

TBCC 发动机进气系统旋流畸变演化机理 及其性能影响研究

苗慧慧^{1,2}, 张朝勃³, 王 伟⁴, 朱东华^{2,4}, 马 元^{2,4}, 刘金鑫^{1,2}

- (1. 西安交通大学 航空动力系统与等离子体技术全国重点实验室, 西安 710049;
2. 西安交通大学 机械工程学院, 西安 710049;
3. 交通运输部水运科学研究院, 北京 100088;
4. 西安航天动力研究所 航天液体动力全国重点实验室, 西安 710100)

摘 要: 为探究涡轮组合发动机中旋流畸变的产生规律及其对轴流压气机性能的影响, 构建了进气道 S 弯扩压段-轴流压气机转子一体化模型, 针对典型工况点开展数值仿真计算, 详细分析了旋流畸变的产生机制与规律, 研究了旋流畸变对压气机的性能影响。结果表明: 超声速 S 弯进气道出口背压通过影响结尾激波位置, 改变扩压段入口截面气流能量分布, 从而影响旋流畸变的类型与强度: 低背压时形成较强的对涡旋流, 中背压时旋流很弱、流动近乎均匀, 高背压时产生较强的整体涡旋流。在系统级计算中, 高空均匀来流条件下, 压气机在 80%、90% 及 100% 转速和不同出口静压工况下, 气动界面平均静压均低于进气道临界背压, 进气道处于超临界状态, S 弯扩压段入口能量呈对称分布, 下游形成对涡旋流。在上述系统级计算工况下, 与压气机单部件工作特性相比, 各转速下的工作流量范围收窄, 相同工作点下的压比和效率均降低, 其中最高效率降低 5.49%, 最高效率点流量减少 8.82%, 稳定裕度下降 57.82%。

关 键 词: 涡轮基组合循环(TBCC)发动机; 超声速 S 弯进气道; 旋流畸变; 进发匹配; 气动稳定性
中图分类号: V236 **文献标志码:** A

Study on evolution mechanism and performance impact of swirl distortion in intake system of TBCC engine

MIAO Huihui^{1,2}, ZHANG Zhaobo³, WANG Yi⁴, ZHU Donghua^{2,4},
MA Yuan^{2,4}, LIU Jinxin^{1,2}

- (1. National Key Lab of Aerospace Power System and Plasma Technology,
Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;
2. School of Mechanical Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China;
3. China Waterborne Transport Research Institute, Beijing 100088, China;
4. National Key Laboratory of Aerospace Liquid Propulsion,
Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: To investigate the generation law of swirl distortion in a turbine combined engine and its influence on the performance of axial flow compressors, an integrated model of a supersonic inlet S-bend diffuser section and axial flow compressor rotor was constructed to carry out numerical simulation

收稿日期: 2025-07-29

基金项目: 国家自然科学基金青年项目(52205126)

作者简介: 苗慧慧(1989—), 女, 讲师, 博士, 主要从事吸气式组合动力进发匹配研究。E-mail: miaohuihui@xjtu.edu.cn

通信作者: 刘金鑫(1988—), 男, 教授, 博士, 主要从事航空发动机/涡轮组合发动机系统与控制技术研究。E-mail: jinxin.liu@xjtu.edu.cn

引用格式: 苗慧慧, 张朝勃, 王伟, 等. TBCC 发动机进气系统旋流畸变演化机理及其性能影响研究[J]. 航空动力学报, 2026, 41(10): 20250357.

MIAO Huihui, ZHANG Zhaobo, WANG Yi, et al. Study on evolution mechanism and performance impact of swirl distortion in intake system of TBCC engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2026, 41(10): 20250357.

calculations under a typical operating condition. The generation mechanism and law of swirl distortion were analyzed in detail, and the influence of swirl distortion on the performance of the compressor system was studied. The results indicated that the back pressure at the outlet of the supersonic S-bend inlet influenced the terminal shock wave position, thereby changing the energy distribution of the airflow in the diffuser section and consequently affecting the type and intensity of swirl distortion. Specifically, a strong paired swirl formed at low back pressure; the flow became nearly uniform with very weak swirl at medium back pressure; and a strong bulk swirl was generated at high back pressure. For system-level calculations under high-altitude uniform inflow conditions, the average static pressure at the aerodynamic interface plane remained below the inlet's critical back pressure at 80%, 90%, and 100% compressor speeds across various outlet static pressures. This indicated that the inlet operated in a supercritical state, resulting in a symmetric energy distribution at the S-bend diffuser inlet and the formation of a paired swirl downstream. Under the above system-level calculation conditions, the compressor exhibited a narrowed operating flow range across all rotational speeds, along with reductions in both pressure ratio and efficiency at identical operating points, compared with its isolated component performance. Specifically, the maximum efficiency of the compressor rotor decreased by 5.49%, the flow rate at the maximum efficiency point decreased by 8.82%, and the stability margin decreased by 57.82%.

Keywords: turbine based combined cycle (TBCC) engine; supersonic S-shaped inlet; swirl distortion; inlet/engine matching; aerodynamic stability

为满足高超声速飞行器自行起飞、重复使用以及宽广工作范围的需求,涡轮组合发动机逐渐成为各国研究的热点^[1-3]。S弯进气道以其结构紧凑、隐蔽性好的优势逐渐被应用于涡轮组合发动机中^[4-5]。然而,S弯进气道因其独特的弯曲流道构型,在沿程逆压梯度及离心力的作用下极易在出口产生旋流畸变,这对于特性曲线陡峭、稳定工况范围较窄的轴流压气机有着不可忽视的影响^[6-9]。S弯进气道及轴流压气机作为涡轮基组合循环(turbine based combined cycle, TBCC)发动机的关键部件,其各自的工作性能以及两者匹配的稳定性、相容度在很大程度上影响着整台发动机的工作表现^[10-12]。20世纪70年代,欧洲多国共同研制的“狂风”战斗机便因S弯进气道产生的旋流畸变导致发动机在多种工况下发生不稳定现象^[13-14]。美国汽车工程师协会(Society of Automotive Engineers, SAE)于2010年颁布了旋流畸变的评价标准——AIR5686^[15],该标准详细阐释了旋流畸变的产生机理,将旋流畸变进行了详细的分类并提出了相应的评价指标,目前该标准被各国学者普遍认同。

S弯进气道与压气机之间的气动相容性问题是进发匹配的重要课题,国内外开展了较为广泛的研究^[16]。S弯进气道-压气机系统匹配试验主要以地面台架试验为主。李大伟等^[17]通过地面实验研究了S形进气道与涡扇发动机的匹配特性,

并对相同工况下的S形进气道内流场开展了CFD数值仿真。冯文梁等^[18]以背负式并列双发双S弯进气道为研究对象,提出了一种验证地面状态进气道/发动机匹配安全性的试验方法。全景阁等^[19]采用进发匹配地面台架试验与进气道抽吸试验相结合的方法,开展了S弯进气道与涡喷发动机的进发匹配特性研究。以上在推进系统匹配研究中,系统级试验在小型发动机的设计与性能评估阶段尚具备较好的可行性;然而,针对大型发动机系统,该类试验不仅准备周期显著延长,对试验台架的规模也提出了更为苛刻的要求,导致试验成本急剧增加,成为工程实践中的重要挑战。此外,虽然系统级试验可提供更加接近工程实际的系统性能数据,但难以捕捉内部流动细节进而开展内部流动机理分析。

当前进气道/发动机匹配研究也通常采用畸变模拟装置复现进气道出口的畸变流场,并将其作为发动机的进口边界条件以验证其稳定性。Sheoran等^[20]将设计的腔室型旋流畸变发生器与跨声速压气机进行联合定常数值仿真,探究整体涡及对涡旋流畸变对压气机稳定裕度的影响。Mehdi^[12]对转子Rotor 37进行全通道数值仿真,对比分析了在整体涡旋流影响下定常与非定常数值计算的结果。刘华等^[21]将其设计的叶片式旋流畸变发生器与压气机进行直连实验,探究了正反整体涡旋流对压气机特性的不同影响。王加乐

等^[22]利用畸变网式旋流畸变发生器与轴流压气机进行联合仿真,探究了旋流流场对压气机的影响。Lee 等^[23]采用 3 种不同的畸变发生器与发动机相连进行高空台试验,研究了进气道出口畸变对发动机性能的影响。然而,上述方法将进气道与发动机视为两个相互独立的个体,未能充分考虑两者之间因气动耦合而产生的相互作用,从而忽略了由此造成的部件特性与工作状态的改变。

随着计算流体力学数值计算方法的发展和高性能计算能力的显著提升,进气道与下游风扇/压气机的一体化全通道气动数值研究成为可能,并逐渐受到国内外学者的关注。Chima 等^[24-25]采用耦合的轴对称黏性 CFD 求解器(AVCS)与用于涡轮机械的三维多块纳维-斯托克斯分析程序(SWIFT),对一种轴对称外压式超声速进气道与 Rolls-Royce 风扇耦合系统进行了数值模拟。Hale 等^[26]开发了一种用于进气道-发动机相容性分析的数值分析工具,研究了 F-16 进气道与其涡轮风扇发动机在大机动飞行条件下的相互影响,分析了进气道畸变与发动机性能之间的耦合关系。Liu 等^[27]基于典型 S 弯进气道的旋流畸变特性和速度压力分布理论模型,提出了一种产生三维旋流畸变的进气道边界条件定义方法,研究了进气道旋流畸变与 NASA Rotor 67 转子的相互影响特性。赵伟辰^[28]开展了 S 弯进气道与跨声速风扇流动特性一体化计算,研究了一体化计算条件下各部件性能与内部流动特征的变化情况。

对于 TBCC 发动机而言,其宽速域、多模态的工作特性对进气道与发动机之间的气动相容性提出了更高要求。因此,研究 S 弯进气道出口旋流畸变的演化机制及其对下游轴流压气机气动性能与稳定性的影响,有着重要的理论研究价值与工程应用意义。本文借助数值仿真的方法,系统分析了超声速 S 弯进气道旋流畸变的产生机理及变化规律,并构建了包含 S 弯扩压段与轴流压气机全周转子进行一体化模型,旨在揭示高空真实工况下旋流畸变对进气道-压气机系统气动相容性的影响机制。

1 研究对象

本文的研究对象包括应用于 TBCC 发动机的超声速 S 弯进气道与一轴流压气机的第 1 级转子。

1.1 超声速进气道

本文所研究的超声速进气道为应用于 TBCC

发动机的二元内并联双通道进气道。如图 1 所示,该进气道包括外压缩段、内压缩段、分流板、隔离段、涡轮通道以及冲压通道。由于针对涡轮通道旋流特性开展研究,由此取该二元内并联进气道的涡轮通道作为研究对象。

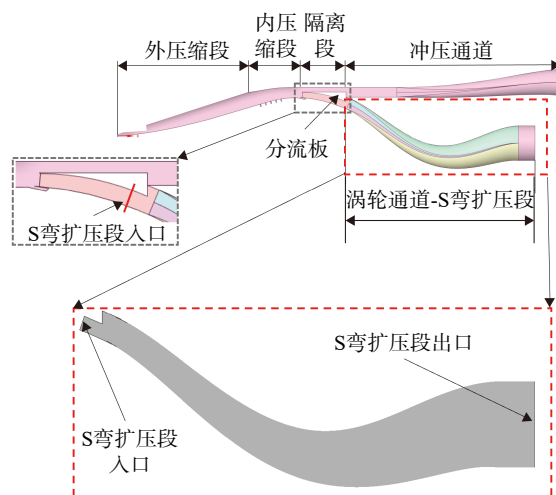


图 1 超声速进气道

Fig. 1 Supersonic inlet

1.2 压气机一级转子

本文所研究的压气机为一应用于 TBCC 发动机的 3 级轴流压气机,其由 3 组交替排列的动叶和静叶组成。由于压气机多级叶片的整流作用,旋流畸变对多级轴流压气机的影响主要集中在前几级叶片。因此,综合考虑计算资源及旋流畸变对多级轴流压气机的影响范围,在压气机数值计算方法准确性校核的基础上,本文采用 3 级轴流压气机中如图 2 所示的 1 级转子开展定常数值研究,获得压气机 1 级转子特性。

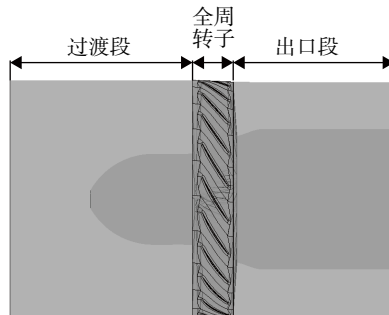


图 2 轴流压气机 1 级转子计算域

Fig. 2 Computational domain of axial compressor first rotor

1.3 进气道 S 弯扩压段-压气机一体化模型

本研究在构建进气道-压气机一体化数值仿真模型时,基于流动特征对计算域进行了合理简

化。根据超声速流动特性,当进气道喉道前为超声速流动时,进气道喉道之前的上游流动不受喉道之后的扩压段下游流动的影响。同时,考虑到旋流畸变主要产生于进气道 S 弯扩压段这一物理机制,为降低计算成本、提高计算效率,本模型采用以下建模策略:在进气道涡轮通道喉道隔离段下游、S 弯扩压段入口前截断计算域,如图 1 灰色虚线方框内的实线所示,采用包括涡轮通道喉道隔离段下游在内的 S 弯扩压段与压气机全周转子进行计算域的一体化装配,开展一体化模型仿真计算,研究旋流畸变对压气机性能的影响。由 S 弯扩压段计算域(图 1 虚线方框)、轴流压气机一级转子计算域(图 2)两者组装而成的进气道 S 弯扩压段-压气机一体化模型计算域如图 3 所示。



图 3 进气道 S 弯扩压段-压气机一体化模型计算域
Fig. 3 Calculation domain of the integrated finite element model of the inlet S-bend diffuser and compressor

2 计算方法

2.1 超声速进气道数值计算方法

对超声速进气道模型划分三维结构化网格,第 1 层网格高度设定为 0.01 mm,网格增长率为 1.2,以保证壁面网格 y^+ 值在 1 附近。采用商业 CFD 软件 ANSYS Fluent 对进气道进行定常仿真计算,采用基于有限体积法的 Navier-Stokes 方程求解器,湍流模型选用 $k-\omega$ SST(shear stress transport)模型,定常迭代过程的收敛以各方程残差下降 3 个数量级且进出口流量误差小于 1% 为准。本文研究进气道在飞行高度为 18 km、马赫数为 3.2 这一典型工况下的出口旋流畸变情况,具体来流参数如表 1 所示。进气道入口设定为压力远场,壁面设定为无滑移绝热边界,冲压通道出口设为

表 1 来流参数

Table 1 Inflow parameters

参数	数值
飞行高度/km	18
马赫数	3.2
当地静温 T_0 /K	216.65
当地静压 p_0 /kPa	7.21

当地静压以保持通流状态,S 弯扩压段出口设定为压力不断提高的静压出口,以探究不同背压下旋流畸变的变化规律。

2.2 轴流压气机一级转子数值计算方法

对于轴流压气机一级转子模型,其中的过渡段及出口段划分为结构化网格,选用 NUMECA 软件中的 AutoGrid5 模块对一级转子进行三维全六面体结构化网格划分,叶片通道采用 O4H 型网格拓扑结构,叶顶间隙部分采用蝶形网格拓扑结构,同时近壁面网格进行加密。

利用 ANSYS CFX 软件对轴流压气机一级转子进行特性计算,选用 SST 湍流模型。为降低计算成本,在进行特性计算时转子部分采用单通道计算域,转子单通道网格侧面设置为周期性边界。设置进口为标准大气条件,总压为 101.325 kPa,总温为 288.15 K;出口设定为平均静压,通过改变出口静压来调节压气机的流量;压气机转速设定为标准大气进口条件下的 100% 折合转速。

2.3 进气道 S 弯扩压段-压气机一体化模型数值计算方法

2.3.1 一体化模型计算方法

针对 S 弯扩压段-压气机一体化模型的计算域,依旧采用 ANSYS CFX 进行定常仿真计算,选用 SST 湍流模型。如图 4 所示,S 弯扩压段入口设置为总压和总温入口,数值取超声速进气道临界背压工况下 S 弯扩压段入口截面的平均值,其中总压为 229 kPa,总温为 652 K。出口设定为平均静压,通过改变出口静压来调节压气机转子的折合流量。压气机转速设定为 80%、90% 以及 100% 的最大物理转速。扩压段、出口段设置为静止域,转子段设置为转动域,转动域与静止域的交界面计算方法选择冻结转子法。

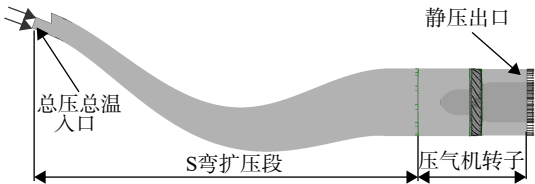


图 4 系统级计算域边界条件
Fig. 4 Boundary conditions of the systematic computation domain

2.3.2 一体化模型验证

在开展旋流畸变对压气机系统性能影响研究之前,首先验证采用进气道 S 弯扩压段与压气机构建一体化模型的合理性与准确性。以下采用完

整进气道与压气机构建一体化模型, 通过对比完整进气道-压气机一体化模型计算结果, 验证采用的进气道 S 弯扩压段-压气机一体化模型的准确性。构建的完整进气道-压气机一级转子一体化模型计算域如图 5 所示。完整进气道-压气机一体化模型入口设定为高度为 18.3 km、马赫数为 3.18 工况的压力远场入口, 进气道抽吸缝、泄流槽以及冲压通道出口压力设为当地静压, 压气机一级转子入口接在涡轮通道扩压段出口并设置交界面, 压气机转子转速设为 100% 物理转速, 压气机转子出口设定为 130 kPa 静压出口。作为对照, 对进气道 S 弯扩压段-压气机转子设定相同的转速及出口静压。

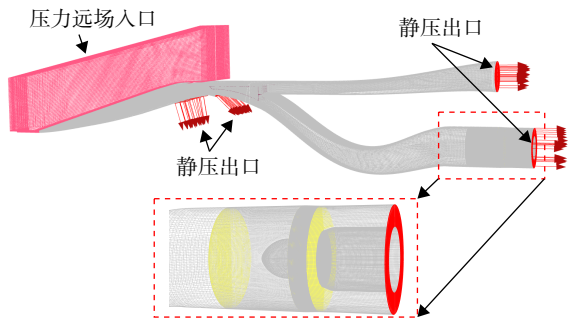
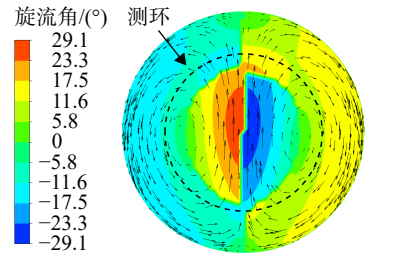
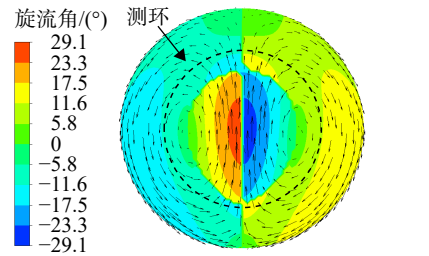


图 5 完整进气道-压气机转子一级转子一体化模型计算域
Fig. 5 Computation domain of the entire inlet-compressor 1st rotor model

图 6 对比展示了采用上述两种一体化模型计算得到的 S 弯扩压段出口截面旋流畸变特性分布。观察图 6 可知, 两者计算域均呈现对涡旋流畸变,



(a) 完整进气道-压气机一体化模型



(b) 进气道 S 弯扩压段-压气机一体化模型

图 6 S 弯扩压段出口旋流畸变情况对比

Fig. 6 Comparison of the swirl at the S-duct outlet between two different models

且旋流角强度分布规律保持一致, 出口截面中心位置的旋流角强度最强, 靠近机匣左右两侧的旋流角强度次之, 而两者之间涡核位置的旋流角强度最弱。

综上, 两者扩压段出口旋流畸变特性高度相似。进一步地, 为量化两种一体化模型的旋流畸变特性差异, 基于第 3 节定义的旋流畸变评价指标, 定量对比了两种一体化模型的旋流畸变计算结果, 如表 2 所示。由表 2 可知, 两种模型在不同指标下的旋流畸变计算结果具有良好的一致性, 相对误差均约为 2%。

表 2 旋流指标对比

Table 2 Comparison of swirl index

参数	模型		相对误差/%
	完整进气道-压气机一体化模型	进气道 S 弯扩压段-压气机一体化模型	
正旋流扇区/(°)	10.47	10.25	2.1
负旋流扇区/(°)	-10.48	-10.27	2.0
旋流强度/(°)	10.43	10.22	2.0

以上计算结果表明, 进气道截断原理可行, 构建的进气道 S 弯扩压段-压气机一体化模型计算结果较好地复现了旋流畸变特性, 验证了简化模型的合理性和准确性。在保证旋流畸变关键流动特征的前提下, 采用进气道 S 弯扩压段-压气机一体化模型显著降低了数值计算的复杂度。以下基于该一体化模型, 系统研究旋流畸变对压气机性能的影响。

3 旋流畸变评价指标

本文采用美国 SAE 提出的旋流角 α 这一指标来表征旋流流场, 其定义为:

$$\alpha = \arctan\left(\frac{U_\theta}{U_x}\right) \quad (1)$$

式中 U_θ 为气流速度周向分量, U_x 为气流速度轴向分量。若周向速度分量与压气机旋转方向相同,

则旋流角定义为正,反之定义为负。

根据美国 SAE 颁布的旋流畸变评价标准^[12],本文采用包括旋流扇区、旋流强度、旋流方向以及旋流组数在内的 4 个评价指标来量化分析旋流情况,具体定义见式(2)~式(6)。

1) 旋流扇区(sector swirl, SS, 量符号记为 $S_{SS,i}$)。根据测环上旋流角的正负,旋流扇区分为正旋流扇区($S_{SS,i}^+$)以及负旋流扇区($S_{SS,i}^-$),分别描述了给定测环上相同方向旋流的强度,两者的表达式分别为

$$S_{SS,i}^+ = \frac{1}{\theta_i^+} \int_{\theta_i^+} \alpha(\theta)_i d\theta \quad (2)$$

$$S_{SS,i}^- = \frac{1}{\theta_i^-} \int_{\theta_i^-} \alpha(\theta)_i d\theta \quad (3)$$

2) 旋流强度(swirl intensity, SI, 量符号记为 $I_{SI,i}$)。该指标描述了所有方向旋流的平均强度,其表达式为

$$I_{SI,i} = \frac{S_{SS,i}^+ \times \theta_i^+ + |S_{SS,i}^-| \times \theta_i^-}{360} \quad (4)$$

3) 旋流方向(swirl directivity, SD, 量符号记为 $D_{SD,i}$)。该指标表征了给定测环上旋流的整体趋势,标准整体涡旋流的旋流方向为 ± 1 ,标准对涡旋流的旋流方向为 0,其表达式为

$$D_{SD,i} = \frac{S_{SS,i}^+ \times \theta_i^+ + S_{SS,i}^- \times \theta_i^-}{S_{SS,i}^+ \times \theta_i^+ + |S_{SS,i}^-| \times \theta_i^-} \quad (5)$$

4) 旋流组数(swirl pairs, SP, 量符号记为 $P_{SP,i}$)。该指标表征了给定测环上正反向旋流的相对组数,标准整体涡旋流的旋流组数为 0.5,标准对涡旋流的旋流组数为 1,若存在多对对涡,则旋流组数将大于 1,其表达式为

$$P_{SP,i} = \frac{S_{SS,i}^+ \times \theta_i^+ + |S_{SS,i}^-| \times \theta_i^-}{2 \times \max(S_{SS,i}^+ \times \theta_i^+, |S_{SS,i}^-| \times \theta_i^-)} \quad (6)$$

式(2)~式(6)中, i 为测环数, $\alpha(\theta)$ 为给定测环上旋流角分布函数, θ_i^+ 和 θ_i^- 分别为给定测环上正、负旋流角的周向角度范围。

4 结果分析

4.1 旋流畸变产生机理及变化规律

根据超声速 S 弯进气道的计算结果,当出口静压提升至来流静压的 21 倍时,结尾激波被稳定在喉道内,且位于 S 弯扩压段入口之前。此流场特征表明进气道处于临界工作状态,因此,计算

确定该进气道的临界背压为来流静压的 21 倍。

本研究针对超声速进气道从通流至临界状态的工作范围,系统研究了不同背压下 S 弯扩压段的内流特性。通过分析扩压段出口截面旋流畸变的类型与强度,并结合扩压段入口及沿程气流能量的分布状态,深入揭示了不同类型与强度旋流畸变的形成机理。需要说明的是,在实际进气道-压气机共同工作条件下,进气道出口背压通常位于上述宽范围中的某一区段。

图 7 和图 8 系统地呈现了 S 弯扩压段在低背压工况(1 倍和 4 倍背压)下的流动特征。其中,图 7(a)和图 8(a)的 S 弯扩压段出口截面速度矢量与旋流角分布云图显示:在低背压条件下,流动分离现象导致扩压段出口下方区域形成了显著的回流区,在回流区与主流区的交界处存在轴向速度趋近于零的过渡带,由此,该区域同时对应着旋流角度的峰值分布。同时,明显地观察到气流在 S 弯扩压段的出口上方形成了对涡结构。图 7(b)和图 8(b)所示的 S 弯扩压段内沿程总压变化与流线分布清晰地揭示了扩压段出口上方对涡结构形成过程:气流经过弯道转折处时产生了严重的分离,通道上方为低能流,下方为高能流,高能流在逆压梯度的影响下向上方偏转,最终在通道出口产生了涡核位于上方的对涡旋流结构。

图 9 和图 10 分别为 S 弯扩压段出口在 12 倍

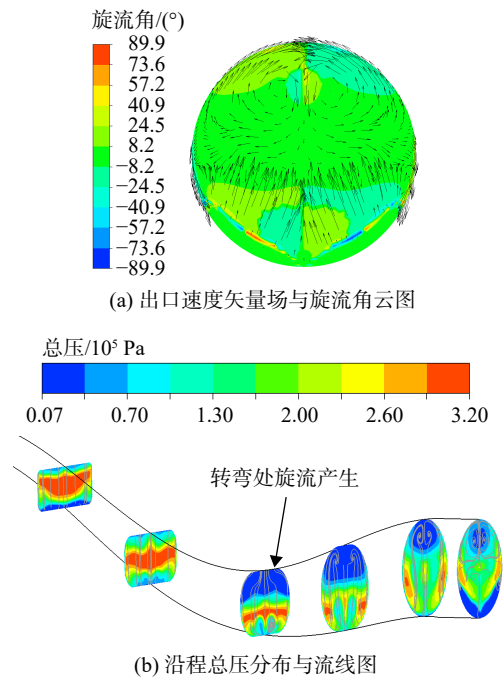


图 7 S 弯扩压段出口为 1 倍背压

Fig. 7 S-shaped diffuser outlet pressure is p_0

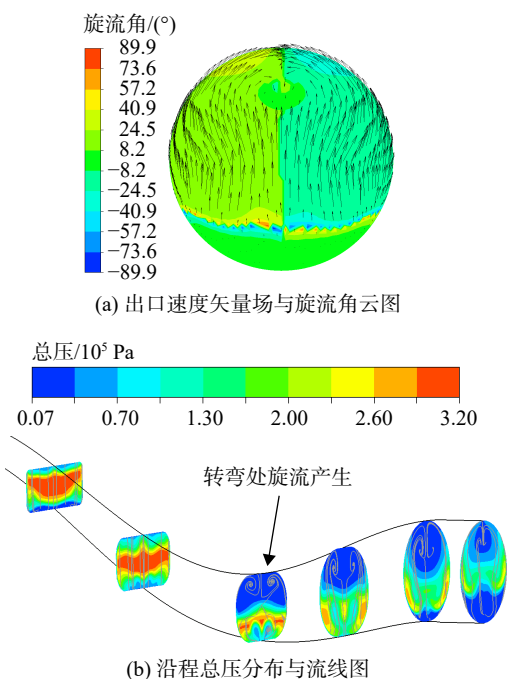


图 8 S 弯扩压段出口为 4 倍背压

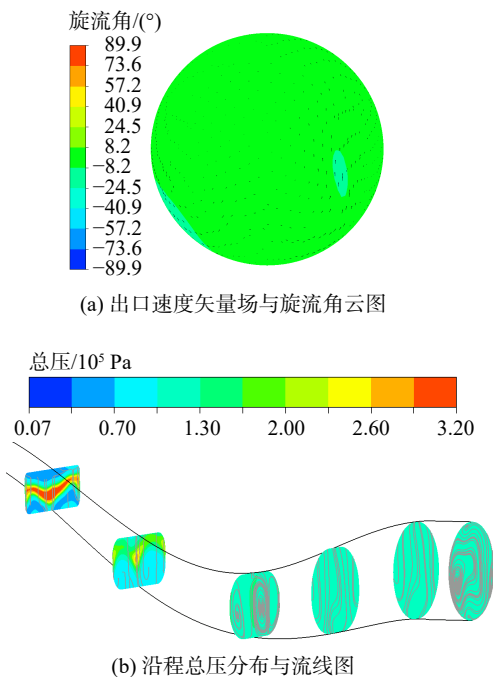
Fig. 8 S-shaped diffuser outlet pressure is $4p_0$ 

图 10 S 弯扩压段出口为 16 倍背压

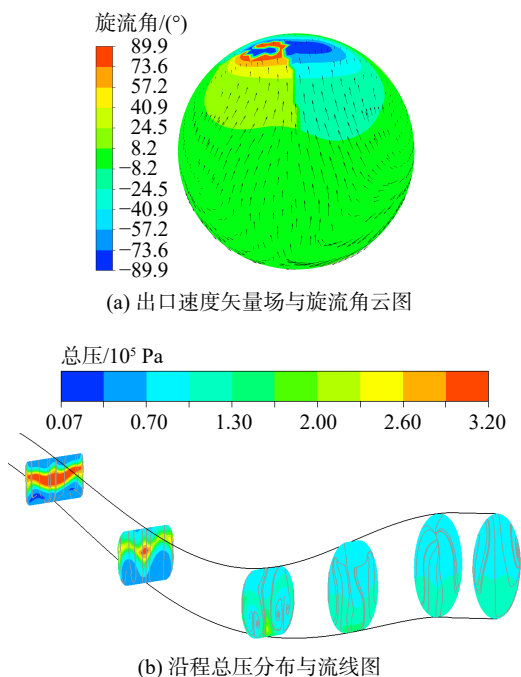
Fig. 10 S-shaped diffuser outlet pressure is $16p_0$ 

图 9 S 弯扩压段出口为 12 倍背压

Fig. 9 S-shaped diffuser outlet pressure is $12p_0$

和 16 倍背压(中等背压)工况下的流动特征。从图 9(a)和图 10(a)可以观察到,除因出口回流区导致局部旋流角接近 90° 外,其余区域的旋流角幅值相较于低背压工况均有所降低,出口气流均匀性显著提高。从图 9(b)和图 10(b)可知,在中背压工况下,弯道转折处气流分布均匀,流动分离范围明显减小,分离程度显著降低,进而出

旋流畸变强度减弱。由此,一定程度的提升背压对抑制流动分离、改善出口流场品质具有积极作用。特别地,弯道区域流动稳定性的增强是出口旋流畸变改善的关键因素。

图 11 和图 12 分别为 S 弯扩压段出口在高背压工况(20 倍和 21 倍背压)下的流动特征。从图 11(a)和图 12(a)可知,在高背压工况下 S 弯扩压段出口旋流特性发生了显著变化,呈现出典型的反向整体涡结构。定量表征显示,该工况下的最大旋流角度达到 -60.32° ,这一特征显示了扩压段出口流场结构的本质改变。深入分析沿程总压分布(图 11(b)和图 12(b)),可以揭示以下流动演化机制:当进气道出口背压接近临界背压时,其结尾激波靠近扩张段入口。受分流板几何结构及激波/边界层干扰的共同影响,扩张段入口处的高能气流向下壁面聚集,并呈现出显著的能量分布不对称性,具体表现为高动能区域主要集中于通道左侧;当气流经过弯道转折区域时,在轴向逆压梯度和离心力的共同作用下,左侧高能流产生显著的逆时针方向偏转;上述流动演变最终导致 S 弯出口截面形成具有明显位置特征的旋流结构,在临界背压下涡核偏左,形成稳定的整体涡旋流场。

4.2 轴流压气机一级转子特性

不同转速下压气机一级转子地面点均匀无畸变入口下的特性计算结果如图 13 所示,图中横坐

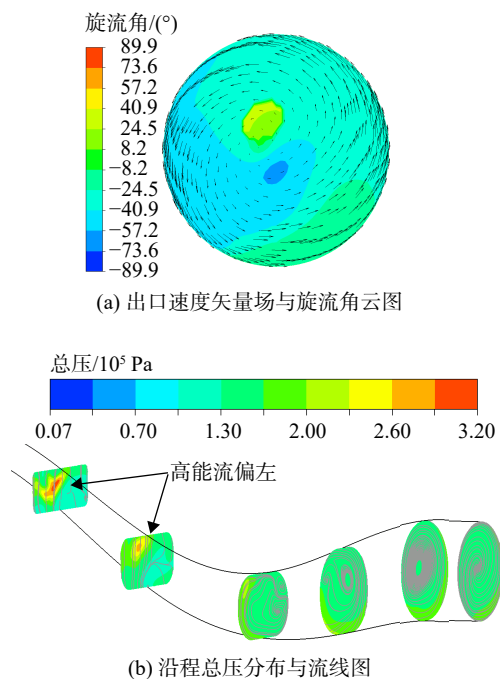


图 11 S 弯扩压段出口为 20 倍背压

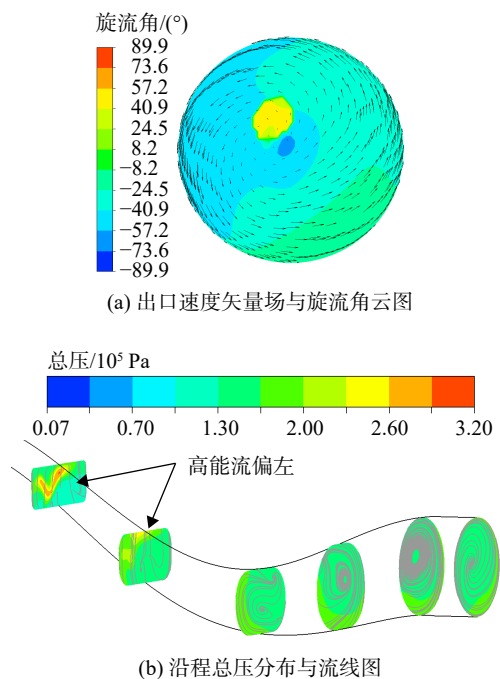
Fig. 11 S-shaped diffuser outlet pressure is $20p_0$ 

图 12 S 弯扩压段出口为 21 倍背压

Fig. 12 S-shaped diffuser outlet pressure is $21p_0$

标质量流量以最大值进行了无量纲化。

为方便后文联算时的高空入口压气机转子特性与地面点压气机转子特性进行对比,根据压气不同入口条件的动力相似公式(7)计算得出高空入口条件下,当压气机转子分别为 50%、60%、70%、80%、90%、100% 物理转速时,压气机转子折合转速为地面入口条件折合转速的 33.4%、40.0%、

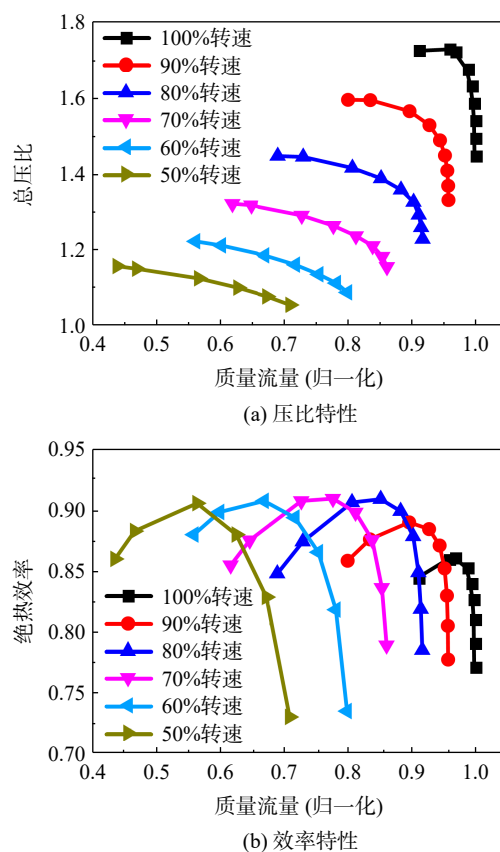


图 13 压气机一级转子特性

Fig. 13 Compressor 1st rotor characteristics

46.7%、53.3%、60%、66.7%。

$$\frac{n_{\text{cor}}}{\sqrt{288.15}} = \frac{n}{\sqrt{T_1^*}} \quad (7)$$

式中 n_{cor} 为折合转速, n 为联算时压气机转子物理转速, T_1^* 为压气机高空入口总温。

4.3 旋流畸变对压气机的影响

S 弯扩压段-压气机一体化模型与压气机转子单部件计算的特性结果对比如图 14 所示,横坐标以最大流量进行了折合质量流量的无量纲化。由图 14 可知,不同转速下,相较于单压气机转子特性,在 S 弯扩压段-压气机转子一体化计算时压气机转子的压比及效率特性线均向下方移动,即压比及效率均有不同程度的下降,失速边界向右偏移,80%、90% 及 100% 转速下压气机转子失速边界的折合流量分别增加了 15.25%、2.71% 以及 1.46%,这表明压气机转子提前进入了失速状态,其稳定工作范围有所减小。根据图 14(b)效率对比图可以看到,随着转速的降低,压气机转子的最高效率点逐渐向失速边界靠近,这表明一体化计算时压气机转子的稳定工作裕度有所降低。以 100% 转速下最高效率点为例,一体化计算时

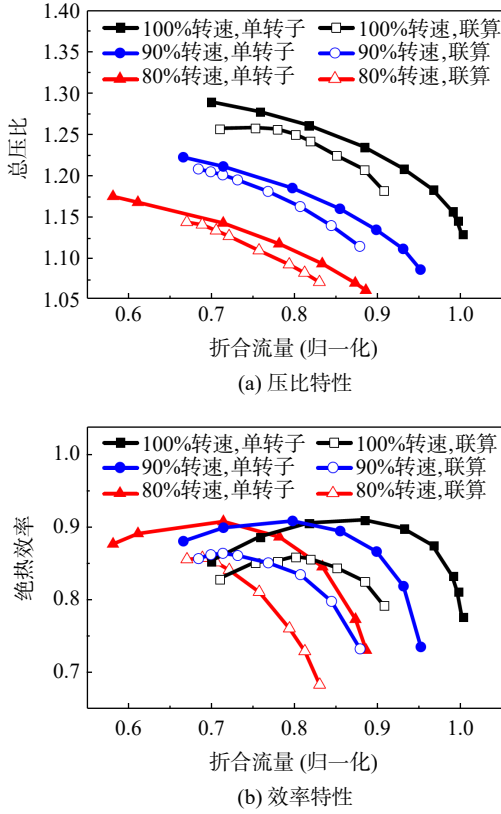


图 14 压气机转子入口有无旋流畸变特性对比

Fig. 14 Comparison of characteristics of swirl distortion at compressor rotor inlet

压气机最高效率降低 5.49%, 最高效率点的流量降低 8.82%。

稳定裕度(SM, 量符号记为 M_{SM})代表了压气机稳定工作范围的大小, 其表达式为:

$$M_{SM} = \left(\frac{\pi_s^*/q_{m,s}}{\pi_0^*/q_{m,0}} - 1 \right) \times 100\% \quad (8)$$

式中 π_s^* 和 π_0^* 分别代表近失速和设计工况(本文选取最高效率工况为设计工况)的总压比, $q_{m,s}$ 和 $q_{m,0}$ 则分别代表这两种工况下的流量。根据公式可以得出在旋流畸变的影响下, 该压气机稳定裕度下降幅度达 57.82%。

图 15 所示为提取的 80%、90%、100% 这 3 个转速下, 进气道出口/压气机入口气动交界面(AIP)处质量加权平均静压随压气机出口静压的变化关系。其中, 为方便表征进气道工作状态, 图 15 将 AIP 面质量加权平均压力表示为当地来流静压的倍数。由图 15 可知, AIP 面平均静压随压气机出口静压的升高而增大。同时, 在相同出口静压下, AIP 面平均静压随转速的提高而下降, 反映出压气机通流能力随转速增加而增强。具体地, 80% 转速下, AIP 面平均静压变化范围为 15.6~19.6

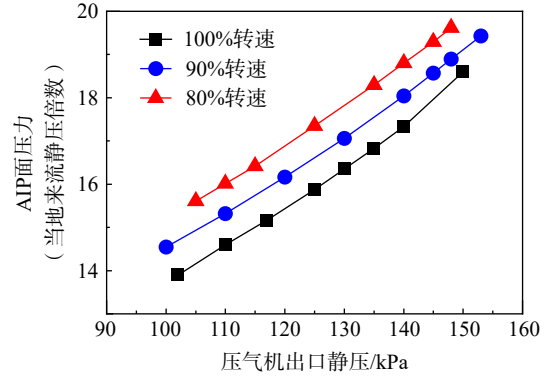


图 15 不同转速下 AIP 面质量加权平均静压随压气机出口压力的变化

Fig. 15 Change of mass flow-weighted average static pressure at AIP with compressor outlet pressure at different speeds

倍来流静压; 90% 转速下, AIP 面平均静压变化范围为 14.5~19.4 倍来流静压; 100% 转速下, AIP 面平均静压变化范围为 13.9~18.6 倍来流静压, 均低于进气道临界背压(21 倍来流静压)。由此, 在给定的总温 652 K、总压 229 kPa 入口条件下, 进气道 S 弯扩压段-压气机系统在 80%、90% 和 100% 这 3 个转速下共同工作时, 进气道处于超临界工作状态, 进气道内结尾激波位于 S 弯扩压段内。由文中第 4.1 节旋流畸变机理分析知, 当进气道工作在超临界状态时, 进气道 S 弯扩压段入口截面上能量主要集中在截面中心并呈对称分布, 在 S 弯扩压段流动时在逆压梯度及离心力作用下, 最终在 AIP 面上发展为对涡旋流。

为研究最高效率点下旋流畸变在过渡段内的演化规律, 本文在一体化计算域过渡段内设置了两个测量面: 将 AIP 面定义为测量面 P1, 将靠近压气机入口的截面定义为测量面 P2, 观测方向为压气机出口至入口(图 16)。

与此同时, 在两测量面的相同半径处设置 3 个测环(图 17), 测环 1~测环 3 的半径分别为 0.4R、0.65R 以及 0.9R, 其中 R 为测量面半径, 测环起点及方向如图所示。

图 18 所示为最高效率点下 P1、P2 两测量面

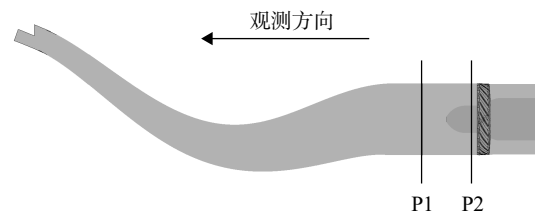


图 16 旋流畸变测量面

Fig. 16 Swirl distortion measuring plane

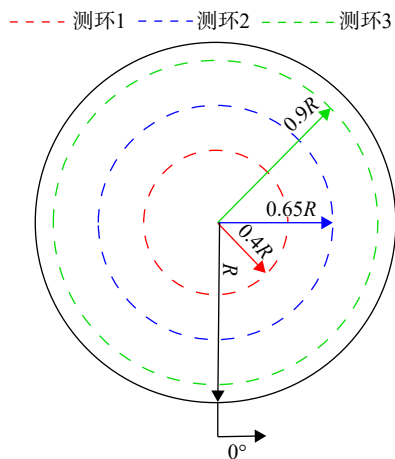


图 17 测环分布

Fig. 17 Measuring rings distribution

上各测环的旋流角分布, 图 19 所示为两测量面上不同测环上的旋流角分布。从图 18(a)可以观察到在联算的最高效率点工况, 气动交界面存在 1 组对涡旋流, 涡核居中对称分布, 最大旋流角为 25.91° , 出现在测量面中心位置; 与此同时从图

19(a)可以看出, 测环 1 上存在 1 组正反向旋流扇区, 在测环 2 和测环 3 上存在 3 组正反向旋流扇区。从图 18(b)可以观察到, 气流流经导流锥后, 依旧以 1 组对涡旋流的形式存在, 但其涡核下移, 最大旋流角分布在轮毂位置; 从图 19(b)可以看出, 测环 1 和测环 2 上存在 1 组正反向旋流扇区, 在测环 3 上存在 3 组正反向旋流扇区。

两测量面上不同测环旋流指标对比如图 20 所示。从图 20(a)可以观察到两测量面上每个测环正向与反向旋流扇区基本相同, 这表明正反向旋流强度基本相同。从图 20(b)可以观察到在不同测量面上, 测环 1 上的旋流强度最大, 测环 3 次之, 测环 2 最小, 这表明在测量面 P1 和 P2 上存在着相同的旋流强度分布规律, 即截面中心部分的旋流畸变最为严重, 靠近机匣壁面处旋流畸变次之, 中部与机匣之间的位置旋流畸变最弱; 与此同时可以观察到, 气流流经导流锥后除测环 1 上的旋流强度略有增加外, 测环 2 和测环 3 上的旋流强度均有较为明显的降低, 这表明相同径向位

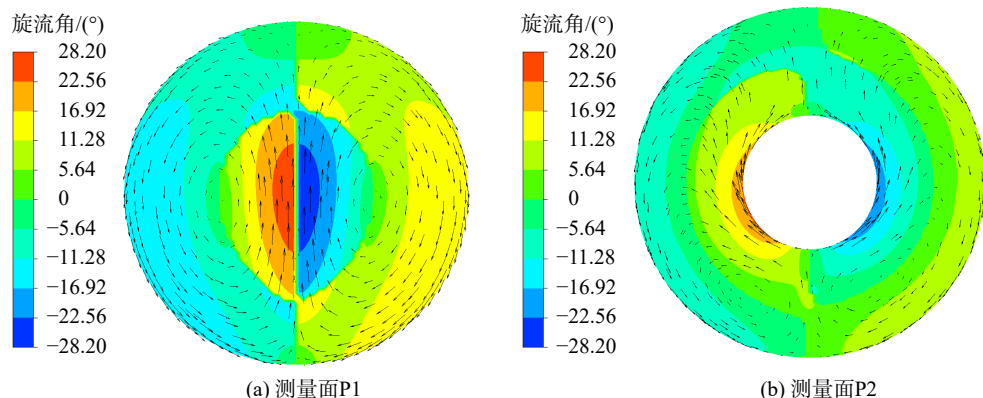


图 18 100% 转速下最高效率点测量面速度矢量及旋流角分布

Fig. 18 Velocity vectors and swirl angles at 100% speed peak efficiency on each measuring plane

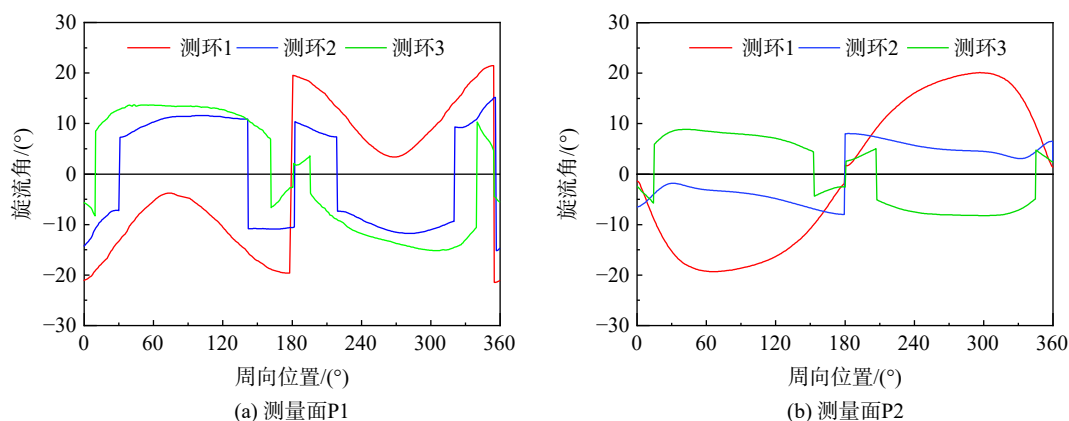


图 19 最高效率点测量面不同测环上的旋流角分布

Fig. 19 Swirl angle at measuring rings on each measuring plane at peak efficiency

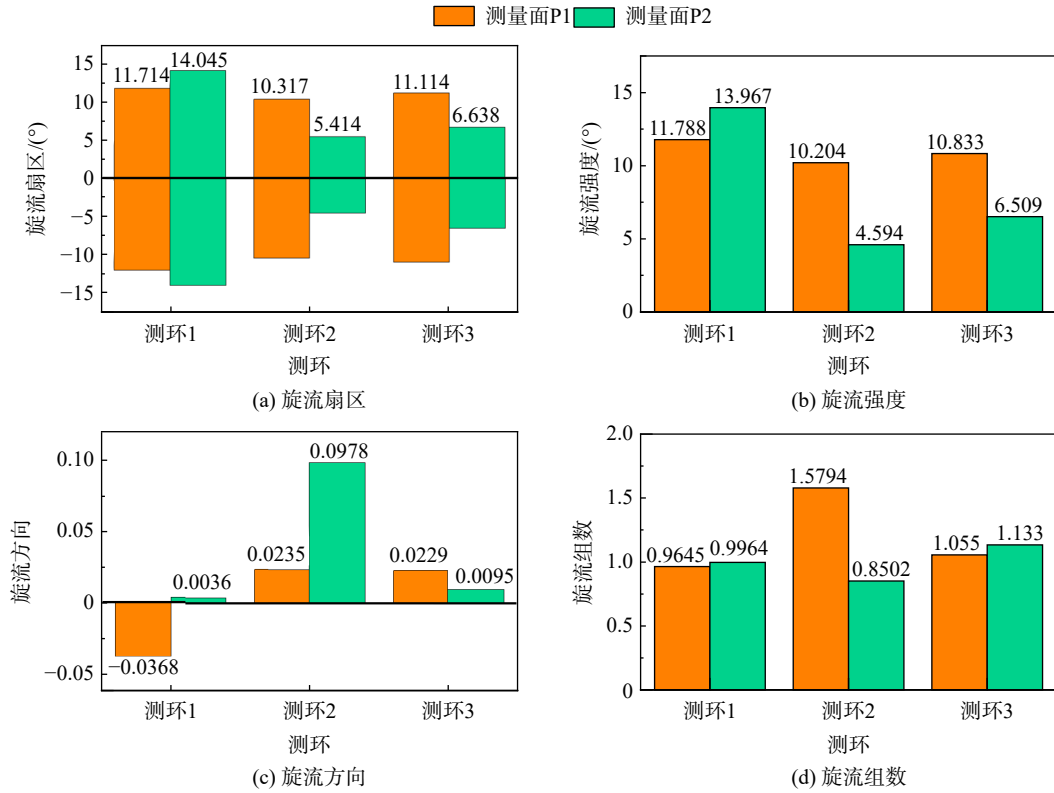


图 20 测环旋流指标对比

Fig. 20 Swirl evaluation index on each measuring ring

置的旋流强度从气动交界面到临近压气机入口前存在不同的变化。从图 20(c) 可以观察到两测量面不同测环上旋流方向均接近于零, 这表明旋流对称分布, 正反向旋流相互平衡。图 20(d) 为测环上旋流组数分布, 根据上文分析可知, 测量面 P1 上的测环 1 及测量面 P2 的测环 1 和测环 2 上都只存在 1 组正反向旋流扇区, 所以其旋流组数均接近于 1; 其余测环上均存在 3 组正反向旋流扇区, 但由于存在 1 组旋流扇区的强度远大于其余两组, 所以旋流组数均小于 2, 最大旋流组数为 1.58。

为进一步探究以上旋流畸变对压气机转子内部流场的影响, 本文截取了联算时最高效率点工况下转子叶片 10% 叶高、50% 叶高及 90% 叶高位置的相对马赫数分布云图, 如图 21 所示。从图 21 中可以看出, 叶根、叶中及叶顶位置正向旋流及反向旋流的影响区域大小基本一致, 部分叶片在叶根及叶顶受到了不同方向旋流的影响, 这与上文所分析的旋流畸变分布情况一致。观察图 21 中不同叶高位置受反向旋流影响的区域可知, 反向旋流导致气流攻角增大, 进口相对马赫数增大: 在 10% 叶高位置, 叶片吸力面附面层的厚度增加

(如图 21(a) 左侧红色椭圆标识的反向旋流区域), 存在气流分离损失; 在 50% 叶高位置, 在较弱反向旋流的作用下, 压气机转子 30°~120° 周向位置叶片吸力面靠近尾缘的位置存在气流分离区(如图 21(b) 左侧红色椭圆标识的弱反向旋流区域), 叶片通道堵塞程度有所增加, 存在附面层分离损

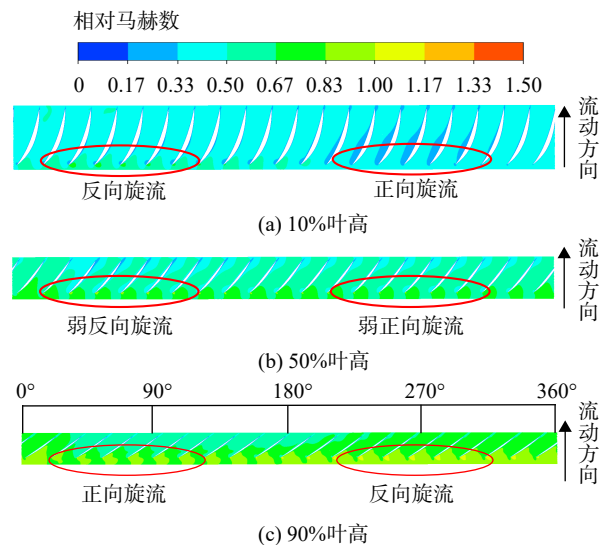


图 21 不同叶高处相对马赫数分布

Fig. 21 Relative Mach number distribution at different blade heights

失;在 90% 叶高位置, $210^{\circ} \sim 330^{\circ}$ 周向位置叶片前缘产生了激波(如图 21(c) 右侧红色椭圆标识的反向旋流区域), 存在激波损失。从图 21(c) 中 90% 叶高位置受正向旋流影响的区域可知, 正向旋流导致进口相对马赫数减小, 前缘激波强度降低, 激波损失减小; 由于正向旋流同时会导致气流攻角有所减小, 在 10% 叶高位置, $180^{\circ} \sim 300^{\circ}$ 周向位置叶片压力面在正向旋流(图 21(a) 右侧红色椭圆标识的正向旋流区域)的影响下存在气流分离区, 从而导致流动损失; 在 50% 叶高位置, 由于正向旋流强度较弱, 所以对叶片流场影响并不明显。综上可知, 在激波损失以及分离损失的共同影响下, 压气机转子效率降低, 虽然在正向旋流的影响下会降低激波损失, 且在抽吸作用下压气机转子入口的正向旋流强度要大于反向旋流强度, 但对于压气机转子整体来说, 强度较弱的反向旋流引起的流动损失程度要大于强度较强的正向旋流带来的增益。因此, 虽然根据前人的研究表明正向旋流会提高压气机的效率^[29], 但在同等强度的正反向旋流畸变影响下, 压气机的效率及稳定裕度都会有着明显的降低。

5 结 论

针对 TBCC 发动机中旋流畸变对压气机性能影响开展研究: 首先, 研究了超声速 S 弯进气道中旋流畸变产生机制与规律; 其次, 计算了轴流压气机一级转子特性; 最后, 构建了进气道 S 弯扩压段-压气机一体化模型, 研究了高空条件下旋流畸变对系统性能的影响。本文得出如下结论:

1) 针对超声速进气道的 S 弯扩压段, 通过调整超声速 S 弯进气道出口背压影响结尾激波系的位置, 改变了扩压段入口截面的流场结构与气流能量分布, 进而形成了不同的出口旋流畸变类型与强度。在低背压时, S 弯扩压段出口为对涡旋流畸变; 随着背压提升至中等背压, 出口旋流畸变减弱, 气流流动平稳; 背压进一步提高至临界背压时, 出口产生了较强的反向整体涡旋流畸变。

2) 在高空均匀入口条件下, 进气道 S 弯扩压段-压气机一体化模型 S 弯扩压段出口产生了正反向旋流强度基本相同的对涡旋流畸变; 在导流锥制止和过渡段整流的综合作用下, 靠近轮毂位置的旋流畸变强度有所增强, 靠近机匣位置的旋流畸变强度有所减弱。

3) 在进气道 S 弯扩压段-压气机一体化模型

计算中, 最高效率工况下因对涡旋流畸变正反向旋流的共同作用, 压气机部分叶片在叶根及叶顶区域受到不同方向旋流的影响。该流动效应导致轴流压气机最高效率下降 5.49%, 最高效率点流量减少 8.82%。此外, 一体化模型的计算结果表明, 在系统级联算中, 压气机的稳定裕度相较于单部件工况下降幅高达 57.82%。

参考文献:

- [1] 张蒙正, 李斌, 李光熙. 组合动力: 现状、问题与对策[J]. 火箭推进, 2021, 47(6): 1-10.
ZHANG Mengzheng, LI Bin, LI Guangxi. Combined cycle propulsion: current status, problems and solutions[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2021, 47(6): 1-10. (in Chinese)
- [2] 李永洲, 李哲, 李光熙, 等. ATR/冲压组合动力高超声速飞行器性能分析[J]. 火箭推进, 2018, 44(3): 6-11.
LI Yongzhou, LI Zhe, LI Guangxi, et al. Performance analysis of hypersonic aircraft with ATR/ramjet combined power[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2018, 44(3): 6-11. (in Chinese)
- [3] 唐硕, 龚春林, 陈兵. 组合动力空天飞行器关键技术[J]. 宇航学报, 2019, 40(10): 1103-1114.
TANG Shuo, GONG Chunlin, CHEN Bing. The key technologies for aerospace with combined cycle engine[J]. Journal of Astronautics, 2019, 40(10): 1103-1114. (in Chinese)
- [4] DENG Jun, ZHAO Ke, ZHOU Lin, et al. Aerodynamic/stealth design of S-duct inlet based on discrete adjoint method[J]. Applied Mathematics and Mechanics (English Edition), 2024, 45(4): 725-746.
- [5] LIU Jun, YUAN Huacheng, HUA Zhengxu, et al. Experimental and numerical investigation of smooth turbine-based combined-cycle inlet mode transition[J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 60: 124-130.
- [6] 程邦勤, 王加乐, 冯路宁, 等. 航空发动机进气旋流畸变研究综述[J]. 航空动力学报, 2020, 35(12): 2465-2481.
CHENG Bangqin, WANG Jiale, FENG Luning, et al. Review of aero-engine inlet swirl distortion research[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(12): 2465-2481. (in Chinese)
- [7] 蔡北京. 旋流畸变对轴流压气机气动稳定性影响研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019.
CAI Beijing. Investigation of effects of inlet swirl on performance and stability of axial compressor[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019. (in Chinese)
- [8] 刘雷. S 弯进气道出口畸变控制及其对跨声速风扇流场影响研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2015.
LIU Lei. Investigation of S-shaped inlet distortion control and its impact on the flow field of the rear transonic fan-stage[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2015. (in Chinese)
- [9] 徐诸霖, 达兴亚, 范召林. 基于五孔探针的大 S 弯进气道旋流畸变评估[J]. 航空学报, 2017, 38(12): 121342.
XU Zhulin, DA Xingya, FAN Zhaolin. Assessment of swirl distortion of serpentine inlet based on five-hole probe[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(12): 121342. (in Chinese)
- [10] MENEGHIN A. Three-objective optimization studies of an S-duct[J]. Padova, Italy: Università degli Studi di Padova, 2020.
- [11] 李斌, 张蒙正, 黄道琼, 等. 组合发动机研究中若干问题探讨[J]. 火箭推进, 2022, 48(6): 1-8.

- LI Bin, ZHANG Mengzheng, HUANG Daoqiong, et al. Discussion on some problems in combined engine research[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2022, 48(6): 1-8. (in Chinese)
- [12] MEHDI A. Effect of swirl distortion on gas turbine operability[J]. Bedfordshire, US: Cranfield University, 2014.
- [13] STOCKS C P, BISSINGER N C. The design and development of Tornado engine air intake[C]// Proceedings of Advisory Group for Aerospace Research and Development (AGARD) FDP Panel Symposium. Toulouse, France, 1981: 1-10.
- [14] ANDERSON B. The aerodynamic characteristics of vortex ingestion for the F/A-18 inlet duct: AIAA1991-130 [R]. Reno, Nevada, US: AIAA, 1991.
- [15] S-16 Turbine Engine Inlet Flow Distortion Committee. A methodology for assessing inlet swirl distortion: SAE AIR5686[S]. Warrendale, US: SAE International, 2022.
- [16] LI Zhenyu, SUN Dakun, DONG Xu, et al. A review on aero-engine inlet-compressor integration and inlet flow distortion in axial compressors[J]. *Fundamental Research*, 2024
- [17] 李大伟, 马东立, 陈小龙. S 形进气道/JT15D-4 涡扇发动机地面实验与数值模拟[J]. *北京航空航天大学学报*, 2012, 38(4): 449-452, 458.
- LI Dawei, MA Dongli, CHEN Xiaolong. Comparison of experimental ground testing and computational fluid dynamics for S-shaped inlet and JT15D-4 engine[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2012, 38(4): 449-452, 458. (in Chinese)
- [18] 冯文梁, 姚皆可, 周伟. 一种进气道/发动机地面匹配试验方法[J]. *航空发动机*, 2022, 48(5): 161-166.
- FENG Wenliang, YAO Jieke, ZHOU Wei. A testing method for matching characteristics of intake and engine on the ground[J]. *Aeroengine*, 2022, 48(5): 161-166. (in Chinese)
- [19] 全景阁, 李宏君, 冯晓强, 等. S 弯进气道与涡喷发动机进发匹配特性研究[J/OL]. *航空工程进展*, 2025: 1-8. (2025-03-25) [2025-06-07]. <https://kns.cnki.net/KCMS/detail/detail.aspx?filename=HKGC20250324002&dbname=CJFD&dbcode=CJFQ>.
- QUAN Jingge, LI Hongjun, FENG Xiaoqiang, et al. Research on the matching performance of S-shaped inlet and turbojet engine[J/OL]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2025: 1-8. (2025-03-25) [2025-06-07]. <https://kns.cnki.net/KCMS/detail/detail.aspx?filename=HKGC20250324002&dbname=CJFD&dbcode=CJFQ>. (in Chinese)
- [20] SHEORAN Y, BOULDIN B, KRISHNAN P M. Compressor performance and operability in swirl distortion[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2012, 134(4): 041008.
- [21] 刘华, 屠宝锋, 胡骏, 等. 旋流畸变对压气机失速发展过程影响的试验研究[J]. *推进技术*, 2017, 38(10): 2306-2313.
- LIU Hua, TU Baofeng, HU Jun, et al. Experimental investigation of compressor stall development induced by inlet swirl distortion[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(10): 2306-2313. (in Chinese)
- [22] 王加乐, 程邦勤, 张磊, 等. 特定涡旋流畸变对跨声速压气机性能的影响[J]. *航空动力学报*, 2020, 35(3): 540-551.
- WANG Jiale, CHENG Bangqin, ZHANG Lei, et al. Effects of specific swirl distortion on performance of transonic compressor[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2020, 35(3): 540-551. (in Chinese)
- [23] LEE K, LEE B, KANG Sanghun, et al. Inlet distortion test with gas turbine engine in the altitude engine test facility: AIAA-2010-4337 [R]. Chicago, US: AIAA, 2010.
- [24] CHIMA R, CONNERS T, WAYMAN T. Coupled analysis of an inlet and fan for a quiet supersonic jet: AIAA-2010-0479 [R]. Orlando, US: AIAA, 2010.
- [25] CHIMA R, AREND D, CASTNER R, et al. CFD models of a serpentine inlet, fan, and nozzle: AIAA-2010-33[R]. Orlando, US: AIAA, 2010.
- [26] HALE Alan, 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.
- [27] LIU Zepeng, HUANG Guoping, CHEN Jie, et al. Coupling effect between inlet distortion vortex and fan[J]. *Journal of Thermal Science*, 2023, 32(3): 1089-1104.
- [28] 赵伟辰. S 弯进气道与跨音速风扇流动特性一体化研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019.
- ZHAO Weichen. Integrated investigation of the flow features in a serpentine inlet and a transonic fan[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019. (in Chinese)
- [29] 冯路宁, 程邦勤, 王加乐, 等. 整体涡旋流对跨声速压气机 Stage 67 影响的定常数数值仿真研究[J]. *推进技术*, 2021, 42(9): 1993-2001.
- FENG Luning, CHENG Bangqin, WANG Jiale, et al. Steady numerical simulation of transonic compressor stage 67 with bulk swirl distortion[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(9): 1993-2001. (in Chinese)

(编辑: 王碧琚)