律对压气机气动性能影响的研究较少。本文以 NASA Stage35 型跨音速轴流压气机为研究对象,采用数值模拟的方法,建立了全通道的计算模型,并分别对3种不同畸变度和3种不同畸变分布形式条件下压气机的气动性能以及内部流场进行了数值模拟研究,分析了畸变度和畸变分布规律对压气机工作特性的影响规律。

1 数值模拟研究

跨音速单级轴流压气机 NASA Stage 35 由一组交替排列的动叶和静叶构成,其设计转速为 17 188 r/min,在标准环境下,设计点上的压比为 1.842,流量为 20.2 kg/s^[16]。其他的详细设计参数如表 1 所示。图 1 为 NASA Stage 35 压气机的几何模型示意图。

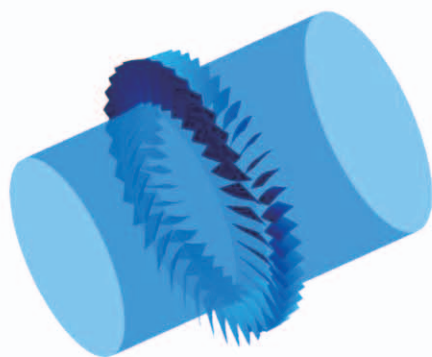


图1 NASA Stage35 几何模型示意图

Fig. 1 Diagram of geometric model of NASA Stage 35

表 1 NASA Stage35 详细设计参数

Tab. 1 Detailed design parameters of NASA Stage 35

参数	数值
设计转速/ $r \cdot \min^{-1}$	17 188.7
设计流量/ $\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$	20.8
叶尖速度/ $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$	454.456
转子进口轮毂比	0.7
动叶展弦比	1.19
静叶展弦比	1.26
动叶叶片数	36
静叶叶片数	46
叶尖间隙/mm	0.408

2 网格和 CFD 验证

采用商业软件 ICEM CFD 对 NASA Stage35 型跨青速轴流压气机进行结构化网格划分。计算域网格的划分采用 HOH 型网格,进、出口段位置处采用 H 型拓扑结构,叶片表面等区域采用 O 型网格进行划分,动叶叶顶间隙位置则采用“蝶形网格”。给定壁面附近的的第一层网格高度为 12 μm。图 2 为单通道计算域的网格示意图。通过旋转复制获得全通道计算域的网格。为了确保数值模拟结果的准确性,进行了网格无关性验证。采用同样的划分策略,共划分了 4 套网格,网格数分别为 36 万、99 万、201 万和 313 万。数值模拟结果显示,网格数 201 万时满足网格无关性要求。因此,最终选用单通道网格数为 201 万的网格进行后续计算,通过旋转复制得到的全通道网格数约为 3.07×10^7 。

为了进一步验证数值模拟结果的准确性,将数

值模拟结果与实验测量结果^[16]进行对比,结果如图 3 所示。从图中可以看出,实验数据与数值模拟结果的变化规律基本一致,但两者之间仍存在一定差别,这主要是由湍流模型本身和数值求解过程中的误差所采用的差分格式以及动静交界面上数据传递方法等几个方面所造成的。

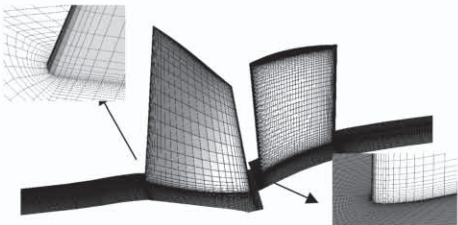
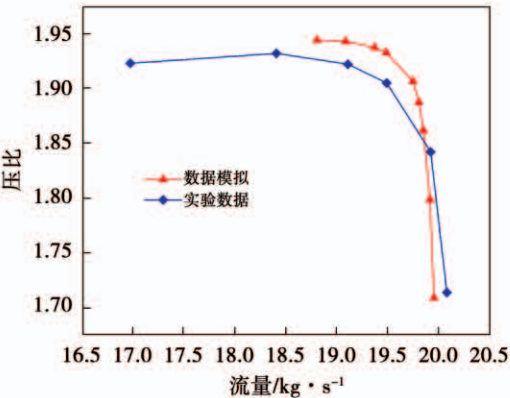
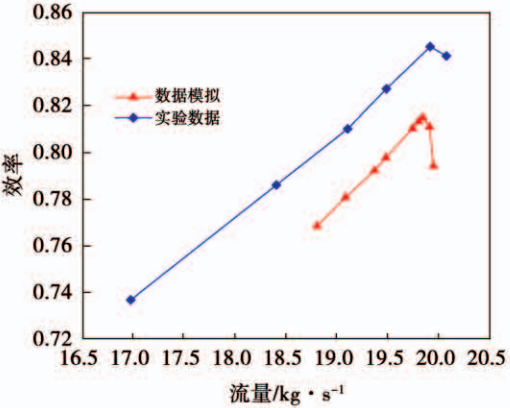


图2 NASA Stage35 单通道计算域网格示意图

Fig. 2 Diagram of grids of the single passage computation domain of NASA Stage 35



(a) 流量-压比特性曲线



(b) 流量-效率特性曲线

图3 数值模拟与实验值的特性曲线对比图

Fig. 3 Comparison of characteristic curves of numerical simulations and experimental values

表 2 给出了设计点上压气机工作特性实验测量

结果与数值计算结果的具体数值,从表中可以看出,在设计点上,数值模拟的计算结果与实验数据的相对误差均小于 5%,流量、压比和温比的差距小于 2%,可见所得的数值模拟结果较为准确。

表 2 设计点的特性参数及误差

Tab. 2 Characteristic parameters and errors at design points

参数	数值计算结果	实验结果	相对误差/%
流量/ $\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$	19.849	19.920	0.36
压比	1.862	1.842	1.09
温比	1.239	1.225	1.14
效率	0.815	0.845	3.55

3 验证方法

3.1 不同畸变度的设置

畸变度是用来衡量压气机进口畸变严重程度的重要指标。畸变度定义为进口截面非畸变区域的平均总压值与畸变区域的平均总压值之差与进口面的平均总压值的比值。畸变度 DI 的定义如下式:

$$DI = \frac{p_{\max}^* - p_{\min}^*}{p_{\text{av}}^*}$$

式中: $p_{\min}^*$ 一进气畸变区域平均总压值; $p_{\max}^*$ 一均匀进气非畸变区域总压值; p_{av}^* 一进口面的平均总压值。

采用 3 种畸变度为 10%, 15% 及 20%, 分别等效对应工程实际中遇到的轻度畸变、中度畸变和重度畸变,畸变区域均位于沿周向方向连续分布的夹角为 30° 的区域内,如图 4 所示。畸变区内的总压及对应的总压畸变度如表 3 所示。

表 3 畸变区域总压值数值及对应的总压畸变度

Tab. 3 Total pressure value in distortion area and the corresponding distortion degree

畸变程度	畸变区总压值/Pa	总压畸变度 DI
10%	91 192.5	0.1
15%	86 126.25	0.15
20%	81 060	0.2

3.2 不同畸变位置的设置

为了进一步研究畸变区域分布规律对压气机气

动性能的影响,将压气机进口均分为 36 个不同区域,每个区域沿周向的夹角为 10°。在保持畸变区域总面积不变的前提下,分别每隔 60° 和 120° 建立畸变区域,为了便于分析,依次将连续分布的畸变区域、间隔 60° 的畸变分布和间隔 120° 的畸变分布命名为方案 A、B 和 C,3 种方案畸变区的分布形式如图 5 所示。



图 4 进口畸变区域示意图

Fig. 4 Schematic diagram of inlet distortion area

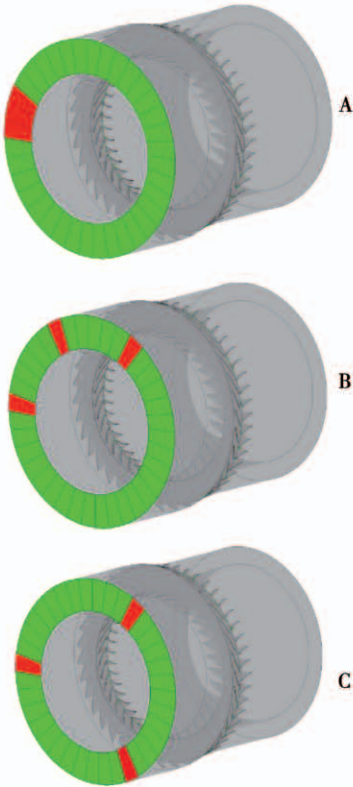


图 5 畸变位置设置方案

Fig. 5 Three schemes of distortion position arrangement

4 计算结果分析

为了便于对压气机内部流动进行观察,沿压气机轴向方向从进口位置到出口位置处截取了多个截面,并依次命名为 S1 - S8 截面,如图 6 所示。其中, S1 截面位于整个计算域的进口附近, S3 截面位于动叶前缘处, S4 截面位于动叶弦长中心处, S5 截面位于动叶出口, S6 截面位于静叶弦长中心处, S7 截面位于静叶出口, S8 截面为静叶下游气流充分发展后的观察截面。

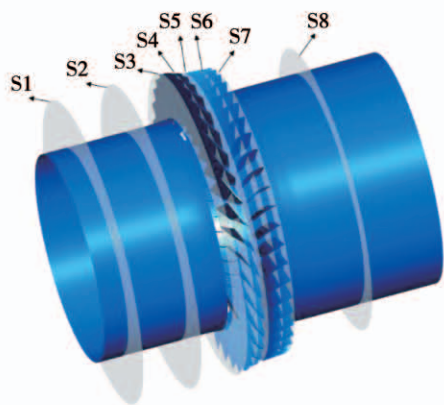


图 6 截取的流场观察截面

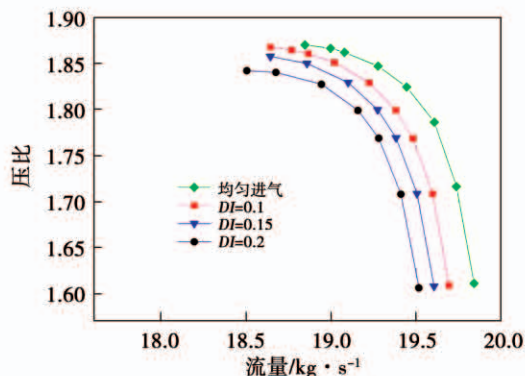
Fig. 6 Observation section of the intercepted flow field

4.1 畸变度对压气机气动性能的影响分析

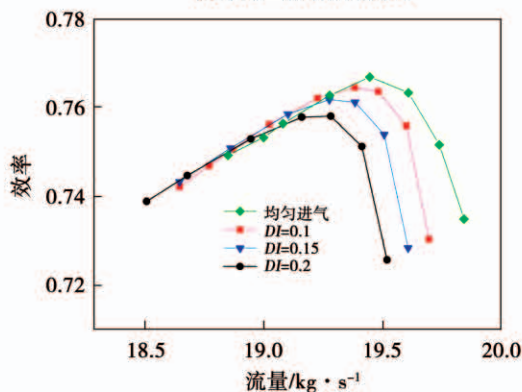
在 3 种不同的总压畸变度 $DI = 0.1$, $DI = 0.15$, $DI = 0.2$ 情况下的压气机流量 - 压比和流量 - 效率特性曲线如图 7 所示。压气机特性均是采用静叶下游一段距离处横截面上的流动参数进行计算的,因此,相比静叶出口处参数计算得到的压气机性能参数有所降低。随着总压畸变度的增加,压比特性线逐渐向左下方移动,而效率的变化则略有不同,到达峰值效率点之前的效率会随之而降低,但峰值效率点之后的曲线基本重合。在近失速点附近的效率值并不会随着总压畸变度的改变而改变。 $DI = 0.1$, $DI = 0.15$, $DI = 0.2$ 时的峰值效率相较于均匀进气时的效率分别下降了 7.65%, 7.97% 及 8.42%。 $DI = 0.2$ 时的峰值效率比 $DI = 0.1$ 时的峰值效率下降 0.77%, $DI = 0.2$ 时峰值效率点的压比较 $DI = 0.1$ 时峰值效率点的压比下降 1.73%。

图 8 为设计点附近,压气机动叶前缘处 S3 截面

上的总压云图分布情况。从图中可以看出,在畸变度不同的条件下,压气机动叶前缘处多个叶片通道内的总压分布都受到了影响。在 $DI = 0.1$ 时,主要是进气畸变设置区域附近通道内的总压值有所降低;当 $DI = 0.15$,随着畸变区内畸变度的增大,其影响范围有所扩大;在 $DI = 0.2$ 时,几乎半数流道内的总压值都在下降,主要分布在两叶片间流道中心区域内的叶顶及叶根位置。



(a) 流量-压比特性曲线



(b) 流量-效率特性曲线

图 7 不同总压畸变度下压气机特性曲线

Fig. 7 Characteristic curves of compressor under different total pressure distortion degrees

图 9 为压气机静叶下游出口处 S8 截面的总压云图,从中可以看到,当 $DI = 0.1$ 时,压气机出口流道内总压值受到进气畸变的影响较小,在气流的掺混作用下,畸变区附近通道内的总压有一定程度的恢复,畸变区附近的总压分布与其他区域的总压分布之间的差别较小。随着畸变度的增加,当 $DI = 0.15$ 时,畸变区附近的总压相比其他区域的总压有明显区别,这是因为随着畸变度的增加,气流的掺混作用无法完全抵消畸变带来的影响。当 $DI = 0.2$

时,不仅畸变区内的总压进一步下降,而且其影响范围进一步扩大,导致半个通道内的总压分布都受到了严重影响。

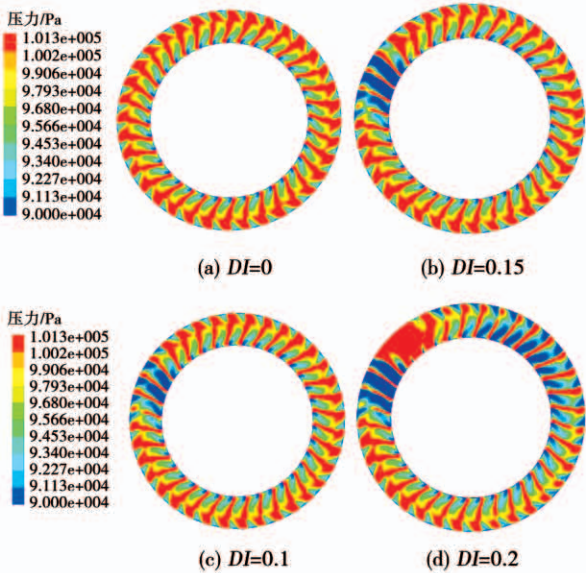


图 8 不同畸变度下 S3 截面总压云图

Fig. 8 Cloud chart of total pressure distribution at section S3 under different distortion degrees

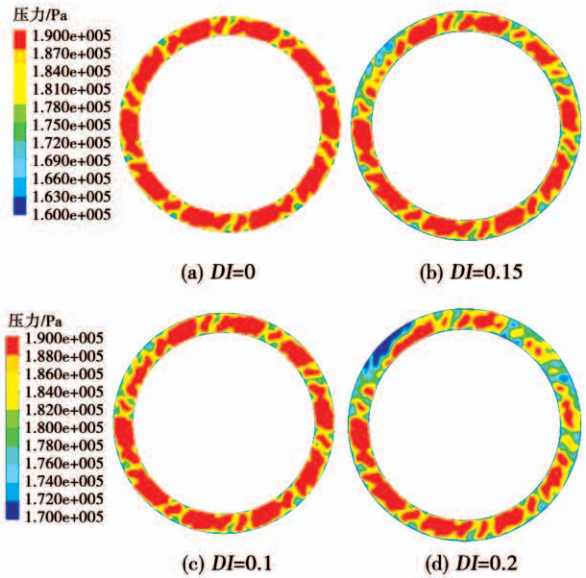


图 9 不同畸变度下 S8 截面总压云图

Fig. 9 Cloud chart of total pressure distribution at section S8 under different distortion degrees

图 10 所示为 $DI=0.2$ 时设计点附近 0.95 叶高位置处的相对马赫数云图。整体来看,由于畸变进气的影响,压气机内部流场不再是绝对的周期性流

动,整个流道内多个叶片通道前缘处的马赫数均有所降低,这与前面不同截面上总压分布特征是一致的。值得注意的是,在畸变区严重影响的区域内,动叶通道叶顶处有部分区域马赫数明显增大,远高于其他通道内的马赫数,表明在畸变进气主要影响的范围内,转子通道内的流动最先出现了严重恶化,这可能会给压气机内流动稳定性带来不利影响。对应的下游静子叶片通道及其尾迹流动处的马赫数有一定程度的降低。静叶叶片吸力面及压力面前缘周围的马赫数也较低。

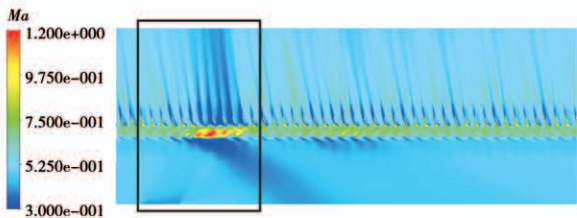


图 10 0.95 叶高相对马赫数云图

Fig. 10 Cloud chart of relative Mach number distribution at 95% of blade height

为了进一步分析不同畸变度对压气机气动性能的影响,以畸变影响范围内的动叶叶片为对象,对 $DI=0.1$, $DI=0.15$, $DI=0.2$, 3 种不同畸变度条件下近叶顶位置 0.9 叶高处的叶片表面压力分布进行对比,如图 11 所示。

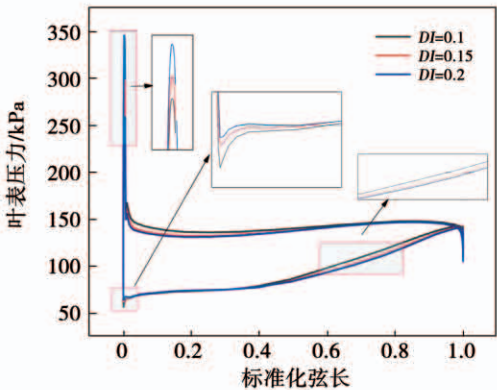


图 11 不同畸变度动叶在 0.9 叶高叶片表面压力
Fig. 11 Rotor blade surface pressure at 90% of blade height under different distortion degrees

从图 11 可以看出,在 0.9 叶高下,在不同的畸变度下,其表面压力曲线有所不同。主要差别集中

在压力面前缘和吸力面尾缘附近。随着畸变度的增加,动叶压力面前缘和叶片吸力面尾缘的压力分布有所降低,其中 $DI = 0.1$ 时的表面压力最大, $DI = 0.15$ 与 $DI = 0.2$ 时的表面压力比较接近,且 $DI = 0.15$ 时的表面压力略高于 $DI = 0.2$ 时的表面压力。这是由于总压畸变带来的气流速度变化所引起的,这意味着进气畸变会进一步造成部分叶片通道内气流分离位置以及分离区内的旋涡强度发生改变,从而对压气机的气动稳定性产生不利影响。图中进一步给出了吸力面前缘位置、压力面前缘位置以及吸力面的中间偏后位置的压力分布放大图。其中吸力面前缘位置以及压力面前缘位置在 $DI = 0.2$ 时的叶表压力会有较为明显的增加。

4.2 畸变分布规律对压气机气动性能的影响

图 12 为畸变度 $DI = 0.2$ 的情况下,方案 A、B、C 3 种不同畸变分布规律对应的压气机工作特性数值模拟结果示意图。从图中可以看出,在堵塞点附近,当压气机流量较大时,3 种不同分布的进气畸变所得到的压气机特性线基本重合,当流量降低到 19 kg/s 以下的时候,方案 A 即连续进气畸变区的压比会略低于方案 B 与方案 C 的工作压比,而方案 B 与方案 C 的压比接近,但是 3 种不同方案的压气机最小流量有显著差异。与压比特性线类似,不同畸变分布形式对应的压气机效率特性线呈现出类似的情况,在堵塞点附近,3 种方案的效率特性线基本重合,随着流量的降低,3 种方案计算得到的效率特性线略有不同,但失速点附近的最小流量存在较大差异,表明 3 种不同分布形式的压气机稳定裕度产生了明显变化。

稳定裕度是衡量压气机性能的一个重要标准,其表达式为:

$$SM = \left(\frac{\pi_s^*/m_s}{\pi_0^*/m_0} - 1 \right) \times 100\% \tag{1}$$

式中: m_s 和 π_s^* 一近失速点的流量和压比; m_0 和 π_0^* 一设计工况点的流量和压比。方案 A、B、C 的稳定裕度分别为 11.26%、12.41% 和 16.53%,可见,随着畸变区域逐渐分散,压气机的稳定裕度会随之增加。

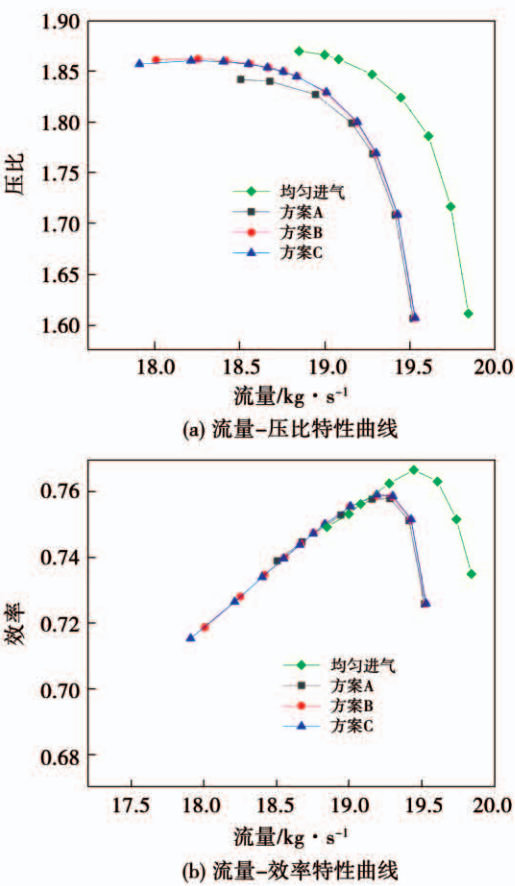


图 12 不同畸变分布规律对应的压气机特性曲线

Fig. 12 Characteristic curves of compressor corresponded with different distortion distribution rules

图 13 为不同畸变分布形式对应的压气机动叶前缘 S3 截面的总压云图。从图中可以看出,3 种不同分布形式的进气畸变所造成的压气机动叶前缘处流场有显著差别,方案 B 和方案 C 中可以明显看到有不同间隔的 3 个畸变区,并且每个畸变区都覆盖两个以上的叶片通道。

图 14 进一步给出了 3 种不同方案对应的压气机动叶前缘 S3 截面上的静熵分布图。从图中可以看出,在畸变区域总面积不变的条件下,方案 A 中的熵增较另外两种方案更加显著,在近半周内的叶片通道中都产生了大量的熵增,这些区域的熵增都是由畸变区和非畸变区内的气流掺混引起的,随着畸变区域的逐渐分散,方案 B 中的 S3 截面上的熵增有一定程度的下降,随着畸变区域的进一步分散,该截面上的熵增明显降低。可以认为,在保持畸变

度和畸变区域总面积不变的前提下,随着畸变区的逐渐分散,压气机的流动损失逐渐下降。图 15 为对应条件下压气机出口处 S8 截面上的熵分布图,可以看到,3 种不同方案对应的静熵分布变化规律与压气机动叶前缘 S3 截面上的分布变化规律基本相同,随着畸变区域的逐渐分散,方案 C 中的熵增最小。

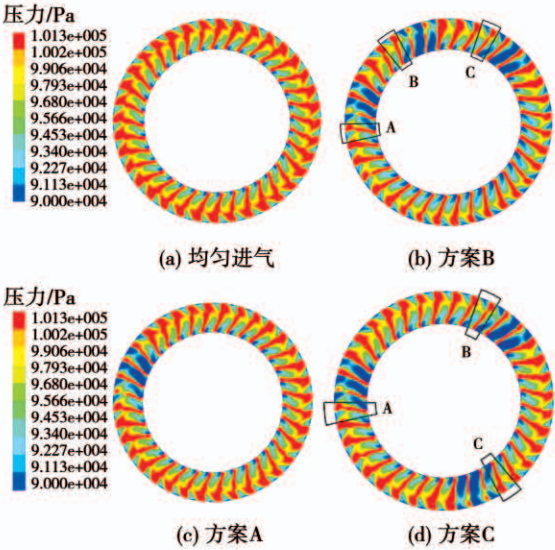


图 13 不同畸变分布形式 S3 截面总压云图

Fig. 13 Cloud chart of total pressure distribution at section S3 under different distortion distribution forms

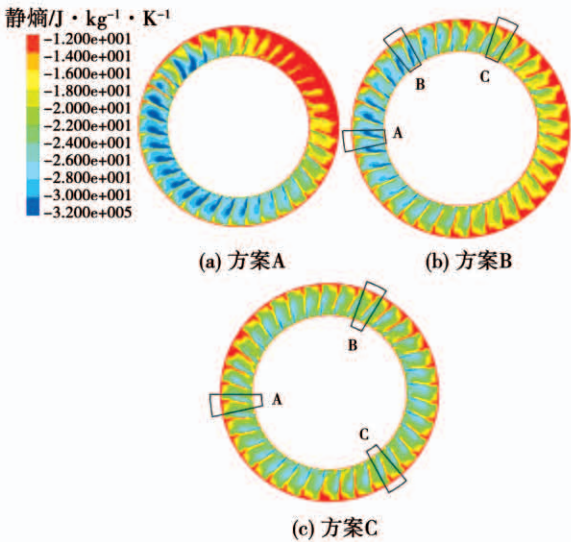


图 14 不同畸变分布形式 S3 截面静熵

Fig. 14 Cloud chart of static entropy distribution at section S3 under different distortion distribution forms

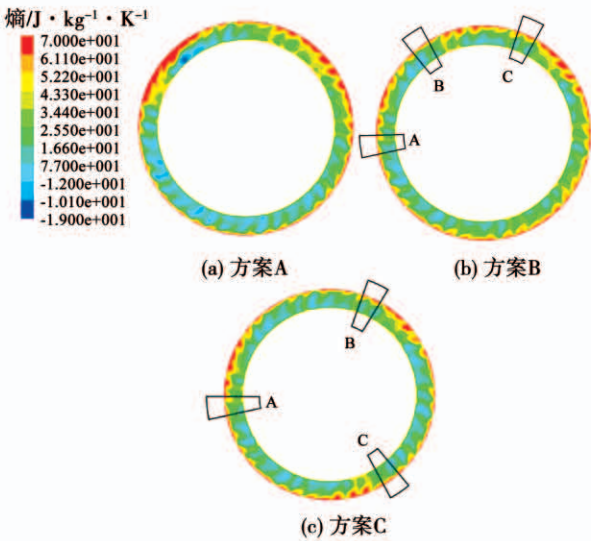


图 15 不同畸变分布形式 S8 截面静熵

Fig. 15 Cloud chart of static entropy distribution at section S8 under different distortion distribution forms

5 结 论

(1) 进气总压畸变会造成压气机的压力、效率等性能参数产生衰退,随着畸变度的增加,压气机的压比、效率等参数会也逐渐下降。

(2) 在设计点上,当 $DI = 0.2$ 时,峰值效率比 $DI = 0.1$ 时的峰值效率下降 0.77%,压比较 $DI = 0.1$ 时下降 1.73%。

(3) 畸变度的变化对压气机的稳定裕度影响不大。相反,畸变区域的分布形式对压气机的工作特性影响不大,但对稳定裕度会产生较大影响。

(4) 3 种不同分布形式所对应的稳定裕度分别为 11.26%, 12.41% 和 16.53%。随着畸变区的分散度逐渐增加,压气机的稳定裕度明显提升。

参考文献:

[1] 彭泽琰.航空燃气轮机原理[M]. 国防工业出版社,2008: 111-112.
PENG Ze-yan. Principle of aviation gas turbine[M]. National Defense Industry Press,2008:111-112.
[2] MISTRY C S, PRADEEP A M. Investigations on the effect of inflow distortion on the performance of a high ratio, low speed contra-rotating fan stage[C]//ASME Turbo Expo: Turbine Technical Conference & Exposition. 2013: San Antonio, Tx, United States.

- [3] WARTZEK F, SCHIFFER H P, HAUG J P, et al. Investigation of engine distortion interaction [C]// Turbomachinery Technical Conference & Exposition ASME Turbo Expo. 2016. Seoul, Korea.
- [4] 向宏辉,侯敏杰,葛 宁. 多级环境下径向总压畸变影响效应的试验评价[J]. 航空动力学报, 2012, 27(6): 1270 – 1277.
XIANG Hong-hui, HOU Min-jie, Ge Ning. Experimental evaluation of steady-state effect of inlet radial total pressure distortion under multistage environment[J]. Journal of Aerospace Power. 2012, 27(6): 1270 – 1277.
- [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(1): 60 – 65.
ZHENG Ning, ZOU Zheng-ping, XU Li-ping. 3D unsteady numerical simulation of fan/compressor with inlet distortion[J]. Journal of Aerospace Power. 2007(1): 60 – 65.
- [6] 张燕峰,楚武利,卢新根. 进口总压畸变对亚音速轴流压气机流场影响数值研究[J]. 西北工业大学学报, 2009, 27(1): 12 – 16.
ZHANG Yan-feng, CHU Wu-li, LU Xin-gen. Numerical simulation of effect of inlet total-pressure distortion on subsonic axial flow compressor[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University. 2009, 27(1): 12 – 16.
- [7] LESSER A, NIEHUIS R. Transonic axial compressors with total pressure inlet flow field distortions[C]//ASME Paper, GT2014 – 26627, 2014, Dusseldorf, Germany.
- [8] PAGE J H, HIELD P, TUCKER P G. Effect of inlet distortion features on transonic fan rotor stall[J]. Journal of turbomachinery, 2018, 140(7): 071008. 1 – 071008. 11.
- [9] JEREZ F V, HALL C A, COLIN Y A. Study of fan-distortion interaction within the NASA rotor 67 transonic stage[C]. ASME Turbo Expo 2010: Power for Land, Sea and Air, 2010, Glasgow, United kingdom.
- [10] 孙 鹏,冯国泰. 稳态周向总压畸变对小型风扇影响的全周数值模拟[J]. 推进技术, 2006, 27(3): 239 – 242.
- SUN Peng, FENG Guo-tai. Numerical simulation of effects of steady circumferential total pressure distortion on a small fan[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(3): 239 – 242.
- [11] 孙 鹏,冯国泰,隗东伟. 总压畸变对小型风扇气动影响的数值模拟[J]. 热能动力工程, 2006, 21(3): 259 – 263.
SUN Peng, FENG Guo-tai, WEI Dong-wei. Numerical simulation of the impact of total-pressure distortion aerodynamic performance of small-sized fans[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2006, 21(3): 259 – 263.
- [12] SUN P, FENG G. Unsteady three-dimensional analysis of inlet distortion in a transonic fan[C]//ASME International Mechanical Engineering Congress & Exposition, 2006, Chicago, IL, United states.
- [13] 孙 鹏,钟兢军,冯国泰. 跨声速风扇流场中弯叶片抗畸变能力研究[J]. 工程热物理学报, 2008(7): 1111 – 1116.
SUN Peng, ZHONG Jing-jun, FENG Guo-tai. Anti-distortion study of bowed stator in flow fields of a transonic fan[J]. Journal of Engineering Thermophysics. 2008(7): 1111 – 1116.
- [14] SUN P, ZHONG J, YANG M, et al. Effects of bowed stator on a fan characteristic with distorted inlet[C]//ASME Turbo Expo: Power for Land, Sea and Air, 2010, Glasgow, United kingdom.
- [15] 陈靖华,屠宝锋. 总压畸变对压气机气动稳定性影响的整环数值模拟[J]. 推进技术, 2015, 36(5): 729 – 736.
CHEN Jing-hua, TU Bao-feng. Full annulus numerical simulation of aerodynamic stability of compressor with total pressure distortion [J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(5): 729 – 736.
- [16] REID L, MOORE R D. Performance of 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 [J]. NASA Technical Report No. TP – 1338. 1978.

(姜雪梅 编辑)