

DOI:10.19344/j. cnki. issn1671-5276.2024.05.027

# 压气机过渡段与上游静子耦合流动的 IDDES 数值研究

徐鹏飞, 雷雨冰

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏南京 210016)

**摘 要:**以带上游静子的压气机过渡段为研究对象,使用非定常的 IDDES 计算方法,分析在上游静子尾迹影响下压气机过渡段通道内涡结构的流动特点,同时研究过渡段通道损失机制。结果表明:尾迹涡在往下游运动的过程中会向靠近周期面的轮毂壁面迁移;角区分离涡在支板最大厚度位置到过渡段出口,不断和上游尾迹涡以及支板前缘马蹄涡掺混,并且有向主流发展的趋势;在过渡段出口涡结构主要分布在通道中心靠近轮毂壁面的位置。

**关键词:**压气机过渡段;上游尾迹;涡结构;非定常计算

**中图分类号:**TH138      **文献标志码:**A      **文章编号:**1671-5276(2024)05-0130-05

## IDDESS Numerical Study of Coupled Flow Between Compressor Transition Section and Upstream Stator

XU Pengfei, LEI Yubing

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

**Abstract:** The compressor transition section with upstream stator taken as the research object, the unsteady IDDES calculation method is used to analyze the flow characteristics of the vortex structure in the compressor transition section channel under the influence of upstream stator, and the loss mechanism of the transition section channel is studied. The results show that the wake vortex will migrate to the hub wall near the periodic surface when moving downstream. The corner separation vortex is continuously mixed with the upstream wake vortex and the horseshoe vortex at the leading edge of the strut from the maximum thickness of the strut to the exit of the transition section, tending to develop towards the mainstream. The vortex structure at the outlet of the transition section is mainly distributed in the center of the channel near the hub wall.

**Keywords:** compressor transition section; upstream wake; vortex structure; unsteady calculation

### 0 引言

压气机过渡段是连接压气机高、低压的过渡管道,上游和下游边界条件对压气机过渡段管道性能的影响较大,上游边界条件中如进口湍流强度、马赫数、边界层厚度、上游叶片尾迹都会对过渡段流场造成一定的影响,其中上游尾迹对流场影响较大,也是流动损失机理重点研究的方向。BRITCHFORD 等<sup>[1]</sup>首先对径向落差比为 0.27 的压气机过渡段进行了试验测试,并在测试过程中模拟了真实的上游压气机出口条件。研究发现,对比带上游尾迹和不带上游尾迹压气机过渡段,压气机过渡段内的径向压力梯度使得尾迹向轮毂壁面发展。2010 年英国剑桥大学 KARAKASIS 等<sup>[2]</sup>研究了上游压气机静子对过渡段流动、损失影响的问题。采用数值与试验方法分别对带有和不带有上游压气机级的带支板过渡段进行了研

究。研究表明加入上游叶片使得过渡段损失增大 54%,损失增大主要来自于轮毂壁面附近。当上游叶片的尾迹进入压气机过渡段时,径向压力梯度导致尾迹沿径向向内汇集到轮毂壁面上。高丽敏等<sup>[3]</sup>以某压气机过渡段为试验研究对象,通过改变来流径向分布与马赫数,研究了进气条件对压气机过渡段流场的影响,与均匀进气相比,进气不均匀会增大弯曲流道内部径向压力梯度,影响流道曲率与流向压力梯度对附面层的控制效果。辛亚楠等<sup>[4]</sup>对落差长度比  $\Delta R/L=0.5$  的压气机过渡段在有、无上游静子尾迹影响下的流动与损失特征进行了研究。结果表明在压气机过渡段通道“凹”曲率的壁面附近,上游静子尾迹会激起边界层形成漩涡。

当前国内外对压气机过渡段的数值模拟基本都采用的雷诺时均即 RANS 方法。RANS 方法虽然所需的网格量少,在端壁流动的计算中可以得

**基金项目:**国家科技重大专项(2017-II-0002-0014)

**第一作者简介:**徐鹏飞(1997—),男,安徽宣城人,硕士研究生,研究方向为内流气动力学,1012691348@qq.com。

到较为满意的结果,但其时间平均的运算抹平了湍流脉动运动的所有行为细节。空气流经压气机过渡段的支板时,支板的钝体扰流会产生明显的流动分离和涡量,在上游静子尾迹的影响下,可能会产生较大的涡量,这使得 RANS 方法无法准确反映压气机的流动特性。大涡模拟(LES)不仅能准确描述流动中的漩涡和不对称现象,而且能像稳态模型那样计算出流动的时间均匀性。然而,LES 方法的近壁模型还不够成熟,不能准确地区分高雷诺数边界层的近壁流动结构。分离涡模拟(DES)在远离表面的区域,采用 LES 方法模拟大尺度湍流脉动运动的非定常分离流动。在靠近壁面的边界层中采用 RANS 方法,采用湍流模型模拟小尺度脉动运动。SPALART 等<sup>[5]</sup>将 DES 改进为延迟分离涡模拟(DDES),DDES 在 DES 的基础上,在模型长度中加入了延迟函数,避免了 RANS 计算区域过早地被切换到 LES 模式,有效防止了网格诱导分离(MSD)情况的出现。SHUR 和 GRITSKEVICH 等<sup>[6-7]</sup>将 DDES 进一步发展为 IDDES(improved DDES)。IDDES 方法结合了 DDES 和壁面模化的大涡模拟方法(wall modelled LES,WMLES),确保边界层内对数区完全由 LES 方法模拟控制,从而克服了对数区不匹配的问题。

本文针对带上游静子的压气机过渡段进行研究,通过 IDDES 的非定常计算方法,来分析在上游尾迹影响下压气机过渡段通道的流动机理。

## 1 几何模型与数值计算方法

### 1.1 几何模型介绍

本文选取的压气机过渡段模型如图 1 所示。包括机匣、轮毂、上游静子和支板,该压气机过渡段 1 个支板对应 2 个上游静子导叶。此压气机过渡段轴向截面为矩形截面,进口高度  $h_{in}$  为 137 mm,宽度为 411 mm。计算模型两侧为周期面 S-period,内壁面为轮毂壁面 Hub,外壁面为机匣壁面 Casing wall。计算域进口为 inlet,出口为 outlet,压气机过渡段进口为 S-inlet,压气机过渡段出口为 S-outlet。

压气机过渡段的几何参数如表 1 所示。其中  $\Delta R/L$  为进出口半径落差,  $A_{out}$ 、 $A_{in}$  分别为出口面积和进口流道面积,  $c_{max}$ 、 $b$  分别为支板的最大厚度和支板弦长。压气机过渡段安装的支板后掠角  $\alpha$  为  $25^\circ$ ,支板弦长  $b$  为 274 mm,支板前缘中心点到压气机过渡段进口轴向距离为  $0.36h_{in}$ ,支板前后

缘有圆角,圆角半径为弦长的 2%。上游静子导叶的攻角和落后角都为 0,厚度弦长比为 0.3,弦长为 80 mm,上游导叶尾缘距离压气机过渡段 S 弯进口轴向距离为 108 mm。

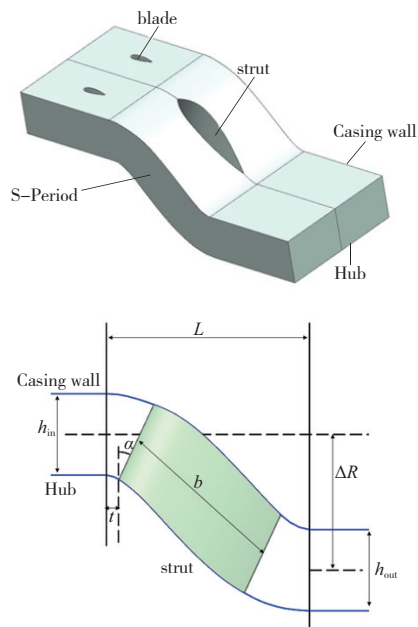


图 1 压气机过渡段计算模型

表 1 压气机过渡段几何参数

| 参数                      | 数值   |
|-------------------------|------|
| 径向落差比 $\Delta R/L$      | 0.67 |
| 进出口面积比 $A_{out}/A_{in}$ | 1.00 |
| 进口高度比 $h_{in}/L$        | 0.40 |
| 支板厚度弦长比 $c_{max}/b$     | 0.27 |

### 1.2 数值计算方法

首先对不带静子上游叶片的压气机过渡段进行数值计算,采用 IDDES 计算方法,并与剑桥大学文献中的试验结果进行对比。图 2 所示是计算与试验的支板表面流线图对比,可以看出非定常计算结果与试验结果显示的支板表面流线分布和趋势基本一致,说明 IDDES 计算方法在预测过渡段流场方面具有一定的可信度。

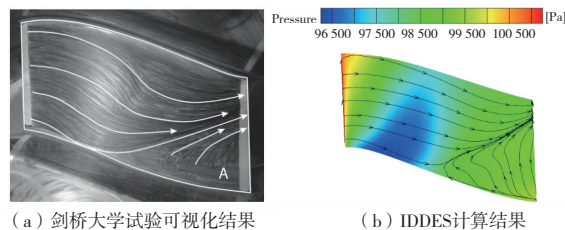


图 2 支板表面流线图对比

然后对带上游静子叶片的压气机过渡段进行数值计算。在数值模拟过程中,使用商业计算软件 Fluent 进行数值计算。操作压力为一个大气压,计算域进、出口条件为压力条件。选用基于密度的求解器, IDDES SST  $k-\omega$  湍流模型,采用二阶迎风差分格式,理想气体模型,时间步长为  $1 \times 10^{-5}$  s,每个时间步长迭代 25 次。进出口的温度均设为 300 K。壁面采用无滑移边界条件,两侧壁面选用对称面的边界条件。使用 Fluent 中的 Profile 功能使压气机过渡段的入口边界层厚度达到进口高度  $h_{in}$  的 20%。

网格划分由专业网格划分软件 ICEM 完成,在支板和上游静子导叶附近采用 O 网格,总网格量为 2 400 万,近壁面第一层网格高度给定 0.01 mm,比率为 1.1,在支板附近沿流道加密网格,近壁面区网格  $y^+ < 10$ ,具体三维网格分布如图 3 所示。

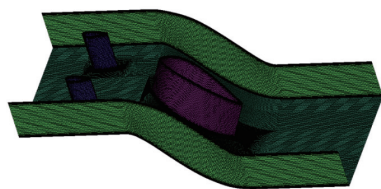


图 3 压气机过渡段三维网格划分

## 2 计算结果分析

### 2.1 压气机过渡段与上游静子耦合涡系结构分析

图 4 是压气机过渡段时均静压和瞬时涡结构云图 ( $Q = 1 \times 10^6$ ),可以看出尾迹涡的速度较低,容易受到压力梯度的影响,尾迹涡在上游叶片尾缘附近开始在径向压力梯度的作用下向轮毂壁面移动。然后在支板最大厚度位置之前,横向压力梯度使得尾迹涡向周期面迁移,到达支板最大厚度位置附近。横向压力梯度反向使得一部分尾迹涡向支板移动,并与支板前缘产生的马蹄涡和角区分离涡相混合,同时尾迹在往第一弯下游移动的过程中不断地向主流方向迁移,并且不断扩大。

图 5 为 4 个不同时刻压气机过渡段轮毂边界层内流向涡量云图。假设  $T_1$  时刻为初始时刻。 $T_1-T_4$  时刻可以看到上游尾迹涡、马蹄涡和角区分离涡随时间的变化过程。尾迹涡  $W_1$  在  $T_1$  时刻从叶片尾缘处产生,随着主流往下游运动,尾迹涡不断向周期面迁移, $T_4$  时刻到达过渡段第一弯附近,与轮毂壁面边界层内的漩涡掺混。尾迹涡  $W_2$

在  $T_1$  时刻位于上游叶片下游支板最大厚度位置附近, $T_1-T_3$  时刻尾迹涡  $W_2$  不断向支板移动, $T_4$  时刻与支板前缘产生的马蹄涡以及角区分离涡相互掺混。马蹄涡由叶片前缘产生, $T_1-T_4$  时刻可以看出马蹄涡移动到支板最大厚度之后,不断脱落成小的漩涡,与角区分离涡和尾迹涡相互掺混。角区分离涡沿着支板往下游发展,不断往通道中心移动,在支板最大厚度位置之后与支板前缘产生的马蹄涡混合。

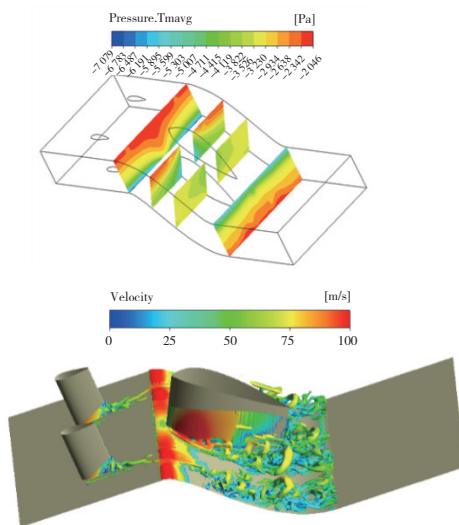


图 4 压气机过渡段时均静压和瞬时涡结构云图

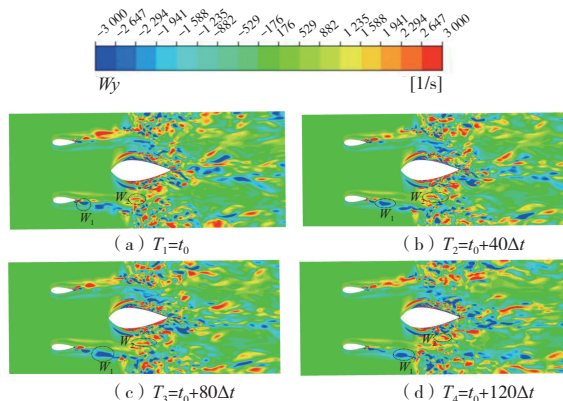


图 5 压气机过渡段轮毂边界层内流向涡量云图

### 2.2 压气机过渡段与上游静子耦合流动损失机理

图 6 为压气机过渡段进口、出口、靠近支板尾缘和支板最大厚度位置截面非定常计算的时均总压损失分布图。从图 6(b) 中可以发现压气机过渡段进口一弯处机匣壁面附近总压较低,其中与上游静子尾迹对应的区域尤为明显。然而随着气流往下游发展,在支板最大厚度位置,如图 6(c) 所示,虽然轮毂壁面低总压区小于机匣壁面,但是

轮毂壁面的损失更大。再往下游发展,损失逐渐集中在轮毂壁面,低总压区不断扩大,并且在压气机过渡段出口轮毂壁面附近形成 3 个明显的低总

压区,如图 6(e)所示。其中两个低总压区对应上游静子尾迹,还有一个位于通道中心的低总压区对应支板角区分离涡。

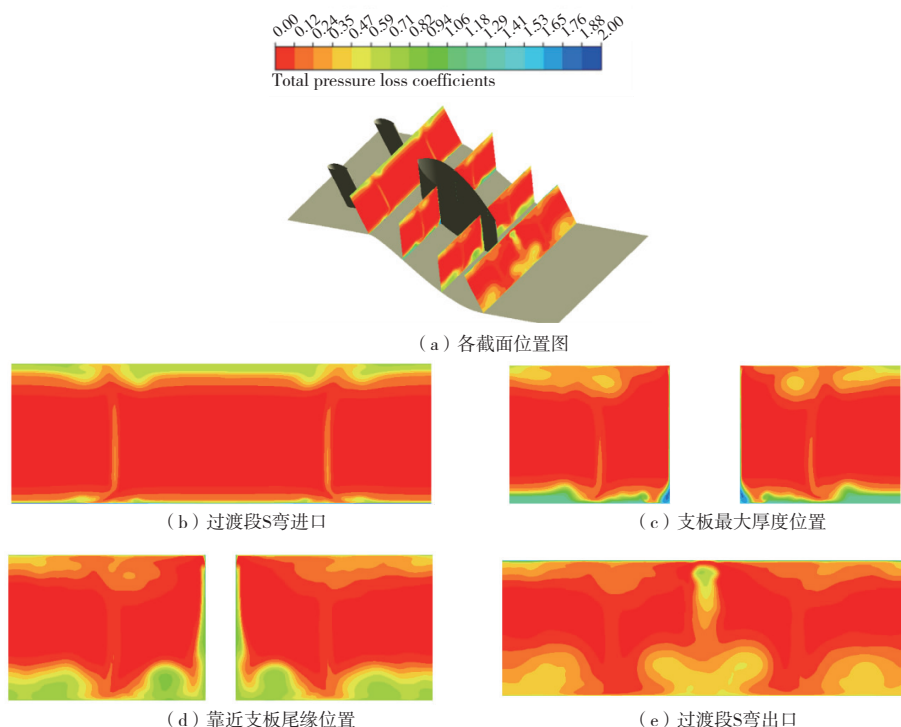


图 6 压气机过渡段进口到出口 4 个截面时均总压损失云图

### 2.3 带/不带上游静子压气机过渡段对比分析

将前文的压气机过渡段模型中的上游静子去除,对不带上游静子的压气机过渡段进行 IDDES 数值计算,并与带上游静子的压气机过渡段进行对比分析。

图 7 为某时刻不带上游静子压气机过渡段轮毂边界层内的瞬时流向涡量云图。对比图 5 和图 7 的过渡段通道涡结构情况,有相似也有不同。相似之处为支板前缘产生的马蹄涡形状、大小和位置一致,角区分离涡生成位置相似。不同之处为在上游尾迹的影响下,过渡段内涡结构相比于无上游尾迹的情况横向分布不均匀。这是因为上游尾迹在横向压力梯度的作用下带动低能流体向周期面和支板迁移,使得 S 弯内涡结构集中在周期面和支板附近。

图 8 为不带上游静子压气机过渡段 S 弯出口的时均总压分布云图。通过与图 6(e)对比可以观察到,两种情况的总压损失都集中在轮毂壁面附近,其次位于支板下游的位置都存在较大的高损失区域。然而在上游尾迹的影响下,出口截面损失不仅仅集中在支板下游,在靠近周期面的位

置也同样有较大损失,这与前文分析的涡结构的分布是相对应的。

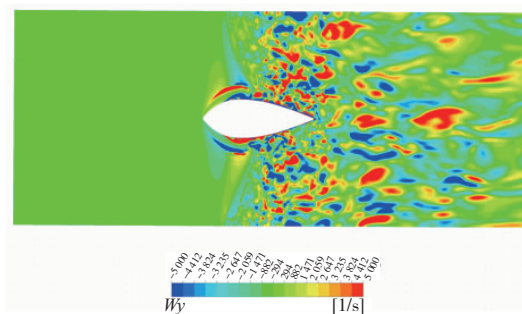


图 7 不带上游静子压气机过渡段轮毂边界层瞬时流向涡量云图

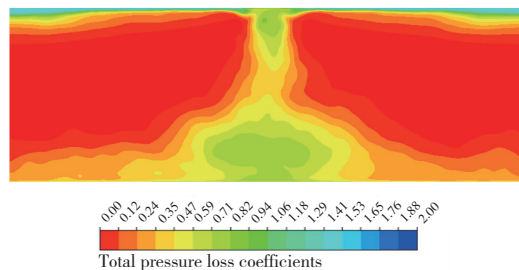


图 8 不带上游静子压气机过渡段 S 弯出口时均总压分布云图

### 3 结语

本文对在上游尾迹影响下的压气机过渡段流动机理进行了数值计算分析。尾迹在静子尾缘开始向轮毂壁面移动;当尾迹运动到第一弯附近,此时由支板指向周期面的横向压力梯度使得尾迹向周期面迁移;在支板最大厚度位置附近横向压力梯度反向使得一部分尾迹向支板移动,并与支板最大厚度角区附近产生的角区分离涡和支板前缘产生的马蹄涡相混合;到过渡段出口,涡结构主要集中在轮毂壁面,并且在过渡段出口形成了两个对应尾迹的高损失区域,同时尾迹涡、马蹄涡和角区分离涡的互相掺混形成了一个位于通道中心的高损失区域。

### 参考文献:

- [1] BRITCHFORD K M, CARROTTE J F, STEVENS S J, et al. The development of the mean flow and turbulence structure in an annular S-shaped duct [C]// ASME 1994 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition, The Hague, Netherlands: [s. n.], 1994:457.
- [2] KARAKASIS M K, NAYLOR E M J, MILLER R J, et al. The effect of an upstream compressor on a non-

axisymmetric S-duct [C]//Volume 7: Turbomachinery, Parts A, B, and C. Glasgow, UK: ASME, 2010: 477-486.

- [3] 高丽敏, 吴瑜, 邓卫敏, 等. 压气机中介机匣畸变效应研究[J]. 推进技术, 2021, 42(2): 272-280.
- [4] 辛亚楠, 李家军, 韩阳, 等. 上游静子尾迹对紧凑型中介机匣气动性能影响研究 [C]//中国航天第三专业信息网第三十八届技术交流会暨第二届空天动力联合会议论文集. 大连: 中国航天科技集团公司、中国航天第三专业信息网, 2017: 97-103.
- [5] SPALART P R, DECK S, SHUR M L, et al. A new version of detached - eddy simulation, resistant to ambiguous grid densities [J]. Theoretical and Computational Fluid Dynamics, 2006, 20(3): 181-195.
- [6] SHUR M L, SPALART P R, STRELETS M K, et al. A hybrid RANS - LES approach with delayed - DES and wall-modelled LES capabilities [J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2008, 29(6): 1638-1649.
- [7] GRITSKEVICH M S, GARBARUK A V, SCHÜTZE J, et al. Development of DDES and IDDES formulations for the  $k - \omega$  shear stress transport model [J]. Flow, Turbulence and Combustion, 2012, 88(3): 431-449.

收稿日期: 2023 - 03 - 10

(上接第 86 页)

- [6] BEALE D, KELLY P, LACASSE J. Subscale validation of a freejet inlet-engine test capability [C]//Proceedings of the 29th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Monterey, CA, USA. Reston, Virginia: AIAA, 1993: 2179.
- [7] BORGGGAARD J, BURNS J, CLIFF E, et al. Sensitivity calculations for a 2D, inviscid, supersonic forebody problem [R]. [S.I.: s.n.], 1993.
- [8] 王键灵, 徐让书, 侯亚军, 等. 自由射流中飞机进气道前方亚声速流场数值仿真研究[J]. 沈阳航空航天大学学报, 2014, 31(5): 39-43.
- [9] 陈鹏飞, 吴锋, 徐全勇, 等. 可变面积的非对称姿态模拟射流喷管设计与仿真[J]. 机械工程学报, 2018, 54(2): 184-190.
- [10] 姚艳玲, 袁化成, 吴锋, 等. 自由射流高空模拟试车台系统建模与仿真研究[J]. 测控技术, 2021, 40(12): 89-95.

- [11] 耿卫民, 吴锋, 王娟娟, 等. 高空射流核心区控制的数值分析与试验验证[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2021, 34(2): 46-51.
- [12] 谭慧俊, 郭荣伟. 一种背负式无附面层隔道进气道的数值模拟研究与实验验证[J]. 航空学报, 2004, 25(6): 540-545.
- [13] 贾洪印, 周桂宇, 唐静, 等. 带鼓包的背负式大 S 弯进气道流场特性及参数影响规律[J]. 西北工业大学学报, 2019, 37(3): 572-579.
- [14] 王运涛, 张玉伦, 王光学, 等. 三角翼布局气动特性及流动机理研究[J]. 空气动力学学报, 2013, 31(5): 554-558.
- [15] 刘杰, 刘沛清, 闫指江. 中等后掠角三角翼前缘双涡结构的形成机理数值研究[J]. 空气动力学学报, 2012, 30(6): 767-771.

收稿日期: 2023 - 02 - 20