

特定涡旋流畸变对跨声速压气机性能的影响

王加乐¹, 程邦勤¹, 张磊², 冯路宁¹, 李军¹
(1. 空军工程大学 航空工程学院, 西安 710038;
2. 中国人民解放军 93790 部队, 河北 保定 074200)

摘 要: 为研究 S 弯进气道出口和翼身融合体(HWB)飞机发动机进口两种特定涡旋流对压气机气动性能和稳定性的影响,将设计的新型叶片式旋流畸变发生器与跨声速压气机 Stage 67 进行联合数值仿真,获得进口旋流条件下的压气机特性线和流场分布,并与转子进口为均匀来流时进行对比分析。结果表明:在 100%换算转速, S 弯进气道产生的旋流使得压气机压比和效率在近峰值效率点分别下降 0.06%、0.85%,稳定工作流量范围减小 5.97%,压气机稳定裕度降低 1.13%,压比和效率特性线均向左下方移动。HWB 飞机产生的旋流使得压气机在近峰值效率点的压比增大 6.61%,效率下降 6.25%,稳定工作流量范围减小 26.88%,压气机稳定裕度降低 2.84%,压比特性线向右上方移动,效率特性线向右下方移动。

关 键 词: 压气机性能; 旋流畸变; S 弯进气道; 翼身融合体; 联合数值仿真

中图分类号: V231.3 **文献标志码:** A

Effects of specific swirl distortion on performance of transonic compressor

WANG Jiale¹, CHENG Bangqin¹, ZHANG Lei²,
FENG Luning¹, LI Jun¹
(1. Aeronautics Engineering College,
Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China;
2. No. 93790 Troops of the Chinese People's Liberation Army, Baoding Hebei 074200, China)

Abstract: The StreamVane swirl distortion generator was combined with transonic compressor Stage 67 using numerical simulation to investigate the effect of swirl distortion generated by exit of S-duct inlet and hybrid wing body (HWB) on the performance and stability of compressor. The compressor characteristic map and flow field were obtained by this method and compared with characteristic map and flow field with uniform inflows. There existed a maximum decrease of pressure ratio, efficiency, stability mass flow rate and stability margin by 0.06%, 0.85%, 5.97% and 1.13%, respectively, with 100% corrected speed under the effect of the S-duct inlet swirl distortion. Both pressure ratio and efficiency characteristic lines moved to the lower left. There existed a maximum decrease of efficiency, stability mass flow rate and stability margin by 6.25%, 26.88%, 2.84% and a maximum increase pressure ratio by 6.61% respectively with 100% corrected speed under the effect of the HWB swirl distortion. The pressure ratio characteristic lines moved to the upper right, the efficiency characteristic lines moved to the lower right.

Key words: compressor performance; swirl distortion; S-duct inlet; hybrid wing body; combinational numerical simulation

为满足先进战机隐身性能和机动性能的要求,S弯进气道和翼身融合体(HWB)布局被广泛的应用于现代战机,通过S弯进气道和翼身融合,可有效减轻机身的质量并降低飞行阻力,飞机可以获得更好的隐身性能和气动性能^[1-2],有利于飞机进行超声速飞行。然而S弯进气道和HWB布局会影响发动机进口流场均匀度,对发动机的性能与稳定性造成不利影响,严重时甚至会导致发动机喘振^[3],造成飞行安全隐患。因此,研究S弯进气道和HWB飞机在发动机进口产生的旋流畸变是十分重要且必要的工作,这对抑制旋流的产生以及飞机气动外形的设计有重要意义。

由于压气机转速很高,故压气机对来流的品质十分敏感,因此进气道与发动机的匹配问题一直是飞机推进系统设计中的重要研究内容^[4-5]。Tornado战机在早期研制过程中只进行了进气道与发动机相容性的总压和总温畸变测试,没有开展旋流畸变对发动机性能的研究,导致发动机在一些特定的飞行条件下发生了喘振现象^[6]。除Tornado战机外,战斧巡航导弹在其研制过程中,由于采用了S弯进气道,导致其在做机动动作时也引发了发动机喘振,后来通过优化自适应节流管理算法才减缓了旋流畸变对发动机性能和稳定性的影响^[7]。此后,人们逐步重视起旋流畸变对发动机性能和稳定性的影响,但在早期,仍然是围绕着具体的装备型号进行实验研究。

目前,国内外对旋流畸变的研究主要分为两个方面^[8]:①旋流畸变发生器的设计以及对旋流场评估分析,在这个方面,绝大多数的研究集中于整体涡和对涡的产生机制;②旋流畸变对压气机性能和稳定性的影响,此方面主要研究整体涡与对涡对压气机性能的影响。Davis、Nicholas等^[9-11]做了F109风扇对整体涡旋流畸变响应的Reynolds average Navier Stoke(RANS)数值模拟计算。Cousin等^[12]用平行压气机理论解释了整体涡旋流和对涡旋流对发动机性能的影响。Sheoran等^[13]采用设计得到的腔室型旋流畸变发生器与ASE120低压压气机进行高精度联合数值模拟,采用滑动网格法和转子冻结法探究了整体涡旋流和对涡旋流对压气机级气动性能的影响。国内南京航空航天大学的屠宝锋等^[8,14-15]通过叶片式旋流畸变发生器研究了整体涡和对涡对低速

轴流压气机和跨声速压气机性能的影响。空军工程大学的胡伟波、程邦勤等^[16-17]利用CFD技术研究了整体涡和对涡旋流对某型低速轴流压气机以及对跨声速压气机性能的影响,并分析了影响机理。总地来说,目前国内外主要研究了整体涡和对涡旋流畸变对压气机性能的影响,研究表明^[9-17]:①在一定的旋流畸变强度范围,正向整体涡会增加压气机稳定裕度,但是会降低压气机增压能力;反向整体涡对压气机的增压能力几乎无影响,但是会大大降低压气机稳定裕度,危害较大;②对涡旋流畸变会同时降低压气机的气动性能和稳定裕度,主要影响压气机的稳定性。以上研究均集中于整体涡和对涡旋流畸变对压气机性能和稳定性的影响,然而所研究的整体涡和对涡等通用样式的旋流场与飞机在实际飞行中产生的旋流场存有较大的差异,对于飞机内部真实的旋流场对发动机性能影响的研究相对匮乏。

为进一步研究旋流畸变对压气机气动性能和稳定性的影响,本文利用某型S弯进气道出口以及HWB飞机发动机进口的两种特定涡旋流研究其对压气机气动性能和稳定性的影响,由于后期要进行实验验证,如若使用真实的S弯进气道和HWB飞机与压气机进行联合仿真和实验,不仅生产成本低,而且实现难度大,故本文利用复现精度高、结构稳定的叶片式旋流畸变发生器^[18]与跨声速压气机Stage 67进行联合仿真研究。旋流畸变发生器产生的流场与真实S弯进气道以及翼身融合结构所产生流场的相似性详见文献^[18]。本文旨在探究飞机在实际飞行中所产生的真实旋流场对压气机气动性能和稳定性的影响机理,为HWB飞机的进气道与机身匹配设计和S弯进气道抑制旋流提供参考。

1 研究对象

本文计算域分为畸变段、NASA Stage 67以及其他的流体管道组成,管道直径为256.5 mm,如图1所示。

畸变段采用的是两种叶片式旋流畸变发生器(图2和图3),复现的分别是S弯进气道出口流场和翼身融合体飞机发动机进口流场^[18],模拟工况为垂直于进口截面轴向进气,其中本文的S弯进气道在出口截面下部存在一组明显的对涡,截

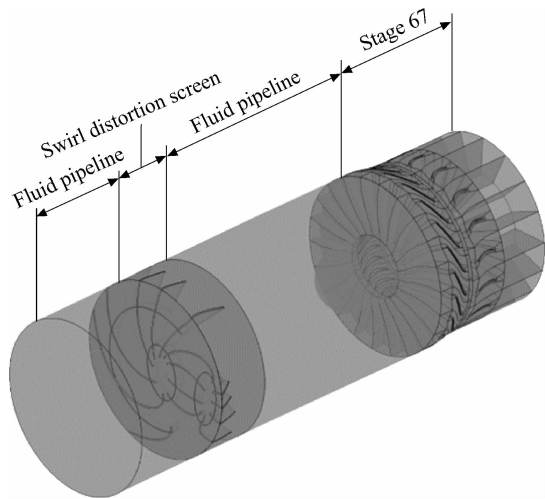


图 1 计算域
Fig. 1 Computational domain

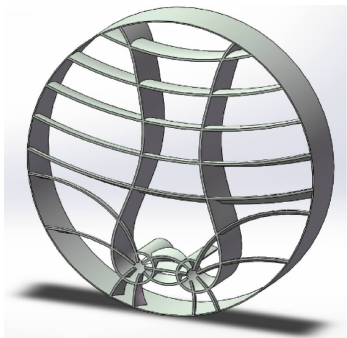


图 2 S 弯进气道出口旋流畸变网
Fig. 2 Swirl distortion screen for exit of S-duct inlet

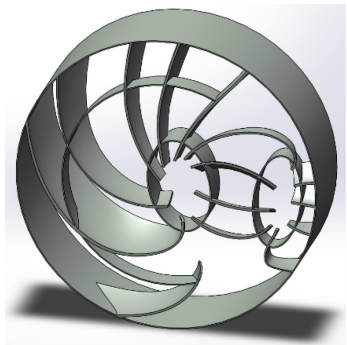


图 3 HWB 飞机发动机进口旋流畸变网
Fig. 3 Swirl distortion screen for HWB aircraft inlet

面上半部分的旋流角较小,最大旋流角出现在底部靠近壁面处。HWB 飞机在发动机进口截面上存在一大一小的两个旋涡结构,涡核分别位于中心以及靠近左侧壁面处。关于以上两旋流场的细节以及旋流畸变发生器设计过程和结构特征详见文献[18]。

Stage 67 压气机由 Rotor 67 和 Stator 67 组

成;Rotor 67 是一种低展弦比的跨声速轴流压气机转子,广泛应用于各种 CFD 代码的测试验证中。Stator 67 相比于传统的双圆弧叶形,静子叶型的前缘和尾缘较钝,这种构型的叶片负载能力较大,在产生相同压比的条件下,叶片数量更少^[19]。Rotor 67 与 Stator 67 的几何参数如表 1 和表 2 所示。

表 1 Rotor 67 的几何参数
Table 1 Geometric parameters of Rotor 67

参数	数值
叶片数量	22
质量流量/(kg/s)	33.25
设计压比	1.63
转子尖端速度/(m/s)	429
叶尖间隙/cm	0.061
展弦比	1.56
叶尖稠度	1.29

表 2 Stator 67 的几何参数
Table 2 Geometric parameters of Stator 67

参数	数值
叶片数量	17
弦长/cm	12.7
最大相对厚度	0.5

2 数值方法

2.1 求解方法

根据计算域结构特点,普通管道采用 O 型结构网格拓扑,由于旋流畸变发生器的叶片结构较为复杂,所以采用非结构四面体混合网格,总网格量为 400 万。选用 NUMECA 商用软件对 Stage 67 划分三维计算网格,网格类型为全六面体结构网格,在叶片通道不同位置采用不同的网格拓扑结构,包括 O/H/J 型拓扑,其中叶片周围网格采用 O 型拓扑结构模拟叶片边界层,对近壁面网格作加密处理,壁面网格层数为 11,第一层网格厚度为 0.12% 叶根弦长,保持 y^+ 值在 10~100 之间。H 型网格拓扑结构用于模拟进口段、出口段以及叶顶间隙,为使流动充分发展,压气机进口段和出口段长度分别设置为 2 倍和 2.5 倍转子叶根弦长。叶片通道采用 J 型网格拓扑结构(如图 4)。

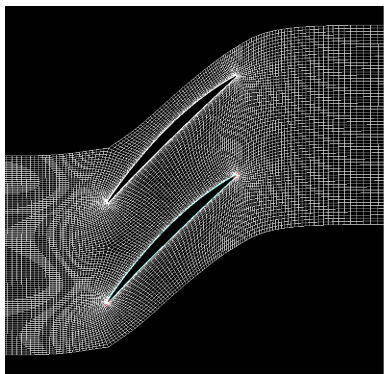


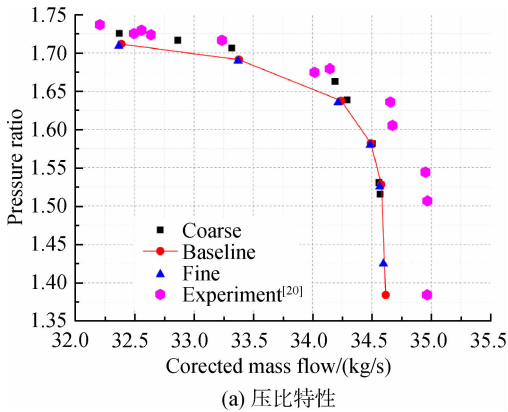
图 4 50%叶高处网格

Fig. 4 Mesh at 50% span of compressor

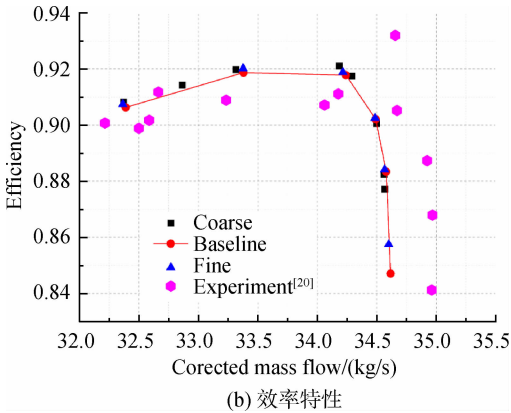
首先对 Rotor 67 进行网格划分,共绘制了三套不同密度的网格进行网格独立性检验,分别为粗网格(coarse)、标准密度网格(baseline)、细网格(fine)。其中标准密度网格单个叶片通道内的网格数约为 50 万,总网格数为 1100 万。100%换算转速、均匀进气条件下,通过数值模拟得到的不同网格密度下 Rotor 67 压比和效率特性线与实验数据^[20]对比如图 5 所示。通过对比可知,由粗网格到标准密度网格,计算所得性能参数的相对误差逐渐减小,但随着网格密度的继续增加,标准密度网格和细网格的计算结果差异在 0.15% 以内,计算结果变化很小,表明标准密度网格满足计算需求,因此在保证计算精度的基础上,为了节约计算资源,本文在算例中均采用标准密度网格进行数值计算。

Stage 67 压气机计算网格是由 Rotor 67 标准密度网格与网格密度相近的 Stator 67 网格连接而成的,上文已经对 Rotor 67 进行了网格独立性检验,结果表明 Rotor 67 的标准密度网格满足了计算精度和计算资源的需求,而静子网格密度与转子相近,且静子为非转动部件,对流动的影响较小,因此此处采用 Stage 67 标准密度网格进行 Stage 67 压气机数值模拟验证。

经过网格无关性验证,最终确定叶片展向网



(a) 压比特性



(b) 效率特性

图 5 Rotor 67 压比和效率的 CFD 数值仿真结果与实验值对比

Fig. 5 Comparison of pressure ratio and efficiency of Rotor 67 between CFD and experimental data

格层数为 65,对叶顶间隙网格进行加密,叶顶间隙网格层数为 12,叶片与叶片间网格节点数为 60,叶片通道轴向网格节点数设为 65。Stator 67 的叶片展向网格层数设为 75,叶片间以及叶片通道轴向网格节点数分别为 42 和 75。叶片近壁面网格加密,壁面网格层数为 10。Stator 67 与 Rotor 67 连接得到的 Stage 67 压气机整级网格节点总数为 1500 万。考虑到本文所研究流场的不对称性,采用全通道网格进行计算,Stage 67 的全通道网格见图 6。

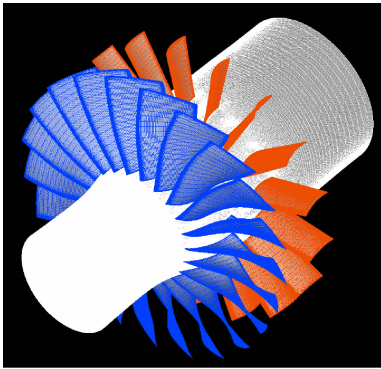


图 6 Stage 67 全通道网格

Fig. 6 Mesh of the whole Stage 67

旋流畸变发生器所模拟流场已与实验数据对比,模拟精度详见文献[18]。

本文采用带可缩比例壁面函数(scalable wall functions)的 $k-\epsilon$ 湍流模型^[21]。可缩比例壁面函数对近壁面细网格的求解结果更加稳定,能够克服标准 $k-\epsilon$ 湍流模型在近壁面 y^+ 值小于 15 时计算结果变差的缺陷。

设置进口总压为 101 325 Pa,总温为 288. 15 K,

轴向进气,出口设定平均静压,通过改变出口静压控制压气机进口流量。叶片、轮毂、旋流畸变网和机匣壁面均设置为绝热无滑移壁面边界条件,其中与转子连接的轮毂设为转动无滑移壁面,其余轮毂和机匣设为静止无滑移壁面。

冻结转子法可提取计算域边界的真实流动信息,并通过特定的转动域相对位置将真实的流场信息传递给下游边界,是一种高阶的交界面计算方法。因此本文选用冻结转子法连接转动域和静止域进行仿真研究。

2.2 Stage 67 求解方法验证

采用上述数值模拟方法,计算了均匀来流条件下 100% 换算转速的流场,Stage 67 压气机计算结果与实验数据^[19]对比如图 7 所示。压气机压比和效率随换算流量的变化趋势与实验值一致,在近峰值效率点,压比、效率、流量的相对误差分别为 1.21%、-0.93%、-0.20%,与实验值吻合度较高,但在近失速边界点,压比、效率、流量的相对误差分别为 1.45%、-2.15%、-0.86%,与实验值相差较大,这是由于在近失速工况下压气

机通道流场较为复杂,数值计算在此处难以收敛导致对失速点的判断与压气机实际的失速点存在一定差异造成的。

总体来说,Stage 67 压气机级的计算网格和数值模拟方法满足本文研究需求。

3 结果分析

采用旋流畸变网模拟旋流畸变流场时,旋流畸变网需要设置在压气机进口前一段距离处,由于旋流畸变网产生的旋流畸变流场在与压气机相互作用前会在向下游前进的过程中发展变化,为探究旋流畸变流场在随流动向下游发展的过程中旋流流场结构和强度的变化情况,在旋流畸变网与压气机入口间选取等间隔分布的 A、B、C、D 四个截面对旋流畸变流场的发展变化进行对比分析(图 8)。

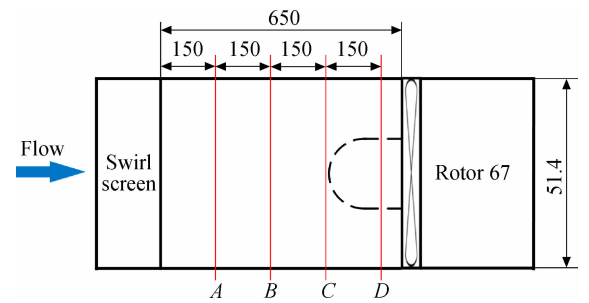


图 8 旋流畸变网出口段测量面分布(单位:mm)

Fig. 8 Measuring planes distribution at the outlet of the swirl distortion screen (unit:mm)

为分析压气机进口截面上的旋流流场情况,在旋流畸变网下游截面 D 上等环面中心设置三个测环:R1、R2、R3,三个测环分别位于 $0.46r_0$ 、 $0.68r_0$ 、 $0.90r_0$ 位置处(r_0 为管道半径),如图 9 所示,图中红色箭头表示测环的起点和方向。

本文采用美国机动车工程师学会(SAE)提出

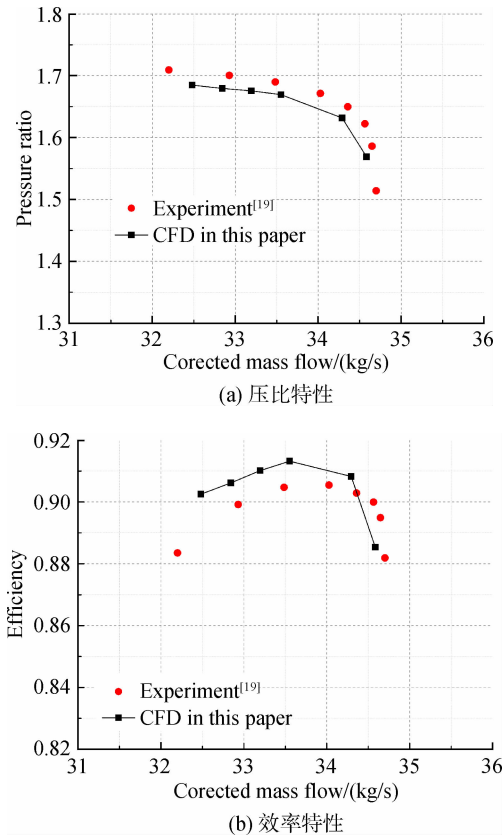


图 7 Stage 67 压比和效率的 CFD 数值仿真结果与实验值对比

Fig. 7 Comparison of pressure ratio and efficiency of Stage 67 between CFD and experimental data

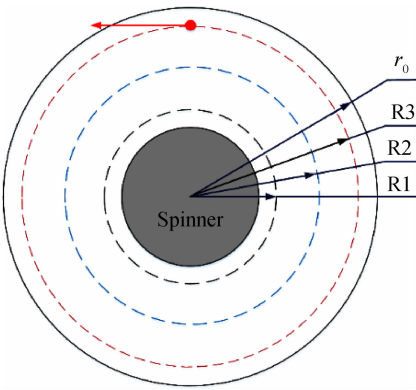


图 9 压气机进口截面测环分布

Fig. 9 Measuring rings distribution at compressor inlet

的旋流畸变评价标准^[22],其中旋流角 α 定义式为

$$\alpha = \arctan\left(\frac{U_\theta}{U_x}\right)$$

式中 U_θ 为速度周向分量, U_x 为速度轴向分量。

SAE 还定义了旋流扇区 (sector swirl, SS)、旋流强度 (swirl intensity, SI)、旋流方向 (swirl directivity, SD) 和旋流组数 (swirl pair, SP) 四个评价指标来衡量旋流畸变的水平。旋流扇区和旋流强度都从旋流畸变强度来评价,区别在于旋流扇区描述同一方向旋流的强度,而旋流强度描述所有方向旋流的平均强度,旋流组数从每转畸变数目角度来评价,类似于每转低压区数。而旋流方向则描述了径向强度基元。其定义式和详细含义详见文献[22]。

3.1 S 弯进气道出口旋流畸变网

S 弯进气道出口旋流畸变网与 Stage 67 压气机联合仿真的计算域如图 10 所示,设置旋流畸变网进口总温、总压分别为 101 325 Pa、288. 15 K,通过调节压气机转子出口静压,得到压气机由堵塞到失速状态的一系列工作点,选取压气机峰值效率点工况下旋流畸变网下游四个截面上的旋流流场进行对比分析。

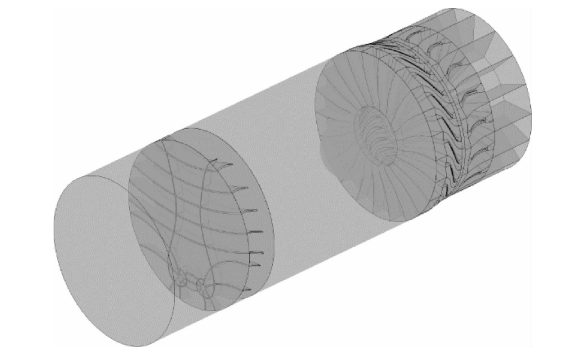


图 10 S 弯进气道出口旋流畸变网与 Stage 67 压气机联合仿真计算域

Fig. 10 Computational domain of swirl distortion screen for exit of S-duct inlet with Stage 67

3.1.1 S 弯旋流流场结构的发展变化

旋流畸变网下游各截面上旋流角云图及旋流速度矢量图如图 11 所示,从图中可以观察到,随着流动向下游发展,各截面下部的局部对涡结构变化不大,但旋流角逐渐减小,旋流强度逐渐降低,这是由于各截面下部的局部对涡靠近旋流畸变网出口段下壁面以及整流罩壁面,与壁面边界层产生相互作用导致黏性损失增大,横向速度降低,气流在通过整流罩后轴向速度进一步增大,导

致局部对涡的强度逐渐降低。

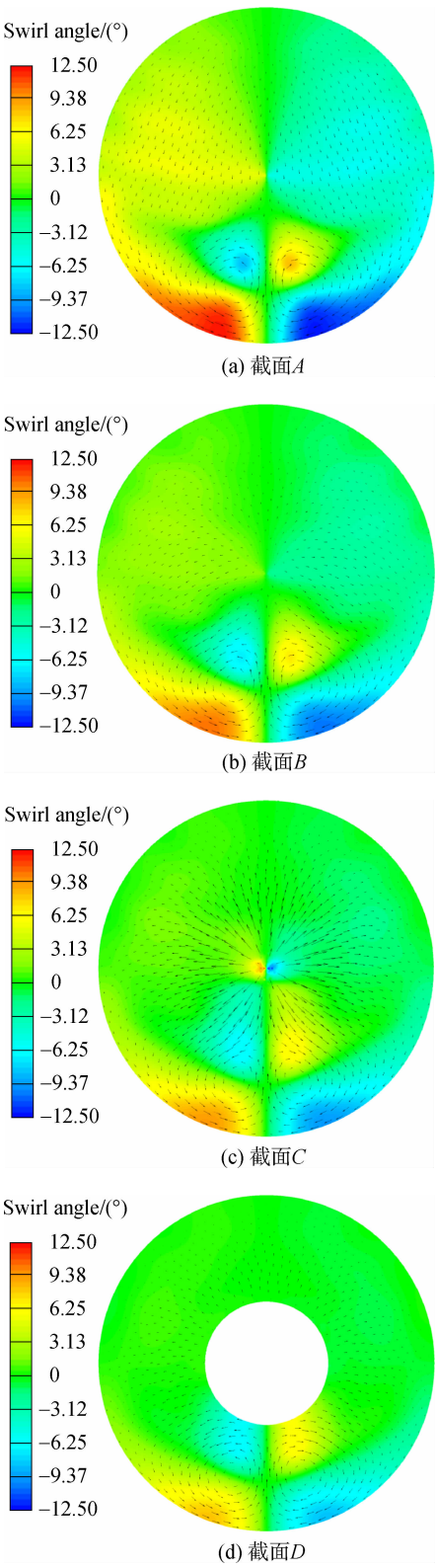


图 11 旋流畸变网下游各截面上旋流角云图及速度矢量图

Fig. 11 Swirl angle contours and velocity vectors on each plane of the downstream of swirl distortion screen

截面 D 各测环上旋流角分布及各项旋流指标对比如图 12 所示。从图 12 中可以得知,在 $120^{\circ} \sim 240^{\circ}$ 周向范围内,旋流角的变化幅度以及旋流角峰值远大于其他周向区域,截面三个测环上的旋流方向均接近于零,正向和反向旋流相互平衡,旋流以对称局部对涡的结构形式存在。在局部对涡区域的 R1 和 R3 两个测环上,同一周向位置处的旋流角方向相反,表明在受局部对涡作用的叶片通道区域中,压气机进口来流对转子叶片根部和顶部产生的预旋方向相反。R1、R2、R3 测环上的旋流强度分别为 1.35° 、 0.44° 、 1.89° ,表明内环和外环的旋流强度远大于中环,压气机转子叶片根部和叶顶区域受旋流的影响较大,而叶片中径处附近受旋流影响较小。

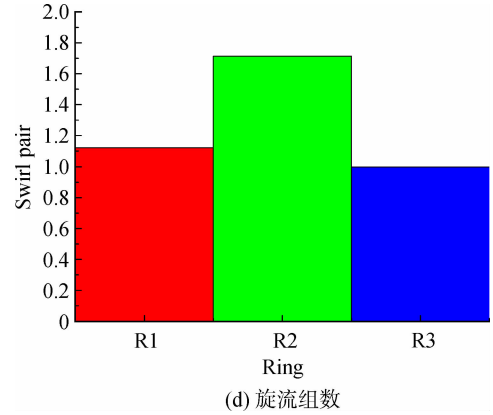
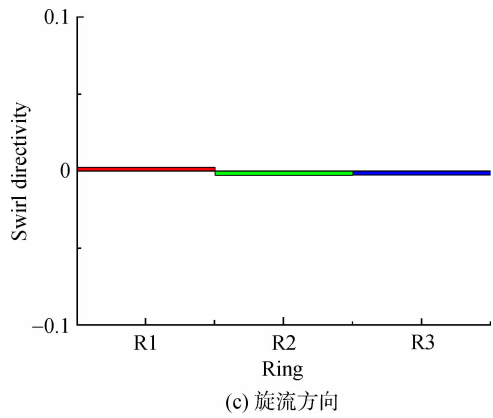
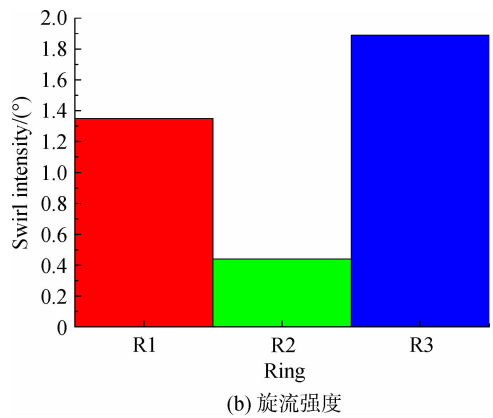
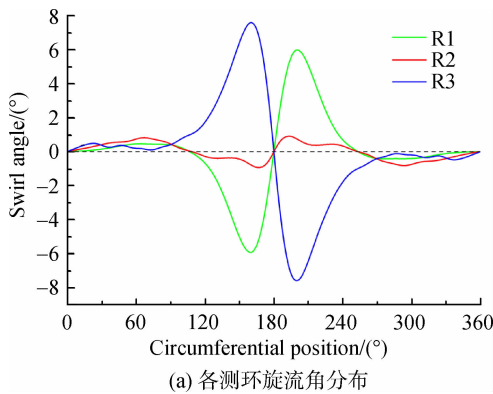


图 12 S 弯旋流作用下 D 截面各测环上旋流指标对比
Fig. 12 Swirl evaluation index of each measuring ring on plane D with S-shaped swirl

3.1.2 S 弯旋流作用下压气机性能变化

在 100% 换算转速, S 弯进气道出口旋流畸变网作用下, Stage 67 压气机压比和效率特性线的变化如图 13 所示。

从图 13 中可以观察到, 相比于均匀进气工况, 在旋流畸变网产生的旋流畸变作用下, 转子相

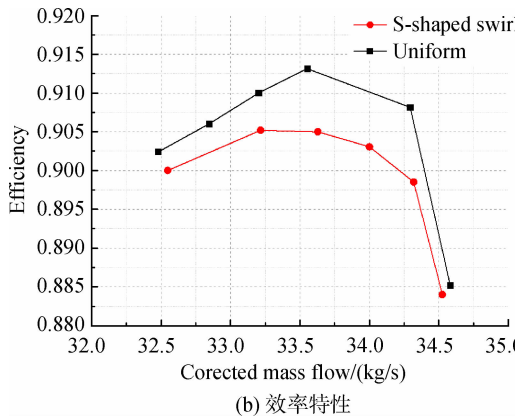
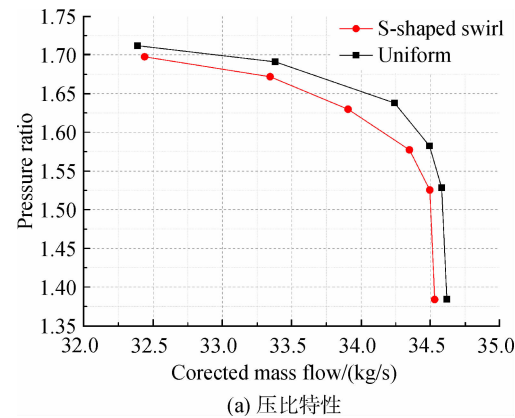


图 13 S 弯旋流对 Stage 67 压气机特性的影响
Fig. 13 Changes of compressor performance of Stage 67 with S-shaped swirl

应工作点的流量、压比和效率均有一定程度下降。在近峰值效率点,压比和效率下降幅度分别为 0.06%、0.85%,堵塞点流量减小 0.18%,近失速点流量增大 0.19%,稳定工作流量范围减小 5.97%,压气机稳定裕度降低 1.13%,压比和效率特性线均向左下方移动。

3.1.3 S 弯旋流作用下流场细节变化

100%换算转速下,峰值效率点处各叶高的相对马赫数云图对比如图 14 所示。从图 14(b)中可以观察到,在 50%叶高处,各叶片通道流场分布相对较为均匀,受旋流影响程度相对较小,在 20%叶高处,共有六个叶片通道分别受到同向和反向旋流作用,受旋流影响程度较大,在 80%叶高处,受局部对涡旋流作用区域的叶片通道流场与其他通道流场存在明显差异,受旋流影响程度最大,这表明 S 弯进气道出口局部对涡旋流对压气机转子叶片通道顶部区域影响最大,根部次之,对叶片中径附近影响最小。

从图 14(a)和图 14(c)的对比可知,在叶根附近受反向旋流作用的叶片通道区域在叶顶附近受到方向相反的同向旋流影响,反之亦然,这表明在局部对涡作用区域,同一转子叶片的叶根和叶顶部分分别受到方向相反的旋流作用。

从图 14 中可以观察到,由叶根到叶顶的转子

叶片各径向位置处,受同向和反向旋流影响的叶片通道数相同,同向和反向旋流扇区相同,同向和反向旋流成对称分布,压气机转子在同等强度的同向和反向旋流作用下,同向旋流造成的流量减少量远大于反向旋流成的流量增大量,而同向和反向旋流对压比的影响程度基本相同,因此压气机相应工作点的流量减小,压比略微下降,压比特性线向左下方移动,而同等强度的反向旋流造成的效率减少量远大于同向旋流对效率的增加量,因此压气机相应工作点的效率下降,效率特性线向左下方移动。近失速点 99%叶高处叶顶通道相对马赫数云图如图 15 所示,从图中可以观察到,在局部对涡旋流作用下,部分叶顶通道的堵塞区面积显著增大,根据平行压气机理论,一旦某一扇区的压气机叶顶通道堵塞失速就会导致压气机整体失速,因此在旋流畸变网产生的对称局部对涡的作用下,转子失速提前,失速点流量增大,压气机稳定工作流量范围减小。

3.2 HWB 飞机发动机进口旋流畸变网

3.2.1 HWB 旋流流场结构的发展变化

随着流动向下游发展,旋流畸变网下游不同截面处的旋流角云图以及旋流速度矢量场如图 16 所示。从图中可以观察到旋流畸变网产生的

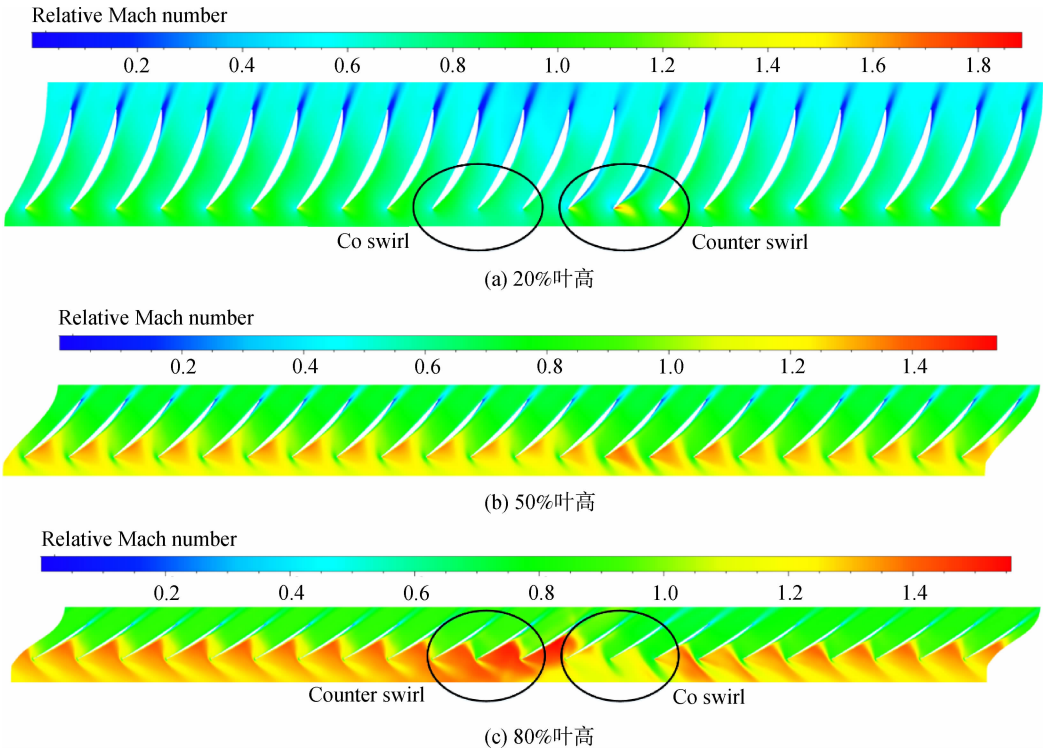


图 14 S 弯旋流作用下各叶高处相对马赫数云图
Fig. 14 Relative Mach number contour with S-shaped swirl

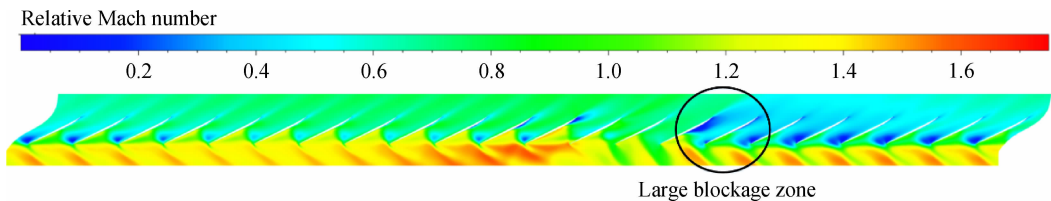


图 15 S 弯旋流作用下压气机在近失速点 99% 叶高处相对马赫数云图

Fig. 15 Relative Mach number contour of the compressor at 99% span near stall with S-shaped swirl

左侧局部涡在向下游发展的过程中旋涡结构和强度的变化较为明显,左侧局部涡在截面中部大范围整体涡产生的诱导速度的作用下涡核向逆时针方向移动,旋流角分布逐渐趋于均匀,左侧局部涡的强度下降程度较大,这是由于局部涡被中部大范围整体涡挤压而靠近左侧壁面,随着流动向下游发展的过程中,壁面边界层厚度逐渐增加,与靠近左侧壁面处的局部涡相互作用导致局部涡强度下降。同时,由于气流在旋流畸变网出口段流动过程中的掺混作用,中部整体涡与左侧局部对涡产生对流,黏性损失增大,横向速度减小,气流通过整流罩后流通面积减小,轴向速度增大,这几种因素共同导致旋流畸变网产生的旋流畸变场在向下游发展的过程中总体的旋流强度降低,旋流角在横截面上的分布逐渐趋于均匀。

截面 D 各测环上旋流角分布及旋流指标对比如图 17 所示,从图 17(a)中可以观察到,旋流角在 R1 和 R2 测环上均为正值,旋流方向为 1,旋

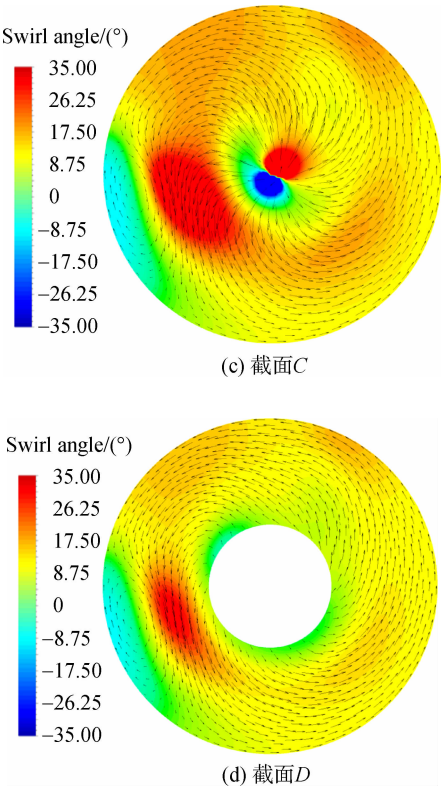
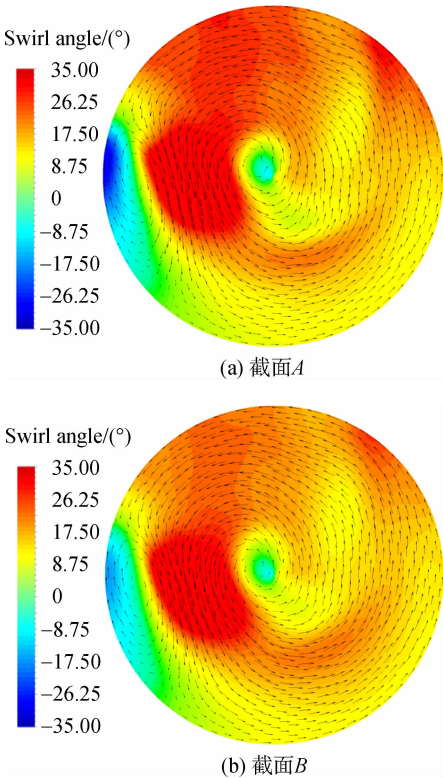


图 16 HWB 旋流畸变网下游各截面上旋流角云图及速度矢量图

Fig. 16 Swirl angle contours and velocity vectors on each plane of the downstream of swirl distortion screen with HWB



流组数为 0.5,旋流强度分别为 7.38° 和 12.12° ,这表明在 R1 和 R2 测环上均为整体涡旋流,其中 R2 测环上的旋流强度大于 R1 测环。从旋流角在两个测环上的分布趋势来看,虽然两个测环上的旋流方向相同,但旋流角在测环上的分布并不均匀,两个测环上的旋流角峰值均出现在 $90^{\circ} \sim 130^{\circ}$ 周向范围内,旋流角的峰值与谷值在两个测环上的周向位置分别相差 11.01° 和 9.63° 。此外,R3 测环上的旋流角分布与其他两个测环差异较大,在 R3 测环上存在方向相反的两种旋流,在 $90^{\circ} \sim 130^{\circ}$ 周向范围内,R1 和 R2 测环上为正旋流角峰值区域,而 R3 测环上为负旋流角峰值区域,这表明在 $90^{\circ} \sim 130^{\circ}$ 周向范围内的转子叶片根部

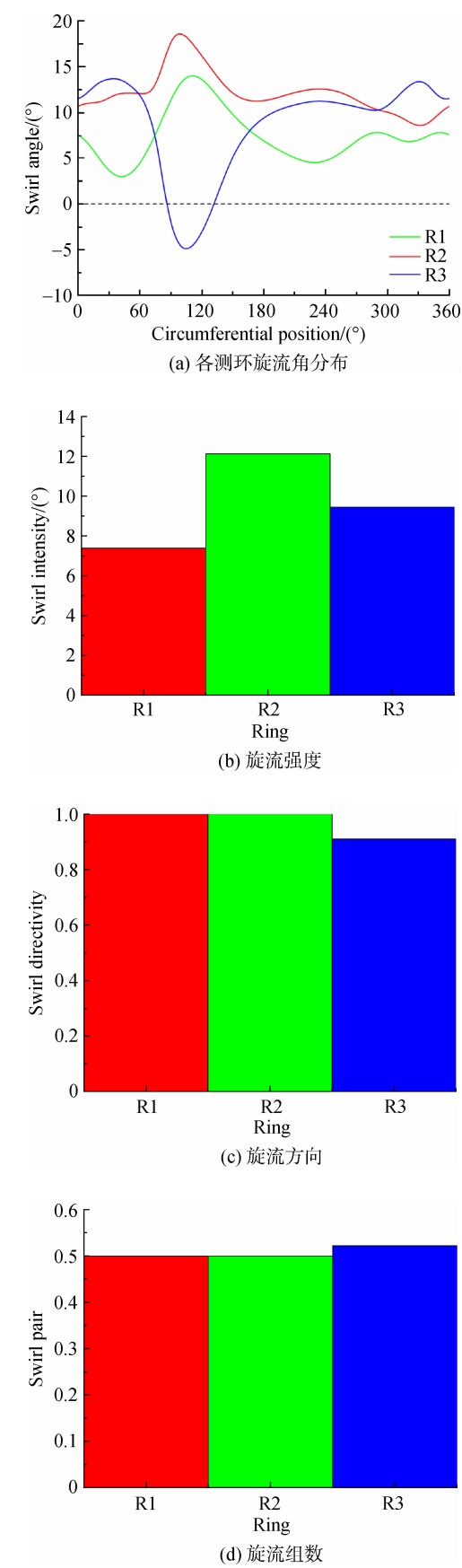


图 17 HWB 旋流作用下 D 截面各测环上旋流指标对比
Fig. 17 Swirl evaluation index of each measuring ring on plane D with HWB swirl

和中部受到反向旋流作用,叶顶区域受同向旋流作用,在其他周向范围内的叶片由叶根到叶顶均受反向旋流作用。

3.2.2 HWB 作用下压气机性能变化

100%换算转速下,在压气机上游连接 HWB 飞机发动机进口旋流畸变网的 Stage 67 压气机压比和效率特性线的变化趋势如图 18 所示。

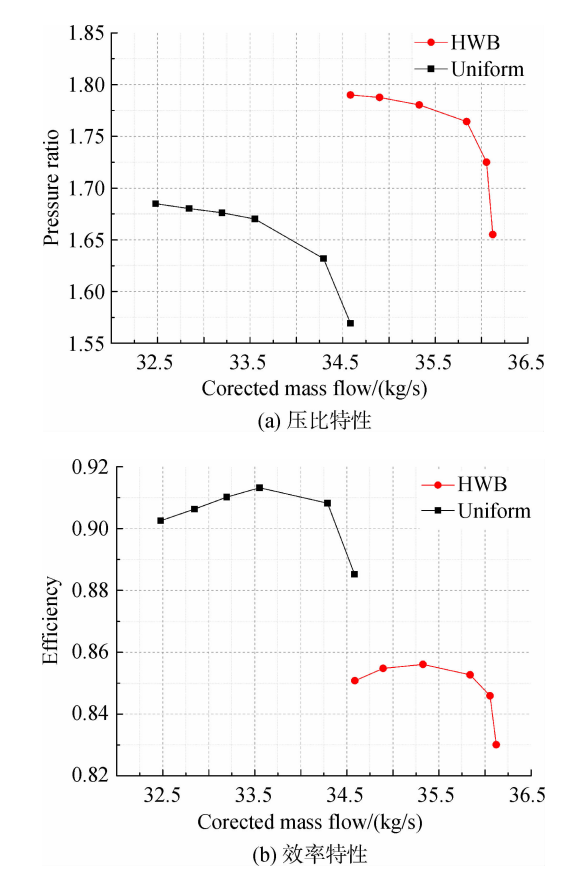


图 18 HWB 旋流对 Stage 67 压气机特性的影响
Fig. 18 Changes of compressor performance of Stage 67 with HWB swirl

相比于均匀进气工况,在旋流畸变网产生的旋流畸变作用下,转子相应工作点的流量、压比增大,效率降低。峰值效率点处的压比增大 6.61%,效率下降 6.25%,堵塞点流量增大 6.48%,近失速点流量增大 4.45%,稳定工作流量范围减小 26.88%,压气机稳定裕度降低 2.84%,与反向整体涡类似,压比特性线向右上方移动,效率特性线向右下方移动。

3.2.3 HWB 流场细节变化

在 HWB 飞机发动机进口旋流畸变网产生的旋流畸变作用下,Stage 67 压气机转子在峰值效率点各叶高截面处的相对马赫数云图如图 19 所示,由于在压气机进口截面内部和中部测环上的

旋流角均为正值,因此 20%以及 50%叶高处各叶片通道均受反向旋流作用,并且由于旋流角沿周向的不均匀分布,导致各叶片通道的反向旋流强度不同,从图 19(a)和图 19(b)中可以观察到,20%及 50%叶高截面处,在 90°~130°周向范围内的叶片通道受反向旋流的影响程度最大,而相邻叶片通道内的反向旋流强度较小。如图 19(c)所示,由于在发动机进口截面外部测环上,90°~130°周向范围内的旋流角为负,与其他两个测环上的旋流方向相反,导致该周向范围内的转子叶片根部和中部区域受反向旋流作用,而叶顶区域相应的叶片通道受同向旋流作用。

近失速点 99%叶高处叶顶通道流场如图 20 所示,由于大部分叶片通道处于反向旋流工况,导致叶顶通道堵塞程度增大,因此相比于均匀进气工况,压气机转子失速点提前,压气机稳定裕度减小。由于只有 90°~130°周向范围内的叶顶通道区域处于同向旋流工况,其他大部分叶片通道处于反向旋流工况,压气机转子叶片负载增大,叶片通道流动损失增大,与反向整体涡类似,在旋流畸变网产生的旋流畸变作用下,压气机相应工作点的流量和压比上升,效率有较大幅度下降,压气机压比特性线向右上方移动,效率特性线向右下方移动。

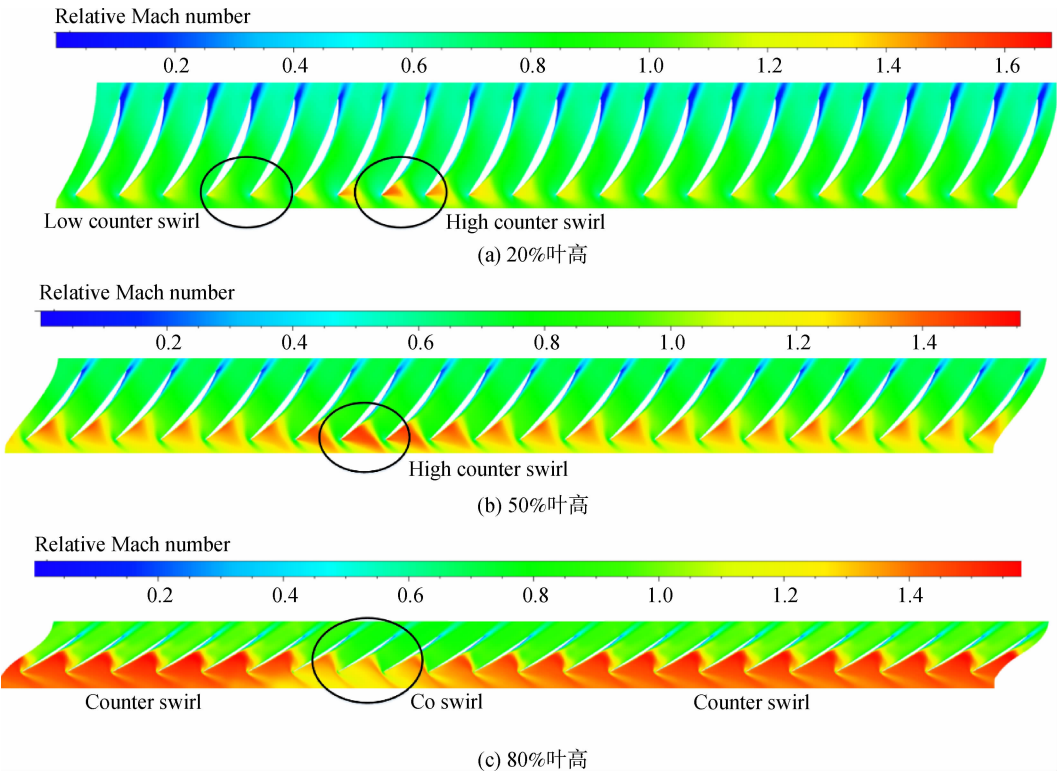


图 19 HWB 旋流作用下各叶高处相对马赫数云图

Fig. 19 Relative Mach number contour at different spans with HWB swirl

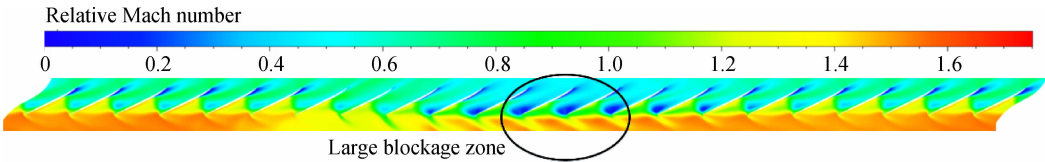


图 20 HWB 旋流作用下近失速点 99%叶高处相对马赫数云图

Fig. 20 Relative Mach number contour at 99% span near stall with HWB swirl

4 结 论

通过研究得到如下主要结论:

- 1) S 弯进气道出口旋流畸变网产生的畸变

流场在随流动向下游发展的过程中,下部的局部对涡结构变化不大,但由于气流掺混以及与壁面边界层相互作用产生的黏性损失,局部对涡强度逐渐降低。

2) HWB 飞机发动机进口旋流畸变网产生的畸变流场在向下游发展的过程中,左侧局部涡的涡核下移,由于壁面边界层以及中部整体涡的影响,左侧局部涡强度下降程度较大,整体涡旋流强度降低,旋流角在截面上的分布逐渐趋于均匀。

3) 在 S 弯进气道出口旋流畸变网产生的旋流畸变作用下,Stage 67 压气机相应工作点的流量、压比和效率均下降,转子提前失速,压气机稳定工作裕度降低 1.13%。

4) 在 HWB 飞机发动机进口旋流畸变网产生的旋流畸变作用下,与反向整体涡类似,压气机相应工作点的流量和压比上升,效率有较大程度下降,转子失速点提前,压气机稳定工作裕度降低 2.84%。

参考文献:

[1] WALTER O B, ANTHONY F. Progress in boundary layer ingesting embedded engine research[R]. AIAA-2012-4283, 2012.

[2] KAWAI R T, FRIEDMAN D M, SERRANO L. Blended wing body (BWB) boundary layer ingestion (BLI) inlet configuration and system studies[R]. NASA Contractor Report, NASA/CR-2006-214534.

[3] BEALW D K, CRAMER K B, KING P S. Development of improved methods for simulating aircraft inlet distortion in turbine engine ground tests[R]. AIAA-2002-3045, 2022.

[4] 刘大响, 叶培梁, 胡骏, 等. 航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2004.

[5] 安玉戈, 刘火星. 压气机进气畸变数值模拟技术研究[J]. 航空学报, 2012, 33(9): 1624-1632.

AN Yuge, LIU Huoxing. Numerical simulation of compressor with inlet distortion[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(9): 1624-1632. (in Chinese)

[6] STOCKS C P, BISSINGER N C. The design and development of the Tornado engine air intake[R]. AGARD-CP-301-10, 1981.

[7] LUDWIG G. Tomahawk engine/inlet compatibility study for F107-WR-400/402 engines[R]. Williams International Report CMEP-5003-2025, 1989.

[8] 屠宝锋, 胡骏. 旋流畸变影响低速轴流式压气机数值模拟研究[J]. 推进技术, 2016, 37(9): 1649-1656.

TU Baofeng, HU Jun. Numerical simulation of low speed axial compressor with swirl distortion[J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(9): 1649-1656. (in Chinese)

[9] DAVIS M, BEALE D, BOYER K. An example for integrated gas turbine engine testing and analysis using modeling and simulation[R]. Las Cruces, US; The 2006 ITEA Modeling and Simulation Conference, 2006.

[10] DAVIS M, HALE A. A parametric study on the effects of inlet swirl on compression system performance and opera-

bility using numerical simulations [R]. ASME Paper GT2007-27033, 2007.

[11] NICHOLAS F, DAVIS M. Investigation of the effect of inlet swirl on compressor performance and operability using a modified parallel compressor model[R]. ASME Paper GT2011-45553, 2011.

[12] COUSIN W, DAVIS M. Evaluating complex inlet distortion with a parallel compressor model: Part 1 concepts, theory, extensions, and limitations[R]. ASME Paper GT2011-45067, 2011.

[13] SHEORAN Y, BOULDIN B, KRISHNAN P. Compressor performance and operability in swirl distortion[J]. Journal of Turbomachinery, 2012, 134(4): 2453-2464.

[14] 屠宝锋, 胡骏, 张凯. 整体涡对跨声速单转子性能和稳定性影响[J]. 航空动力学报, 2016, 31(9): 2233-2238.

TU Baofeng, HU Jun, ZHANG Kai. Effect of bulk swirl on performance and stability of transonic single rotor[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(9): 2233-2238. (in Chinese)

[15] 屠宝锋, 胡骏, 张凯. 对涡旋流影响压气机转子性能和稳定性的研究[J]. 推进技术, 2016, 37(4): 641-645.

TU Baofeng, HU Jun, ZHANG Kai. Effects of twin swirl on performance and stability of compressor rotor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(4): 641-645. (in Chinese)

[16] 胡伟波, 程邦勤, 陈志敏, 等. 整体涡旋流畸变对压气机性能影响的研究[J]. 推进技术, 2015, 36(9): 1324-1330.

HU Weibo, CHENG Bangqin, CHEN Zhimin, et al. Investigation on effects of bulk swirl distortion on compressor performance[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(9): 1324-1330. (in Chinese)

[17] 程邦勤, 纪振伟, 胡伟波, 等. 对涡旋流畸变对单级跨声速压气机性能影响的数值研究[J]. 推进技术, 2017, 38(8): 1776-1786.

CHENG Bangqin, JI Zhenwei, HU Weibo, et al. Effects of paired swirl distortion on single stage transonic compressor performance using numerical simulation[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(8): 1776-1786. (in Chinese)

[18] 张磊, 程邦勤, 王加乐, 等. 新型旋流畸变网的设计与仿真研究[J]. 推进技术, 2018, 39(9): 2110-2120.

ZHANG Lei, CHENG Bangqin, WANG Jiale, et al. Design and numerical simulation of a new swirl distortion screen [J]. Journal of Propulsion Technology. 2018, 39(9): 2110-2120. (in Chinese)

[19] GELDER F, SCHMIDT F, SUDER L. Design and performance of controlled-diffusion stator compared with original double-circular-arc stator[R]. SAE Paper 1000-1012, 1987.

[20] REID L, MOORE D. Design and overall performance of four highly loaded, high-speed inlet stages for an advanced high-pressure-ratio core compressor[R]. NASA TP-1337, 1978.

[21] LAUNDER B E, SPALDING D. The numerical computation of turbulent flows[J]. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 1974, 3(2): 269-289.

[22] Society of Automotive Engineers. A methodology for assessing inlet swirl distortion[R]. Warrendale, PA, US; Aerospace Information Report 5686, 2007.