

基于大涡模拟及实验的压气机叶栅角区分离研究

李赫飞, 郑 群, 姜 斌, 闫 巍

(哈尔滨工程大学 动力与能源工程学院, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘 要: 为了研究叶栅内部的流动特性, 以及不同攻角下的角区分离模式, 对压气机叶栅流场进行了分析。针对两种攻角条件下的平面叶栅模型, 采用瞬态雷诺时均 (URANS) 以及大涡模拟 (LES) 湍流模型进行了数值模拟研究, 并结合叶栅风洞实验验证了数值模拟结果的准确度。对比研究了 0° 攻角以及 10° 攻角下的叶栅出口流场, 叶栅、端壁表面极限流线, 以及角区分离结构。研究结果表明: LES 能够较好地对角区、尾迹损失进行预测, 但 URANS 在大攻角下的模拟则与实验偏差较大; 0° 攻角下吸力面出现层流分离泡、转捩以及再附现象, 而大攻角下吸力面前缘未出现层流分离, 而是直接发生转捩以及再附现象; 与 0° 攻角相比, 10° 攻角下的角区分离在展向范围未发生明显变化, 在横向范围有小幅度增加, 但吸力面附面层分离导致尾迹范围扩大了接近 130%, 同时总压损失系数提高了接近 135%, 即大攻角下的主要损失是由吸力面附面层分离以及尾迹损失带来的, 而非角区分离。

关 键 词: 压气机叶栅; 角区分离; 风洞实验; 大涡模拟; 总压损失

中图分类号: V231.3 文献标识码: A DOI: 10.16146/j.cnki.rndlge.2021.09.015

[引用本文格式] 李赫飞, 郑 群, 姜 斌, 等. 基于大涡模拟及实验的压气机叶栅角区分离研究[J]. 热能动力工程, 2021, 36(9): 117-125. LI HE-fei, ZHENG Qun, JIANG Bin, et al. Study on compressor cascade angle separation based on large eddy simulation and experiment [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2021, 36(9): 117-125.

Study on Compressor Cascade Angle Separation Based on Large Eddy Simulation and Experiment

LI HE-fei, ZHENG Qun, JIANG Bin, YAN Wei

(College of Power and Energy Engineering, Harbin Engineering University, Harbin, China, Post Code: 150001)

Abstract: In order to study the flow characteristics inside the cascades and the angle separation modes under different angle of attack, the flow field of compressor cascades was analyzed. URANS and LES turbulence models were used to carry out numerical simulation for planar cascade models under two kinds of incidences, and the accuracy of numerical simulation results was verified by cascade wind tunnel experiment. The flow field at cascade outlet, the limit streamlines on cascade and endwall surfaces and the angular separation structure at 0° and 10° angle of attack are compared and studied. The results show that LES can predict the angle region and wake loss well, but the simulation of URANS has a large deviation from the experiment at high angle attack. Laminar flow separation bubbles, transition and reattachment appear on the suction surface at 0° angle of attack, while transition and reattachment directly occur on the suction leading-edge without laminar flow separation at high angle of attack. Compared with 0° angle of attack, the spanwise range of angle separation at 10° angle of attack does not change obviously, the crosswise range increases slightly. However, the weak range expanded by nearly 130% due to suction boundary layer separation, and the total pressure loss coefficient was increased by nearly 135% at the same time, that is, the main loss at high angle of attack was caused by the separation of the suction boundary layer and the wake

收稿日期: 2021-04-19; 修订日期: 2021-05-28

基金项目: 国家科技重大专项 (2017-II-0006-0019, 2017-I-0009-0010)

Fund-supported Project: National Science and Technology Major Project (2017-II-0006-0019, 2017-I-0009-0010)

作者简介: 李赫飞 (1996-), 男, 黑龙江哈尔滨人, 哈尔滨工程大学博士研究生。

loss rather than angle separation.

Key words: compressor cascade, angular separation, wind tunnel experiments, large eddy simulation, total pressure loss

引 言

压气机叶栅流场中存在着复杂的旋涡运动,包括马蹄涡、通道涡及端壁二次涡等^[1-4]。旋涡运动会造成较大的流动损失,并导致角区分离的产生。研究叶栅内部旋涡结构对于深入理解压气机流动特性,以及工程应用上压气机的气动设计、优化等方面具有重要价值。

在大部分研究中,受数值模拟精度的影响,叶栅流道中旋涡的相互作用及耗散等行为很难在定常及非定常模拟中体现出来,只能定性地对叶栅性能、旋涡拓扑结构进行分析^[5-10]。随着数值模拟技术的发展,更高精度的大涡模拟(Large eddy simulation, LES)以及直接模拟法(Direct numerical simulation, DNS)便开始运用于静止的平面叶栅研究中,此时高精度数值模拟需要的计算资源尚在可接受范围内。大涡模拟方法把湍流中的含能区大涡和耗散区小涡分开处理,大尺度涡结构用 Navier-Stokes 方程直接求解,而小尺度涡则通过亚格子模型与大尺度涡建立关联,能够更精准地模拟叶栅各个涡系的行为,以及角区分离、附面层迁移现象。Leggett J^[11-12]采用雷诺时均法(Reynolds equation, RANS)及 LES 对非设计攻角下的叶栅进行了损失预测对比及分析。Zambonini G. 和 Min B. 等人^[13-16]则运用 LES 对角区分离非定常流动、马蹄涡等涡结构进行研究。

本文基于大涡模拟与瞬态雷诺时均模拟,结合实验对哈尔滨工程大学叶轮机械实验室低速平面叶栅进行研究。主要研究了 0°攻角以及 10°攻角条件下,叶栅流场中的角区分离结构以及损失变化,并针对不同湍流模型下的结果进行对比分析。

1 仿真模型

1.1 平面叶栅参数

哈尔滨工程大学叶轮机械实验室平面叶栅模型选用双圆弧(DCA)叶型。数值模拟采用与实验相

同的叶栅模型,其主要几何参数如表 1 所示。

表 1 平面叶栅主要几何参数

Tab. 1 Planar cascade main geometric parameters

参 数	数 值
叶片数	11
弦长/mm	70
叶高/mm	100
栅距/mm	51.64
稠度	1.36
展弦比	1.43
叶型安装角/(°)	20
几何进气角/(°)	40
几何出气角/(°)	-0.5
最大厚度位置/弦长	0.61
进口速度/m·s ⁻¹	84
雷诺数	3.6×10 ⁵

1.2 大涡模拟湍流模型

大涡模拟通常是采用滤波方式把大尺度涡和小尺度涡分开,将某一瞬时流场变量 φ 分解为两部分之和: $\varphi = \bar{\varphi} + \varphi'$, 其中 $\bar{\varphi}$ 表示可解尺度分量, φ' 表示亚格子分量。根据滤波原则,谱空间的截断波数应该位于惯性子区。大尺度涡可以直接进行数值模拟,而小尺度涡因小于网格尺度,无法直接求解,须通过亚格子应力(SGS)模型进行模拟^[17-18]。

首先将 N-S 方程过滤,得到如下的方程:

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\bar{u}_i \bar{u}_j) =$$
$$-\frac{1}{\rho} \frac{\partial \bar{p}}{\partial \bar{x}_i} + \frac{\partial}{\partial x_j}[\gamma(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i}) + \bar{\tau}_{ij}] \tag{1}$$

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0 \tag{2}$$

式中: $\bar{u}_i$ —速度矢量, m/s; 而 i, j, k 角标—3 个不同的矢量方向; $\frac{\partial}{\partial x}$ —方向导数; $\frac{\partial}{\partial t}$ —时间导数; ρ —流体密度, kg/m³; $\bar{p}$ —时均压力, Pa; γ —动力粘度, N·S/m²。 $\bar{\tau}_{ij} = \bar{u}_i \bar{u}_j - \bar{u}_i \bar{u}_j$ 为亚格子应力, 代表小尺

度涡对求解运动方程的影响,是过滤掉的小尺度脉动和可解尺度湍流间的动量输运。由于无法同时求出 $\bar{u}_i$ 和 $\bar{u}_i \bar{u}_j$, 必须构造亚格子应力的封闭模式。比较常用的模式是采用涡粘性概念假设,即

$$\bar{\tau}_{i,j} = \bar{u}_i \bar{u}_j - \bar{u}_i \bar{u}_j = 2v_t \bar{S}_{i,j} - \frac{1}{3} \bar{\tau}_{kk} \delta_{i,j} \quad (3)$$

$$v_t = (C_s \Delta)^2 (\bar{S}_{i,j} \bar{S}_{i,j})^{1/2} \quad (4)$$

$$\bar{S}_{i,j} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) \quad (5)$$

$$\Delta = (\Delta x \Delta y \Delta z)^{1/3} \quad (6)$$

式中: v_t —亚格子涡粘系数; $\bar{S}_{i,j}$ —流体形变率; $\delta_{i,j}$ —克罗内克尔符号; Δ —截断尺度; $C_s \Delta$ 相当于混合长度, C_s 称为 Smagorinsky 常数, 这种简单的亚格子应力模型称为 Smagorinsky 模型。同时, 由于所有的迎风格式都会对 SGS 模型添加附加的耗散特性, 而这一类格式不会添加附加的耗散, 因此 LES 需要使用中心差分格式。

1.3 网格划分及边界条件设置

首先在 NUMECA Autogrid5 模块中进行 O4H 型结构化网格划分。实验表明, 叶栅流场在展向上^[19]具有很好的对称性。因此, 在数值模拟中假定叶栅流场是对称的。而在 LES 中, 采用对称边界条件通常可以抑制 50% 叶高位置的湍流。由于在进口位置没有引入湍流波动, 角区分离通常也远离叶中位置, 为了节省计算资源和减少计算时间, 可以选择对 50% 叶高栅模型进行数值模拟。

LES Smagorinsky 湍流模型要求流场中网格尺寸 x^+, y^+, z^+ 值小于 40, 且近壁面网格 y^+ 值小于 1。首先对近壁面第一层网格节点高度进行估算。

$$Re = \frac{\rho \cdot U \cdot L}{\mu} \quad (7)$$

$$C_f = [2 \log_{10}(Re_x) - 0.65]^{-2.3} \quad (8)$$

$$\tau_w = C_f \cdot \frac{1}{2} \rho U^2 \quad (9)$$

$$u_* = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (10)$$

$$y = \frac{\mu y^+}{\rho u_*} \quad (11)$$

式中: Re —雷诺数大小; U —自由流速度, m/s; μ —流体动力粘度, m²/s; L —特征长度, m; C_f —壁面摩

擦系数; τ_w —壁面切应力, Pa; u_* —壁面切应力估算速度, m/s。通过估算得到了保证值 y^+ 小于 1 时的近壁面第一层网格尺寸。同时还要求 x^+, z^+ 小于 40, 其中 $x^+ = x \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} / v, z^+ = z \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} / v$, 分别表示 x, z 方向网格的尺寸大小。平面叶栅 LES 模拟所划分的总网格数约为 3 670 万, 叶栅附近 O 型网格及展向网格示意图如图 1 所示。



(a) B2B网格



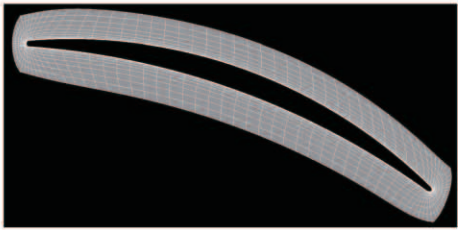
(b) 流道网格

图1 平面叶栅大涡模拟 B2B 网格

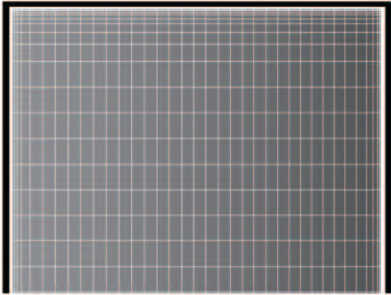
Fig. 1 Planar cascade large eddy simulation mesh

图 2 为 URANS 模拟所划分的 O4H 型网格示意图。对于雷诺时均法, 网格只需满足 $y^+ \leq 1$ 即可, 总网格数为 36 万。URANS 模拟选用 SST 湍流模型, 并选择两方程 gamma-theta 转换模型来模拟层流转捩过程。以往的研究表明, SST 湍流模型对于压气机叶栅模型的模拟精度较高。

采用 ANSYS 的 CFX 流体计算软件进行数值模拟。根据五孔探针实验得到的数据给定进出口边界条件, 进口给定总压沿展向的分布、来流方向以及总温, 出口同样根据五孔探针实验结果给定平均静压值。固体壁面选取绝热无滑移边界条件, 将 50% 叶高处的切面设置为对称边界。将 SST 湍流模型的稳态计算结果作为初始流场, 来计算大涡模拟非定常流场。



(a) B2B网格



(b) 流道网格

图 2 平面叶栅雷诺时均法 B2B 网格
Fig. 2 Planar cascade URANS mesh

大涡模拟中对流项采用中心差分格式,时间项选择隐式二阶向后欧拉差分法。非定常物理时间步长根据收敛性判据 CFL 数($CFL = u\Delta t/\Delta x$)确定,LES 湍流模型要求 CFL 值在 1 左右。通过自由流速度及流向网格宽度,给定物理时间步为 2×10^{-6} s,内部循环系数为 5。

2 实验验证

2.1 实验装置

图 3 为叶栅实验装置图。分别在叶栅实验装置中间的 4 个叶片壁面 50% 和 5% 叶高处开设孔洞,通过平面叶栅下挡板中部的开孔与气导管相接,连接至变送器,转化为电信号输送至电脑进行记录,从而得到叶片壁面压力分布情况。

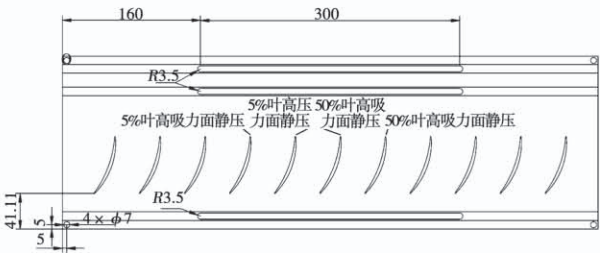


图 3 叶栅实验装置图 (mm)

Fig. 3 Diagram of cascade experimental apparatus (mm)

为了测量叶栅进出口流场,在上挡板叶栅前后开一条长通道,用五孔探针在通道内沿横向移动来测量进出口截面流场。叶栅出口五孔探针的测点距离尾缘 49.2 mm,叶栅进口测点距离前缘 23.6 mm。

五孔探针实际测量依赖于校准结果,校准是探针应用的重点。本试验中五孔探针采用非转动法测量,通过五孔探针在一个截面内的平行运动,在无需转动的情况下测量截面的流场分布。而当使用非转动法测量时,探针在试验之前必须进行校准以获得校准特性曲线。通过转动探针在各种偏转角、俯仰角和给定实验风洞风速下测量各孔的压力来校准探针,随后通过使用无量纲化的校准公式获得校准系数。

五孔探针通过坐标架及坐标架控制台运行,将五孔探针布点文件输入程序中,随后程序将按照布点文件中的每一个测量点运行。进口截面主要测量来流流场均匀度以及总压分布,以便计算叶栅出口总压损失系数。在上下壁面附面层位置沿径向加密布点,每 1 mm 测量一次,超过边界层后,变为每 4 mm 测量一次,共测量 96 mm,横向每 4 mm 测量一次,共测量 112 mm,共计 712 个测量点。出口截面同样在上下壁面附面层处加密布点,为了准确测量叶片尾迹处压力的变化情况,在出口截面尾迹位置对布点文件进行加密处理,横向测量长度 112 mm,约两个叶栅通道径向测量高度 96 mm,共计 1 829 个测量点。

实验中的测量误差主要存在于对五孔探针校准的计算,以及探针对叶栅流场的干扰两方面。同时,在变换攻角时,实验模型两侧存在缝隙,会造成流体泄漏,导致来流角度发生偏移。虽然在实验中使用石膏将叶栅两侧封死,但依旧存在少量泄漏,可能对流场产生微弱影响。

2.2 叶片壁面压力分布验证

图 4 为 10°攻角下 50% 及 5% 叶高处的叶片静压系数分布。

在大攻角的来流条件下,主流撞击在压力面前缘位置,造成吸力面、压力面前缘位置的压差较大。实验数据中压力面载荷与数值模拟结果均较为接

近,沿流向吸力面载荷逐渐下降。大涡模拟预测结果的吸力面载荷在这两种叶高位置高于瞬态雷诺时均结果,并更接近于实验结果。两种湍流模型对于 50% 及 5% 叶高吸力面载荷趋势的预测基本相同,但大涡模拟得到的静压系数数值大小相于较瞬态雷诺时均前缘略低而尾缘略高,意味着吸力面压力梯度也更高。相比于 50% 叶高,5% 叶高前缘吸力面载荷稍低,这在实验结果中同样也体现出来。整体来看,数值模拟捕捉到的载荷变化趋势与实验结果相符,能够反映流场变化情况。

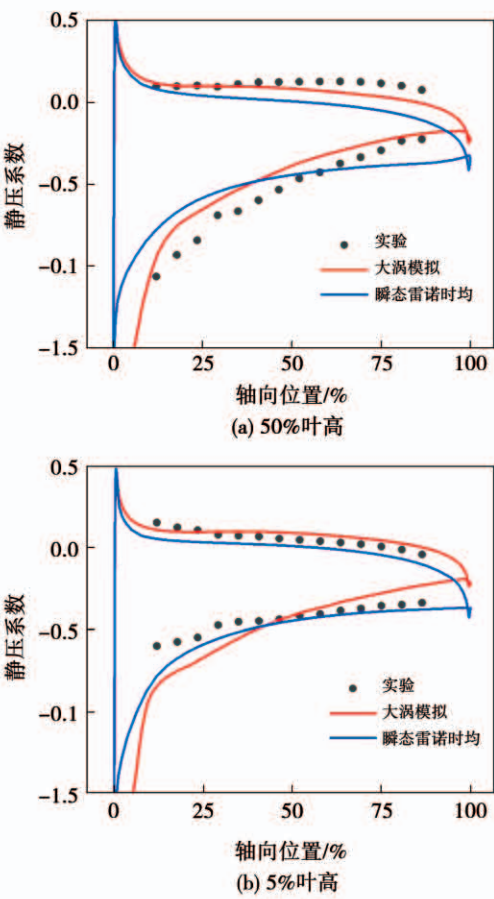


图 4 10° 攻角下叶片壁面时均静压系数
Fig. 4 Blade wall time-average pressure coefficient (10°)

3 流场分析

叶栅出口流场能够反映角区分离的形态、损失大小及分布情况等。下面针对实验结果对比大涡模拟和瞬态雷诺时均结果进行分析研究。

3.1 0°攻角下叶栅出口流场

图 5 分别给出了 0° 攻角下五孔探针测量的叶

栅出口测点处的速度分布以及相应位置的数值模拟时均速度分析。数值模拟各给出了 50% 展向高度的流场结果。可以看到二者整体的速度分布,端壁附面层以及分离角区的范围均较为吻合,但瞬态雷诺时均结果中的端壁附面层以及分离结构展向范围较实验及大涡模拟大。

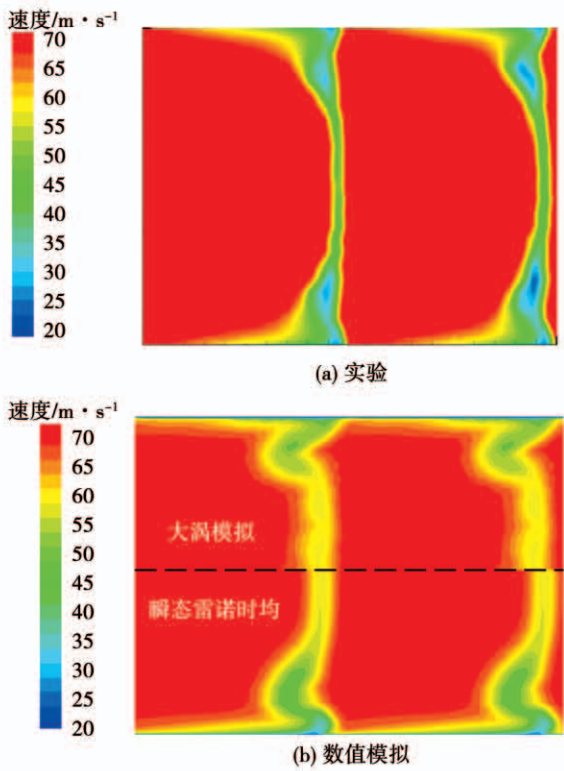


图 5 0° 攻角下叶栅出口时均速度分布
Fig. 5 Time-average velocity at cascade outlet (0°)

数值模拟预测出了实验结果显示的角区分离涡结构脱离吸力面向横向发展的趋势。可以看出,角区分离起始于端壁附面层,在沿吸力面向迁移过程中出现横向发展。

图 6 给出了 0° 攻角下叶栅出口总压损失系数的分布情况。总压损失系数的数值范围(极值大小)显示出较好的相似度,但对于实验中近端壁区所展示出的较大范围损失区域,在数值模拟中没有体现出。这主要由于实验中近端壁流动条件受到进气不均匀、壁面摩擦较大等因素影响,导致近壁面边界层较厚,产生总压损失。

0° 攻角下,吸力面分离程度不高,尾迹范围较窄。而角区分离结构呈现远离吸力面的弧形结构,

分离区域中心的损失系数最高。

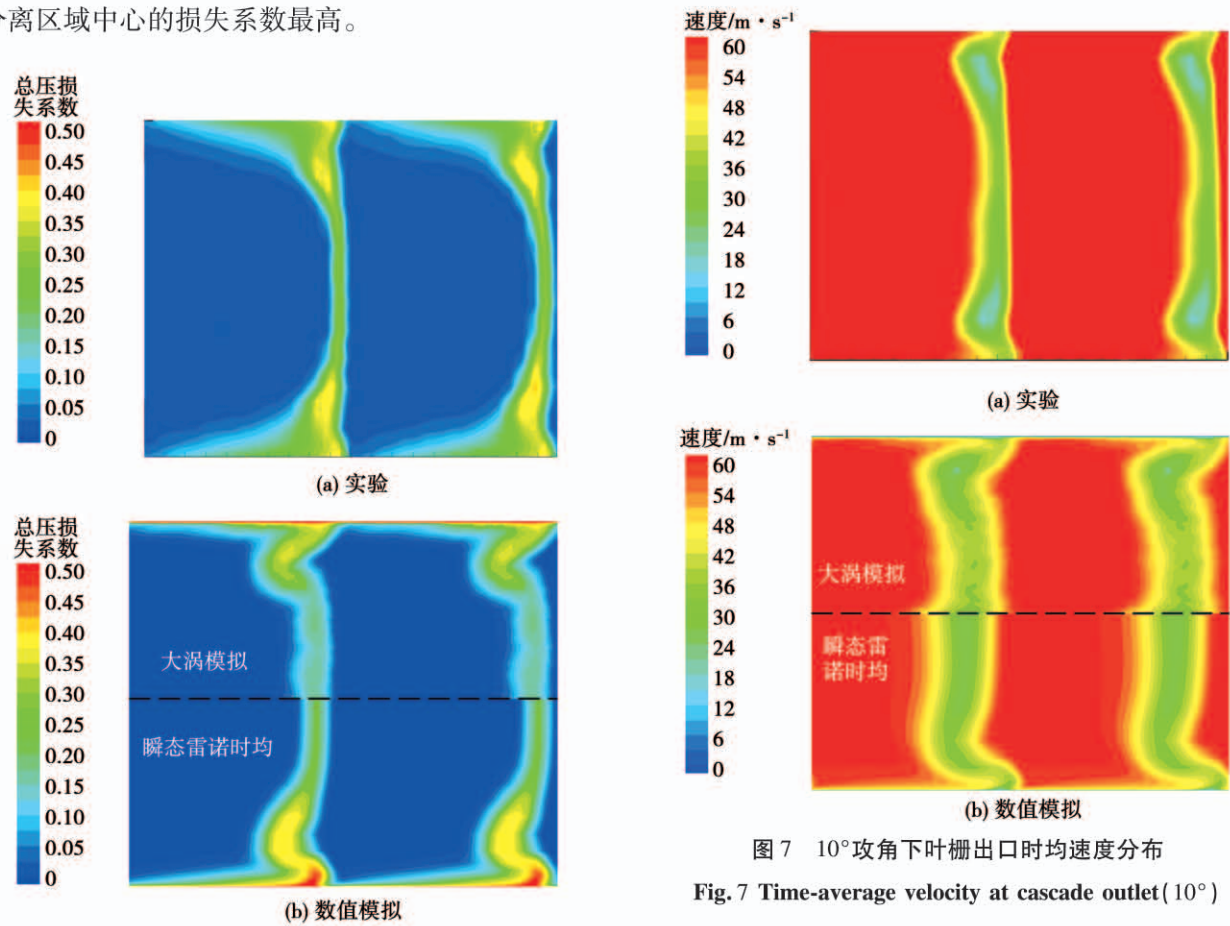


图 6 0°攻角叶栅出口总压损失系数分布

Fig. 6 Time-average total pressure loss coefficient at cascade outlet(0°)

3.2 10°攻角下叶栅出口流场

图 7 为 10°攻角下的叶栅出口速度分布情况。在大攻角下,模拟结果得到的吸力面尾迹分离区域较实验结果偏高。对角区分离形态的模拟,大涡模拟较瞬态雷诺时均更接近于实验结果,瞬态雷诺时均过度预测了角区结构的横向发展。

可以看出由于攻角的增大,角区分离以及壁面转捩分离必然提前,这导致角区分离的区域以及尾迹波及的横向范围大幅度增大。

图 8 同样给出了 10°攻角下的总压损失系数分布。瞬态雷诺时均结果对于总压损失的预测明显偏高,对于尾迹以及角区结构的模拟结果也与实验结果有很大偏差。而大涡模拟结果得到的角区分离范围,以及总压损失系数大小则接近于实验结果。这说明在大攻角下,瞬态雷诺时均的模拟能力明显下降,偏离实际结果。

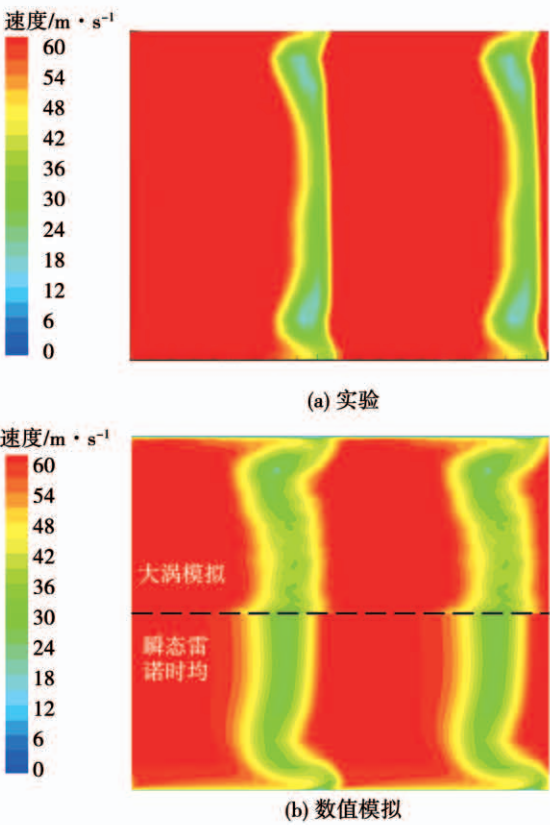


图 7 10°攻角下叶栅出口时均速度分布

Fig. 7 Time-average velocity at cascade outlet(10°)

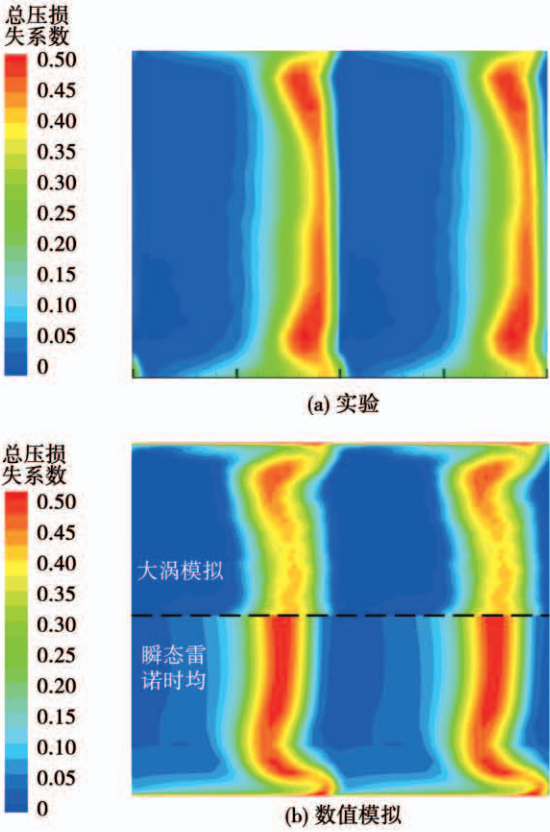


图 8 10°攻角叶栅出口总压损失系数分布

Fig. 8 Time-average total pressure loss coefficient

在 10° 攻角下,角区分离形态同样呈现远离吸力面的弧形结构。与 0° 攻角相比,角区分离展向范围并未发生明显变化,横向范围有所扩大,主要是总压损失系数明显增加。而吸力面分离导致尾迹范围较 0° 攻角扩大接近 130%。

3.3 叶栅整体总压损失系数分析

图 9 给出了实验测量及数值模拟得到的出口位置平均总压损失系数。 10° 攻角下的总压损失系数远高于 0° 攻角,这在云图中清楚地表现出来。

结合上文的分析, 0° 攻角下数值模拟预测的角区结构及尾迹范围与实验结果相符,且大涡模拟及瞬态雷诺时均结果中叶栅出口的总压损失系数数值上也较为接近,但均低于实验结果。实验中的测量误差、进口流场均匀度以及壁面摩擦损失等原因会导致测量损失高于理想化的模拟结果。

在 10° 攻角下,瞬态雷诺时均对总压损失区域范围以及总压损失系数数值的预测较明显偏于实验结果,与 0° 攻角结果出现差异。但大涡模拟及实验在 10° 攻角下的总压损失系数均高出 0° 攻角接近 135%,同时不同攻角下实验总压损失系数也都高出大涡模拟约 17%。这表明大涡模拟对叶栅流动的模拟更接近测量结果,尤其是在大攻角下。

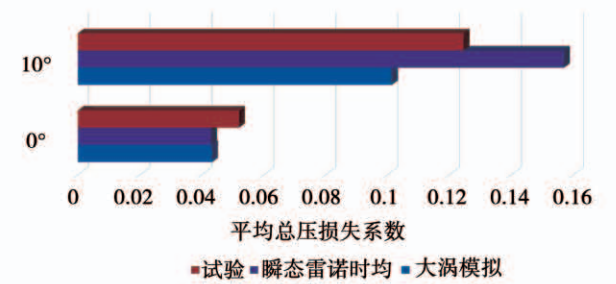


图 9 叶栅出口平均总压损失系数

Fig.9 Average total pressure loss coefficient at cascade outlet

吸力面分离导致的尾迹范围较 0° 攻角扩大接近 130%,而总压损失也提高了近 135%,这说明大攻角分离下总压损失的增加主要产生于吸力面附面层分离造成的尾迹损失上,而角区分离造成的损失提升占比相比较来说不是很明显。

3.4 叶栅壁面极限流线

为了分析产生角区分离原因,对大涡模拟叶栅及端壁表面极限流线进行研究。图 10 为 0° 攻角下叶栅壁面以及端壁极限流线。从叶栅壁面极限流线可以看出,大涡模拟得到了吸力面层流分离泡、转捩以及再附现象。吸力面中部存在明显的闭式分离泡,起始于分离线,终止于再附线。大涡模拟结果可知壁角涡位置端壁附面层沿径向的迁移,导致角区分离区域沿展向的发展。但吸力面未出现由壁面涡及通道涡作用产生的集中脱落涡,这在瞬态雷诺时均结果中得到。

在端壁位置,大涡模拟得到了由前缘马蹄涡产生的鞍点,一直延长至尾缘壁角涡的分离线以及马蹄涡后部的通道涡区域。通过大涡模拟结果可以看出,在 0° 攻角下,角区分离起始于通道涡,发展至吸力面位置。在通道涡作用下,在角区及吸力面形成了壁面涡。通道涡与壁面涡造成了角区分离区域的剪切掺混,也造成了角区结构的横向发展。

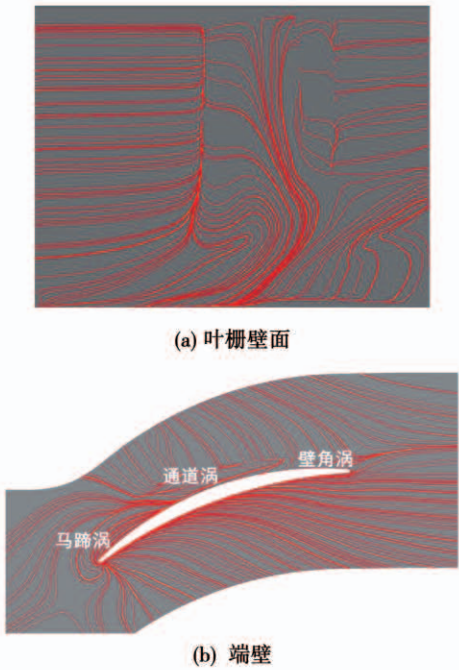


图 10 0° 攻角叶栅及端壁极限流线

Fig.10 Cascade and end-wall limit streamlines(0°)

图 11 给出了 10° 攻角下叶栅壁面及端壁表面极限流线。大攻角下叶栅的分离大幅度提前,大涡

模拟结果中吸力面前缘未出现层流现象而直接发生转捩以及再附现象。近端壁的角区分离也提前出现,但并未占据更多的展向区域。同时端壁位置前缘马蹄涡鞍点向压力面转移,壁角涡在尾缘出现了鞍点,通道涡出现位置也更远离吸力面。

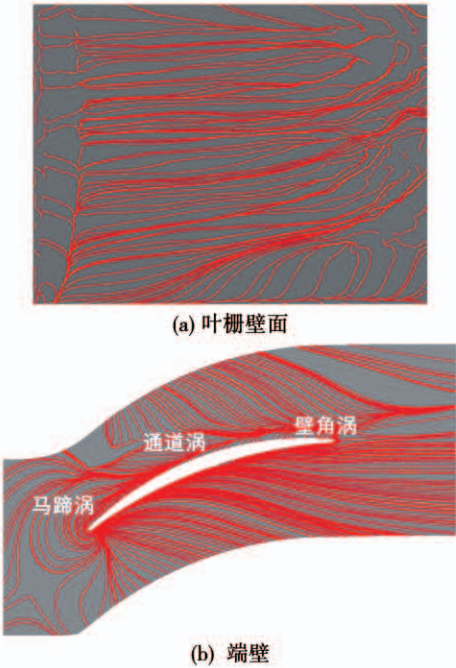


图 11 10°攻角叶栅及端壁极限流线

Fig. 11 Cascade and end-wall limit streamlines(10°)

3.5 叶栅角区分离结构

为了更清晰地显示角区分离结构,图 12 给出了两攻角下时均涡量等值面(8 000 s⁻¹),并用时均速度着色。角区分离都是由起始于端壁的通道涡沿流向发展形成,0°攻角下的角区分离形成位置贴近吸力面,而 10°攻角的形成位置则远离吸力面。这与马蹄涡吸力面分支有关,10°攻角下马蹄涡在吸力面前缘范围内增大,阻碍通道涡产生。角区也堆积了更多的低能流体,导致角区分离起始位置发生变化,这也是分离区横向范围扩大的原因。

但相同涡量下,10°攻角下通道涡维持距离较 0°攻角明显缩短,这是由于远离吸力面的通道涡无法卷吸更多的角区低能流体来维持其涡核强度。但已知 10°攻角下的总压损失系数明显高于 0°攻角,这部分多出来的损失不是由角区分离产生的,主要

由吸力面附面层分离以及尾迹损失带来。

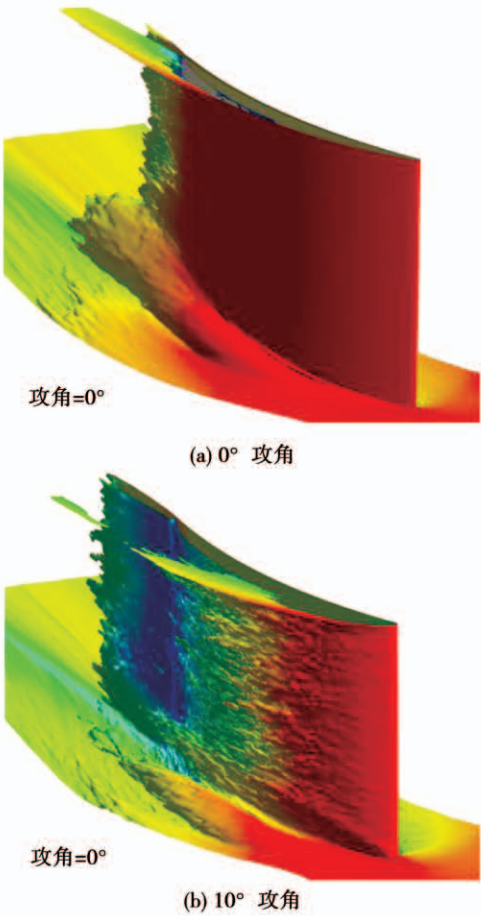


图 12 时均涡量等值面(时均速度着色 0 ~ 80 m/s)

Fig. 12 Time-average vorticity isosurface
(colored by time-average velocity 0-80m/s)

4 结 论

(1) 通过平面叶栅实验验证了两种模拟方法的准确度。在 0°攻角下,大涡模拟及瞬态雷诺时均结果与实验在角区、尾迹范围方面均较为接近。但模拟得到的时均总压损失较测量结果偏低,时均速度则偏高。在 10°攻角下,瞬态雷诺时均对分离区范围及总压损失系数的预测均与实际偏差较大,而大涡模拟则能够在这两方面较好的预测。

(2) 与 0°攻角相比,10°攻角下的角区分离展向范围未发生明显变化,横向范围有小幅扩大。但吸力面附面层分离导致的尾迹范围较 0°攻角扩大接近 130%,同时 10°攻角下的总压损失系数较 0°攻角也提高了接近 135%。

(3) 大涡模拟得到了 0° 攻角吸力面层流分离泡、转捩以及再附现象,而大攻角下吸力面前缘未出现层流分离而直接发生转捩以及再附现象。大涡模拟结果显示角区分离起始于通道涡,发展至吸力面位置,壁角涡位置端壁附面层沿径向的迁移,导致角区分离区域沿展向发展。

(4) 10° 攻角下的通道涡较 0° 攻角偏离吸力面,其涡核强度维持时间也明显缩短。说明 10° 攻角下的主要流动损失不是由角区分离产生,而是由吸力面附面层分离,以及尾迹损失所带来的。

参考文献:

- [1] 唐燕平,陈予章,陈芳. 扩压叶栅中的旋涡流动[J]. 航空动力学报,1990,5(2): 103-113.
TANG Yan-ping, CHEN Yu-zhang, CHEN Fang. Vortex flow in compressor cascade [J]. Journal of Aerospace Power, 1990, 5(2): 103-113.
- [2] 王仲奇,冯国泰,王松涛,等. 透平叶片中的二次流旋涡结构的研究[J]. 工程热物理学报,2002,23(5): 553-556.
WANG Zhong-qi, FENG Guo-tai, WANG Song-tao, et al. Study on secondary flow vortex structures in turbine blading [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2002, 23(5): 553-556.
- [3] 陈绍文,陈浮,郭爽,等. 高负荷弯曲扩压叶栅中旋涡流动的研究[J]. 工程热物理学报,2007,28(1): 117-120.
CHEN Shao-wen, CHEN Fu, GUO Shuang, et al. Performance of curved compressor cascade with large camber angles in different incidences [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2007, 28(1): 117-120.
- [4] 张华良,王松涛,王仲奇. 冲角对压气机叶栅内二次涡的影响[J]. 航空动力学报,2006,26(1): 150-155.
ZHANG Hua-liang, WANG Song-tao, WANG Zhong-qi. Influence of incidence on secondary vortex in the compressor cascade [J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 26(1): 150-155.
- [5] 王子楠,高磊,耿少娟,等. 不同端壁间隙下压气机平面叶栅角区流动的数值模拟和实验研究[J]. 工程热物理学报,2015,36(7): 1428-1432.
WANG Zi-nan, GAO Lei, GENG Shao-juan, et al. Numerical and experimental investigation on corner flow structure in a planar compressor cascade with different clearances [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2015, 36(7): 1428-1432.
- [6] 张海灯,吴云,李应红,等. 高速压气机叶栅旋涡结构及其流动损失研究[J]. 航空学报,2014,35(9): 2438-2450.

- ZHANG Hai-deng, WU Yun, LI Ying-hong, et al. Investigation of vortex structure and flow loss in a high-speed compressor cascade [J]. Acta Aeronautica ET Astronautica Sinica, 2014, 35(9): 2438-2450.
- [7] 吴艳辉,王博,付裕,等. 轴流压气机角区分离的研究进展[J]. 航空学报,2017,38(9): 107-128.
WU Yan-hui, WANG Bo, FU Yu, et al. Research progress of corner separation in axial-flow compressor [J]. Acta Aeronautica ET Astronautica Sinica, 2017, 38(9): 107-128.
- [8] 陈萍萍. 轴流压气机角区分离流动损失机理及流动控制策略研究[D]. 西北工业大学,西安,2015.
CHEN Ping-ping. Investigations of corner separated flow loss mechanism and its flow control techniques for axial-compressors [D]. Northwestern Polytechnical University, Xi'an, 2015.
- [9] 张永军,王会社,徐建中,等. 扩压叶栅中拓扑与漩涡结构的研究[J]. 中国科学 E 辑:技术与科学,2009,39(5): 1016-1025.
ZHANG Yong-jun, WANG Hui-she, XU Jian-zhong, et al. Study on topology and vortex structure of diffused cascades [J]. Scientia Sinica (Technologica), 2009, 39(5): 1016-1025.
- [10] 王文涛,王子楠,张宏武,等. 压气机静叶栅层流分离泡转捩与角区分离数值模拟与实验[J]. 航空动力学报,2017,32(9): 2273-2282.
WANG Wen-tao, WANG Zi-nan, ZHANG Hong-wu, et al. Numerical simulation and experiment of laminar separation bubble transition and corner separation of compressor stator cascade [J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(9): 2273-2282.
- [11] LEGGETT J, PRIEBE S, SANDBERG R, et al. Detailed investigation of RANS and LES predictions of loss generation in an axial compressor cascade at off design incidences, ASME GT2016-57972 [R]. South Korea, Seoul, June, 2016.
- [12] LEGGETT J, PRIEBE S, SHABBIR A. LES loss prediction in an axial compressor cascade at off-design incidences with free stream disturbances ASME GT2017-64292 [R]. USA, NC, Charlotte, June, 2017.
- [13] ZAMBONINI G, OTTAVY X, KRIEGSEIS J. Corner separation dynamics in a linear compressor cascade ASME GT2016-56454 [R]. South Korea, Seoul, June, 2016.
- [14] XIA G, MEDIC G. HYBRID RANS/LES simulation of corner stall in a linear compressor cascade ASME GT2017-63454 [R]. USA, NC, Charlotte, June, 2017.
- [15] MIN B, JOO J, MENDOZA J, et al. Large-Eddy Simulation of corner separation in a compressor cascade ASME GT2018-77144 [R]. Norway, Oslo, June, 2018.