

非均匀间隙下进气畸变对风扇性能的影响

李剑雄¹, 陈颖秀², 侯安平¹
(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;
2. 清华大学 车辆与运载学院 汽车安全与节能国家重点实验室, 北京 100084)

摘 要: 引入真实进气道的进气总压畸变, 分析了偏心形式周向非均匀间隙下, 畸变区相对位置对风扇流场的影响。结果表明, 畸变流的影响总滞后于进口畸变位置, 滞后角约为 90°, 在原有非均匀间隙流场中最恶劣的流动位置附加畸变流, 对风扇性能的影响是最大的, 且旋转失速与周向间隙收敛扇区的流动密切相关, 推断一旦从大间隙到小间隙过程中无法将叶尖高熵溢流耗散, 风扇转子将进入失速。
关 键 词: 周向非均匀间隙; 总压畸变; 非定常模拟; 旋转失速; 气动性能
中图分类号: V232.4 **文献标志码:** A

Effects of inlet flow distortion on fan performance under nonuniform tip clearance

LI Jianxiong¹, CHEN Yingxiu², HOU Anping¹
(1. School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. State Key Laboratory of Automotive Safety and Energy,
School of Vehicle and Mobility, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: Based on the real total pressure distortion, the influence of relative position of inlet distortion on fan flow field under nonuniform clearance was studied. The results showed that there was a phase lag between the rotor flow filed and the inlet flow distortion, which was about 90°. The total pressure distortion resulted in the most remarkable effect when it acted at the circumferential position with the worst flow of the original flow field, and the rotating stall was closely related to the sector with convergence clearance. It can be inferred that the stall will occur once the overflow with high entropy has not been dissipated during the propagation from large to small clearance region.
Key words: circumferential nonuniform clearance; total pressure distortion; unsteady simulation; rotating stall; aerodynamic performance

通常轴流压气机在设计时转子叶尖与机匣之间的间隙是按照周向均匀条件给定。间隙尺寸是影响压气机压比、效率等性能指标的关键参数^[1]。在发动机的实际使用过程中, 一方面加工质量、装配质量等因素会引起叶尖间隙的变化, 另一方面进行机动动作, 机匣经常会发生变形或偏心, 进而

收稿日期:2019-11-27
基金项目:佛山市科技创新团队专项项目(2016kt100123)
作者简介:李剑雄(1990—),男,博士生,主要从事叶轮机械、气弹和流体润滑研究。
引用格式: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 Jianxiong, CHEN Yingxiu, HOU Anping. Effects of inlet flow distortion on fan performance under nonuniform tip clearance [J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(3): 532-539.

引起周向非均匀的间隙变化^[2-4]。非均匀间隙通常分为两类:静止非均匀间隙和旋转非均匀间隙^[5]。本文主要针对偏心形式的静止非均匀间隙进行相关的研究分析。

周向非均匀间隙会造成压气机性能的下降是行业的共识^[6]。1983 年,Horlock 和 Greitzer^[7]通过激盘方法近似模拟了周向非均匀间隙下二维、不可压流的速度场分布,结果表明非均匀的速度场和间隙分布在周向存在一定的相位差相对较少。Graf 等^[5]通过试验和简化模型研究了周向非均匀间隙对轴流压气机性能和稳定性的影响,其结果表明周向非均匀间隙会降低压气机的失速裕度和压升系数,其中周向最大间隙是影响失速边界的关键因素。梁武昌等^[8]通过试验形式对非均匀间隙进行了研究,其结论与 Graf 一致。

在发动机的流动稳定性方面,进气畸变是引发流动失稳的关键因素^[9-10],在影响发动机稳定裕度的降稳因子中起着决定性作用^[11]。飞机在进行机动飞行或使用武器的时候通常会引起比较强烈的畸变进气,进而降低压气机稳定裕度,带来飞行隐患。Hah 等^[12]对某跨声压气机转子进行了数值研究,详细分析了进气畸变对流场及性能的影响,结果表明进气畸变会引起通道内激波强烈的震荡,其摆动的距离可达 20% 弦长,而该震荡激波与边界层的干涉会进一步增加通道的流动损失。

对进气畸变^[9-13]和周向非均匀间隙^[14-15]的相关研究结果对比可以发现,进气畸变与周向非均匀间隙有很多的相似之处:首先,两者的影响范围都主要集中在叶尖区域,进而对压气机稳定边界造成较大的影响;其次,两者预失速的扰动都是间歇性发展,在大间隙区域(畸变区)扰动增强,小间隙区域(非畸变区)有减弱的趋势。因此,将进气畸变与周向非均匀间隙结合起来,研究其耦合作用对压气机的影响,有助于更深入地分析两者对压气机的影响机制以及流动的失稳机理。

本文针对单排风扇转子在真实进气畸变和周向非均匀间隙耦合下的流场特性,选取了 NASA-Rotor67 转子模型进行分析,采用 ANSYS CFX 软件进行非定常数值模拟,并针对计算结果深入探究非均匀进气对旋转失速的影响。

1 分析模型

1.1 计算模型

为了建立偏心机匣模型,常用的轴对称模型

建模方法已经不再适用,因此引入了分域建模的方法,如图 1 所示。均匀间隙模型分为内域和外域,其中内域为传统的轴对称模型;而外域包含了偏心机匣部分,为非轴对称模型;两者在径向的交界面为轴对称的圆柱面。出于加载边界条件的考虑,本文在轴向进出口处添加了多层网格并与外域连接。同时,出于交界面数据传递的考虑,设定内域具有一定的均匀间隙。

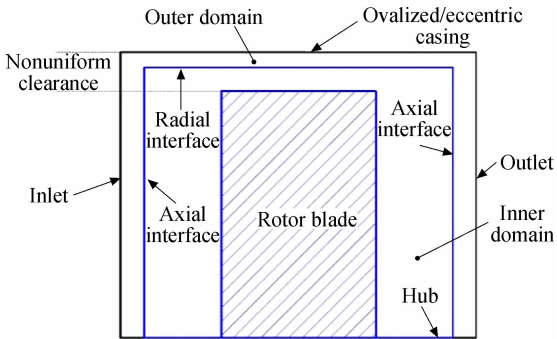


图 1 分域模型
Fig. 1 Domain model

Rotor 67 单转子的网格模型示意图如图 2 所示。本文采用 ANSYS CFX 进行计算,在关于非均匀间隙对风扇的影响研究中^[16]对网格无关性进行了验证,也校核了分域模型的适用性和计算方法的可靠性,能用于分析流场特征并比较性能相对差异。最终选取内域 201 万节点数、外域 75 万节点数的网格模型。

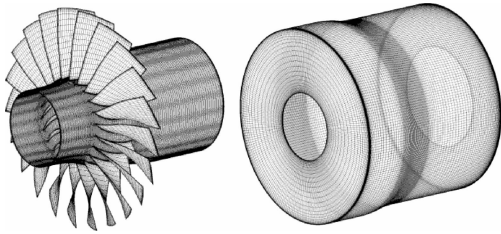


图 2 内外域模型网格
Fig. 2 Meshes of inner outer domain

1.2 进口总压畸变

飞机前机身的气动布局对进气道出口的流场影响很大,为了准确评估进气道出口气流,获得真实风扇进气总压畸变,需要对进气道内外流场统一求解。陈颖秀等^[17]对前机身/进气道内外流场建立一体化模型并进行计算求解,获得了不同攻角下进气道出口总压分布。本文选取其中 $i=0^\circ$ 攻角下的畸变图谱作为 Rotor67 风扇转子非均匀

间隙模型的进口总压条件,如图 3(a)所示。值得注意的是,进气道出口总压均值在 1.5×10^5 Pa 左右,为了定性研究进气畸变的影响作用,将总压畸变图谱的平均总压归一化为 1×10^5 Pa,并与水

平面均匀进气的工况进行对比分析。畸变图谱的加载方式如图 3(b)所示。

本文非定常数值模拟基于全周模型进行,进口条件以外的参数设置见表 1。

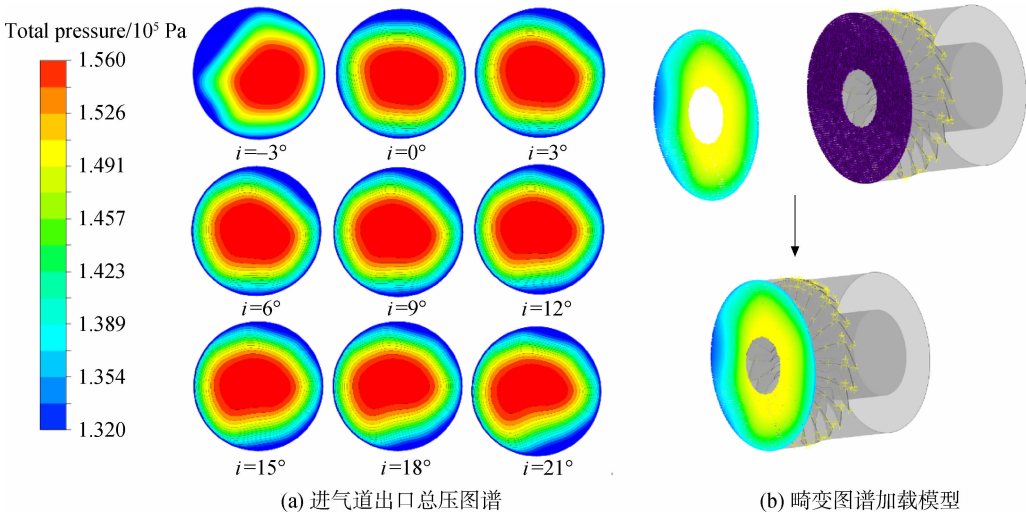
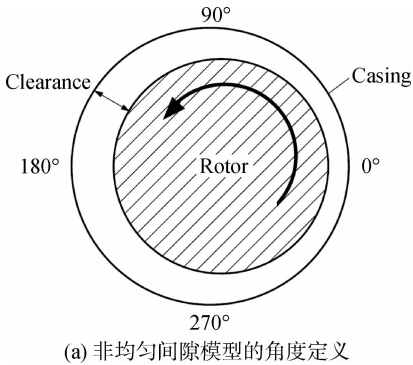


图 3 计算域进口边界条件
Fig. 3 Inlet boundary conditions of computational domain

表 1 Rotor 67 转子基本参数
Table 1 Parameters of rotor 67

参数	数值
转速/(r/min)	16 043
流量/(kg/s)	33.25
进口叶尖速度/(m/s)	429.0
进口叶尖马赫数	1.38
叶片数	22
展弦比	1.56
压比	1.63
进口轮毂比	0.375
出口轮毂比	0.478
叶尖间隙/mm	1.016

偏心形式的周向非均匀间隙条件下,风扇性能和流场细节对不同进口畸变区周向角度位置的相关响应是本文的主要关注点,偏心形式下,转子转向及进口畸变区与非均匀间隙的角度关系如图 4 所示,图 4(a)展示了角度 α 的定义,最小间隙在 $\alpha=0^\circ$ 处,最大间隙在 $\alpha=180^\circ$, $\alpha=90^\circ$ 和 $\alpha=270^\circ$ 则对应平均间隙位置。针对进口畸变区分布在 0° 、 90° 、 180° 、 270° 四个不同周向角度位置分别设立了计算模型。图 4(b)中 Case 1 表示畸变区位



(a) 非均匀间隙模型的角度定义

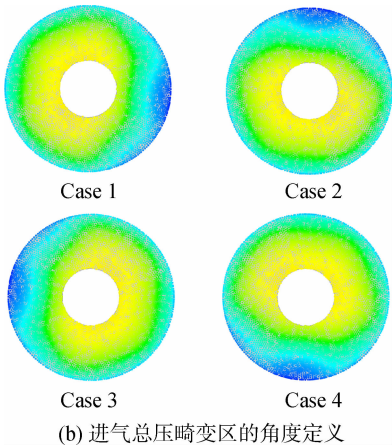


图 4 非均匀间隙和进气总压畸变区的角度关系
Fig. 4 Relative position of inlet total pressure distortion at nonuniform tip clearance

于 $\alpha=0^\circ$,即最小间隙位置,Case 3 表示畸变区位于 $\alpha=270^\circ$,即最大间隙位置,而 Case 2 和 Case 4 则位于平均间隙位置,但由于转子转向不同,Case 2 畸变位于小间隙向大间隙过渡的间隙扩张扇区,而 Case 4 则正好相反。

2 结果与讨论

2.1 进气总压畸变对风扇失速边界的影响

考虑到全周非定常计算量较大,研究仅对近失速状态下的上述四种进口条件进行了模拟。为了较准确地预测动态实时边界,出口平均静压以 50 Pa(0.05%进口平均总压)为步长逐渐增加,直至非定常计算流量发生突降,即进入失速失稳状态。图 5 各近失速特性线中,无量纲质量流量最小的工况点为近失速点。

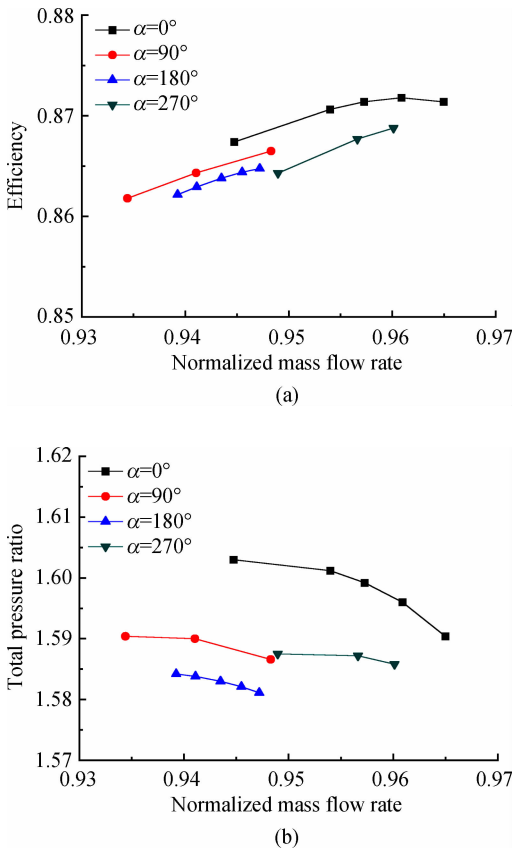


图 5 不同角度进气总压畸变下风扇近失速性能特性曲线

Fig. 5 Characteristic curves of fan at near stall with inlet total pressure distortion at different angles

对比效率和总压比曲线,基本呈现出类似的规律,即低总压畸变区作用在大间隙位置时,风扇效率和压比要小于其作用在小间隙位

置的情况。特别对于总压比曲线,Case 1(最小间隙)的压比明显大于 Case 3(最大间隙)的情况,而 Case 2 和 Case 4(平均间隙)的压比曲线则位于两者之间,即“平均间隙在中间,大小间隙在两边”。

从图 5 纵坐标的角度,可以得到上述畸变区与非均匀间隙相对位置关系对效率和压比的影响规律,但从横坐标的角度,即分析不同畸变区与非均匀间隙相对位置关系下的动态失速边界,可以发现其影响规律迥异于对效率、压比的影响。具体而言,Case 2 稳定裕度>Case 3 稳定裕度>Case 1 稳定裕度>Case 4 稳定裕度,呈现“平均间隙在两边,大小间隙在中间”的情况。

畸变区与非均匀间隙的相对位置对效率、压比的影响和对稳定裕度的影响存在差异,这是因为评价效率、压比主要看流场“均值”,而稳定裕度则与“局部流动”密切相关,本文进一步从流场角度深入分析其对稳定裕度的影响特征。

2.2 进气总压畸变对风扇流场的影响

为进一步探讨畸变区与非均匀间隙相对位置关系对稳定裕度的特殊影响,对不同畸变区角度位置下的风扇流场进行了分析对比。图 6 为畸变区在不同角度位置下,风扇转子 98%叶高的近失速状态静熵云图。根据文献[1]的分析可以得知,静熵值越大的区域泄露涡与激波的干涉作用越强,非定常脉动越明显;同时泄露涡边界线越靠近叶片前缘,越容易产生前缘溢流,即静熵值越大的区域,越容易产生失速先兆脉动。

图 6 中最左侧为无进气总压畸变情况下的非均匀间隙流动,观察周向 0° 到 360° 的静熵变化,并结合周向叶尖间隙大小的分布,可以得到如表 2 规律。

叶尖高静熵区域的变化与非均匀叶尖间隙的周向分布有明显的相关性。定性而言,叶尖静熵的周向分布与非均匀间隙的分布非常一致,即大间隙区域引起高静熵值,小间隙区域对应低静熵值;定量而言,在偏心非均匀间隙情况下,叶尖静熵值的周向变化总是滞后于间隙变化,滞后角度大约为 90° 。

在此基础上增加不同角度的进气总压畸变,即恶化某一角度的叶尖流动,通过两者的耦合、叠加作用,并结合上一小节的特性曲线,便可深入分析非均匀间隙下不同周向位置的流动对转子稳定性的影响。

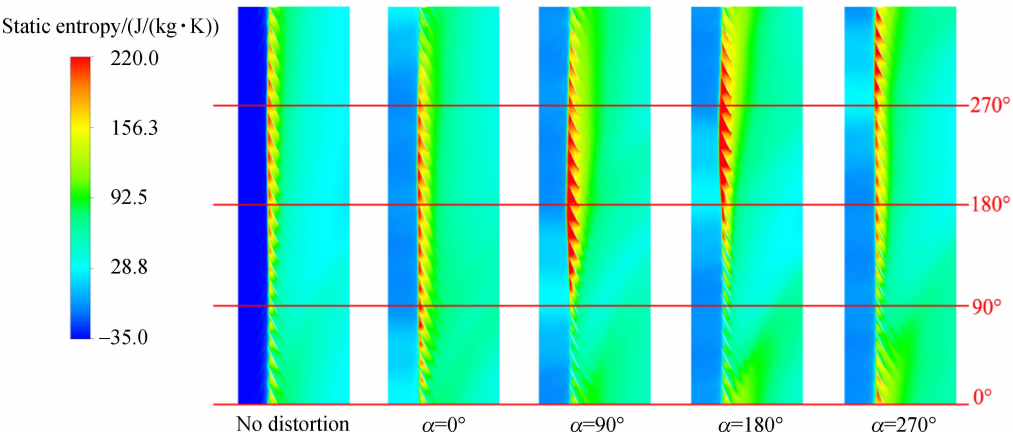


图 6 不同畸变情况下 98%叶高静熵云图

Fig. 6 Pressure contours of static entropy at 98% of the blade height with distortion at different angles

表 2 无畸变叶尖间隙和静熵变化趋势

Table 2 Trend of tip clearance and static entropy without distortion

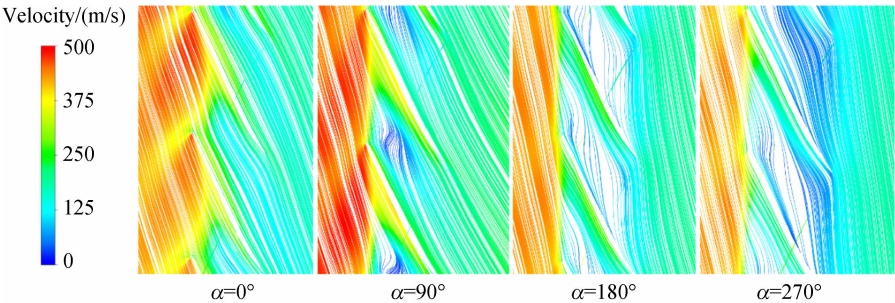
扇区	叶尖间隙	叶尖高静熵区域
0°~90°	增大	减小
90°~180°	增大	增大
180°~270°	减小	增大
270°~0°	减小	减小

同样,对比无畸变情况下的流场可以发现,进气总压畸变对叶尖流动的影响同样存在约 90°的滞后角,即畸变区在 0°位置时,90°位置的静熵值增大最明显,畸变区在 90°位置时,180°位置的静熵值增大最明显。以此类推,充分说明非均匀间隙的流动与畸变流动存在很大的相似性,一些适用于畸变进气的分析方法、模型可以尝试用于分析非均匀间隙流动。

在无畸变进气情况下,周向流动最恶劣的位置在 270°,即最大间隙(180°)滞后 90°的位置。结合文中第 2.1 节特性曲线可知,Case 3 畸变加载位置位于流动最恶劣处,风扇的稳定裕度最小;而 Case 2 虽然畸变位置对应的当地间隙与 Case 3

一致,但其稳定裕度最大。两者主要的差别在于分别位于间隙周向扩张扇区和收敛扇区,说明非轴对称流动中,非定常流动的周向变化对稳定性具有较大的影响。

图 7 展示了近失速状态不同畸变角度下,同一流道运转至不同周向位置时(不同时刻)98%叶高的流线图。从流线图中,同样能清晰看到畸变区影响流场的滞后效应。另外,从图 7(d)中能清晰看到,与其他几种情况比较,Case 3 最大区别是 0°位置的流动急剧恶化,而其他角度位置流动相对较为稳定。通常而言,突尖型失速发生的前兆是叶片前缘出现溢流并且尾缘出现反流,可以推测,Case 3 直接恶化了最小间隙位置(0°)的流动,使失速先兆在该位置附近出现。然而,对比其他三种情况,Case 1 的 90°位置、Case 2 的 180°位置以及 Case 3 的 270°位置,特别是后两种情况下,从图 7(a)、图 7(b)、图 7(c)中均可发现不同程度的溢流和反流现象,而流场并未进入失速(近失速状态),这说明先兆流动在周向周而复始的出现、消失,随着间隙的增大逐渐出现,又随着间隙的减小逐渐消失、耗散,其中,最小间隙位置作为“耗散”的终点,可以推测该位置的流动对旋转失速有关键影响,这也从某种角度解释了上文提到的畸



(a) Case 1

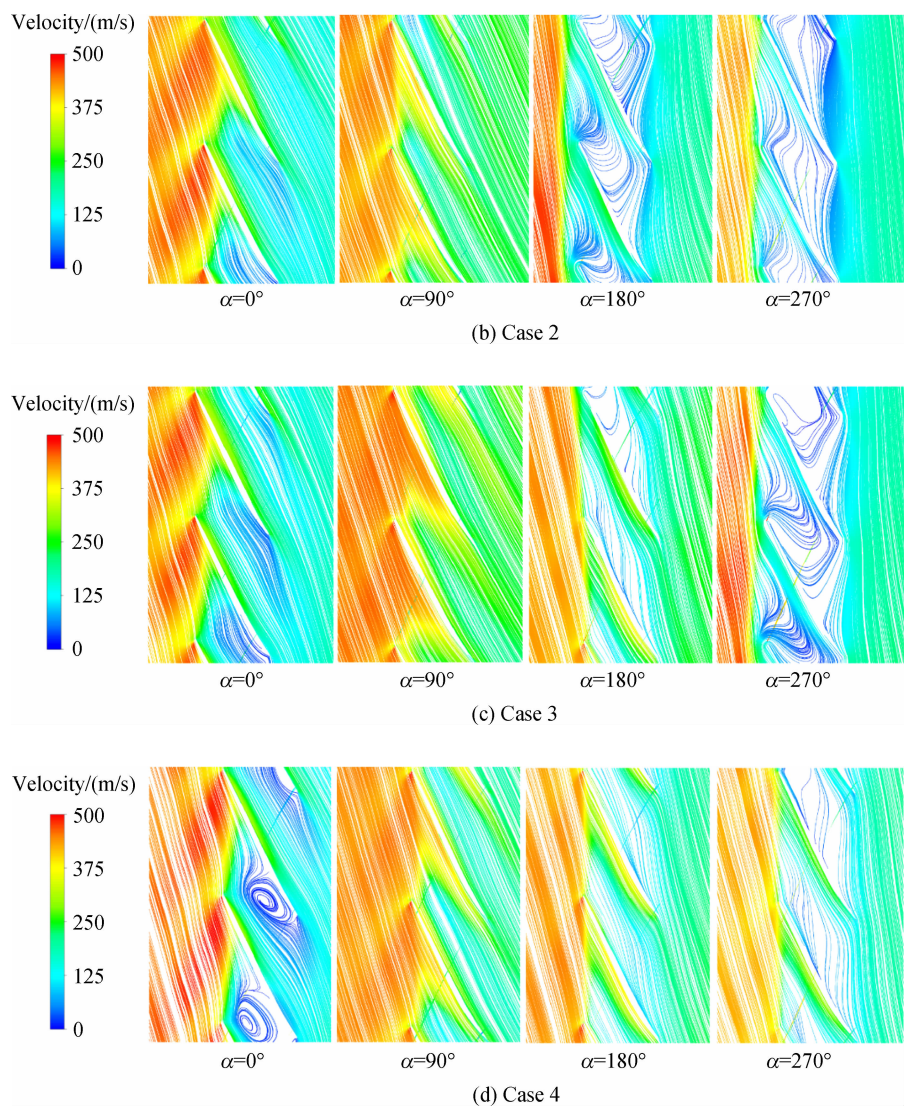


图 7 近失速状态四种情况下同一流道在不同周向位置流线图

Fig. 7 Streamline at different circumferential positions of the four cases near stall

变区在 270°时,最小间隙位置(0°)的流动被恶化,在气动特性上反映出稳定裕度最小的现象。

因此,可以初步推断非均匀间隙情况下的失稳机理:随着流量减小,大间隙位置的叶片通道前缘逐渐出现明显的溢流且尾缘出现反流,即出现失速先兆流动,若在均匀间隙情况下,该先兆流动容易在非定常脉动下迅速扩大并使整个转子失速,然而在非均匀间隙情况下,随着叶片通道从大间隙位置旋转至小间隙位置,间隙的通道流动逐渐被“优化”,不稳定的先兆流动被抑制进通道内并耗散消失,然而随着流量继续减小,大间隙区域的失速先兆脉动无法在整个间隙收敛区域内完全耗散掉便进入下一个间隙扩张的过程,先兆脉动迅速增大,并导致整个风扇转子进入失速。

图 8 展示了近失速状态 98%叶高叶片前缘周向静熵分布,对失速裕度差别最大的 Case 2 和

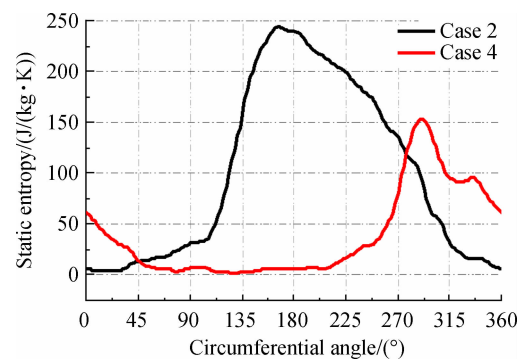


图 8 近失速状态 98%叶高叶片前缘周向静熵分布

Fig. 8 Static entropy at 98% span near leading edge at different circumferential positions near stall

Case 4 进行分析。可以发现,两者熵值均是先增大后减小。Case 2 间隙扩张的扇区(0°~180°)范围内熵值始终增大,且 90°以后熵值增加速率快

速增大,直到 180° 附近,在间隙收敛的扇区 (180°~360°) 范围内逐渐减小。这说明 Case 2 的间隙扩张段流动越来越恶劣,且 90° 位置的畸变加剧了该趋势,而在间隙收敛段,流动又逐渐被优化,结合图 7 的流线图可知,引起熵值增加的叶尖非定常脉动逐渐被“吞”进流道,改善了流道的流动特性。而对于 Case 4,其静熵峰值在 270 度左右,其熵值减小的扇区仅为 1/4 周左右,即 Case 4 流动改善的范围仅为 Case 2 的一半。从两者的静熵峰值也可以看出,Case 2 由于其周向流动改善能力更强,其前缘出现更严重的非定常溢流而不进入失稳,其抗失速能力强于 Case 4。

为了进一步分析 Case 2 与 Case 4 的差别,将转子周向分为 22 个扇区(对应 22 个风扇叶片),并统计各个扇区的流量及相对角度位置,其流量沿周向分布情况如图 9 所示。Case 2 与 Case 4 在 0° 和 180° 位置流量接近,而在 90° 和 270° 位置具有较大差异,说明某周向位置的进气畸变会严重影响当地的流量。不同于对叶尖流动的影响,畸变与流量的影响不存在滞后的现象。值得注意的是,再间隙收敛扇区,随着叶片通道接近最小间隙位置,其流动堵塞情况逐渐减弱,而越过最小间隙位置后,则堵塞现象开始加强,图 8 周向熵值的变化也同样有类似的趋势,说明最小间隙位置是分界点,其非定常流动特征是影响失速的关键因素,推断一旦该位置无法恢复前面时刻产生的高熵溢流,则转子将进入失稳。

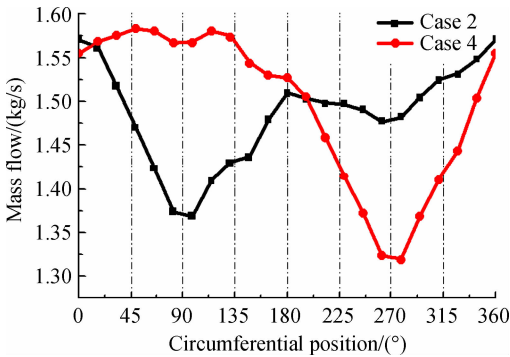
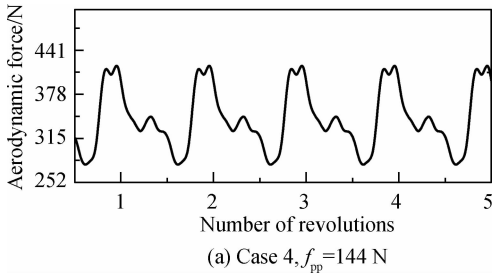


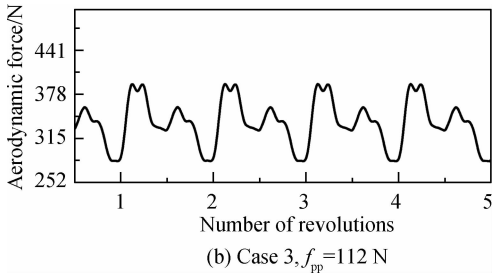
图 9 近失速状态 Case 2 与 Case 4 周向流量分布
Fig. 9 Mass flow distribution of Case 2 and Case 4 near stall

图 10 展示了不同畸变角度下叶片气动力的脉动曲线,可以发现气动力脉动的频率是一致的,不会随着总压畸变角度位置的变化而变化。其中 Case 1 和 Case 4 气动力曲线的峰峰值 f_{pp} 最大,均达到 144 N,而 Case 2 和 Case 3 气动力峰峰值

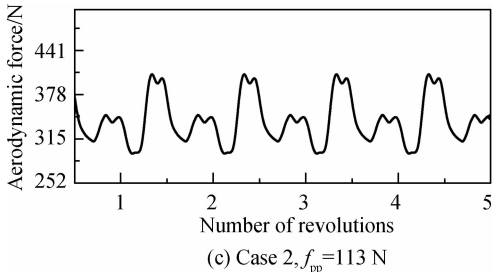
f_{pp} 最小,为 113 N 和 112 N。对应上文可以发现,气动力幅值的变化规律与稳定裕度的变化在定性上表现出较大的相似性,气动力脉动大对应着稳定裕度小,气动力脉动小对应稳定裕度大。气动力的差异说明了在进气畸变的影响下,叶片在周向非均匀间隙情况下所受到的气动力脉动 (144 N, 267 Hz) 是不容忽视的,特别注意的是,在椭圆形式非均匀下,气动力脉动幅值将达到 500~600 Hz,与叶片旋转状态下的固有频率极为接近,这种情况下,除了分析非均匀间隙对气动性能的影响,还必须考虑其对结构稳定性的影响。



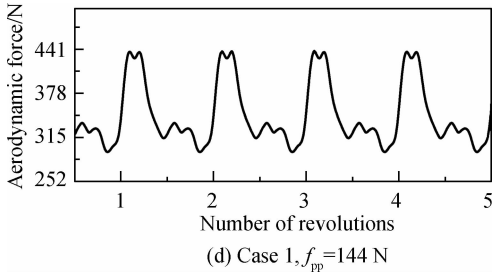
(a) Case 4, $f_{pp}=144$ N



(b) Case 3, $f_{pp}=112$ N



(c) Case 2, $f_{pp}=113$ N



(d) Case 1, $f_{pp}=144$ N

图 10 不同畸变角度 85% 叶高叶片表面压力脉动
Fig. 10 Pressure fluctuation on blade surface at 85% of the blade height with distortion at different angles

3 结 论

- 1) 在非均匀间隙条件下,畸变流对转子流道的主要影响位置总是滞后于畸变进口位置,滞后角度约为 90°。
- 2) Case 4 风扇的性能特征最差。即在原有非均匀间隙流场中最恶劣的流动位置附加畸变流,对整个风扇转子的影响是最大的。
- 3) 旋转失速与周向间隙收敛扇区的流动密切相关,推断一旦从大间隙到小间隙过程中无法将叶尖高熵溢流耗散,风扇转子将进入失速。
- 4) 无论非均匀间隙还是进气总压畸变,都直接影响了泄露涡与激波的干涉作用,进而影响非定常气动力,其对结构稳定性的影响值得在后续研究中进一步分析。

参考文献:

[1] SMITH. The effect of tip clearance on the peak pressure rise of axial-flow fans and compressors[R]. New York: ASME Symposium on Stall,1958.

[2] LATTIME S B,STEINETZ B M. High-pressure-turbine clearance control systems;current practices and future directions[J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20(2):302-311.

[3] SCOTT B L,BRUCE M S. Turbine engine clearance control systems;current practices and future directions[R]. AIAA-2002-3790,2002.

[4] STEENKEN W G, WILLIAMS J G, YUHAS A J, et al. Factors affecting inlet-engine compatibility during aircraft departures at high angle of attack for an F/A-18A aircraft [R]. NASA/TM-1999-206572,1999.

[5] GRAF M B,WONG T S,GREITZER E M,et al. Effects of non-axisymmetric tip clearance on axial compressor performance and stability[J]. Journal of Turbomachinery, 1998,120(4):648-661.

[6] FREEMAN C. Effect of tip clearance flow on compressor stability and engine performance[R]. Brussels, Belgium: von Karman Institute for Fluid Dynamics,1985.

[7] HORLOCK J H,GREITZER E M. Non-uniform flows in axial compressors due to tip clearance variation[J]. Journal of Mechanical Engineering Science 1983,197(3):173-178.

[8] 梁武昌,楚武利,朱俊强,等. 非轴对称尖部间隙对轴流压

气机性能影响的实验研究[J]. 航空动力学报,2004, 19(2):233-236.

LIANG Wuchang, CHU Wuli, ZHU Junqiang, et al. Effects of asymmetric tip clearance on axial flow compressor performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(2):233-236. (in Chinese)

[9] GOVARDHAN M,VISWANATH K. Investigations on an axial flow fan stage subjected to circumferential inlet flow distortion and swirl[J]. Journal of Thermal Science,1997, 6(4):241-250.

[10] 陈美宁,朴英,王大磊. 总压进气畸变对压气机转子气动影响的数值模拟[J]. 航空动力学报,2009, 24(8):1792-1798.

CHEN Meining, PIAO Ying, WANG Dalei. Numerical simulation of the effect of total pressure inlet distortion on a compressor rotor[J]. Journal of Aerospace Power,2009, 24(8):1792-1798. (in Chinese)

[11] COUSINS W T,GEORGES M J,REZAEI H. Inlet distortion testing and analysis of a high-bypass ratio turbofan engine[R]. International Symposium on Air Breathing Engines,ISABE-2003-1110. 2003.

[12] HAH C,RABE D C,SULLIVAN T J,et al. Effects of inlet distortion on the flow field in a transonic compressor rotor[J]. Journal of Turbomachinery, 1998,120(2):233-246.

[13] 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.

[14] CAMERON J D,BENNINGTON M A,ROSS M H, et al. Effects of steady tip clearance asymmetry and rotor whirl on stall inception in an axial compressor[R]. ASME Paper GT2007-28278,2007.

[15] YOUNG A,DAY I,PULLAN G. Stall warning by blade pressure signature analysis[J]. Journal of Turbomachinery, 2011,135(1):1589-1599.

[16] CHEN Y,HOU A,ZHANG M,et al. Effects of nonuniform tip clearance on fan performance and flow field[R]. ASME Paper GT2015-42133,2015.

[17] 陈颖秀,侯安平,张章,等. 前机身/进气道攻角特性的数值与试验研究[J]. 推进技术,2014,35(6):727-734.

CHEN Yingxiu, HOU Anping, ZHANG Zhang, et al. Numerical and experimental studies on characteristics under angle of attack for forebody-inlet[J]. Journal of Propulsion Technology,2014,35(6):727-734. (in Chinese)

(编辑:张 雪)