

进口畸变下涡流发生器对压气机流场的影响

王躍衡¹, 朱国明¹, 王琦², 杨波¹

(1. 上海交通大学机械与动力工程学院, 上海 200240; 2. 中国船舶集团有限公司第七〇三研究所, 黑龙江 哈尔滨 150078)

摘要:为研究进口总压畸变条件下涡流发生器对压气机流场的影响, 建立单级轴流压气机模型, 计算和分析了不同工况下的压气机内部流场。计算结果显示: 在进口畸变条件下, 压气机流场恶化, 性能降低; 使用涡流发生器后, 可以有效改善静叶叶根附近的流场, 控制叶片尾缘分离, 降低沿叶高方向的压力波动, 从而削弱进口畸变对效率的负面影响, 改善出口压力场, 提高压气机性能; 相比于均匀的进口条件, 在进口畸变条件下, 涡流发生器改善压气机性能的作用更加显著。

关键词:轴流压气机; 涡流发生器; 进口总压畸变; 总压分布; 等熵效率

中图分类号: V231 文献标识码: A DOI: 10.16146/j.cnki.rndlgc.2022.01.010

[引用本文格式] 王躍衡, 朱国明, 王琦, 等. 进口畸变下涡流发生器对压气机流场的影响[J]. 热能动力工程, 2022, 37(1): 73-80. WANG Yue-heng, ZHU Guo-ming, WANG Qi, et al. Influence of vortex generator on compressor flow field under inlet distortion[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2022, 37(1): 73-80.

Influence of Vortex Generator on Compressor Flow Field under Inlet Distortion

WANG Yue-heng¹, ZHU Guo-ming¹, WANG Qi², YANG Bo¹

(1. School of Mechanical and Power Engineering, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai, China, Post Code: 200240;
2. No. 703 Research Institute of CSSC, Harbin, China, Post Code: 150078)

Abstract: In order to study the influence of the vortex generator on the compressor flow field under the condition of inlet total pressure distortion, a single-stage axial flow compressor model was established to calculate and analyze the flow field in the compressor under different working conditions. The calculation results show that the flow field of the compressor deteriorates and the performance decreases under inlet distortion. By using the vortex generator, the flow field near the stator blade root can be improved effectively, the trailing edge separation of blade can be controlled, the pressure fluctuation along the blade height can be reduced, so that the negative effect of inlet distortion on efficiency can be weakened, the outlet pressure field can be improved, and the compressor performance can be improved. Compared with uniform inlet condition, the effect of vortex generator on the improvement of compressor performance is more significant under inlet distortion condition.

Key words: axial compressor, vortex generator, inlet total pressure distortion, total pressure distribution, isentropic efficiency

收稿日期: 2021-06-16; 修订日期: 2021-07-09

基金项目: 工信部重大专项基础研究项目(2017-V-0012-0064)

Fund-supported Project: Major Special Basic Research Project of Ministry of Industry and Information Technology(2017-V-0012-0064)

作者简介: 王躍衡(1997-), 男, 辽宁沈阳人, 上海交通大学硕士研究生。

通讯作者: 杨波(1972-), 男, 上海人, 上海交通大学研究员。

引 言

压气机作为航空发动机中至关重要的核心部件,其主要作用是对进入发动机中的空气进行增压,从而为燃烧室提供高压空气。压气机内部的流场状况和气动性能对压气机本身的效率和稳定性有着重要的影响。受限于压气机自身的工作原理,在非设计工况下,压气机的稳定工作范围受到旋转失速、喘振等流动失稳的影响较大^[1]。在压气机的设计过程中,往往为了最大限度地保证压气机运行的稳定性,以效率或增压比作为代价,为类似非稳定工况留出一定的失稳裕度^[2]。影响轴流压气机稳定性的因素有很多,进口流场的畸变是其中相当重要的一个因素^[3]。在航空发动机实际工作过程中,进口流场不可避免地发生畸变^[4]。进口畸变会相当程度地扰乱压气机内部的流场,大幅度影响压气机的稳定性和工作效率^[5]。因此,通过改善进口畸变条件下压气机的内部流场来提高压气机性能的研究,具有十分重要的应用价值。

根据畸变的物性参数和空间位置的不同,进口畸变被人为划分为不同的类型。一般认为,畸变主要表现在进口流场温度、压力、速度等参数的不均匀分布。实际情况下,进口畸变往往是多种畸变的相互耦合。其中,总压畸变是最为常见而影响较大的类型^[6],而相比于其他方向的畸变,周向畸变对流场性质的影响最为突出,对压气机性能的危害最大^[7]。同时,进口畸变往往对压气机的前一级或两级影响最为明显^[8]。

涡流发生器 (Vortex Generator) 于 1947 年由 Taylor 首次提出^[9]。最初应用于飞机机翼表面,用来延缓边界层的分离,并取得了比较良好的效果^[10]。涡流发生器是典型的被动式流动控制部件,具有结构设计简单、成本低廉和易于工程应用等优点,因而在流动控制领域具有很高的研究价值和应用前景^[11]。随着应用的逐渐成熟,涡流发生器由外流引入内流,其后也出现了亚附面层涡流发生器和微型涡流发生器^[12]等,其与普通涡流发生器效果相近,同时大幅降低了涡流发生器本身阻力^[13]。随着技术的进步,也出现了能够自主产生射流的主动式

涡流发生器^[14]。本文研究的对象是流道内安装的普通涡流发生器。此类涡流发生器设计简单、效果明显,对近壁面流场有着较好的改善作用^[15]。

涡流发生器能够显著地减小叶根边界层分离,改善流场质量。但是关于进口畸变条件下,涡流发生器对流场的影响,尚未见公开发表的论文。因此,本文以单级压气机为研究对象,通过设置进口周向总压畸变,着重研究进口总压畸变条件下,涡流发生器对压气机性能及流场的影响。

1 模型及计算方法

1.1 计算模型的设置

以单级压气机为研究对象,采用计算软件 NUMECA 进行数值计算。计算所用压气机几何参数如表 1 所示。

表 1 压气机几何参数

Tab. 1 Geometric parameters of compressor

参 数	数 值
直径/m	0.37
动叶数	29
静叶数	37
设计转速/r · min ⁻¹	17 000
轮毂比	0.73
静叶轴向弦长/m	0.033 5
动叶轴向弦长/m	0.035

进口边界条件设为总温、总压分布。在计算中总温不变,设为 293 K,通过二维参数设置来实现进口总压畸变。对于进口畸变的赋值,考虑到压气机的损失一般发生在靠近轮毂以及靠近机匣的位置,故将采用改变进口机匣及轮毂附近总压的方式来设置总压畸变。总压分布的表达式为:

$$p = p_{ini} - \Delta p (\sin\varphi + 1) \tag{1}$$

式中: p —当地总压; p_{ini} —均匀进口的总压; Δp —总压的变化; φ —由于周向位置不同而定义的相位角。具体定义为:

$$\Delta p = \begin{cases} \lambda_h p_{ini} (\sin\varphi_1 + 1), R_h \leq R < R_{h1} \\ 0, R_{h1} \leq R < R_{c1} \\ \lambda_l p_{ini} (\sin\varphi_1 + 1), R_{c1} \leq R \leq R_l \end{cases} \tag{2}$$

$$R_{h1} = (1 - \gamma_h) R_h + \gamma_h R_l \tag{3}$$

$$R_{cl} = (1 - \gamma_t)R_t + \gamma_t R_h \tag{4}$$

$$\varphi_1 = \begin{cases} \frac{\pi}{2} + \frac{(R - R_h)}{(R_{hl} - R_h)}\pi, R_h \leq R < R_{hl} \\ 0, R_{hl} \leq R < R_{cl} \\ -\frac{\pi}{2} + \frac{(R - R_t)}{(R_t - R_{cl})}\pi, R_{cl} \leq R \leq R_t \end{cases} \tag{5}$$

$$\varphi = \frac{\pi}{2} + \frac{2(\theta - \theta_l)}{\theta_r - \theta_l}\pi \tag{6}$$

式中： λ_h 和 λ_t 一轮毂附近和机匣附近畸变的强度； γ_h 和 γ_t 一轮毂附近和机匣附近畸变的径向范围，这 4 个参数可以用来控制畸变。 R_h 和 R_t 一压气机轮毂和机匣的半径； R_{hl} 一轮毂附近畸变的上边界； R_{cl} 一机匣附近畸变的下边界； φ_1 一轮毂和机匣附近由于径向位置不同，而定义的相位角； θ_l 和 θ_r 一进口面左边界和右边界周向角度坐标值。

根据进口畸变的定义，可以通过改变 λ_h 、 λ_t 、 γ_h 和 γ_t 这 4 个系数，来控制畸变的强度和范围。畸变强度 λ_h 设置为 0.03， λ_t 设置为 -0.03，畸变范围 γ_h 和 γ_t 均设置为 0.3。

采用叶片型涡流发生器。叶片设计弦长为 3 mm，叶型弯角为 0°，涡流发生器叶高设计为叶片叶高的 7.6%。涡流发生器前缘点在静叶的叶栅额线上、距离吸力面 20% 截距处。涡流发生器叶片轴线与压气机轴向方向成 45°角^[15]。具体几何模型如图 1 所示。



图 1 涡流发生器安装位置

Fig. 1 Installation position of vortex generator

其他边界条件为：进口方向为轴向进口，出口条件为静压，固定壁面为无滑移边界条件，转速为 12 000 r/min，湍流模型采用 SA (Spalart-Allmaras) 模型。

1.2 网格划分

利用计算软件 NUMECA 中的 AutoGrid 功能，对计算域进行结构化网格划分。在动静叶采用默认拓

扑结构的基础上，利用 AutoGrid 分流叶片的功能实现对涡流发生器附近的结构化网格划分。叶片网格生成默认对边界层进行加密。计算分析取总网格数为 198 万。全局网格最小偏斜度为 17.319，最大长宽比为 1589，网格质量良好。

涡流发生器附近的网格较为复杂，经过加密处理，精细程度也进一步提高，放大后的叶中涡流发生器附近网格如图 2 所示。

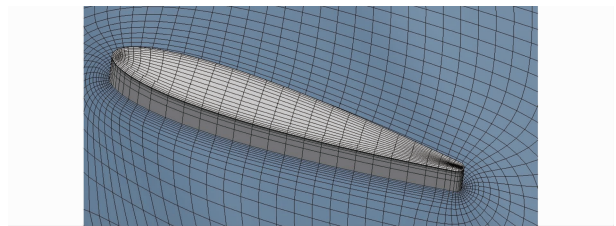


图 2 涡流发生器附近网格分布

Fig. 2 Grid distribution near the vortex generator

1.3 网格无关性验证

共划分 3 组网格进行了网格无关性验证。在总网格数 198 万的基础上，分别对网格总量 104 万和 402 万的情况进行了计算和分析，如图 3 所示。在网格总量低于现有网格数的情况下，计算所得结果仍与网格总数相关。在超过现有网格数的情况下，计算结果与网格总数的相关性不明显，因此能够判断网格数量满足网格无关性的要求。

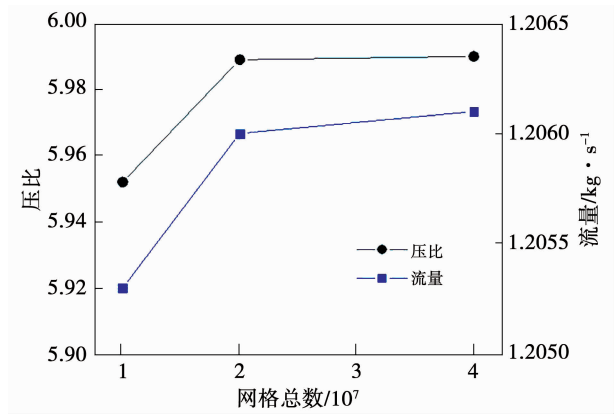


图 3 网格无关性验证

Fig. 3 Grid independence validation

1.4 计算结果验证

在均匀进出口条件下，将实验结果^[16]与数值计算结果进行对比，以验证数值计算结果的可信度。

如图 4 所示,其中归一化流量为实际流量与设计工况流量之比。从图中发现,总压的最大误差为 2.6%,等熵效率最大误差为 6.9%。计算结果能够反映总压比与等熵效率随流量变化而变化的趋势。数值计算中压比低于实验结果,而计算效率高于实验效率。其原因之一,可能是实验中无法保证均匀进口条件,因此效率会受到一定的影响;其二是定常计算本身对轴流压气机内部流场的计算存在一定的误差,无法完全准确的描述流场。

由于计算结果能够基本上符合实验结果,误差也在可以接受的范围之内,可以认为采用的计算方法具有一定可靠性与准确性,能够满足分析和研究的需要。

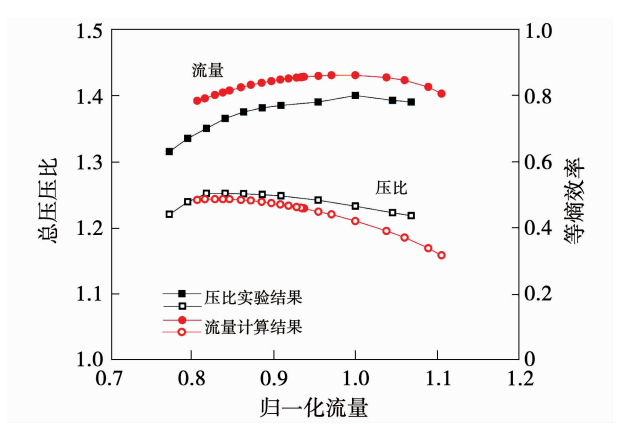


图 4 计算结果与实验结果对比

Fig.4 Comparison of calculation result and experimental result

2 计算结果分析

以有/无涡流发生器及进口畸变为条件,设计 4 个计算方案,如表 2 所示。

表 2 计算方案设计
Tab.2 Calculation scheme design

方案	涡流发生器	进口总压畸变
1	无	无
2	无	有
3	有	无
4	有	有

2.1 性能分析

图 5 为 4 种方案计算所得的压气机性能曲线。由性能曲线分析可知,涡流发生器对提升压气机等熵效率的作用明显。对比方案 2 和方案 4,可知在

进口畸变条件下,增加了涡流发生器后,有效地改善了流场,平均等熵效率明显提高,约为 1.27%。

对比均匀进口条件下的方案 1 与方案 3,虽然涡流发生器也提高了压气机的等熵效率,但改善效果没有进口畸变条件下的明显,约为 0.72%。

另外,涡流发生器对压比的影响较小。均匀进口条件下的方案 1、方案 3 和进口总压畸变条件下的方案 2、方案 4 的总压比-流量曲线明显接近,说明涡流发生器对压比的影响很小。

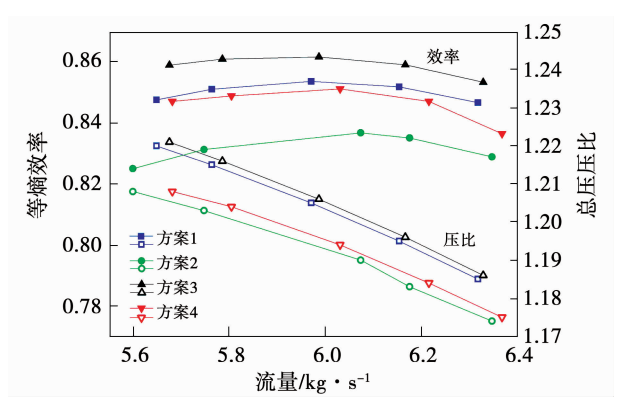


图 5 压气机性能曲线

Fig.5 Compressor performance curves

2.2 流场分析

为分析进口总压畸变及涡流发生器对压气机内部流场的影响,分别选取 4 种方案的最高效率点进行分析。

图 6 给出了各个方案在最高效率点处的子午面绝对总压云图。由图 6(b)、6(d)可知,当进口总压发生畸变时,一级动叶首先受到较强的影响,动叶流场自叶根至叶顶发生了比较明显的变化。此时,对比图 6(a)、6(b),可以发现,由于进口的畸变,出口尾迹区扩大,静叶上高压区压力增大,从而导致了流场质量下降,流动效率降低。但可以发现,安装了涡流发生器后(图 6(c)、6(d)),进口畸变对静叶叶根流场总压分布的影响被削弱。这是由于在动叶尾迹区,涡流发生器降低了叶根部分尾迹分离的程度,使得流场更加稳定。通过 4 种方案在最高效率点的子午面总压分布分析,进一步证明了涡流发生器能够有效改善进口畸变条件下的流场。

图 7(a)~7(d)给出了在 5% 叶高处 4 个方案在最高效率点的相对马赫数分布。由图可知,在叶根处,进口畸变对一级动叶的影响比较明显,减小了动叶前缘的气流高速区。进口畸变条件下静叶叶根

气流尾迹区增大,分离发生提前。涡流发生器在叶根处。有效地改善了静叶的气流尾迹分离,显著地减小了由分离产生的回流涡的尺寸,进而提高了压气机的等熵效率。

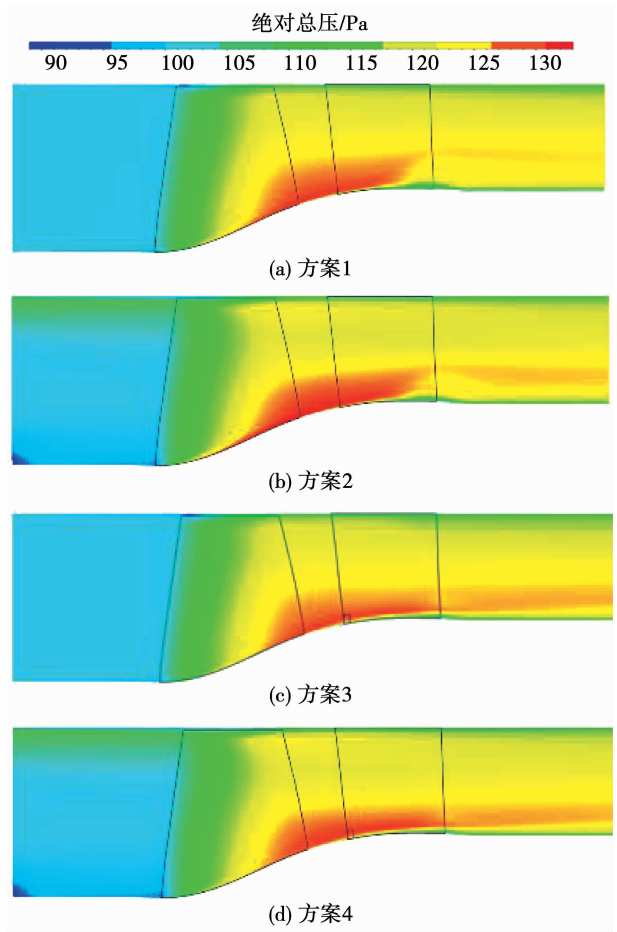


图 6 子午面总压分布

Fig. 6 Total pressure distributions at meridian plane

图 7(e) ~ 7(h) 给出了 50% 叶高处相对马赫数分布。在此处涡流发生器的影响十分轻微,仅静叶尾迹处有些变化。流场由畸变主导。进口总压畸变略微减小了动叶进口处附近的高速区的分布范围,增大了动叶上的边界层分离,进而影响到静叶上的流动。

图 7(i) ~ 7(l) 为 95% 叶高处相对马赫数分布。由图可知,与叶中(50% 叶高)流场相比,涡流发生器对该段静叶流场的影响增强。这是由于在涡流发生器的作用下,叶根流场改善,流速增加,高能流体沿叶高方向的迁移减少,通过叶根的流量增大。相同流量下,叶顶的流量因此而降低,轴向速度降低,流动角增大。由于静叶中段流场良好,流速变化对分离影响不大。而叶顶附近流动情况复杂,对流

动角的变化比较敏感。因而当流动角发生变化时,分离增大,流场恶化。当考虑进口总压畸变时,由于畸变条件的作用,抑制了叶顶附近的流动角变化,降低了涡流发生器对叶顶附近流场的影响。这再次证明了在进口畸变条件下,涡流发生器对压气机流场的影响效果更加显著。

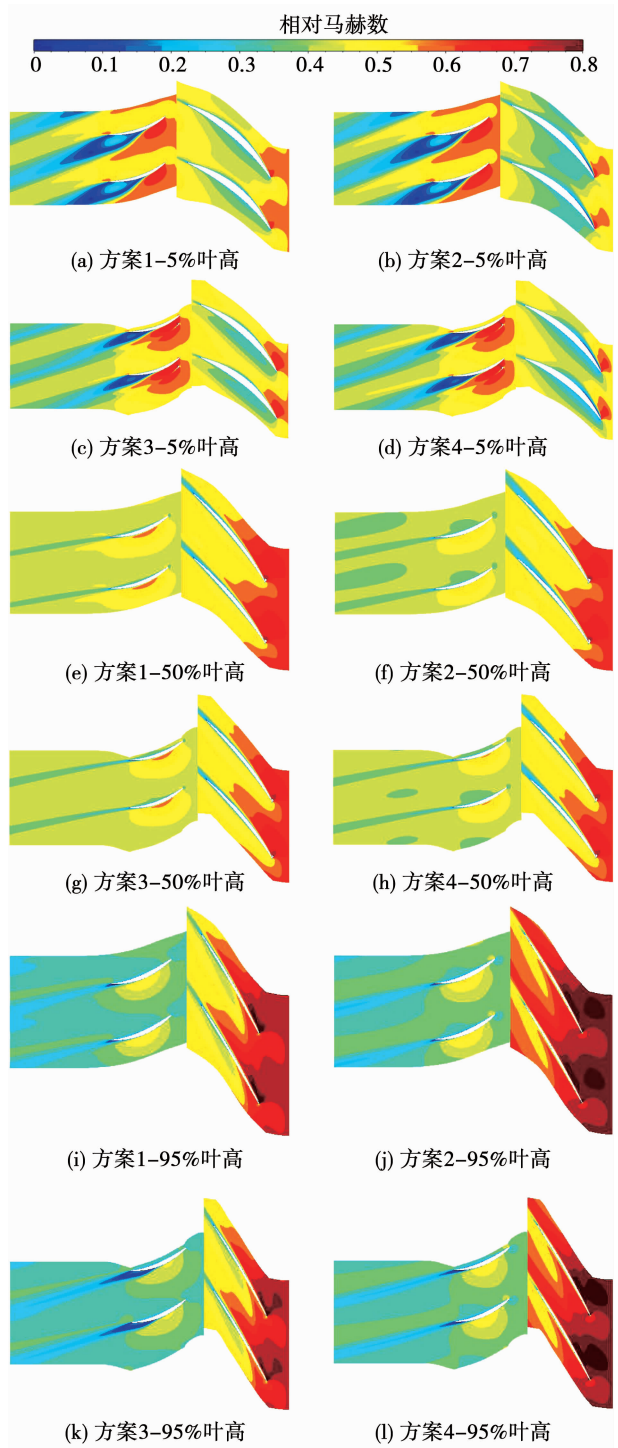


图 7 不同叶高下相对马赫数分布

Fig. 7 Relative Mach number distributions at different blade heights

2.3 静叶表面压力分布

以无量纲相对压力作为评价气动性能的标准,无量纲相对压力的定义为所在点的压力与进口平均总压之比。有研究表明,低能流体主要堆积在叶栅的 10% 叶高以内,故对 10% 叶高以内流动的分析更具代表性^[17-19]。

图 8(a) 给出了 5% 叶高处叶片表面静压的分布情况。由图可知,由于涡流发生器安装在叶片吸力面前缘附近,涡流发生器对压力面的流场影响仅局限于叶根压力面前缘,而对吸力面的影响则十分显著。自吸力面前缘至 0.5 倍轴向弦长处,对比安装了涡流发生器的方案 3、方案 4 与未安装涡流发生器的方案 1、方案 2 可知,涡流发生器在静叶吸力面制造了一个较大的低静压区域。这为涡流发生器产生的高能流向涡提供了能量来源。对比 0.1 倍轴向弦长前的静压分布情况,未安装涡流发生器的方案 2 相对于方案 1 产生了十分明显的压力波动,而安装了涡流发生器的方案 4 相较于方案 3,压力变化明显降低。涡流发生器附近的高能流体削弱了进口畸变导致的叶根前缘压力变化。同时,高能流体离开涡流发生器向尾缘移动,延缓了吸力面附面层发生分离的时间,缩小了分离产生的回流涡,显著改善了静叶叶根处的流场状况。

图 8(b) 给出了 50% 叶高处压力面与吸力面沿轴向弦长的静压分布。由图可知,在此处 4 种方案下的压力分布区别很小,无论是进口畸变还是涡流发生器对此处的影响都不明显,压力分布较为稳定。

图 8(c) 给出了 95% 叶高处压力面与吸力面沿轴向弦长的静压分布。由前文的分析可知,涡流发生器降低了叶顶流量与轴向速度,导致叶顶附近流动角发生变化,增大了叶顶附近的流动分离,这一现象在叶顶附近总压分布中有所体现。均匀进口且安装涡流发生器的方案 3,在叶片吸力面中段产生了不同于其他方案的压力波动,静压明显高于其他方案,此处流动速度也相应的低于其他方案。同时,进口总压畸变对此分离的抑制作用也有所体现,方案 4 的总压波动较小,分离发生明显晚于方案 3。均匀进口和总压畸变的两方案在压力面的静压分布上分别重合。可以认为涡流发生器对叶顶压力面的压力分布产生的影响很小。

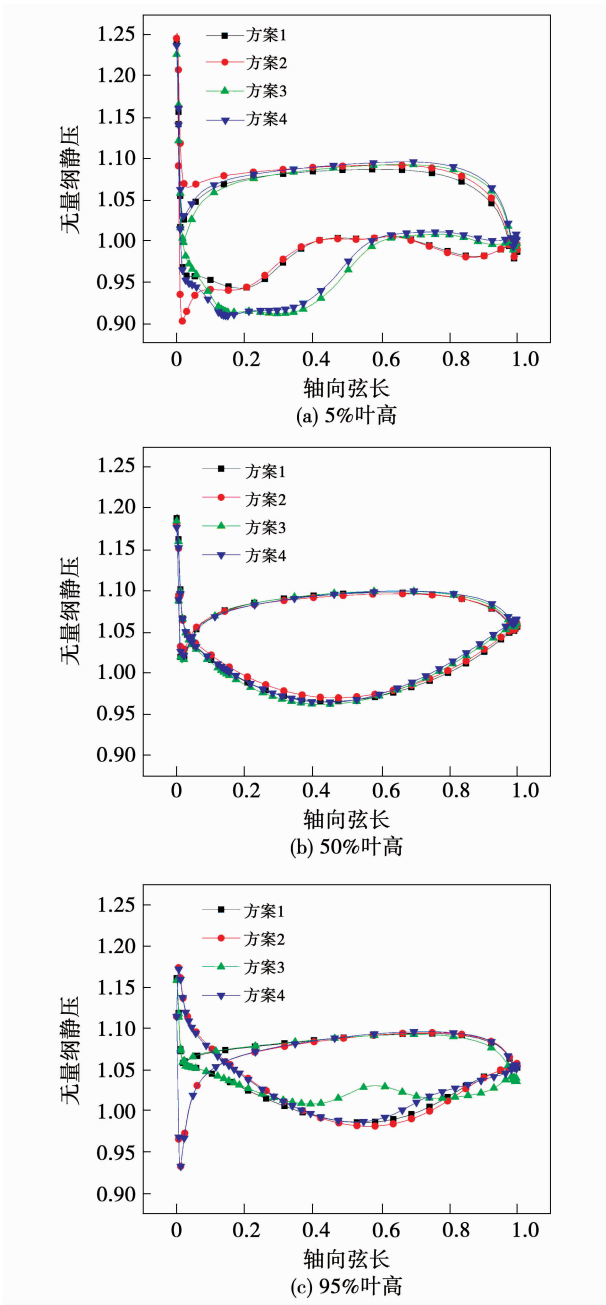


图 8 不同叶高时叶片表面静压分布
Fig. 8 Static pressure distributions on blade surface
at different blade heights

2.4 出口参数

图 9 给出了在距静叶尾缘一个轴向弦长处 4 个方案的出口总压分布曲线图。方案 3 叶顶总压最小,而方案 2 叶顶总压最大。在 80% 以上的叶高处,方案 4 与方案 1 叶顶总压分布相近,畸变与涡流发生器的作用在此处被一定程度的抵消了。其次是叶根处,明显能够看出涡流发生器对叶根流动的改变。

善,没有涡流发生器的方案 1 和方案 2 在 50% 叶高明显有两个总压极值,波动十分明显;而安装了涡流发生器的方案 3 与方案 4 只有一个极值,分布平滑,流场质量较高。

综合 4 条总压分布曲线可知,进口总压畸变条件下,静叶出口处的流场,没有总压畸变的方案 1 与方案 3 压力分布曲线较之方案 2 和方案 4 更加平滑,波动程度更小。而涡流发生器对流场的质量也有着明显的改善,对叶片中下段的流场作用明显,提高了此处的流场质量。安装在叶根的涡流发生器同样能够对叶片顶端产生影响,相同进口条件的方案 1 和方案 3 与方案 2 和方案 4 之间,叶顶压力都出现了比较明显的偏差。通过以上分析可知,涡流发生器与进口总压畸变会相互干涉,共同对整个叶高施加影响。

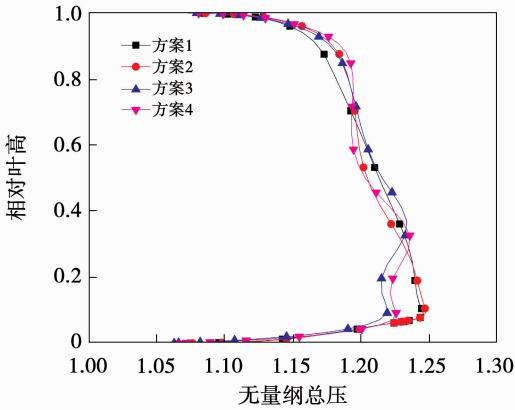


图 9 出口总压分布

Fig. 9 Total pressure distribution at outlet

3 结 论

计算了 4 种方案下的单级压气机性能。通过对计算结果的分析,研究了进口总压畸变条件下涡流发生器对压气机内部流场的影响。得出如下结论:

(1) 在进口畸变条件下,涡流发生器削弱了进口总压畸变在静叶叶根产生的影响,使得静叶叶根处的流场得以改善。

(2) 与均匀进口条件相比,在进口畸变条件下,涡流发生器对流场的改善作用更强,对效率的提升作用更加显著。

(3) 涡流发生器能够降低沿叶高的压力波动,改善出口压力场。

参考文献:

[1] Society of Automotive Engineers. Inlet total-pressure-distortion considerations for gas-turbine engines[S]. Aero-space Recommended Practice (ARP) 1419,1978.

[2] BALLAL D R,ZELINA J. Progress in aeroengine technology (1939 -2003) [J]. Journal of Aircraft,2004,41(1).

[3] HALL E, HEIDEGGER N, DELANEY R. Performance prediction of endwall treated fan rotors with inflow distortion[C] // 34th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit,1996.

[4] HAH C,RABE D C,SULLIVAN T J, et al. Effects of inlet distortion on the flow field in a transonic compressor rotor[R] . ASME Paper 1996 - GT - 547.

[5] 许开富,乔渭阳,罗华玲. 畸变进气条件下风扇三维非定常流动数值模拟[J]. 热能动力工程,2009,24(5):571 - 576,678.

XU Kai-fu, QIAO Wei-yang, LUO Hua-ling. Numerical simulation study of a three-dimensional unsteady flow in a fan under distorted air admission conditions [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power,2009,24(5):571 - 576,678.

[6] 李嘉宾,季路成,伊卫林. 叶片通道内涡流发生器变工况适应性[J]. 航空动力学报,2019,34(3):728 - 736.

LI Jia-bin, JI Lu-cheng, YI Wei-lin. Load adaptability of vortex generators in blade passage[J]. Journal of Aerospace Power,2019,34(3):728 - 736.

[7] WALLACE R M. Modal response of a transonic fan blade to periodic inlet pressure distortion[D]. Virginia: Virginia Polytechnic Institute and State University,2003.

[8] 李剑雄,陈颖秀,侯安平. 非均匀间隙下进气畸变对风扇性能的影响[J]. 航空动力学报,2020,35(3):532 - 539.

LI Jian-xiong, CHEN Ying-xiu, HOU An-ping. Effects of inlet flow distortion on fan performance under nonuniform tip clearance[J]. Journal of Aerospace Power,2020,35(3):532 - 539.

[9] TAYLOR H D. Summary report on vortex generators[R]. USA: United Aircraft Corporation, R - 05280 - 9, 1950.

[10] 刘艳明,汪 亮,尚东然,等. 基于端壁涡流发生器的压气机叶栅角区分离控制研究[J]. 推进技术,2019,40(6):1285 - 1292.

LIU Yan-ming, WANG Liang, SHANG Dong-ran, et al. Investigation of corner separation control for compressor cascade based on end-wall vortex generator[J]. Journal of Propulsion Technology, 2019,40(6):1285 - 1292.

- [11] 尚东然,刘艳明,季路成,等.斜坡型涡流发生器控制叶栅角区分离的数值模拟[J].空气动力学学报,2020,38(6):1083-1092.
- SHANG Dong-ran, LIU Yan-ming, JI Lu-cheng, et al. Simulation of corner separation control with ramp vortex generation[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2020, 38(6): 1083-1092.
- [12] 赵永胜,张黄伟,张江.动态微涡流发生器对激波/边界层干扰的影响研究[J/OL].推进技术:1-9.
- ZHAO Yong-sheng, ZHANG Huang-wei, ZHANG Jiang. Effects of dynamic micro vortex generator on shock wave boundary layer interactions[J/OL]. Journal of Propulsion Technology: 1-9.
- [13] 黄红波,陆芳.涡流发生器应用发展进展[J].武汉理工大学学报(交通科学与工程版),2011,35(3):611-614,618.
- HUANG Hong-bo, LU Fang. Research progress of vortex generator application[J]. Journal of Wuhan University of Technology (Transportation Science & Engineering Edition) 2011, 35(3): 611-614, 618.
- [14] KAMOTANI Y, GREBER I. Experiments on a turbulent jet in a crossflow[J]. AIAA, 1972, 10(11): 1425-1470.
- [15] 吴艳辉,刘军,彭文辉,等.基于正交试验的压气机叶栅叶片式涡流发生器结构优化[J].动力工程学报,2017,37(3):207-212,217.
- WU Yan-hui, LIU Jun, PENG Wen-hui, et al. Structural optimization on vane-type vortex generator of compressor cascades based on orthogonal experiment[J]. Journal of Chinese Society of Power Engineering, 2017, 37(3): 207-212, 217.
- [16] SONG M R, YANG B, DONG G M, et al. Research on accuracy of flowing field based on numerical simulation for tonal noise prediction in axial compressor[C]//Turbo Expo: Power for Land, Sea and Air. American Society of Mechanical Engineers, 2018, 51005; V02BT43A006.
- [17] 张皓光,楚武利,吴艳辉,等.进口总压畸变对压气机性能及流场影响的机理研究[J].机械科学与技术,2010,29(7):880-885.
- ZHANG Hao-guang, CHU Wu-li, WU Yan-hui, et al. A study of the mechanism of the influence of inlet total pressure distortion on compressor performance and its flow field[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2010, 29(7): 880-885.
- [18] 张燕峰.高载荷压气机端壁流动及其控制策略研究[D].西安:西北工业大学,2010.
- ZHANG Yan-feng. Study on end-wall flow of high load compressor and its control strategy[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2010.
- [19] 李相君.高负荷轴流压气机叶栅角区失速及非轴对称端壁造型技术研究[D].西安:西北工业大学,2014.
- LI Xiang-jun. Study on angle stall of high load axial compressor cascades and non-axis metrical end-wall moulding technology[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2014.

(姜雪梅 编辑)