

DOI:10.16356/j.1005-2615.2025.05.016

基于彻体力模型的跨音三级风扇进气畸变研究

孙高晴, 李传鹏, 屠宝锋

(南京航空航天大学能源与动力学院, 南京 210016)

摘要: 采用三维彻体力模型(Body force model, BFM)和计算流体力学(Computational fluid dynamics, CFD)两种计算方法研究周向总压畸变及不同旋流畸变类型对跨音三级风扇性能和稳定性的影响,并探究畸变传递特性及风扇内部流场特征。结果表明:BFM和CFD计算结果吻合良好;均匀进气下BFM和CFD计算特性最大误差不超过4%;120°周向总压畸变使风扇性能下降,稳定边界向下移动;轴向历程中,总压畸变强度整体递减,而总温畸变强度整体递增;同向涡旋流畸变使风扇压比下降,失速延迟,而反向涡旋流畸变对风扇的影响与之相反;对涡旋流中由于同向涡占主导地位,导致风扇压比特性低于均匀进气和反向涡旋流畸变,其特性线的变化与同向涡旋流畸变类似;对涡旋流畸变诱导了总压和总温畸变,而后经过各级的衰减作用,畸变强度整体呈衰减趋势。

关键词: 彻体力模型;计算流体力学;总压畸变;旋流畸变;畸变传递特性

中图分类号:V231.3

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2025)05-0954-11

Research on Intake Distortion of a Three-Stage Transonic Fan Based on Body Force Model

SUN Gaoqing, LI Chuanpeng, TU Baofeng

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

Abstract: The effects of circumferential total pressure distortion and different types of swirl distortion on the performance and stability of three-stage transonic fan are studied by the body force model (BFM) and computational fluid dynamics (CFD), and the characteristics of distortion transfer and flow field inside the fan are investigated. The results show that the calculated results of BFM and CFD agree well. The maximum error of BFM and CFD calculation characteristics under uniform air intake is less than 4%. The 120° circumferential total pressure distortion degrades the performance of the fan, and the stable boundary moves downward. During the axial process, the overall intensity of total pressure distortion decreases, while the overall intensity of total temperature distortion increases. The distortion of the co swirl decreases the fan pressure ratio and delays the stall, while the cou swirl distortion has the opposite effect on the fan. Due to the dominant role of the co swirl in the twin swirl flow, the fan pressure ratio characteristics are lower than the uniform intake and the distortion of the cou swirl flow, and the change of the characteristic line is similar to the distortion of the co swirl flow. The distortion of twin swirl induces total pressure and total temperature distortion, and then through attenuation at all levels, the distortion intensity shows a decreasing trend.

Key words: body force model (BFM); computational fluid dynamics (CFD); total pressure distortion; swirl distortion; distortion transfer characteristic

基金项目: 国家科技重大专项(J2019-I-0011-0011)。

收稿日期: 2024-11-25; **修订日期:** 2025-02-27

通信作者: 屠宝锋,男,博士,副教授,E-mail: tubaofeng@nuaa.edu.cn。

引用格式: 孙高晴,李传鹏,屠宝锋. 基于彻体力模型的跨音三级风扇进气畸变研究[J]. 南京航空航天大学学报(自然科学版), 2025, 57(5): 954-964. SUN Gaoqing, LI Chuanpeng, TU Baofeng. Research on intake distortion of a three-stage transonic fan based on body force model[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics (Natural Science Edition), 2025, 57(5): 954-964.

在发动机实际工作过程中,有各种因素影响压气机的稳定性,这就要求留有一定的稳定裕度,以保证发动机工作的气动稳定性。在各类降稳因子中,进气畸变是影响发动机气动稳定性的重要因素。现代高性能作战飞机的隐身、高机动性、短距起降、作战要求和机载武器的使用等使进口流场畸变形式越来越复杂,暴露出来的气动稳定性问题也越来越严重。因此,深入了解进气畸变沿压气机传递过程和研究进气畸变对压气机性能及稳定性影响具有重要意义。

目前,用于预测进气畸变对压气机性能和稳定性影响的理论模型有平行压气机模型、激盘模型、彻体力模型、RANS模型。平行压气机模型和激盘模型对实际三维流动进行了简化与降维,无法很好地反映畸变流场的三维特征。虽然RANS模型可以模拟压气机在复杂畸变下的内部流场特征,但是多级压气机的全环网格量巨大,其计算成本不能被工程设计所接受。而彻体力模型在满足工程计算精度要求的同时,又能降低对计算资源的要求,是现阶段压气机进行稳定性模拟的有效手段。

彻体力模型的基本理念为:将叶片固壁边界效应转化为非定常流动方程中以场的形式分布的源项,用粗网格快速获取叶轮机械的性能特征。Hale等^[1-2]基于彻体力理念将流线曲率法嵌套进三维非定常Euler方程中构建了TEACC程序,分析进气道在发动机进口产生的旋流及总压畸变对三级军用风扇性能及稳定性的影响。Gong^[3]采用无穷多叶片假设,构造出通道平均的彻体力模型,并计算了稳态总压、总温以及动态总压畸变对NASA Stage35的影响,成功捕获了高速压气机独有的堵塞与激波特性。Thollet等^[4]在Gong模型中考虑了叶形有限厚度对流动堵塞的影响,并利用该模型分析了进气道与风扇的相互耦合作用。Chima^[5]在Marble构造彻体力源项方法的基础上发展了CSTALL模型,用于研究压气机进气畸变的影响与失速现象。Benichou等^[6]在彻体力模型中考虑叶片的堵塞效应与气体的压缩性,其计算结果与URANS结果一致性较好。Xie等^[7-8]在Hall无黏不可压彻体力模型基础上,增加了二维叶形损失、端壁边界层损失以及二次流损失,对NASA Rotor 67与TF8000进行了计算,结果发现压气机性能与实验结果显示出良好的一致性。尹超等^[9-10]建立了一个模拟多级轴流压气机进气畸变的三维彻体力模型,结果表明均匀进气下该模型与计算流体力学(Computational fluid dynamics, CFD)的计算特性最大误差不超过1.5%。郭晋等^[11-15]将彻体力模型

与基元叶栅法的思想相结合,提出了一套预测进气畸变对压气机气动性能及稳定性影响的三维数值计算模型,该模型对单级跨音压气机和大涵道比风扇/增压级进气畸变模拟与试验数据吻合良好。邱佳慧等^[16]将彻体力源项采用沿轴向余弦分布形式,并与URANS结果对比,结果显示该方法能再现进气畸变对压气机特性的影响。

可以看出,彻体力模型在压气机进气畸变模拟中具有较大的优势。目前,大多数研究集中在低速单级压气机进气畸变问题,而对跨音多级压气机进气畸变研究甚少。因此,本文以跨音三级风扇为研究对象,利用课题组开发的彻体力模型(Body force model, BFM)对其均匀进气下非设计点工作特性展开计算分析,并与CFD结果对比,以验证BFM对风扇气动稳定性评估能力。随后,对该风扇进行稳态周向总压、不同旋流畸变类型模拟,分析进气畸变对风扇性能和稳定性的影响,探究畸变传递特性及风扇内三维流场特征。

1 研究对象及计算方法

1.1 物理模型及网格划分

该风扇为一跨音三级风扇,流道采用前面级等外径、后面级等内径设计。图1为该三级风扇的几何构型。

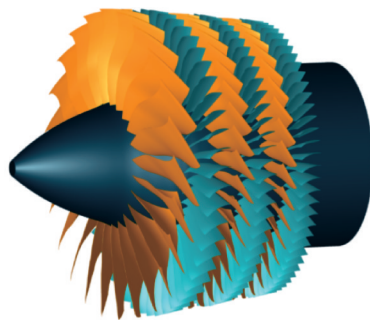


图1 三级风扇几何构型

Fig.1 Three-stage fan geometry

CFD的计算网格由AutoGrid5生成,其网格拓扑结构为O4H型,即叶片周围为O形网格,主流区及进出口区域为H形网格。壁面进行加密处理,保证 $y^+ < 10$ 。为确保数值模拟的精确与可靠,两种计算方法的三级风扇网格均经过了网格无关性验证。最终,三级风扇采用全通道计算,其CFD计算网格总计8 900万个。图2为AutoGrid5划分的三级风扇单通道网格示意图。

BFM在三级风扇流域内沿轴向设置280个网格单元,沿径向设置24个网格单元,沿周向均匀划分36个网格单元,整个三维计算域的网格量为

24 万个。BFM 所划分的计算域网格如图 3 所示,其中蓝色部分表示动叶区,紫色部分表示静叶区,其余部分为无叶区。

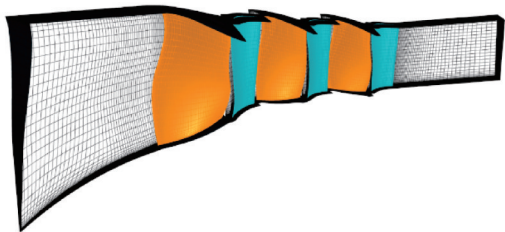


图 2 三级风扇单通道网格示意

Fig.2 Grid diagram of three-stage fan single-channel

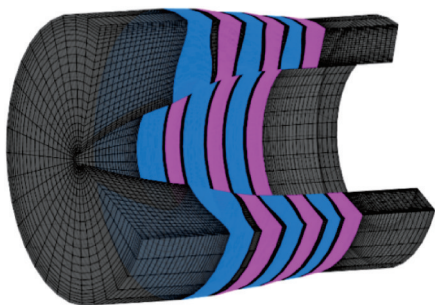


图 3 三级风扇彻体力网格示意

Fig.3 Grid diagram of BFM

1.2 数值方法

BFM 采用三维非定常 Euler 方程描述压气机内部的流动。考虑到湍流扩散引起不同流线之间能量的交换,基于 Gallimore 的径向掺混模型,在 Euler 方程组中引入湍流黏性应力 τ 及湍流热传导项 q 。在有叶区内采用无穷多叶片假设,用彻体力源项模拟叶片型面对气流的压升、转向和损失作用。该彻体力源项借助基元叶栅法思想,通过落后角及损失模型将叶片彻体力源项与不同叶高、不同周向位置基元流道进口的迎角及马赫数相关联。因此,可以模拟复杂进气畸变。另外,采用通流理论中的叶形堵塞系数 b 反映叶形有限厚度对叶片区域内部流动造成的影响。具体的 BFM 理论方法参见文献[11]。无叶区和有叶区的控制方程分别如下

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial (E - E_v)}{\partial z} + \frac{1}{r} \frac{\partial (F - F_v)}{\partial \theta} + \frac{1}{r} \frac{\partial r(G - G_v)}{\partial r} = S \quad (1)$$

$$\left(\frac{\partial}{\partial t} + \Omega \frac{\partial}{\partial \theta} \right) bU + \frac{\partial b(E - E_v)}{\partial z} + \frac{1}{r} \frac{\partial b r(G - G_v)}{\partial r} = bS + S_b + bS_F \quad (2)$$

式中: U 为守恒量, E 、 F 、 G 为无黏对流通量, E_v 、 F_v 、 G_v 这三项为黏性扩散通量, S 表示柱坐标系下流动方程导出的离心力和哥氏力源项,而 S_b 指代

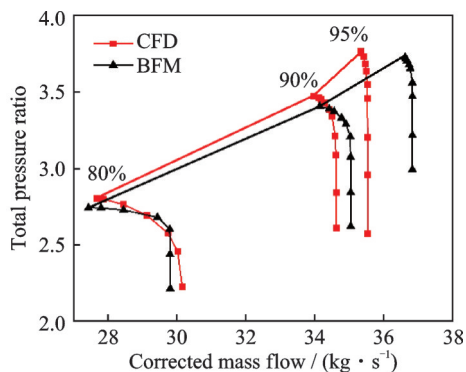
的是叶形有限厚度影响的堵塞项, S_F 则是叶片型面对气流作用的源项。

CFD 计算采用 FINE Turbo 求解定常雷诺平均 N-S 方程,转静交界面类型选用冻结转子法,湍流模型为 Spalart-Allmaras 模型。两种计算方法均是在风扇入口指定总压、总温、速度方向分布,出口给定静压边界条件,计算过程中通过不断改变出口静压来获得不同工况的风扇特性。

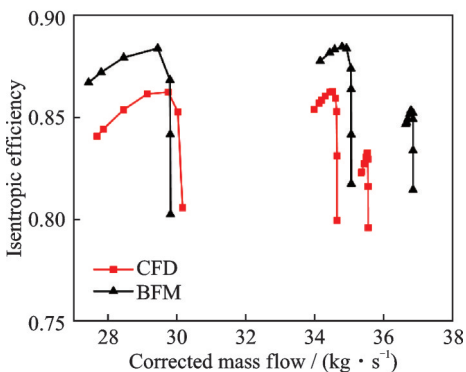
2 计算结果及分析

2.1 均匀进气对比分析

图 4 是均匀进气下 BFM 计算获得的三级风扇在不同设计转速下的压比及等熵效率特性线与 CFD 计算结果的对比。可以发现, BFM 计算得到的压比特性与 CFD 结果基本吻合,各转速下的效率特性比 CFD 结果稍大,造成此差异的主要原因是该风扇采用非常规的任意叶形设计,而 BFM 中的落后角及损失模型强烈依赖于叶形形状,在面对先进的叶形设计时,还没有完备的经验数据库支撑,所以预测精度低。但整体而言, BFM 各转速下的压比和效率误差均在 4% 以内,满足工程计算需要。



(a) Pressure ratio characteristic

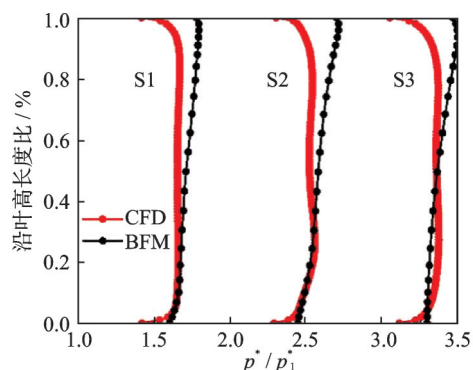


(b) Isentropic efficiency characteristic

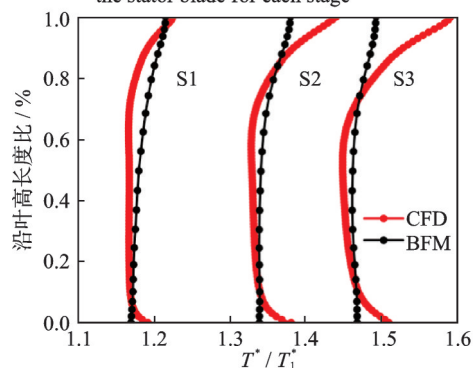
图 4 三级风扇均匀进气总体特性 BFM 与 CFD 计算结果对比

Fig.4 Comparison of BFM and CFD calculation results of the overall characteristics of the three-stage fan with uniform air intake

图5给出了BFM和CFD计算得到的90%设计转速时峰值效率点处各级静叶(分别为第一级静叶S1、第二级静叶S2、第三级静叶S3)出口气流参数沿叶高的分布,可以看出两者的气流参数沿叶高的变化趋势整体上一致,表明了BFM能以粗网格较为准确地模拟风扇级间特性。图中: p^* 和 T^* 分别表示总压和总温; p_1^* 和 T_1^* 分别表示风扇入口截面总压和总温。



(a) Dimensionless total pressure at the outlet of the stator blade for each stage



(b) Dimensionless total temperature at the outlet of the stator blade for each stage

图5 各级静叶出口气流参数沿叶高分布的对比

Fig.5 Comparison of distribution of air flow parameters along blade height at all stator blades

2.2 总压畸变对比分析

三级风扇入口指定120°稳态周向总压畸变,未畸变区总压为101 325 Pa,畸变区总压为91 192.5 Pa,较未畸变区下降了10%,进口总温为288.15 K,入口为轴向进气,三级风扇入口总压畸变图谱见图6,其中 p_{clean}^* 为未畸变区总压。

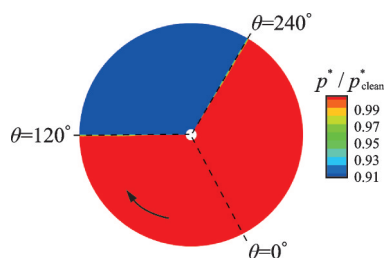


图6 三级风扇入口总压畸变图谱

Fig.6 Total pressure distortion map of three-stage fan inlet

图7显示了均匀及120°稳态周向总压畸变进气下BFM计算获得的三级风扇压比特性与CFD结果的对比。BFM和CFD的结果均表明总压畸变使风扇性能下降,稳定边界向下移动,稳定裕度减小。95%设计转速时,BFM与CFD的近失速点压比分别下降了5.41%和5.87%。90%设计转速时,BFM与CFD的近失速点压比分别下降了2.73%和1.7%。两者的稳定边界点压比损失在工程计算误差范围内,说明BFM能够很好地反映总压畸变对风扇性能和稳定性的影响。

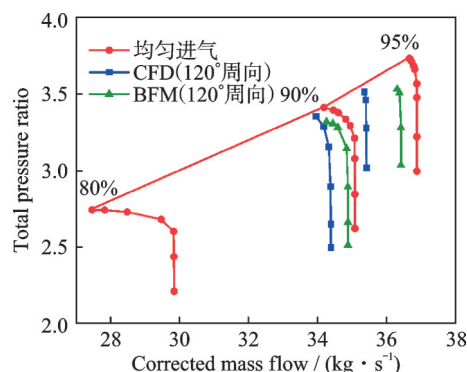


图7 均匀及120°周向总压畸变进气下三级风扇压比特性

Fig.7 Three-stage fan pressure ratio characteristics under uniform and 120° circumferential total pressure distortion intake

为深入了解进气畸变对风扇上游流场的影响,从入口至第一级动叶前缘截取了Plan 1、Plan 2、Plan 3这3个平面,用于分析进气畸变沿风扇流道的传递过程,各截面位置如图8所示,其中R1、R2、R3分别为第一级动叶、第二级动叶、第三级动叶。

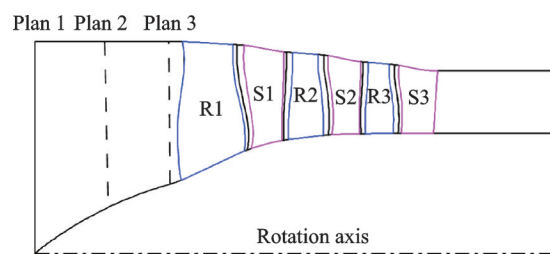


图8 三级风扇各截面位置

Fig.8 Positions of three-stage fan sections

风扇入口存在周向总压畸变时,上游流场再分布的现象是不可忽略的。现以三级风扇90%设计转速下的峰值效率点为例,具体分析进气畸变对风扇内部流动特征的影响,探讨进气畸变传递规律。

图9为CFD和BFM两种计算方法得到的3个截面无量纲静压和无量纲密流(ρv_z)_{norm}沿周向的分布。无量纲密流的定义为密流与未畸变区平均密流的比值。各截面气流参数的周向分布曲线是通过径向平均获得的。下文风扇内气流参数沿周向

的分布也是如此,本文自此不再赘述。从CFD和BFM不同轴向位置处气流参数沿周向分布的对比中可以发现,当风扇入口存在总压畸变时,风扇入口的密流分布并不均匀,入口未畸变区的密流分布显著高于畸变区。由平行压气机理论可知,低密流区将风扇局部工作点推向更高的压比,导致低密流区的静压比高密流区低。随着总压畸变向下游传递,静压沿着轴向逐渐降低,未畸变区与畸变区的压力梯度也逐渐增大,而密流的变化趋势与之相反。

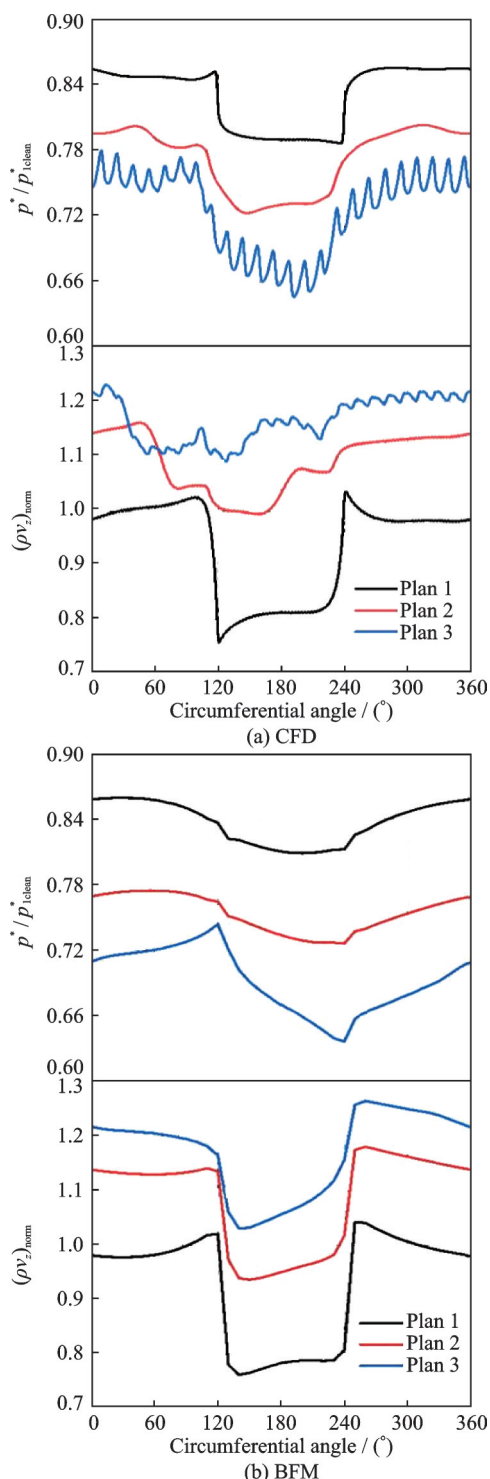


图9 风扇上游气流参数沿周向分布

Fig.9 Circumferential distribution of upstream fan air flow parameters

这种现象出现的主要原因在于:整流锥使风扇流通面积沿轴向逐渐减小,气流增速减压,所以静压逐渐降低而密流逐渐增加。从截面1到截面3,畸变区静压降低愈加剧烈,这是因为风扇对这种密流分布不对称的响应倾向于抑制它,所以畸变区静压降低地剧烈,在压力梯度的作用下,迫使未畸变区的气流涌入畸变区,密流进行了再分配,密流沿周向分布的不均匀性被削减。

CFD和BFM不同轴向位置处气流参数沿周向的分布趋势整体一致,略微不同的是,从截面2开始,CFD计算的气流参数沿周向分布的波动程度大,且低密流区逆动叶旋转方向偏转,出现了相位偏移(这是因为越靠近动叶,叶片旋转对上游畸变扰动的动态响应愈大,引起气流周向掺混和波动)。BFM引入周向无穷多叶片假设,叶片通道内的流场采用局部周向流动平均理论,所以难以针对单个叶片描述其对扰动的响应。

风扇上游的非均匀静压场产生了周向和径向的压力梯度,使未畸变区气流涌入畸变区,诱导了对涡旋流畸变。图10给出了风扇上游不同轴向位置处旋流角 α 沿周向的分布。从图10中不难看出,在畸变区两侧产生了方向相反的旋流,旋流角沿周向类似正弦分布。在趋近动叶的过程中,旋流角的幅值不断增加,旋流区间角变化不大,正、负旋流区间角约为 160° 。与BFM结果相比,CFD从截

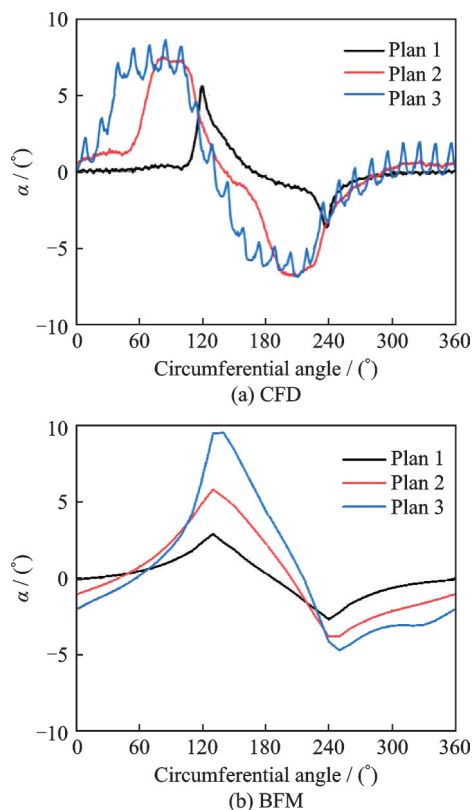


图10 风扇上游旋流角沿周向分布

Fig.10 Circumferential distribution of fan upstream swirl angle

面2开始,旋流角分布出现相位偏移,这与图9(a)低密流区相位移移动相互呼应。

图11给出了CFD和BFM得到的第一级动叶出口无量纲总压及总温云图,其中 p_{1clean}^* 表示风扇入口未畸变区总压。BFM计算得到的云图显示动叶出口总压和总温的极大值和极小值之间无相对位移。动叶出口最高总温(功输入最多)位于动叶退出畸变区的机匣附近,如果观察图9(b)相同的位置,可以看到它位于高密流和高反向旋流角区域,这两个因素的耦合使功输入量达到最高,压比也最大。

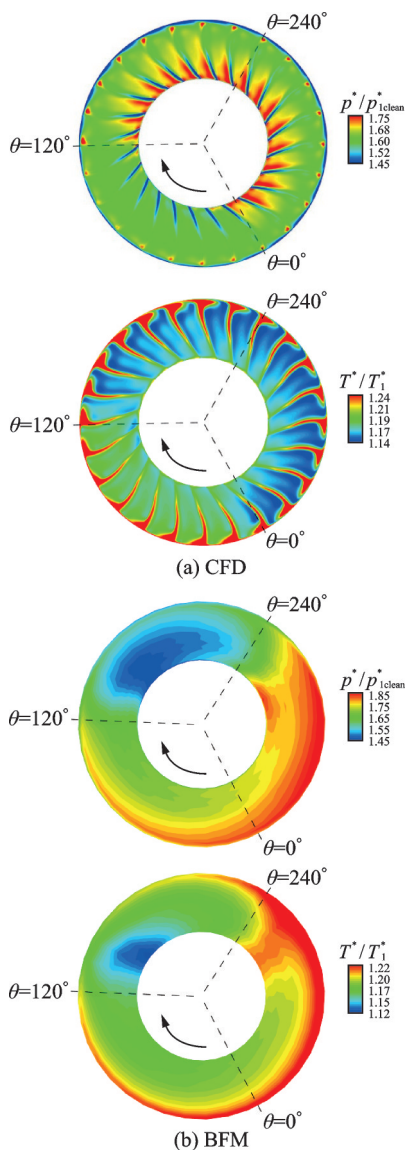


图11 第一级动叶出口无量纲总压及总温分布云图

Fig.11 Distribution of total pressure and total temperature at the first stage rotor blade outlet

从最高总温位置开始,动叶前缘的旋流角沿旋转方向逐渐增大,密流大小相近,导致气流迎角逐渐减小,动叶加功扩压能力减弱,总压升逐渐降低。动叶出口最低总温(功输入最少)位于动叶进入畸变区的轮毂附近,对应动叶进口位置为低密流

和高正向旋流角区域,正向旋流减小气流迎角,使动叶增压作用减弱,输入功减少,总温降低,同时畸变区的总压低,导致动叶出口畸变区总压也较低。

在CFD计算方法下,由于低密流区和旋流角的周向移动,导致动叶出口低总压区和总温分布也出现了偏转,低总压主要位于同向旋流角区域,高总压主要位于反向旋流角区域的轮毂至叶中和叶尖位置,这与BFM第一级动叶出口总压分布规律一致。与BFM的第一级动叶出口总温分布对比,CFD计算的总温畸变略微不同,相较其他周向位置,正向旋流角区域叶中至叶尖总温均较高,猜想此处旋流强度大,流道内气流周向掺混,轴向速度亏损严重,流动损失大,最终导致总压较低。

综上所述,动叶输入功和动叶入口总压分布共同决定了动叶出口总压分布,而输入功的不对称性导致了总温畸变。整体来看,BFM较好地呈现了因入口总压畸变而引发的风扇内部总温、总压等气流参数的变化。BFM计算的气流参数分布规律与Fidalgo等^[17-19]通过全环非定常数值模拟揭示的压气机三维畸变流场细节吻合良好。

CFD与BFM计算的气流参数沿周向分布存在相位偏差,这是因为CFD求解时将整流锥和第一级动叶网格化为一体,并设置为旋转域,在相对坐标系下求解,即畸变区位置相对于第一级动叶固定,并不符合实际畸变传递,再加上CFD的动、静叶交界面采用冻结转子法,该方法假设压气机静止,最终导致其下游计算域流场会与真实流场之间存在相位偏差。文献[16]也指出了冻结转子法计算压气机进气畸变的局限性。

图12为两种计算方法下各级动叶出口无量纲总压及总温沿周向的分布。由图12(a)可见,动叶旋转与进气畸变的相互耦合使第一级动叶出口低总压区有相位移,气流的波动开始增加,且气流脉动的频率与叶片通道相关,反映了叶片对进气畸变的动态响应。随着总压畸变向下游传递,畸变区与未畸变区的总压梯度迅速减小,总压分布逐渐趋于均匀。而总温周向不均匀程度增加。

图12(b)中总压的周向梯度逐渐降低,总温的周向梯度逐渐增大,且各级动叶出口总压和总温分布的极值点相位一一对应,进一步佐证了上文的理论分析。两种计算方法下各级动叶出口无量纲总压和总温的数值大小基本一致,说明该BFM可以准确地反映级间特性。

图13所示为总压畸变强度 D_{pt} 和总温畸变强度 D_{tt} 沿该三级风扇的轴向传递特征。 D_{pt} 和 D_{tt} 的定义如下

$$D_{pt} = \frac{\overline{p^*} - \overline{p_{low}^*}}{\overline{p^*}} \quad (3)$$

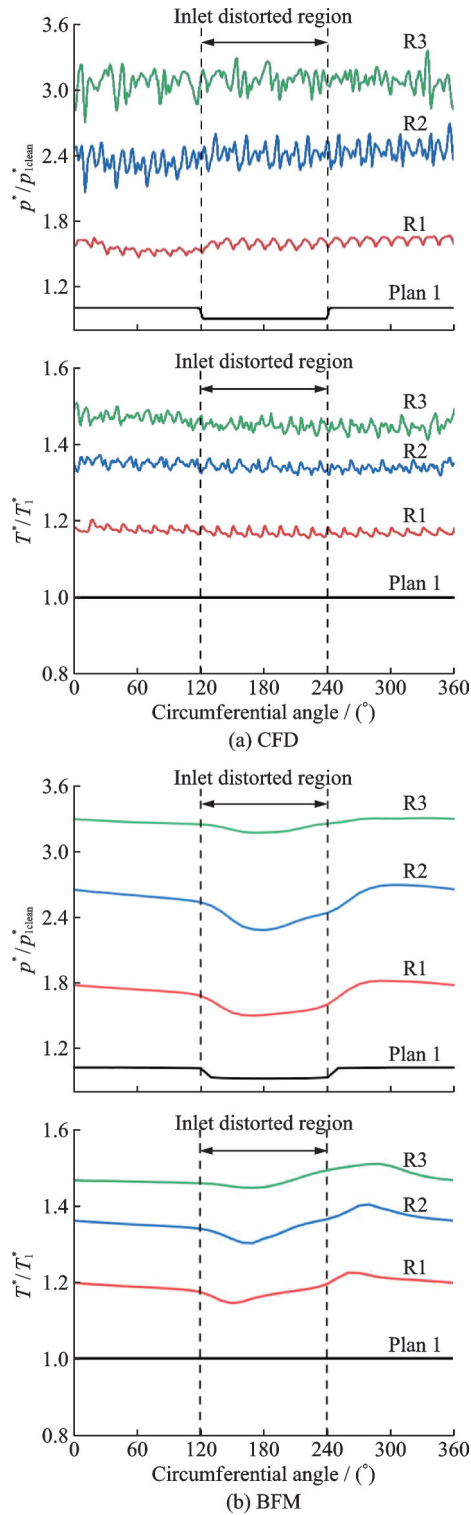


图 12 各级动叶出口无量纲总压及总温沿周向分布

Fig.12 Distribution of total pressure and total temperature at the outlet of each rotor blade in a circumferential direction

$$D_{tt} = \frac{\overline{T_{high}^*} - \overline{T^*}}{\overline{T^*}} \quad (4)$$

式中: $\overline{p^*}$ 和 $\overline{T^*}$ 分别为面平均总压和总温, $\overline{p_{low}^*}$ 为低于平均值 $\overline{p^*}$ 区域的平均总压, $\overline{T_{high}^*}$ 为高于平均值 $\overline{T^*}$ 区域的平均总温。本文的总压畸变是大尺度的周向总压畸变, 风扇内各截面低压区和高温区均集

中分布在某个区域。因此, 本文按照俄罗斯畸变指数的定义, 将低于面平均总压的区域作为低压区, 将高于面平均总温的区域作为高温区。然后把周向数据进行径向平均处理。

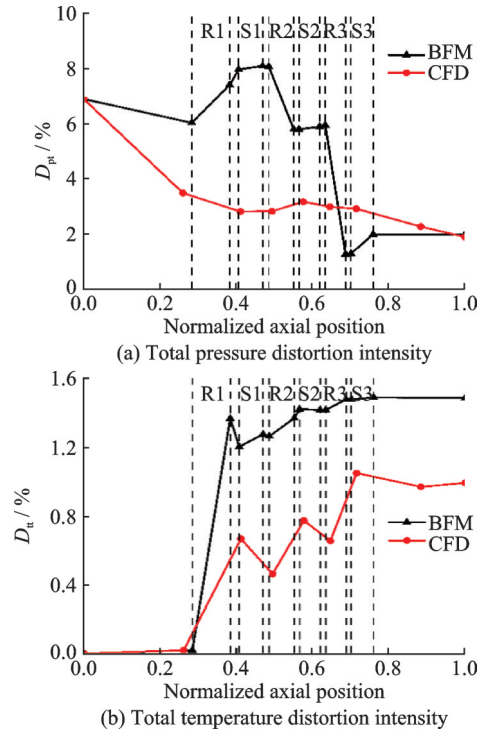


图 13 风扇畸变强度沿轴向传递特征

Fig.13 Axial transmission characteristics of fan distortion intensity

从图 13(a) BFM 计算结果可知, 入口周向总压畸变在向下游传递的过程中, 从入口至动叶前缘, 总压畸变强度降低, 经过第一级动叶后, 总压畸变强度上升, 其原因主要是第一级为超音压气机, 分配的加功量大且该转速下压气机特性线陡峭, 高、低压区的工作压比均较大, 总压不均匀性不减反增。此后, 总压畸变强度经过动叶后不断衰减, 且经过第三级动叶衰减的尤为剧烈, 经过静叶后略有升高, 总体呈下降趋势, 到达风扇出口时总压畸变强度降低至入口的 28.8%。

CFD 计算结果显示总压畸变强度逐级递减, 风扇出口的总压畸变强度降低至入口的 27.4%。两种计算方法下的总压畸变强度沿轴向整体呈下降趋势。

由图 13(b) 可知, 两种计算方法下的总温畸变强度沿轴向的变化规律一致, 即入口周向总压畸变经过第一级动叶后诱导了总温畸变, 此后, 总温畸变强度经过动叶后不断递增, 经过静叶变化不大, 整体呈上升趋势, 到达风扇出口时 BFM 和 CFD 得到的总温畸变强度分别达到 1.46% 和 0.98%。通过对图 13(a) 和 13(b) 深入剖析可知, 从第二级动叶开始, 动叶对畸变区气流输入的轮缘功增大, 畸

变区总压升高明显,因此总压畸变强度降低。气流获得轮缘功后,其畸变区总温(总温代表总能量)也增大,因而经过动叶后总温畸变强度增加。气流经过静叶时没有与外界进行轮缘功交换,总温畸变强度基本不变。

2.3 旋流畸变对比分析

本文在 90% 设计转速下计算了同向涡、反向涡和对涡旋流畸变对三级风扇性能和稳定性的影响。选取的旋流畸变参数如表 1 所示。风扇入口的旋流角分布通过 Profile 文件指定,入口总温设为 288.15 K,总压设为 101 325 Pa。

表 1 旋流畸变参数			
Table 1 Swirl flow distortion parameters			
旋流畸变	SI	SD	SP
同向涡	10°	1	0.5
反向涡	-10°	-1	0.5
对涡	10°	0	1

旋流畸变参数中 SI 表征旋流强度,SD 表征旋流方向,SP 表征旋流对数,其定义分别如下

$$SI = \frac{\int_{\theta^+} \alpha(\theta) d\theta + \left| \int_{\theta^-} \alpha(\theta) d\theta \right|}{360} \quad (5)$$

$$SD = \frac{\int_{\theta^+} \alpha(\theta) d\theta + \int_{\theta^-} \alpha(\theta) d\theta}{\int_{\theta^+} \alpha(\theta) d\theta + \left| \int_{\theta^-} \alpha(\theta) d\theta \right|} \quad (6)$$

$$SP = \frac{\int_{\theta^+} \alpha(\theta) d\theta + \left| \int_{\theta^-} \alpha(\theta) d\theta \right|}{2 \times \max \left[\int_{\theta^+} \alpha(\theta) d\theta, \left| \int_{\theta^-} \alpha(\theta) d\theta \right| \right]} \quad (7)$$

式中: $\alpha(\theta)$ 为等半径处旋流角沿周向的分布, $\theta^+、\theta^-$ 分别为正旋流区间角和负旋流区间角。本文所研究的旋流畸变在风扇入口不同半径处的旋流角分布特征一致,因此不同半径处旋流指数也完全相同。

图 14 给出了均匀及同向涡旋流畸变进气下 BFM 计算获得的风扇压比特性与 CFD 结果的对比。可以发现,相较于均匀进气,同向涡旋流畸变

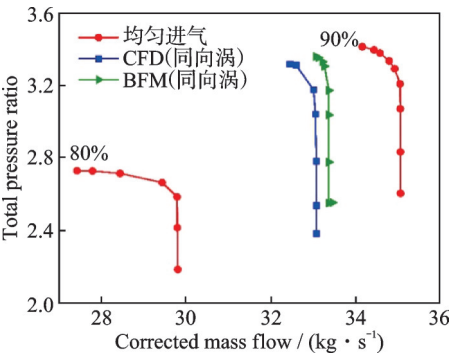


图 14 均匀及同向涡旋流畸变进气下风扇压比特性
Fig.14 Fan pressure ratio characteristics under uniform and co swirl flow distortion intake

使风扇压比下降,近失速点和堵塞点流量也进一步减小,推迟了失速。BFM 与 CFD 计算获得的近失速点压比分别下降 0.79% 和 2.74%,近失速点流量的相对误差约 1.87%,在工程应用要求精度范围内。上述风扇性能变化的原因可以归结为:同向涡减小叶片前缘迎角,叶片负荷减小,叶片加功扩压能力减弱,同时使气流不容易分离,从而相比于均匀进气来看,近失速点流量较小。上述结果表明 BFM 能够预测旋流畸变对风扇的影响。

反向涡旋流畸变影响下的风扇压比变化如图 15 所示,由图可知,反向涡对风扇特性的影响与同向涡是相反的。反向涡旋流畸变使风扇压比上升,近失速点和堵塞点流量增加,失速提前,从而使风扇稳定工作裕度减小。与均匀进气相比,BFM 与 CFD 计算的近失速点压比分别上升 2.73% 和 4.3%,近失速点流量分别增加 4.8% 和 3.64%。同样,反向涡对风扇性能产生影响的关键因素也是来流方向。反向涡增加叶片前缘迎角,导致叶片载荷增加,使压比提高,同时,迎角的增加使气流更容易从叶片表面上分离,进而使风扇稳定工作范围减小。

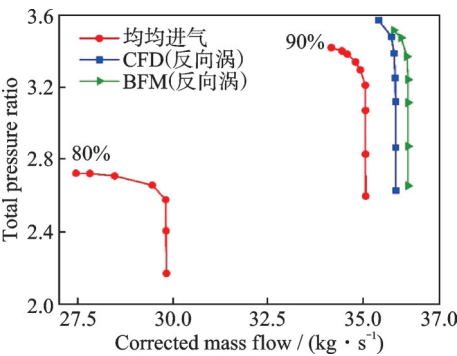


图 15 均匀及反向涡旋流畸变进气下风扇压比特性
Fig.15 Fan pressure ratio characteristics under uniform and cou swirl flow distortion intake

图 16 为均匀及对涡旋流畸变进气下 BFM 和 CFD 计算获得的风扇压比特性。对涡旋流畸变与均匀进气结果的对比表明,涡旋流畸变使风扇流量

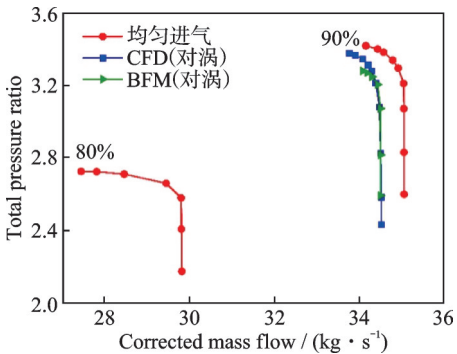


图 16 均匀及对涡旋流畸变进气下风扇压比特性
Fig.16 Fan pressure ratio characteristics under uniform and twin swirl flow distortion intake

减小、压比下降,特性线向左偏移。BFM 和 CFD 计算的近失速点压比分别下降 3.92% 和 1.19%,近失速点流量的降幅分别为 0.22% 和 1.15%,两者的相对误差在工程精度要求内,进一步验证了 BFM 的有效性。

由图 16 还可以发现,对涡旋流畸变下的风扇压比性能低于均匀进气和反向涡旋流畸变,此外近失速点位置在均匀进气和同向涡旋流畸变的近失速点之间。可见,同向涡旋流畸变近失速点位置制约着对涡旋流畸变的失速点位置,同向涡对风扇流量和压比的影响占据主导地位,这与 Davis 等^[20]所揭示的同向涡和对涡对压气机性能的影响相一致。

对涡旋流畸变对风扇特性的影响并不是同向涡和反向涡作用的简单叠加,而是取决于压气机几何和气动参数沿径向分布的差异(风扇局部工作条件)。对涡旋流畸变下风扇压比特性线的变化与同向涡旋流畸变类似,只是其特性曲线向左下偏移程度较小。为了深入了解对涡旋流畸变进气下风扇内的流场特征以及两种旋流的作用机理,本文选取对涡旋流畸变进气下风扇的近失速点进行具体分析。

图 17 给出了风扇上游不同轴向位置处旋流角沿周向的分布,两种计算方法的旋流角分布曲线均表明:同向涡和反向涡之间的气流相互掺混使气流在到达第一级动叶前缘时旋流强度已经衰减,且旋流角分布出现了相位偏移的情况。

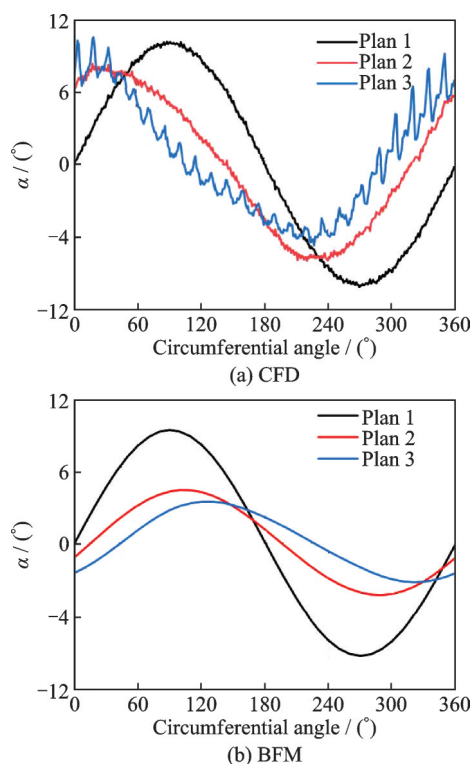


图 17 对涡旋流畸变进气下风扇上游旋流角沿周向分布
Fig.17 Circumferential distribution of fan upstream swirl angle under twin swirl flow distortion intake

图 18 进一步给出了风扇上游不同轴向位置处无量纲密流和静压沿周向的分布。此处无量纲密流的定义为密流与风扇入口平均密流的比值。由图可知,对涡旋流畸变在风扇入口引起了静压畸变,不同截面位置的同向涡区域的静压略高于反向涡区域,且反向涡区的密流均比同向涡区大。这主要是由于处于反向涡区的动叶会在更大的迎角下

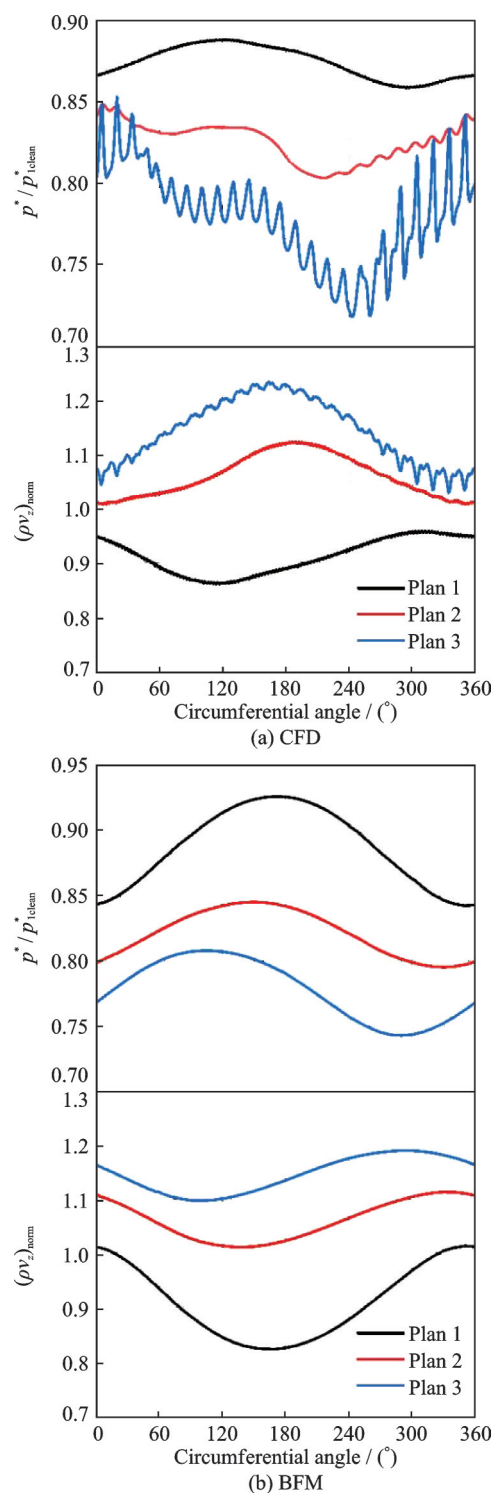


图 18 对涡旋流畸变进气下风扇上游气流参数沿周向分布
Fig.18 Circumferential distribution of upstream fan air flow parameters under twin swirl flow distortion intake

工作,在此情况下,动叶对上游气流的抽吸能力更强,进而使入口静压降低、入口密流增大,处于同向涡区的动叶工作状态与之相反。

CFD和BFM计算的静压分布趋势相近,但是第二和第三个截面的密流分布略有差异,其原因是同向涡和反向涡之间气流的掺混,使对涡旋流发生相位偏移,两种计算方法的相位位移不同,导致了密流分布的走向不同。

图19是对涡旋流畸变下风扇近失速点总压和总温畸变强度沿轴向的分布曲线。观察BFM计算的总压和总温畸变强度沿轴向的分布可以发现,入口对涡旋流畸变经过第一级后产生了总压和总温畸变,导致该现象产生的主要原因是入口对涡旋流畸变与风扇相互作用,使得第一级动叶前缘的密流、旋流角分布不均匀,从而导致动叶轮缘功输入不均匀,因此出现了总压和总温畸变。此后经过各级的衰减和整流作用,畸变强度大幅减少。

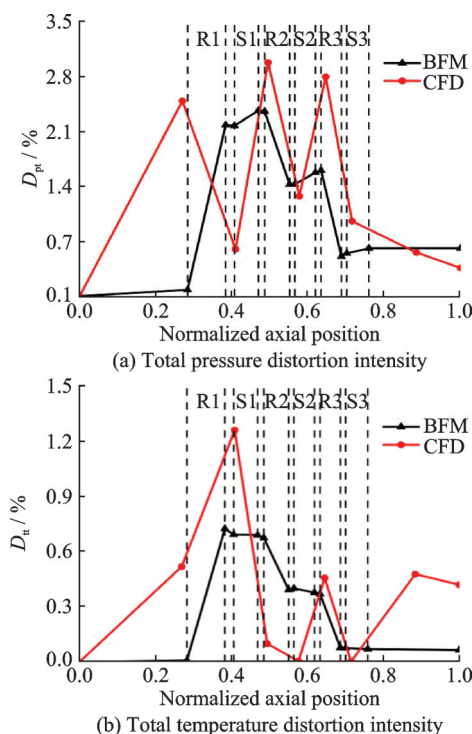


图19 对涡旋流畸变进气下风扇畸变强度沿轴向传递特征

Fig.19 Axial transmission characteristics of fan distortion intensity under twin swirl flow distortion intake

CFD计算的总压和总温畸变强度在某些位置波动增加,但是整体呈现衰减趋势。观察总压畸变强度的极值点可以发现,后面两级的极大值点均位于静叶出口,而极小值点均位于动叶出口,这是因为风扇接近失速点时,动叶尾迹和叶尖泄漏涡等因素使下一级静叶进口处于恶劣的工作环境,进而导致总压畸变指数增加。

3 结 论

本文利用三维BFM和CFD两种计算方法,研究了120°稳态周向总压畸变和不同旋流畸变类型对跨音三级风扇性能和稳定性的影响,主要得出以下结论:

(1) 利用BFM和CFD计算了均匀进气下跨音三级风扇在95%、90%和80%设计转速时的总体特性,各转速下的压比和效率误差均在4%以内,满足工程需要。同时,各级静叶出口气流参数沿叶高的分布趋势相一致,进一步表明了BFM能以粗网格较为准确地模拟风扇级间特性。

(2) BFM和CFD针对跨音三级风扇120°周向总压畸变的计算结果表明,周向总压畸变使风扇性能下降,稳定边界向下移动,稳定工作裕度减小。95%设计转速时BFM与CFD的近失速点压比分别下降了5.41%和5.87%。90%设计转速时BFM与CFD的近失速点压比分别下降了2.73%和1.7%。两者的稳定边界点流量和压比的最大相对误差分别为2.84%和2%。周向总压畸变与风扇的耦合使得风扇上游密流、静压重新分布,并诱导了对涡旋流畸变。同时,密流和旋流角的分布极大地影响着动叶的工作条件,进而影响着动叶功的输入和出口总压分布。总压畸变强度沿轴向呈衰减趋势,然而总温畸变强度由于动叶功输入的不均匀性则不断增加。

(3) BFM和CFD针对跨音三级风扇旋流进气畸变的计算结果表明,同向涡旋流畸变使风扇压比下降,失速点和堵塞点流量均减小,推迟了失速。反向涡旋流畸变使风扇压比上升,失速点和堵塞点流量均增加,失速提前,风扇稳定工作裕度减小。

(4) 对涡旋流畸变下的风扇压比性能低于均匀进气和反向涡旋流畸变,其特性线的变化与同向涡旋类似,只是特性线向左下偏移程度较小。近失速点位置介于均匀进气和同向涡旋流畸变的近失速点之间。同向涡旋流畸变失速点位置制约着对涡旋流畸变的失速点位置,其对风扇流量和压比的影响占据主导地位。对涡旋流畸变在风扇内诱导了总压和总温畸变,而后经过各级的衰减作用,畸变强度整体呈衰减趋势。

参考文献:

- [1] HALE A, DAVIS M, SIRBAUGH J. A numerical simulation capability for analysis of aircraft inlet-engine compatibility[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2006, 128(3): 473-481.
- [2] HALE A L, CHALK J, KLEPPER J, et al. Turbine engine analysis compressor code—TEACC.

- II—Multi-stage compressors and inlet distortion[C]//Proceedings of the 17th Applied Aerodynamics Conference. Norfolk, VA, USA: AIAA, 1999: 3214.
- [3] GONG Yifang. A computational model for rotating stall and inlet distortions in multistage compressors [D]. Cambridge: Massachusetts Institute of Technology, 1999.
- [4] THOLLET W, DUFOUR G, CARBONNEAU X, et al. Body-force modeling for aerodynamic analysis of air intake-fan interactions[J]. International Journal of Numerical Methods for Heat & Fluid Flow, 2016, 26(7): 2048-2065.
- [5] CHIMA R V. A three-dimensional unsteady CFD model of compressor stability[C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2006: Power for Land, Sea, and Air. Barcelona, Spain: ASMEDC, 2006, 6: 1157-1168.
- [6] BENICHO E, DUFOUR G, BOUSQUET Y, et al. Body force modeling of the aerodynamics of a low-speed fan under distorted inflow[J]. International Journal of Turbomachinery, Propulsion and Power, 2019, 4(3): 29.
- [7] XIE T B, URANGA A. Development and validation of non-axisymmetric body-force propulsor model[C]//Proceedings of AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum. [S.l.]: AIAA, 2020: 3686.
- [8] XIE T B, URANGA A. Capturing aero-propulsive coupling effects with a body-force propulsor model [C]//Proceedings of AIAA Propulsion and Energy 2021 Forum. [S.l.]: AIAA, 2021: 3456.
- [9] 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 torsional force model of effect of inlet distortion on compressor performance[J]. Journal of Aerospace Dynamics, 2015, 30(9): 2241-2250.
- [10] 尹超. 进气畸变下压气机性能和稳定性三维彻体力模型研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015.
- YIN Chao. Research on three-dimensional dynamic model of compressor performance and stability under intake distortion[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015.
- [11] 郭晋, 胡骏, 屠宝锋. 多级轴流压气机彻体力模型——理论方法及简化应用[J]. 航空动力学报, 2018, 33(8): 1954-1963.
- GUO Jin, HU Jun, TU Baofeng. Multi-stage axial compressor dynamic force model: Theoretical method and simplified application[J]. Journal of Aerospace Dynamics, 2018, 33(8): 1954-1963.
- [12] 郭晋, 胡骏, 屠宝锋. 多级轴流压气机彻体力模型: 三维应用[J]. 航空动力学报, 2018, 33(9): 2161-2169.
- GUO Jin, HU Jun, TU Baofeng. Body force model for multistage axial compressor-three-dimensional application[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(9): 2161-2169.
- [13] 郭晋, 胡骏, 尹超, 等. 单级跨声速压气机进气畸变数值模拟[J]. 航空动力学报, 2016, 31(3): 669-677.
- GUO Jin, HU Jun, YIN Chao, et al. Numerical simulation of intake distortion of a single-stage transonic compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(3): 669-677.
- [14] 郭晋, 胡骏, 屠宝锋, 等. 大涵道比风扇/增压级进气畸变数值模拟研究[J]. 推进技术, 2019, 40(11): 2498-2504.
- GUO Jin, HU Jun, TU Baofeng, et al. Numerical simulation of high bypass ratio fan/booster stage intake distortion[J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(11): 2498-2504.
- [15] 郭晋, 胡骏, 屠宝锋, 等. 大涵道比涡扇发动机总压进气畸变数值模拟[J]. 航空动力学报, 2020, 35(5): 1029-1041.
- GUO Jin, HU Jun, TU Baofeng, et al. Numerical Simulation of total pressure intake distortion for high bypass ratio turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(5): 1029-1041.
- [16] 邱佳慧, 杨晨, 赵红亮, 等. 基于体积力模型的跨声压气机进气畸变数值模拟[J]. 航空动力学报, 2024, 39(8): 454-464.
- QIU Jiahui, YANG Chen, ZHAO Hongliang, et al. Numerical simulation of transacoustic compressor intake distortion based on volume force model[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 39(8): 454-464.
- [17] FIDALGO V J, HALL C A, COLIN Y. A study of fan-distortion interaction within the NASA Rotor 67 transonic stage[J]. Journal of Turbomachinery, 2012, 134(5): 051011.
- [18] YAO J X, GORRELL S E, WADIA A R. High-fidelity numerical analysis of per-rev-type inlet distortion transfer in multistage fans: Part I: Simulations with selected blade rows[J]. Journal of Turbomachinery, 2010, 132(4): 041014.
- [19] YAO J X, GORRELL S E, WADIA A R. High-fidelity numerical analysis of per-rev-type inlet distortion transfer in multistage fans: Part II: Entire component simulation and investigation[J]. Journal of Turbomachinery, 2010, 132(4): 041015.
- [20] DAVIS M, HALE A L. A parametric study on the effects of inlet swirl on compression system performance and operability using numerical simulations[C]//Proceedings of ASME Turbo Expo 2007: Power for Land, Sea, and Air. Montreal, Canada: ASMEDC, 2007, 1: 1-10.