

DOI:10.16356/j.1005-2615.2023.04.009

鸟撞受损叶片压气机气动性能仿真

苏毅韩, 王志强

(南京航空航天大学能源与动力学院, 南京 210016)

摘要: 基于研究鸟撞现象对压气机气动性能影响的目的, 进行单级压气机的气动设计, 分析了主要设计参数, 并以此为基础, 以原型转子叶片为模型进行鸟撞模拟, 建立鸟撞损伤叶片模型。在周向上改变损伤叶片的数量生成不同的计算模型, 进行全环的数值模拟, 考察不同受损叶片数目对压气机气动性能的影响, 分析流场细节, 总结受损转子气动特性的变化规律。计算结果表明: 受损叶片数量分别为 1、2、3 的压气机转子在设计转速下, 气动性能和稳定性都有明显的下降, 主要表现为最大效率工况的效率分别减小了 1.37%、2.55%、3.57%, 压比分别减小了 0.19%、0.29%、0.40%, 稳定工作的流量范围减小, 稳定裕度分别相对减小了 14.33%、25.69%、31.97%。

关键词: 轴流式压气机; 气动性能; 鸟撞损伤; 数值模拟

中图分类号: V231.3 文献标志码: A 文章编号: 1005-2615(2023)04-0643-08

Simulation on Aerodynamic Performance of Compressor with Damaged Blade

SU Yihan, WANG Zhiqiang

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Aiming at the bird strike phenomenon, the aerodynamic design of single stage compressor was carried out, and the main design parameters were analyzed. Based on this, the prototype rotor blade was used as the model for bird strike simulation, and the bird strike damage blade model was established. The number of damaged blades was changed in the circumferential direction to generate different calculation models, and the whole loop numerical simulation was carried out to investigate the influence of different number of damaged blades on the aerodynamic performance of the compressor, investigate and analyze the details of the flow field, and summarize the change law of the aerodynamic characteristics of the damaged rotor. The calculation results show that the aerodynamic performance and stability of compressor rotors with the number of damaged blades of 1, 2 and 3 are significantly decreased at the design speed. The efficiency of the maximum efficiency condition is reduced by 1.37%, 2.55%, 3.57%, the pressure ratio is reduced by 0.19%, 0.29%, 0.40%, the flow range of the stable operation is reduced, and the stability margin is reduced by 14.33%, 25.69%, 31.97%, respectively.

Key words: axial flow compressor; aerodynamic performance; bird strike damage; numerical simulation

航空发动机作为飞行器的动力源, 其运行的稳定与安全至关重要, 在运行过程中, 发动机可能会吸入各种外来物, 近年来随着飞行器运行数量的增加, 大涵道比的商用发动机迎风面积增大, 相应的外物撞击事件发生几率也在上升, 通常将外物撞击

分为两类, 一类指石块、金属块等引起的硬物损伤; 另一类指鸟类、冰块等引起的软物损伤^[1], 其中鸟撞事件是指鸟类与飞行中的飞行器相撞所造成的飞行事故, 在所有的鸟撞事件中, 发动机叶片发生鸟撞占比最高, 根据动能定理, 空中飞行的鸟被吸

收稿日期: 2023-01-10; 修订日期: 2023-05-16

通信作者: 王志强, 男, 博士, 副教授, E-mail: wangzq1981@126.com。

引用格式: 苏毅韩, 王志强. 鸟撞受损叶片压气机气动性能仿真[J]. 南京航空航天大学学报, 2023, 55(4): 643-650.
SU Yihan, WANG Zhiqiang. Simulation on aerodynamic performance of compressor with damaged blade[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2023, 55(4): 643-650.

入发动机后,即便本身质量较低,由于气流速度大,仍然可以产生巨大的冲击力。鸟撞事故一般发生在飞机的起飞与降落阶段,鸟类撞击叶片后会使得发动机叶片断裂、破损,产生较大的变形,局部凹陷或前缘后卷,造成推力下降,导致发动机转子不平衡,气动性能恶化,甚至断裂的叶片会打伤其他叶片,飞出或穿透机匣,影响到飞行器其他系统的正常工作,造成较为严重的后果。

如上所述,对航空发动机进行鸟撞试验研究具有重要意义^[2-3],为了避免鸟撞事故的发生,减少鸟撞带来的经济损失和人员伤亡,各国学者都进行了广泛深入的研究,Bohari等^[4]进行了鸟撞引起的损伤对压气机性能影响的CFD分析,提出一种计算流体动力学方法,用于分析受鸟撞影响的航空发动机压气机的空气动力学行为。Muir等^[5]进行了一种鸟撞涡扇的非稳态气动分析,采用适用于气动弹性响应计算的CFD模型。利用商业CFD求解器ANSYS CFX对未损坏和损坏的压气机进行稳态和非稳态计算。杨杰^[6]通过商业软件NUMECA开展受损叶片数值模拟,针对原型叶片和受损叶片的压气机模型进行了单通道稳态数值模拟,研究了总压比、效率、周向及径向流量参数的变化差异。陆嘉华^[7]以大涵道比压气机转子作为研究对象,建立了鸟撞损伤的压气机转子叶片模型,针对70%叶高截面损伤前后的压气机转子叶片进行了二维平面叶栅实验研究,利用商业NUMECA软件,采取全环数值模拟计算方法,详细研究了不同数量的鸟撞损伤转子叶片对压气机气动性能的影响;杨小贺等^[8]以某大涵道比压气机作为研究对象,开展鸟撞后部分压气机叶片受损的数值模拟分析,叶片缺损后,在起飞和巡航两个工况下,特性曲线整体向下偏移,流量、压比、效率、裕度都呈现下降趋势。

虽然鸟撞发生后一般都会选择在较短时间内着陆并停机,但在这一过程中由鸟撞引发的发动机叶片损伤对压气机工作特性的影响仍然是人们所关心的。一台设计良好的压气机应当在受到鸟撞后仍能在控制系统的调节下工作在稳定工况范围内,并维持一定的推力,反之,若由鸟撞引起了压气机失速或喘振,甚至是失火或结构失效等,则说明其抗鸟撞能力较差。研究鸟撞引起压气机气动性能的变化,有助于更全面地考察压气机的气动稳定性,为评估压气机的抗鸟撞能力提供参考^[9]。

本文参考现役发动机参数,完成一台单级轴流

压气机的设计工作,并以此为计算模型进行气动性能数值计算;总结鸟撞现象的试验和数值模拟方法,在原型叶片基础上建立鸟撞损伤叶片模型,建立不同受损叶片数量的压气机计算模型,对比分析叶片受损后压气机气动性能的变化。

1 单级压气机设计

1.1 主要设计参数选取

根据气动设计经验,选定轴向速度系数约0.5,即可估算出压气机的设计流量约为8.4 kg/s。压气机的进口轮毂比取0.4,出口轮毂比取0.5,压气机机匣直径为400 mm,根据轮毂比和外径大小,确定出压气机转子进口内径为160 mm。本文设计的压气机流道如图1所示,蓝色线为流道边界,黑色区域为转子、静子叶片。依据现有的设计水平,根据转子动力学分析进行了叶片参数的改动,并确定最终叶片方案,主要设计参数如表1所示。

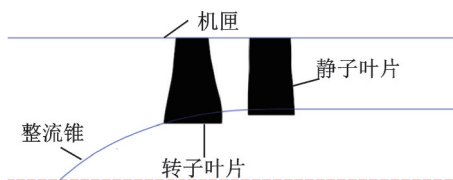


图1 单级压气机流道示意图

Fig.1 Single stage compressor flow path

表1 单级压气机主要设计参数

Table 1 Main design parameters of single stage compressor

参数	数值
转速/($r \cdot \min^{-1}$)	6 000
总压比	1.054
流量/($kg \cdot s^{-1}$)	8.4
外径/mm	400
转子进口内径/mm	160
静子出口内径/mm	200
转子叶片数	15
静子叶片数	25

1.2 原型叶片设计

依据上述确定的压气机总体设计参数,采用现有的压气机二维设计软件,设计得到了单级压气机气动设计结果^[10]。考虑到叶片强度,设计时给定转子、静子数目,平均半径处转子、静子的弦长。直接以程序输出的参考稠度为基础,通过调整稠度使得转子弦长叶片沿着半径方向从根部到尖部做近似线性变化,静子弦长沿半径方向大致保持不变,叶片设计的最终结果如图2所示。

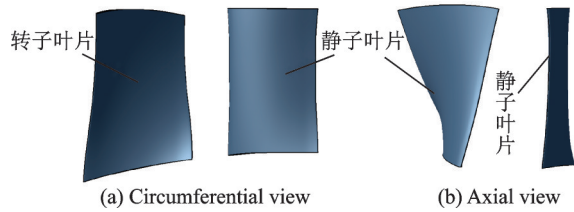


图 2 叶片设计结果

Fig.2 Blade design result

1.3 鸟撞损伤叶片设计

在进行原型叶片压气机和鸟撞损伤叶片压气机的气动性能分析对比之前,首先需要获得受损叶片的几何模型,目前应用较为广泛的方法有以下两种^[11]:一种是进行鸟撞试验,形成受损叶片,采用逆向工程软件重新构建特征线、面等几何元素来建立鸟撞受损叶片的几何模型;另一种是利用有限元数值仿真的方法模拟叶片受损情况,基于数值仿真结果,得到可进行流场仿真的损伤叶片模型。该方法简单便捷,操作难度低,但对模型的重构精度有限^[12]。

考虑到操作时间和成本的需求,本文采取了第二种方法,以下介绍本文所用计算模型中鸟撞损伤叶片模型的建立。利用与鸟体质量密度可压缩性相同的明胶圆柱体来复制鸟撞击产生的载荷^[13],导入上文所设计的原型转子叶片,采用六面体网格划分,网格尺寸为 3 mm。鸟体采用 SPH 粒子^[14],冲击叶片前缘中部偏上位置。有限元模型如图 3 所示。

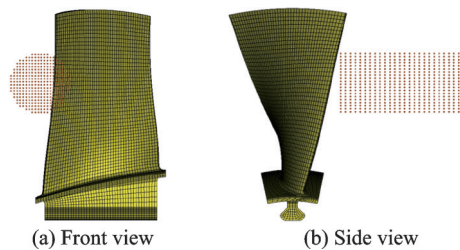


图 3 鸟撞叶片有限元模型

Fig.3 Finite element model of bird strike blade

叶片转速 6 000 r/min,鸟体质量 100 g,以 80 m/s 的速度冲击叶片前缘中部偏上位置,叶片与鸟体粒子之间采用侵蚀接触,如图 4 所示。从图

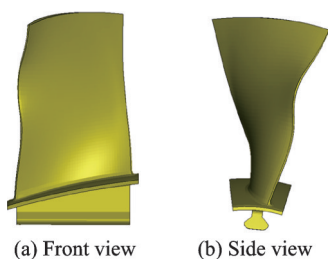


图 4 叶片受损情况

Fig.4 Blade damage situation

4 可以看出,冲击完成后,叶片未发生断裂,但出现明显鼓包^[15],最大形变位置约在 65% 叶高处,至此,鸟撞损伤叶片模型建立完成,将作为后文全环数值计算模型中部分损伤叶片。

2 气动性能数值仿真

2.1 计算模型

在真实的鸟撞中,损伤的叶片一般不局限于单片叶片,当数个叶片损伤后即破坏了转子的轴对称条件,因此分别考察周向 15 片转子叶片中单片、两片和三片叶片受损的情况,分别命名为模型 B、C、D,叶尖间隙取 1 mm。本文受损的转子叶片模型是通过有限元软件数值计算以明胶体代替鸟体来模拟鸟撞而获得的,因此直接提取了有限元软件计算结果中叶片表面空间点的几何坐标,将其按照所使用的流场计算软件需要的规律进行数据编译处理,再将其转换为计算软件中建模和网格划分所需的特定格式文件,至此,受损叶片压气机模型建立完成,4 种损伤叶片数计算模型的对比如图 5 所示。

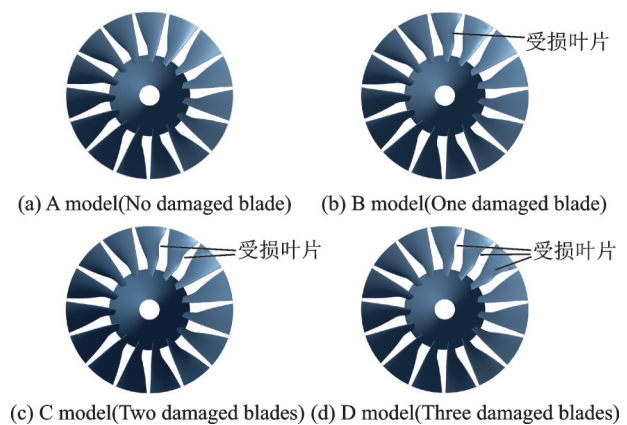


图 5 4 种计算模型几何对比

Fig.5 Geometric comparison of four computation models

由于压气机转子具备结构上轴对称的特性,因此采用单通道计算验证过的计算方法即可准确获得其气动性能和流场细节,采用单通道数值计算的网格无关性验证结论划分网格。在满足网格质量参数以及计算精度的前提下,采用第一层网格厚度 0.007 mm,单通道网格量 139 万个时的网格划分设置,全环网格量达到了 1 179 万个,由于静子叶片并未受损且具有对称性,在定常计算下采用完全非匹配混合面只设置一个静子区域即可获取流场细节,因此本文的计算域转子部分采用不同损伤情况的 15 片转子叶片,静子在节约计算成本的前提

下仅采用一片静子叶片。

压气机计算网格进口截面位于转子前缘约2倍弦长处,出口截面位于转子尾缘约5倍弦长处,利用NUMECA软件的IGG-Autogrid5模块对计算网格进行划分,叶片区域网格划分采用O4H拓扑结构,即叶片周围采用O网格,主流区和进口区域采用H网格,网格节点数采用单通道验证过的结果,受损叶片附近不同模型网格划分的对比结果如图6所示,65%叶高B2B面转子叶片的计算网格对比如图7所示。

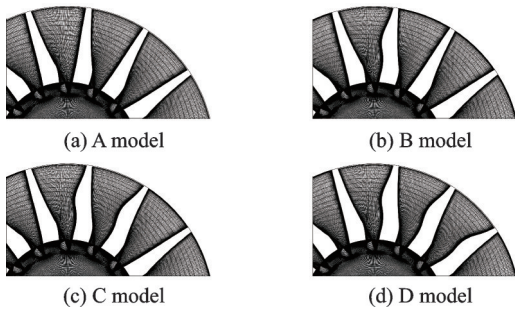


图6 不同模型受损叶片附近的计算网格对比

Fig.6 Comparison of computational grids near damaged blades of different models

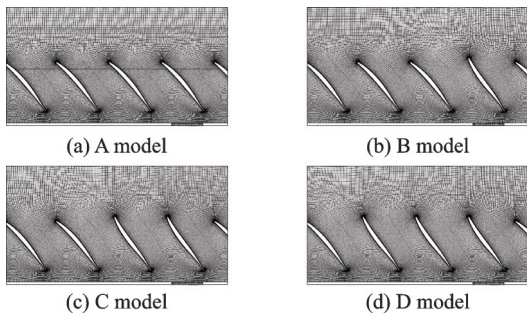


图7 65%叶高B2B面计算网格对比

Fig.7 Comparison of computational grids on 65% blade to blade surface

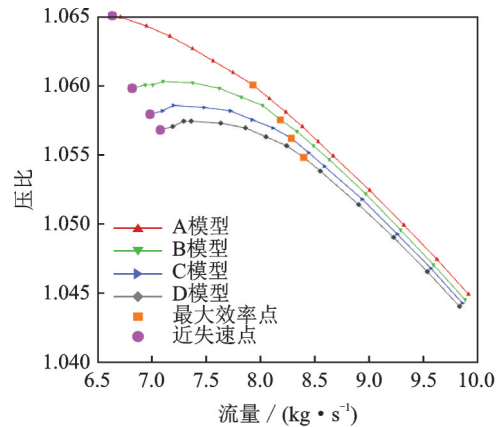
2.2 计算方法

针对该压气机的气动性能数值计算,采用NUMECA软件的Fine/Turbo模块进行定常流场数值计算。控制方程采用雷诺平均的N-S方程,四阶Runge-Kutta法迭代求解,二阶精度的中心差分格式进行空间离散,运用多重网格法和局部时间步法加速收敛,湍流模型选用了适用于叶轮机械的Spalart-Allmaras(S-A)模型。计算的边界条件设为:给定进口总压为标准大气压,总温为标准大气温度,轴向进气,出口的压力边界条件为径向平衡的静压,计算时采用逐渐提高出口压力的方式靠近压气机失速边界,使得流动从大流量工况(阻塞工况)向小流量工况(失速工况)过渡,以数值计算结果的发散点作为压气机的失速点。

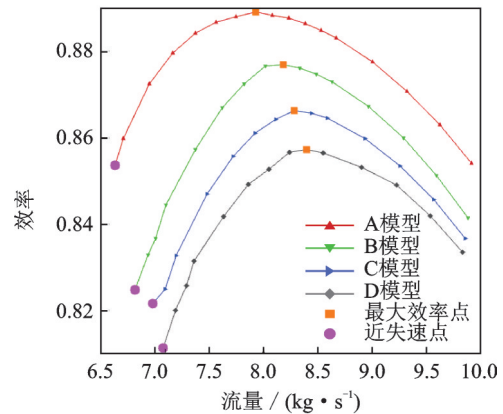
3 计算结果及分析

3.1 气动特性分析

受损前后该压气机转子在设计转速下的特性对比如图8所示,由图可以看出,受损前后压气机的气动特性变化规律基本一致,但受损后的压气机气动性能与受损前相比明显下降,且随受损叶片数量增多气动特性下降更剧烈。



(a) Comparison of pressure characteristic lines



(b) Comparison of efficiency characteristic lines

图8 叶片受损前后压气机特性线对比

Fig.8 Comparison of compressor characteristic lines before and after blade damaged

以表1给出的设计参数为设计工况,裕度计算公式如式(1)所示,原型转子稳定裕度为27.23%。

$$SM = \frac{(\pi^*/m)_s - (\pi^*/m)_d}{(\pi^*/m)_d} \quad (1)$$

式中:SM为稳定裕度, π^* 为增压比, m 为流量,下标s代表近失速工况,下表d代表设计工况(假设原设计状态为损伤后的设计点参数)。

与受损前相比,压气机叶片受损后效率和裕度都出现了不同程度的下降,且随着损伤叶片数量增多下降程度愈剧烈,受损情况不同的各模型相对于原型叶片的参数变化情况如表2所示。

表 2 不同模型气动性能变化对比

Table 2 Comparison of aerodynamic performance changes of different models

模型	状态	流量变化/%	压比变化/%	效率变化/%	裕度变化/%
B	最高效率点	3.15	-0.19	-1.37	-14.33
	近失速点	2.75	-0.40	-3.36	
C	最高效率点	4.47	-0.29	-2.55	-25.69
	近失速点	5.25	-0.54	-3.74	
D	最高效率点	5.87	-0.40	-3.57	-31.97
	近失速点	6.68	-0.62	-4.94	

如图 8 所示,转子叶片未受损时压气机的总压比随流量减小先快速增加,到达最高效率点后,总压比的上升速度逐渐降低。随着流量的降低,滞止等熵效率呈现出先增大后减小的变化趋势;当受损叶片数量增加时,压气机特性线向下偏移,喘振点提前,在所有状态下流量、压比、效率、裕度都出现了不同程度的下降,特别是越过最高效率点后效率下降明显,符合叶片受损降低压气机稳定裕度,增大流动损失的认识。

3.2 流场特性分析

3.2.1 最大效率工况流场分析

为了分析最大效率工况下转子气动性能恶化原因,图 9 和图 10 分别显示了最大效率工况下三维全环数值计算得到的不同受损叶片数量的计算模型在不同叶高截面上相对马赫数的分布。不难看出最大效率工况下由于受损叶片变形,叶片通道内的流动出现了一定的变化,与其他叶片通道内的流动有明显的差异;叶片前缘受损后,相应叶高下的几何进口角增加,也增大了来流攻角,因此在受损叶片吸力面表面出现了低速分离区。从图 9 可以看出,在最大效率工况下叶片表面的相对马赫数梯度变化较小,没有产生较大的流动分离,这也就是该工况下损失低、效率高的主要原因。

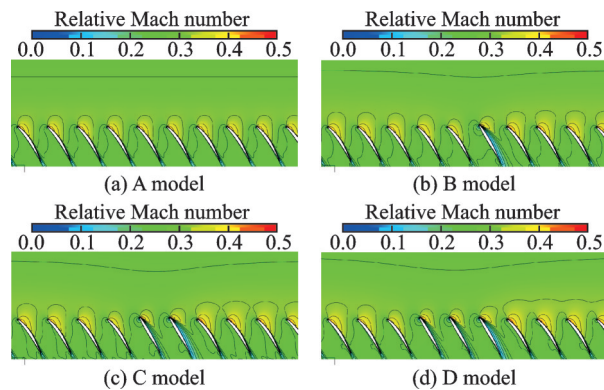


图 9 50% 叶高截面的相对马赫数云图对比(最大效率工况)
Fig.9 Relative Mach number cloud image comparison of 50% blade height section(maximum efficiency condition)

从图 10 可以看出,相较于其他叶高截面,靠近叶顶截面的流动分离在叶尖间隙的作用下更加严重,从叶片前缘开始发展的低速区经过在吸力面的发展已经充满了整个流道,而相邻的受损叶片也呈现了类似的规律,表明受损叶片攻角的变化形成的低速区挤压了原型叶片的来流,增大了来流迎角,而低速区并未跨过叶尖间隙影响到相邻的未受损叶片通道。

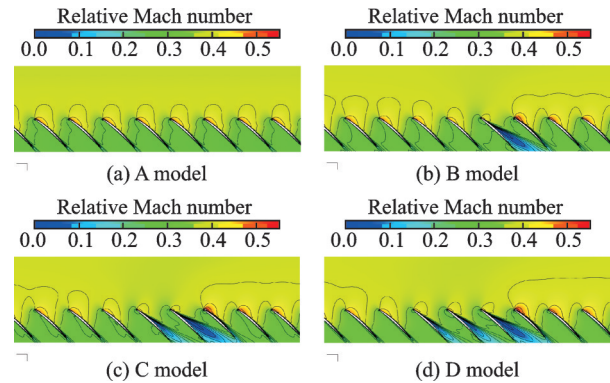


图 10 90% 叶高截面的相对马赫数云图对比(最大效率工况)
Fig.10 Relative Mach number cloud image comparison of 90% blade height section(maximum efficiency condition)

图 11 给出转子叶片轴向 50% 弦长截面的相对马赫数云图,对比不同模型的相对马赫数分布,不难看出在受损叶片表面的低速区占据了部分的通道面积,从受损位置一直延伸到了叶尖附近,经过通道内的主流区挤压后并未影响到相邻通道的流动,其余受损叶片通道的流动基本类似。

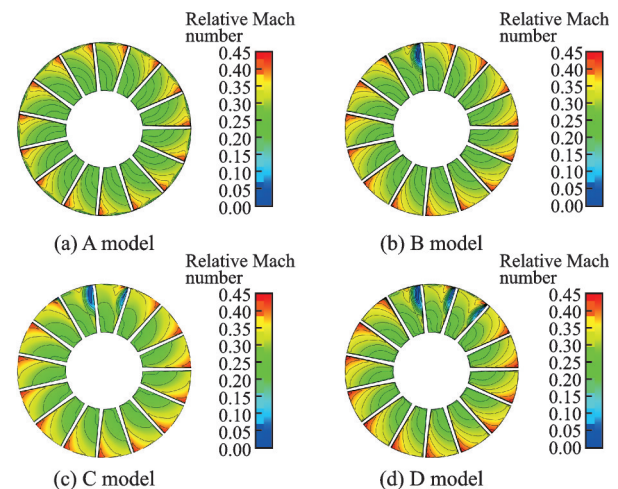


图 11 50% 弦长截面的相对马赫数对比(最大效率工况)
Fig.11 Relative Mach number comparison at 50% chord length section(maximum efficiency condition)

图 12 为转子总压升系数沿叶高分布对比,可以看出,转子叶片受损后,转子叶片的总压升系数随着受损叶片数量增加而降低,由于转子叶片受损

后,其叶片几何进口角的增大导致了来流攻角增大,引起了叶片前缘的气流分离,在叶片吸力面迅速发展,增大了流动损失,降低了这一级叶片的做功能力,损伤叶片数量越多,转子出口截面总压越低。

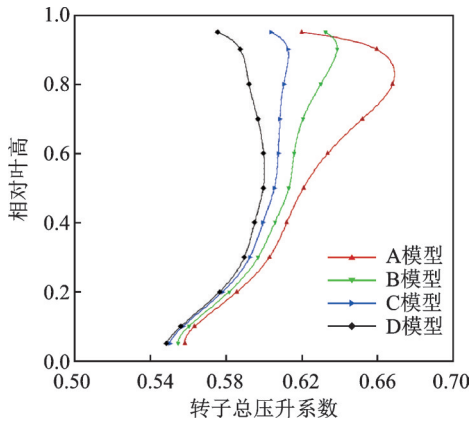


图12 转子总压升系数(最大效率工况)

Fig.12 Total pressure rise coefficient of rotor(maximum efficiency condition)

3.2.2 近失稳工况流场分析

进一步分析压气机在近失稳工况下,转子叶片受损后气动性能下降的原因,图13是计算得到的受损压气机转子在近失稳工况下,轴向50%弦长截面上的相对马赫数云图对比。在该状态下,大部分叶片通道都出现了一定面积的低速区,相较于最大效率工况,由受损叶片组成的叶片通道内低速区占据的周向范围继续扩大。靠近叶尖间隙的低速区所占据的周向范围已达到了6~8个通道。由于靠近近失稳工况过程中背压升高,流量降低,气流迎角进一步增加,压气机转子叶片的来流迎角随着流量的减小,逐渐上升直至大于其临界迎角,因此导致了附面层的流动分离,低速区占据的周向范围继续扩大。

图14和图15分别为近失稳工况下不同叶高截面上的相对马赫数云图,不难发现,由于出口压力的提高,流量减少,来流迎角增加,叶片前缘的压力梯度更大,附面层仅能承受有限的逆压力梯度,在叶背发生了流动分离,造成了压气机失速,而对于存在受损叶片的B、C、D模型,受损叶片表面存在的流动分离使其下游沿旋转方向的几个通道内都出现了大范围的低速区,流道的堵塞情况更加严重。

对比图15(a)中A模型可以看到所有叶片通道的流动都基本相同,在通道中部的吸力面一侧发生了流动分离,向下游延伸并造成了整台压气机的失速;而对于B、C、D模型,受损叶片表面始终存在的低速区对旋转失速的失速团起到了一定的诱发

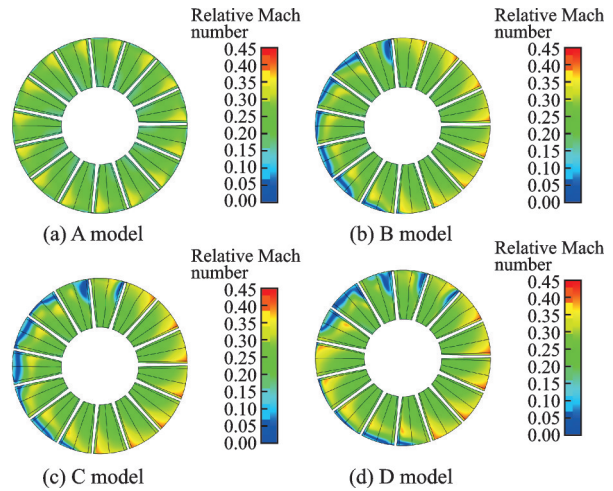


图13 50%弦长截面的相对马赫数对比(近失稳工况)

Fig.13 Relative Mach number comparison at 50% chord length section(near instability condition)

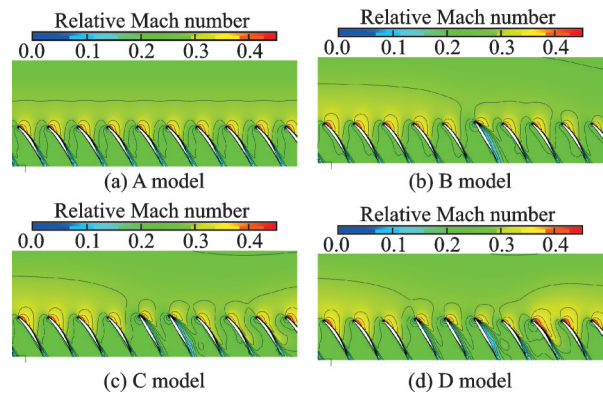


图14 50%叶高截面的相对马赫数对比(近失稳工况)

Fig.14 Relative Mach number cloud image comparison of 50% blade height section(near instability condition)

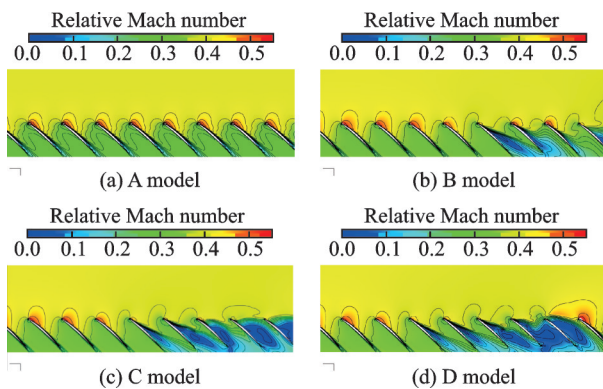


图15 90%叶高截面的相对马赫数对比(近失稳工况)

Fig.15 Relative Mach number cloud image comparison of 90% blade height section(near instability condition)

作用,可以看到在未受损的叶片表面并没有出现类似A模型的整个环形通道叶片排的流动分离,而是在受损叶片组成的通道内首先出现了覆盖部分叶片的失速团,且失速团沿转子旋转方向传播,在叶尖间隙的作用下,低速区发展迅速覆盖了整个叶片通道。

图16为近失速状态下转子叶片总压升系数沿叶高分布,类似于最大效率状态,叶片受损后,转子叶片总压升系数下降,但幅度更大,这种现象可以解释为,对于存在受损叶片的模型,受损叶片叶片表面的低速区诱发了其他相邻通道内的流动分离,即近失稳状态下占据了更大的通道面积,降低了转子叶片的做功能力,因此相较于原型叶片转子出口截面总压出现了显著下降。由于本文计算转静子交界面选取了完全非匹配混合面,所以在转子出口处低速区已经被周向平均,从图13所示的50%弦长截面也可以看出低速区主要集中在损伤位置以上,因此在损伤位置与叶尖这一部分叶高总压升系数相差更明显。事实上原型压气机与其余模型失速原因不同:对于原型压气机,在其工作点靠近失速边界的过程中,所有的叶片都感受到相同的失速进气角,整个环形通道的叶片排同时失稳;而对于其他存在损伤叶片的模型,在损伤叶片表面首先出现了若干低速区,低速区堵塞叶片通道后增大了沿转子旋转方向下一个叶片通道的进口气流角,使得该叶片通道成为下一个失速通道,造成流动损失增加,导致气动性能下降,使压气机提前进入失稳工况。

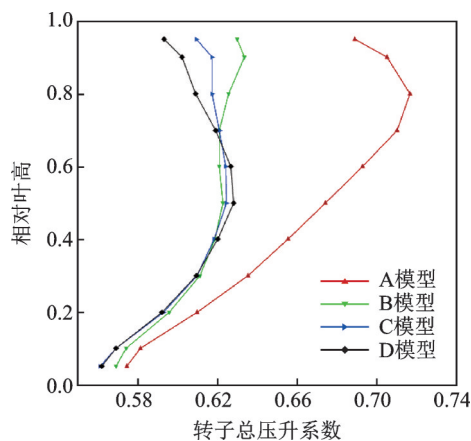


图16 转子总压升系数对比(近失稳工况)

Fig.16 Total pressure rise coefficient of rotor(near instability condition)

4 结 论

为了考察某型压气机转子叶片受损数量对气动性能的影响,本文进行了单级压气机的设计,建立了鸟撞损伤叶片模型,针对不同受损叶片数量的压气机模型开展了全环流场数值计算,获得了其气动特性及其详细流场细节。

针对原型和不同受损叶片数量的压气机转子采用了全通道的计算方法,计算结果表明,受损叶片数量分别为1、2、3的压气机在设计转速下,气动性能和稳定性都有明显的下降,主要表现为:与受

损前相比,受损叶片数量为1、2、3时最高效率点流量分别增加了3.15%、4.47%和5.87%,近失速点流量分别增加了2.75%、5.25%和6.68%,稳定工作裕度分别相对减小了14.33%、25.69%和31.97%。最大效率工况的效率分别减小了1.37%、2.55%和3.57%,近失速点的效率分别减小了3.36%、3.74%和4.94%。

对各典型工况下的压气机流场分析表明,由于受损叶片在鸟撞后产生形变,受损叶片组成的叶片通道内流场出现变化,在所有工况下受损叶片主要形变区附近出现了明显的流动分离现象,堵塞了对应的叶栅通道,影响了整个压气机转子的流通能力,并造成了流动损失。随着流量的减小,压气机的流动状态向失速边界逼近,分离区在周向范围内占据的面积逐渐扩大,最终在整个流量范围内压气机的气动性能都有明显下降,并提前进入失稳工况。

参考文献:

- [1] 关玉璞,陈伟,高德平.航空发动机叶片外物损伤研究现状[J].航空学报,2007,28(4): 851-857.
GUAN Yupu, CHEN Wei, GAO Deping. Research status of aircraft engine blade damage[J]. Acta Aeronautica ET Astronautica Sinica, 2007, 28(4): 851-857.
- [2] 中国民用航空局.航空发动机适航规定:CCAR-33-R2[S].北京:中国民用航空局,2011.
Civil Aviation Administration of China. Airworthiness regulations for aero-engines: CCAR-33-R2[S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2011.
- [3] 陈伟,宋迎东,尹晶.离心载荷作用下平板叶片鸟撞击响应计算[J].航空动力学报,1997(2): 11-13.
CHEN Wei, SONG Yingdong, YIN Jing. Calculation of bird impact response of flat blade under centrifugal load[J]. Journal of Aerospace Power, 1997(2): 11-13.
- [4] BOHARI B, SAYMA A. CFD analysis of effects of damage due to bird strike on fan performance[C]// Proceedings of ASME Turbo Expo 2010: Power for Land, Sea, and Air.[S.l.]: American Society of Mechanical Engineers, 2010: 173-181.
- [5] MUIR E R, FRIEDMANN P P. Unsteady aerodynamic analysis of a bird-damaged turbfan[C]// Proceedings of the 54th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference.[S.l.]: AIAA, 2013: 8-11.
- [6] 杨杰.风扇叶片鸟撞击响应及受损压气机气动性能分析方法研究[D].南京:南京航空航天大学,2014.
YANG Jie. Research on response of fan blade subjected to bird strike and aerodynamic performance of damaged fan[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronau-

- tics and Astronautics, 2014.
- [7] 陆嘉华. 鸟撞损伤压气机气动性能的实验与数值模拟研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2017.
LU Jiahua. Experimental and numerical investigation of aerodynamic performance on bird strike damaged fan blades[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2017.
- [8] 杨小贺, 李艾挺, 曹博. 大涵道比航空发动机压气机/增压级鸟撞性能数值模拟研究[J]. 燃气轮机技术, 2021, 34(3): 21-27.
YANG Xiaohe, LI Aiting, CAO Bo. Numerical simulation of bird impact performance of high bypass ratio aeroengine compressor/booster stage[J]. Gas Turbine Technology, 2021, 34(3): 21-27.
- [9] WILBECK J S, BARBER J P. Bird impact loading [J]. The Shock and Vibration Bulletin, 1978, 48(2): 115-122.
- [10] 胡骏. 航空叶片机原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 2014.
HU Jun. Principles of aircraft blade machine[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2014.
- [11] BARBER J P, TAYLOR H R, WILBECK J S. Bird impacts forces and pressures on rigid and compliant targets[R]. Dayton: Air Force Flight Laboratory, 1978.
- [12] 吴大观. 发动机吞鸟试验[J]. 航空标准化, 1984(5): 27-29.
WU Dagan. Experiment of bird swallowed[J]. Aeronautic Standardization & Quality, 1984(5): 27-29.
- [13] LI Yanling, SAYMA A I. Computational fluid dynamics simulations of blade damage effect on the performance of a transonic axial compressor near stall[C]// Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers. [S.l.]: [s.n.], 2015.
- [14] 郭鹏. 鸟撞过程中撞击位置与撞击姿态对压气机叶片损伤影响研究[J]. 振动与冲击, 2021, 40(12): 124-131.
GUO Peng. Effect of impact position and attitude on compressor blade damage during bird impact[J]. Journal of Vibration and Shock, 2021, 40(12): 124-131.
- [15] 黄福增. 发动机压气机转子旋转状态下鸟撞试验研究[J]. 实验力学, 2020, 35(6): 1136-1146.
HUANG Fuzeng. Study on bird strike test of engine compressor rotor under rotating condition[J]. Journal of Experimental Mechanics, 2020, 35(6): 1136-1146.

(编辑: 夏道家)