

不同范围进口畸变对亚声轴流压气机的影响

张皓光¹, 安康¹, 谭锋¹, 楚武利^{1,2}, 吴艳辉^{1,2}

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;

2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 借助于计算流体动力学商用软件 NUMECA, 通过使用 10 通道非定常数值模拟的方法, 研究了不同范围的进口气流畸变对亚声速轴流压气机性能、稳定性和流场的影响。研究对象是西北工业大学单级轴流亚声压气机转子。不同范围的进口畸变是通过在进口径向段设置不同范围栏杆的方法产生的。结果表明: 进口畸变不但降低了压气机转子的性能, 而且使转子的稳定工作范围减少。畸变范围越大, 上述现象越明显。通过详细分析内部流场表明: 畸变后, 由于部分通道叶顶间隙泄漏流溢流和附面层分离的影响, 造成通道内严重的堵塞, 进而诱发转子失速。畸变范围越大, 影响也越大。

关 键 词: 不同范围; 进口畸变; 轴流压气机; 非定常; 栏杆

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Influence of inlet distortion of different ranges on subsonic axial-flow compressor

ZHANG Haoguang¹, AN Kang¹, TAN Feng¹,

CHU Wuli^{1,2}, WU Yanhui^{1,2}

(1. School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: By means of computational fluid dynamics commercial software NUMECA, the effects of inlet distortion of different range on the performance, stability and flow-field in a subsonic axial-flow compressor were investigated with ten-annulus unsteady numerical method. The research object was the single-stage subsonic axial-flow compressor rotor of Northwestern Polytechnical University. The inlet distortion of different range was generated by setting some barriers on the inlet ring surface. Results showed that inlet distortion didn't only degrade the performance of the compressor rotor, but also decreased the stability of the rotor. And the larger distortion range indicated the more obvious phenomenon mentioned above. The fundamental flow mechanism was obtained by detailed analysis of the flow-field in rotor passage. Inlet distortion led to serious blockage in tip blade passage and further induced rotor stall because of the influence of the tip clearance leakage flow and the separation of boundary layer in some tip blade suction. Like above, the larger distortion range meant

收稿日期: 2016-10-17

基金项目: 国家自然科学基金重点项目(51536006); 国家自然科学基金(51006084); 航空科学基金(2014ZB53014); 陕西省自然科学基金(2015JM5202)

作者简介: 张皓光(1981—), 男, 副教授, 博士, 研究领域为叶轮机械气动热力学。

引用格式: 张皓光, 安康, 谭锋, 等. 不同范围进口畸变对亚声轴流压气机的影响[J]. 航空动力学报, 2018, 33(4): 776-784. ZHANG Haoguang, AN Kang, TAN Feng, et al. Influence of inlet distortion of different ranges on subsonic axial-flow compressor [J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(4): 776-784.

the more serious influence.

Key words: different ranges; inlet distortion; axial-flow compressor; unsteady; barrier

进口均匀是压气机工程设计所期望的,但是在压气机实际工作中,进口均匀往往难以实现,亦即压气机通常是在进口畸变的条件下运行的。进口畸变会使压气机性能和稳定裕度下降,严重时还可能造成旋转失速或者喘振,使发动机不能正常稳定地工作,直接威胁着飞行安全。因此,国内外诸多学者针对进口气流畸变对压气机性能及稳定性的影响进行了大量的研究工作。

早在 20 世纪 50 年代,Harry 和 Malker 等利用畸变网模拟发动机进口畸变流场,试验研究了周向、径向和复合压力畸变对发动机的影响^[1-2]。研究表明,进口畸变严重恶化了发动机的气动性能和稳定性。但限于当时的研究手段和测试技术,很难对内部流场、影响机理进行分析。随着数值研究手段的出现,构建稳态畸变模型得到了应用,其中最具有代表性的是平行压气机模型、激盘模型等^[3-4]。但是这些模型做了一定的简化和假设,受各种条件约束,得到的结果误差比较大,不能准确地捕获内部流场。近些年来,国内外相关研究人员各自发展出了针对不同问题的三维彻体力模型^[5-8]。在消耗较少计算资源的条件下较为准确地反映了进气畸变对压气机总性能的影响,但这种方法对压气机稳定边界的预测能力有所欠缺。与此同时,随着计算机和 CFD 技术的发展,通过多通道定常/非定常数值的方法来研究进口气流畸变对压气机性能及稳定性的影响被国内外学者广泛使用^[9-14]。文献[10]采用全三维定常、非定常数值模拟的方法,研究了 3 种不同周向总压畸变对亚声轴流压气机性能及流场的影响。结果表明,周向总压畸变对该压气机转子总性能影响不大,而对它的失速裕度影响较大。文献[13]应用全流道三维非定常数值模拟的方法,研究了不同形式总压畸变对超声速压气机总体性能参数的影响、流道内的流动损失,并重点分析了动叶顶部流场和静叶端区流场对畸变的动态响应。虽然在他们的研究^[9-14]中详细分析了流场,但进口畸变对压气机内部流动影响的机理仍未能解释得十分清晰,有待继续研究。其次,进口畸变段大多与压气机转子以相同的转速一起转动,没有考虑到实际发动机情况下进口畸变段与风扇/压气机转子之间的非定常干涉现象。与此同时,在以往的进口畸变数值模拟中,通常是改变进口

端面不同周向/径向范围的总压或总温来产生畸变;而在进口畸变试验中,往往采用金属丝网、旋转畸变发生器、插板等形式来产生进口畸变。

本文以西北工业大学单级轴流亚声压气机转子为研究对象,采用 10 通道非定常数值模拟的方法,进行了针对不同范围进口畸变的研究。区别于现有的绝大部分进口畸变数值研究,本文在研究中保持进口畸变段静止。同时为了保证与以后试验研究中产生畸变流方式一致,数值研究中在进口径向延伸段中通过设置栏杆的方式产生畸变流。通过分析比较不同进口状况下压气机转子内部流场,揭示了不同畸变范围下进口畸变对压气机转子流场及稳定性影响的机理。

1 研究对象与数值计算方法

1.1 研究对象

本文所选取的研究对象为西北工业大学单级轴流亚声压气机转子,其主要设计参数如表 1 所示。

表 1 主要几何和性能参数
Table 1 Main geometry and performance parameters

名称	转子参数
设计流量/(kg/s)	5.6
设计等熵绝热效率	0.905
设计总压比	1.245
最大工作转速/(r/min)	15 200
叶顶相对马赫数	0.78
轮毂比	0.61
叶片数	30
叶片展弦比	1.94
顶部径向间隙/mm	0.32

1.2 数值计算方法

本文为了节省计算时间和资源,分别进行了 10 通道进口均匀、进口 24°畸变、进口 48°畸变 3 种不同进口状况下的研究工作(研究的轴流压气机转子叶片数目为 30,计算中进行了 10 通道非定常数值模拟,其中进口 2 通道畸变即进口 24°畸变,进口 4 通道畸变即进口 48°畸变)。进口畸变

段保持静止,同时在进口径向延伸段中通过设置栏杆的方式产生畸变,其几何结构如图 1 所示。

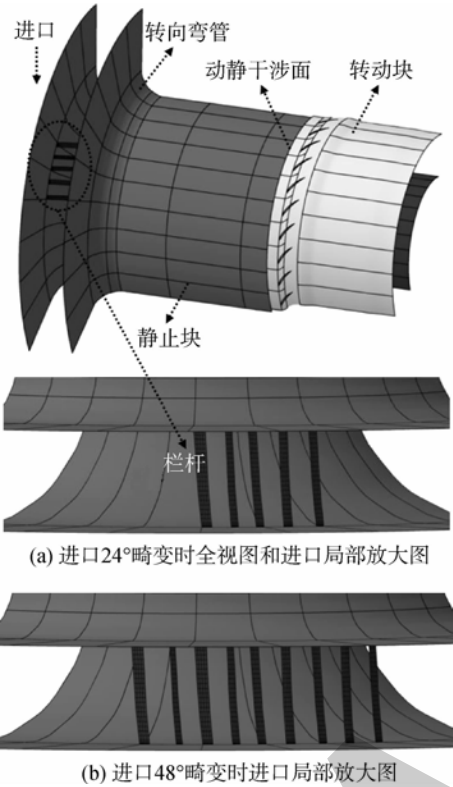


图 1 转子及进口畸变示意图

Fig. 1 Configuration of rotor with inlet distortion

文中使用了 NUMECA 软件的 IGG 模块进行了网格划分,转子通道使用了 HOH 型贴体网格,进出口延伸段、栏杆均采用了 H 型网格,叶顶间隙区则使用了蝶型网格。不同进口状况下数值计算总网格数都约为 650 万,网格朝固体壁面方向进行了加密,离开固体壁面的第 1 层网格的无量纲化距离 y^+ 限制在了 10 以内。同时,前期的数值研究结果^[15]表明,该压气机转子单通道网格总数达到 65 万以上时,计算已达到网格无关性的要求。

使用了 Fine turbo 模块进行非定常数值计算,其中采用 $k-\epsilon$ 湍流模型求解三维雷诺时均 N-S (Navier-Stokes) 方程;采用了中心差分格式对空间项进行离散;采用了隐式双时间方法,10 通道计算中转子每个周期设定 200 个物理时间步长,每一物理时间步长下的虚拟时间步长为 20;进口延伸段设为静止域,转子通道及出口延伸段设为转动域,非定常计算时采用 domain scaling 方法对转动域与静止域之间的动静干涉面进行数据传递。

在所有工况计算中,进口边界条件为:绝对总温为 288.1 K,绝对总压为 101325 Pa,进口气流方向为径向(与单级轴流压气机转子试验台进气方式保持一致)。出口边界条件采用给定平均静压的方法,固体壁面均采用绝热无滑移边界条件。

2 数值模拟结果分析

2.1 总性能分析

图 2 给出了该压气机在 53% 转速 (8 130 r/min) 下的特性曲线, IU/Exp.、IU/Cal. 分别为进口均匀 (inlet uniform, IU) 条件下的试验值和和非定常计算值, ID24/Cal. 和 ID48/Cal. 分别为进口畸变 (inlet distortion, ID) (24°) 和进口畸变 (inlet distortion) (48°) 条件下的非定常计算值。从图 2 中可以发现,进口均匀时计算得到的近失速工况流量比试验值稍微低一点,但相差不多。在整个流量范围内,通过计算得到的压比较相应

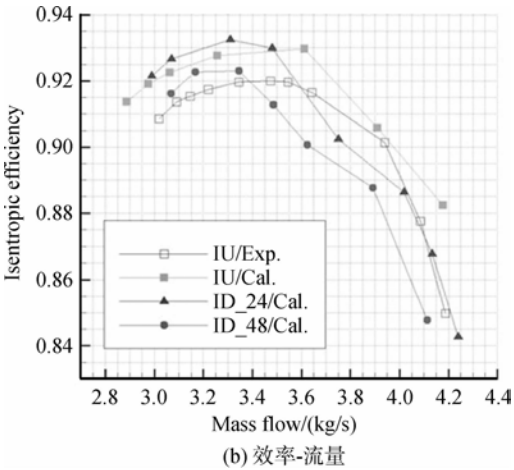
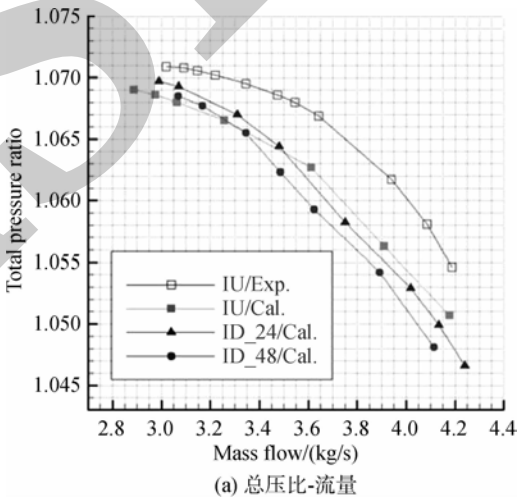


图 2 转子特性曲线(53%转速)

Fig. 2 Rotor performance curves (53% speed)

的试验值偏低一些,效率较相应的试验值偏高一些。总体来说,虽然计算得到的压气机性能曲线与试验性能曲线存在差异,但误差在可接受的范围内,且变化趋势吻合的较好。上述差异可能是由网格数目的多少、湍流模型的选取、离散精度的高低等计算因素以及测点位置的选择、测量引起的误差等试验因素造成的。从图 2 中还可以看出,进口畸变后转子在近失速工况的流量比进口均匀时的大,并且畸变区域越大,近失速流量越大。在大流量工况下压比和效率都下降得较多,小流量工况下压比和效率变化不大,畸变区域越大,上述变化越明显。

表 2 列出了流量约为 3.6 kg/s(进口均匀工况效率此时接近峰值)时 3 种进气方式的压比、效率。通过计算得到,进口 24°畸变和进口 48°畸变时压比分别降低了约 0.10%、0.32%,效率分别降低了约 1.30%、3.13%。结果表明,进口畸变降低了压气机转子的压比和效率,并且畸变范围越大,降低得越多。

表 2 峰值效率点改进量

Table 2 Improvement of peak efficiency point

参数	IU	ID_24	ID_48
总压比	1.0627	1.0616	1.0593
改进量/%		−0.10	−0.32
等熵效率	0.9297	0.9176	0.9006
改进量/%		−1.30	−3.13

非定常计算结果表明,进口畸变后转子的失速边界朝右移动,压气机稳定工作范围变窄。引入综合失速裕度改进量 $\bar{m}$ 指标

$$\bar{m} = \left(\frac{\pi_{ds}^*/M_{ds}}{\pi_{us}^*/M_{us}} - 1 \right) \times 100\%$$

其中 π^* 和 M 分别代表总压比、流量,下标 d、u、s 分别代表进口畸变、进口均匀、近失速边界点。经过计算得到,进口 24°畸变和进口 48°畸变后获得的综合失速裕度改进量分别约为 −3.35%、−5.88%,详细如表 3 所示。

表 3 失速裕度改进量

Table 3 Improvement of stall margin

参数	IU	ID_24	ID_48
近失速流量	2.8881	2.9901	3.0672
总压比	1.0690	1.0697	1.0685
失速裕度改进量/%		−3.35	−5.88

以上分析说明进口畸变不但降低了压气机转子的性能,而且还使转子的稳定工作范围减少,并且畸变范围越大,影响越大。

2.2 压气机内部流动分析

为了比较不同范围的进口畸变对压气机转子流场的影响,在下面的分析中主要对比了 3 种不同进气方式下流量同约为 3.06 kg/s 的 3 个工况。此时,进口 48°畸变对应的工况为近失速工况。

由于本文进口畸变是通过在进口径向延伸段中设置栏杆的形式产生的,均匀的气流经过栏杆后,总温、总压、速度场都存在一定程度的畸变。通过流场分析得出,速度场的畸变对压气机转子的性能、稳定性产生了重要的影响。因而首先对进口延伸段内的速度场做一个简要的分析非常必要。图 3 给出了轴向延伸段内垂直旋转轴的一个截面上(靠近转静交界,静止)气流周向速度分量(V_θ)的分布云图(时均值,从出口方向观察,转子逆时针方向转动)。从图 3(a)中可以看到,进口均匀时该截面上周向速度分布均匀,且基本为零。进口畸变后,图 3(b)、图 3(c)中可以清晰地观察到周向速度分布发生变化。在截面上端靠近机匣的区域存在一个近似对称的流动分布,右侧深灰色区域周向速度为负(与转子转向相反),左侧浅灰色区域周向速度为正(该区域对称的流动布局直接影响了压气机转子的性能及稳定性,后文将着重对转子叶顶区域流场进行分析)。在截面中下部靠近轮毂区域也存在着一个近似对称的流动分布,与截面上端流动分布刚好相反(该区域流动布局对转子影响很小,后文将不予讨论)。从图 3(b)、图 3(c)中还可以发现,畸变区域越大,上述流动布局的影响范围越大。

为了研究上述流动布局对转子通道叶顶区域流场的影响,图 4 给出了某时刻 t 转子 98% 叶高处进口延伸段和 10 个叶片通道内相对马赫数分布云图(沿着圆周方向展平)以及部分区域(进口 48°畸变时栏杆所在区域)的绝对速度流线分布。从图中可以发现,进口均匀时进口延伸段及每个叶片通道内流场分布几乎完全一致。虽然通道也有低能流体出现(蓝色所示区域),但区域很小,对通道内部流动影响不大。与图 3(a)中结论一致,气流基本上沿着轴向流入叶顶通道。进口畸变后,受栏杆影响进口延伸段部分区域出现低能流体。同时从流线分布中可以非常容易地发现图 3(b)、图 3(c)中转子进口上游处存在的近似对称的流动布局。在近似对称中心处切向速度基本为

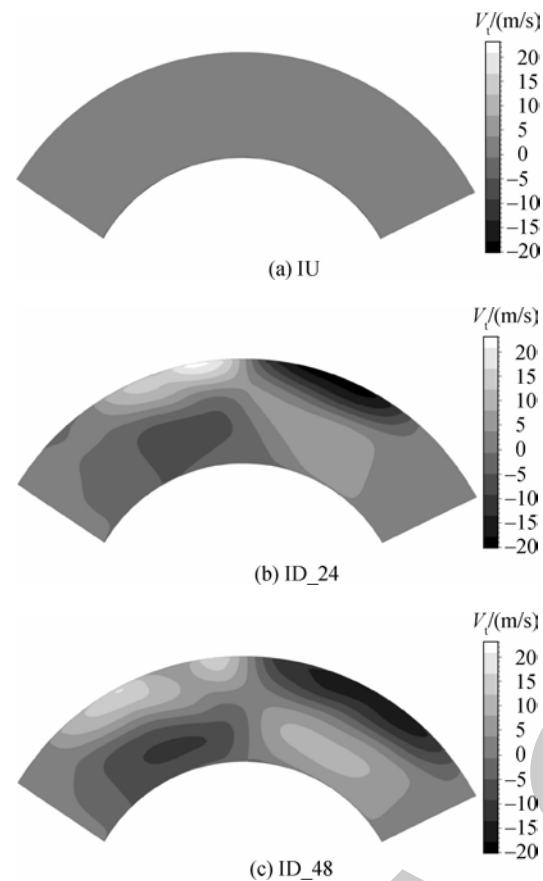


图 3 转子进口绝对周向速度(时均值)
Fig. 3 Absolute circumferential velocity of rotor inlet
(time-averaged)

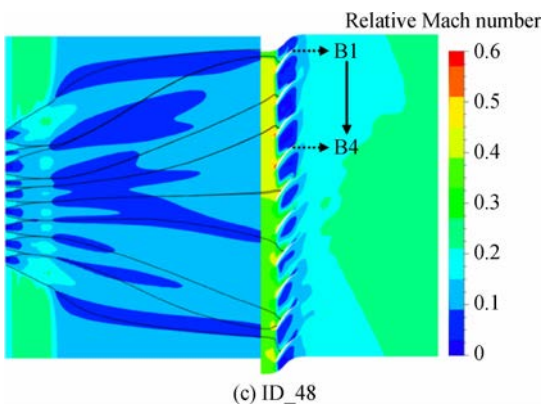
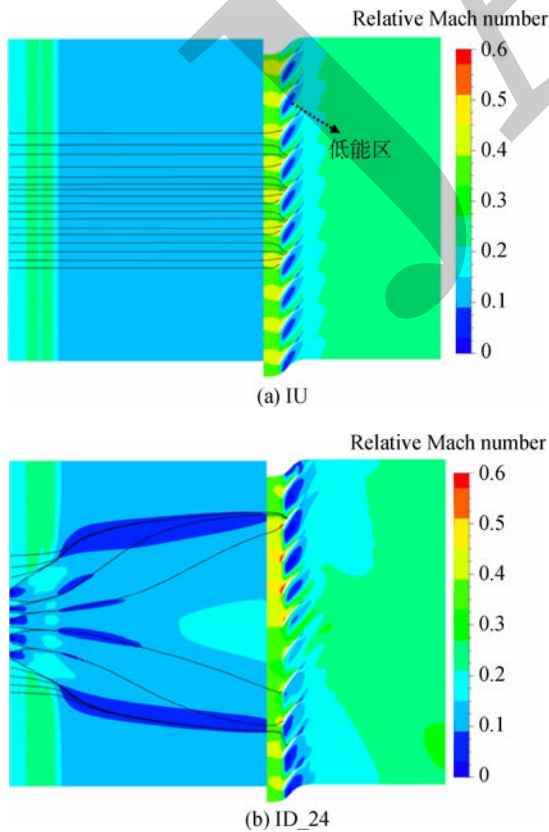


图 4 98%叶高处相对马赫数($t=11.07011\times10^{-2}$ ms)
Fig. 4 Relative Mach number at the blade 98% span
($t=11.07011\times10^{-2}$ ms)

零;在对称中心右侧切向速度为负,左侧切向速度为正,并且都先增大后减小(从出口方向观察);直至到达两侧边缘的时候又基本变为轴向进气。正是由于上述的气体流动分布导致了叶片通道中流动状况的发生改变,部分叶片通道内靠近压力面区域出现了大面积的低能气体,进而造成了通道堵塞。进口 48°畸变时相比进口 24°畸变时出现大面积通道堵塞的通道数更多,堵塞区域更大,几乎遍及整个通道(叶片 B1~B4 之间的通道尤为突出)。如果转子出口背压继续增大,必将加剧通道内气流堵塞程度,最终触发压气机的失速。

由上述分析已知,进口 48°畸变时叶片 B1~B4 之间的通道内存在大面积的低能流体。故而,图 5 给出了相同时刻转子 98%叶高处 3 个通道内的相对速度矢量分布图,其中通道 1、通道 2、通道 3 分别为图 4 中叶片 B1~B4 之间的通道。从图中可以观察到,进口均匀时,3 个叶片通道内流动分布情形基本相同。气流能够非常顺利流入/流出通道且没有发生回流,叶片吸力面附面层在尾缘附近脱落,通道中气体流动状况良好。进口畸变后,3 个叶片通道内出现了不同程度的逆流,部分区域的气流垂流向叶片压力面。这将阻碍上游气体进入叶片通道,使进口来流只能在靠近叶片吸力面处的窄小区域内进入转子通道(这与图 4 部分叶片通道出现大范围低能气体区一致),造成一定程度的通道堵塞。但两种畸变方式还是存在较大的差别,进口 48°畸变时相较于进口 24°畸变时回流区面积更大,几乎占据整个叶片通道;吸力面附面层分离位置提前(进口 24°畸变时吸力面附面层在尾缘附近脱落);并且通道前缘气流垂流向叶片压力面的位置更加靠前,几乎到达叶片前缘,因而造成的气流堵塞严重的多。

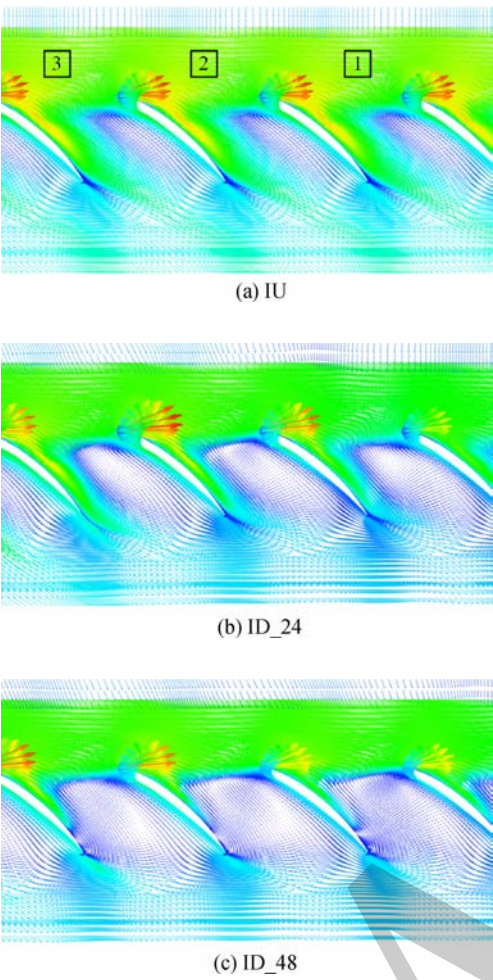


图 5 98%叶高处相对速度矢量
($t=11.07011\times10^{-2}$ ms)

Fig. 5 Relative velocity vector at the blade 98% span
($t=11.07011\times10^{-2}$ ms)

为了更加清晰地说明进口畸变后某些叶片局部吸力面附面层分离位置提前以及通道中出现回流区,图 6 给出了某时刻转子 98%叶高处 3 个通道内的流线图(与图 5 中时刻以及标注完全一致)。从图中可以得出,进口均匀时,3 个通道内流动状况良好且叶片吸力面附面层在尾缘附近脱落。进口畸变后,通道内出现不同程度逆流堵塞,且畸变范围越大,堵塞现象越明显。进口 48°畸变时能够明显地观察到吸力面附面层分离位置更加靠近前缘,堵塞区域几乎遍及整个通道。综上所述可得,进口畸变后,在高叶展处某些叶片通道分离起始位置越靠近前缘,加重了某些通道中的气流堵塞状况,这与前面得出的结论一致。

图 7 为转子叶顶区域部分间隙泄漏流线在某时刻的分布图(与前面的时刻及标注完全一致)。从图中可以发现,进口均匀时的间隙泄漏流线在 3 个通道中分布状况良好,大部分泄漏流线能够

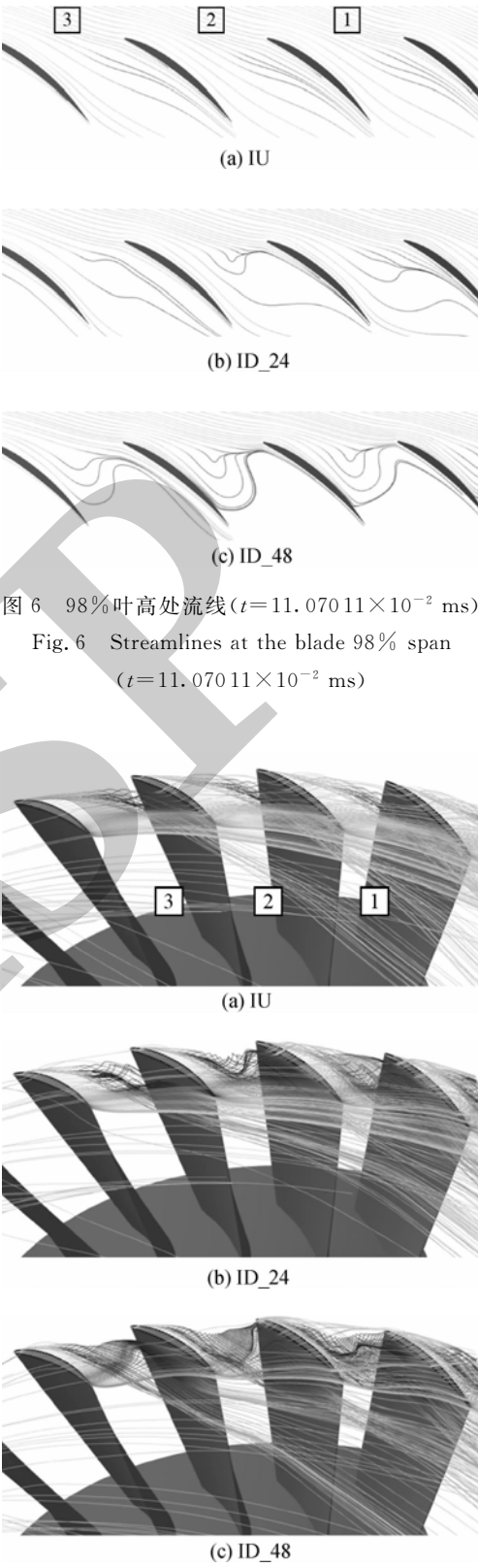


图 6 98%叶高处流线($t=11.07011\times10^{-2}$ ms)

Fig. 6 Streamlines at the blade 98% span
($t=11.07011\times10^{-2}$ ms)

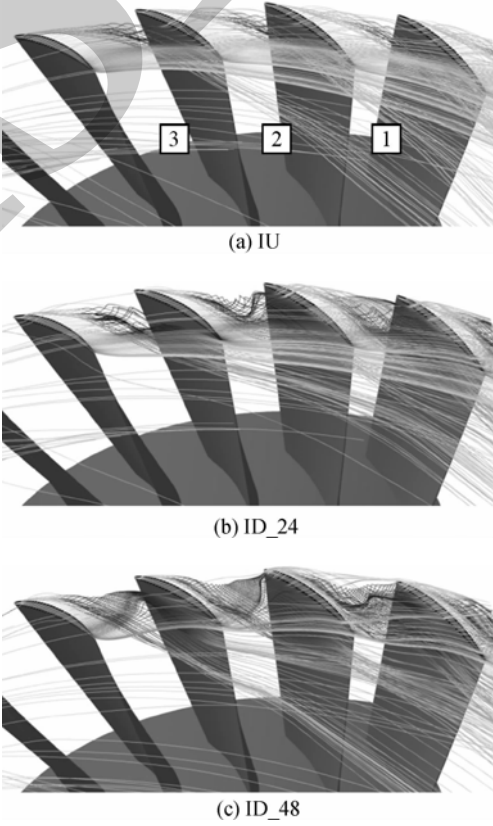


图 7 叶顶区域间隙泄漏流线($t=11.07011\times10^{-2}$ ms)

Fig. 7 Leakage streamlines in the clearance of blade tip
($t=11.07011\times10^{-2}$ ms)

比较顺利地流出通道;虽有部分泄漏流线溢流到相邻叶片通道,但都是从叶顶中后部溢流到相邻的叶片通道。当进口畸变后,明显观察到 3

个叶片通道的间隙泄漏流溢流位置更加靠近前缘,并且通道中流动更加紊乱。进口 48°畸变时正是由于叶顶间隙泄漏流从叶片前缘泄流到相邻的通道,阻止进口来流进入叶片通道,进而造成了大面积的通道堵塞,使通道内流动状况恶化。结合图 5 和图 6 分析可得,进口畸变范围增大后,使叶顶前缘泄漏流造成的负面影响变大,即在更高的叶展处溢流到相邻的叶片通道,进而阻碍来流进入叶片通道,这样反过来又加剧了叶顶吸力面附面层的分离。

根据图 5~图 7 的分析可判断不同畸变来流条件下,叶顶泄漏流造成的堵塞是诱发该转子失速的关键因素。理由为:在进口 24°畸变时,叶顶通道内的堵塞主要是由泄漏堵塞造成,叶顶通道内无明显的叶片吸力面附面层分离现象。随着畸变范围增加到 48°畸变时,叶顶叶片吸力面的附面层分离位置提前且分离现象较为明显。

图 8 给出了转子叶顶区域进口气流角、出口气流角以及进口轴向速度沿叶展的分布曲线图(时均值、叶片 B2 所在通道周向平均,气流角定义为 $\arctan(W_z/W_t) \times 180/\pi$,其中 W_z 为进口轴向速度, W_t 为进口周向速度)。从图 8(a)和图 8(b)中可以发现,进口畸变后,叶顶区域进口气流角和出口气流角都有所减小,且畸变范围越大,减少的越多,受影响的径向范围也越大。这说明进口畸变后气流攻角和落后角变大,叶片前缘负荷增大,导致叶片吸力面附面层容易产生流动分离;并且畸变范围越大,上述现象越明显。从图 8(c)中可以发现,进口畸变后,叶顶区域进口轴向速度减小,且畸变范围越大,减少的越多。这说明进口气流轴向动量不足,致使间隙泄漏更加靠近叶片前缘;同样,畸变范围愈大,上述现象愈加明显。在近机匣壁面小部分径向范围内,气流进口轴向

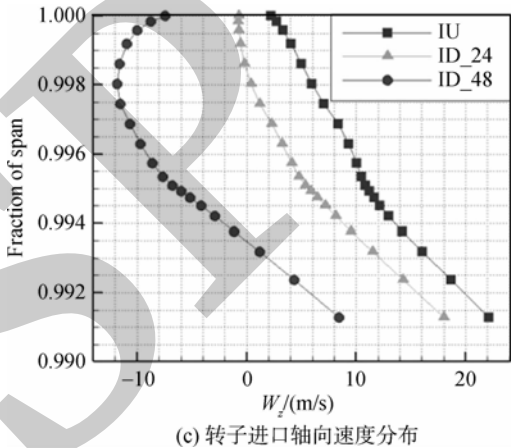
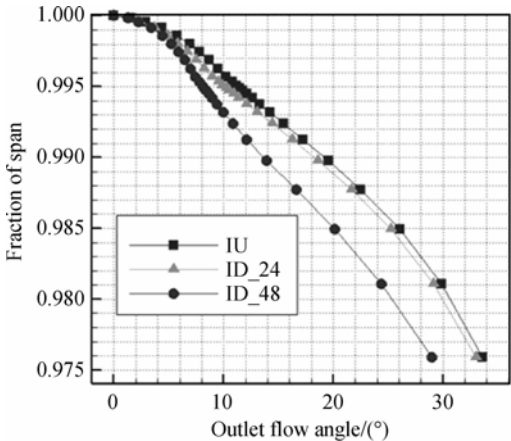
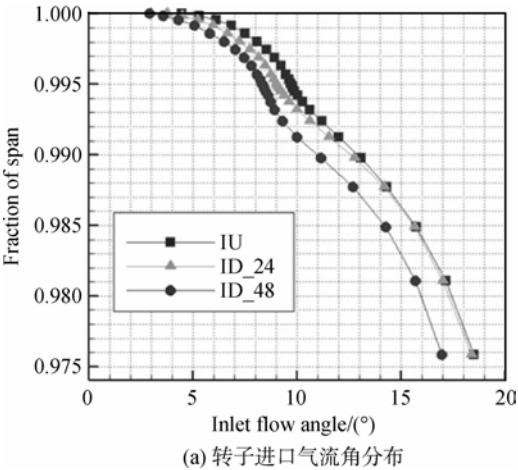


图 8 叶顶区域 3 种参数分布(时均值)
Fig. 8 Three parameters distribution on the tip of blade (time-averaged)

速度甚至出现负值,造成该区域存在间隙倒流现象。进口畸变后,叶顶区域附面层易发生分离,与间隙泄漏流相互作用,造成通道堵塞,出现间隙倒流现象,这与前面分析一致。

图 9 为进口 48°畸变时 5 个不同时刻 $t_1 \sim t_5$ 转子叶顶区域间隙泄漏流线图,经过 5 个时刻,转子在周向转过一个栅距(图中标识与前文一致)。通过观察可以发现,随着时间的推进,通道 1 中间隙泄漏流线不断前移,在叶片 B1 更高的叶展前缘处溢流到相邻的叶片通道,造成通道 1 叶顶区域堵塞程度不断加深;通道 3 中的间隙泄漏流线不断后移,在叶片 B3 更低的叶展处溢流到相邻的叶片通道,且只有很少溢流到相邻的叶片通道,通道 3 内流动状况得以改善,堵塞区域减小。正是由于气流经过栏杆后的近似对称流动分布(图 3、图 4 所示),当叶片通道进入低进气角区域时,吸力面分离提前,与叶顶泄漏流的相互作用造成通道堵塞,通道中出现大面积低能流体区域;当叶



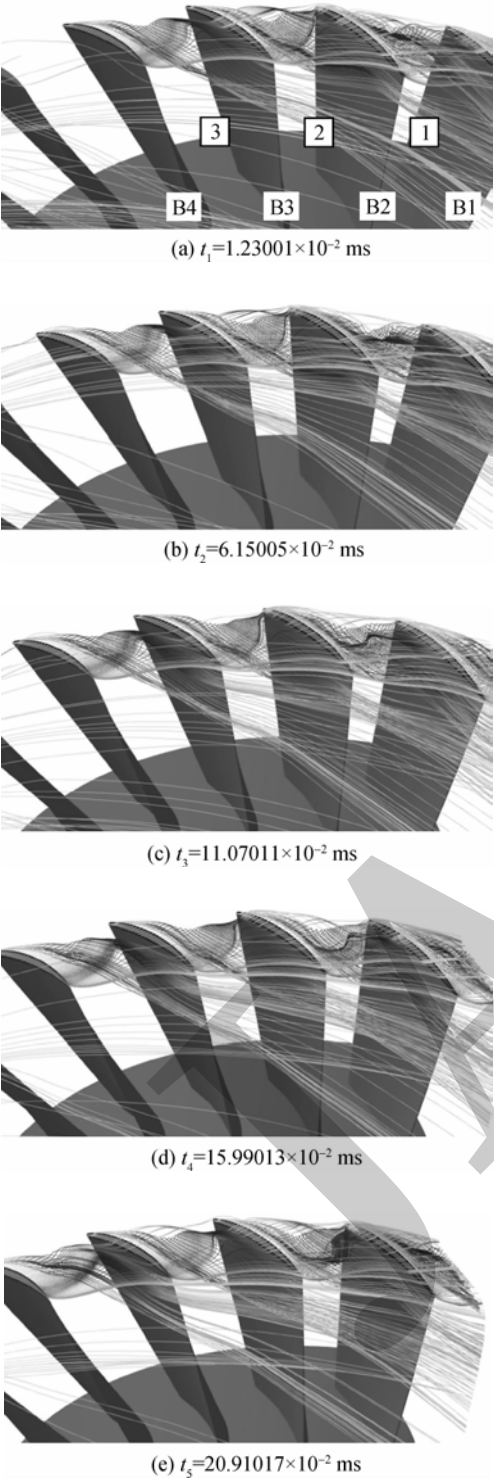


图 9 叶顶区域间隙泄漏流线($t_1 \sim t_5$)
Fig. 9 Leakage streamlines in the clearance of blade tip ($t_1 \sim t_5$)

片通道远离低进气角区域时,吸力面分离得到一定程度的抑制,通道内流动比较通顺,低能流体区域面积比较小。

3 结 论

本文以亚声压气机转子为研究对象,进行了

不同范围的进口畸变对压气机转子影响的非定常数值模拟,研究表明进口畸变降低了压气机的压比和效率,同时还使转子的稳定工作范围有所减少。畸变范围越大,转子的性能降低得越多,稳定工作范围减少得越大。通过详细对比分析压气机内部流场,得到以下主要结论:

- 1) 栏杆产生的畸变流在转子进口上游处存在近似对称的流动布局,部分转子叶顶上游处具有较大的切向速度、低进气角,这使得部分转子叶顶通道提前进入小流量工况状态,叶顶间隙泄漏流造成的负面影响也提前出现。
- 2) 产生畸变的栏杆数目增加近 2 倍后,畸变流造成的负面影响也急剧增强,使部分转子叶顶通道出现前缘溢流,前缘溢流阻碍来流进入叶顶通道,造成部分转子叶顶吸力面附面层分离提前发生。即不同畸变来流条件下,叶顶泄漏流造成的堵塞仍然是诱发该转子失速的关键因素。
- 3) 当转子叶片进入低进气角区时,该叶片叶顶通道内的前缘溢流现象逐渐明显,间隙泄漏流诱发的叶顶吸力面附面层分离也逐渐形成;当该转子叶片远离低进气角区时,上述两种不良流动现象逐渐减弱直至消失。

参考文献:

[1] WALKER C L, SIVO J N, JANSEN E T. Effects of unequal air-flow distribution from twin inlet ducts on performance of an axial-flow turbojet engine [R]. NACA RM E54E13, 1954.

[2] HARRY D P, LUBICK R J. Inlet-air distortion effects on stall, surge and acceleration margin of a turbo-jet engine equipped with variable compressor inlet guide vanes [R]. NACA RM E54K26, 1955.

[3] LUEDKE J G. Use of nonlinear Volterra theory in predicting the propagation of non-uniform flow through an axial compressor [D]. Blacksburg, Virginia: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2001.

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

[5] HALE A, O'BRIEN W. A three-dimensional turbine engine analysis compressor code (TEACC) for steady-state inlet distortion [J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 120 (3): 422-430.

[6] GONG Y, TAN C S, GORDON G S, et al. A computational model for short wavelength stall inception and development in multistage compressors [R]. Journal of Turbomachinery, 1999, 121(3): 726-734.

[7] 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)
- [8] 尹超, 胡骏, 郭晋, 等. 进气畸变对压气机性能影响的三维彻体力模型[J]. 航空动力学报, 2015, 30(9): 2241-2250.
- YIN Chao, HU Jun, GUO Jin, et al. Three-dimensional body-force model for effect on compressor performance of inlet distortion[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(9): 2241-2250. (in Chinese)
- [9] HIRAI K, KODAMA H, NOZAKI O, et al. Unsteady three-dimensional analysis of inlet distortion in turbomachinery[R]. AIAA 97-2735, 1997.
- [10] 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 Yanfeng, CHU Wuli, LU Xingen. Numerical simulation of the effect of total pressure inlet distortion on a subsonic axial-flow compressor[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2009, 27(1): 12-16. (in Chinese)
- [11] 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)
- [12] LESSER A, ISELER J, NIEHUIS R. Numerical investigation of a highly loaded axial compressor stage with inlet distortions[R]. ASME Paper GT2011-46457, 2011.
- [13] 孙鹏, 高海洋, 都昆, 等. 两种形式总压畸变对超声速压气机流场影响的数值研究[J]. 工程热物理学报, 2013, 34(5): 830-835.
- SUN Peng, GAO Haiyang, DU Kun, et al. Numerical study of a supersonic compressor with two forms of inlet total pressure distortion[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2013, 34(5): 830-835. (in Chinese)
- [14] KHALEGHI H, JALALY R. Effects of circumferential inlet distortion on the performance of a transonic fan together with the impact of tip injection[R]. ASME Paper 2016-GT-58145, 2016.
- [15] 张皓光. 轴流压气机机匣处理的试验与数值研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2008.
- ZHANG Haoguang. Experimental and numerical investigation of casing treatment on an axial-flow compressor[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2008. (in Chinese)

(编辑: 王碧琚)