

基于LES的压气机叶栅通道非定常流动结构研究

黄明珂¹,周玲¹,季路成²

(1. 北京理工大学宇航学院,北京 100081; 2. 清华大学航空发动机研究院,北京 100084)

摘要:为了进一步理解压气机叶栅通道内的非定常流动结构,采用大涡模拟(LES)方法研究了来流附面层厚度和稠度变化对叶栅通道内涡系结构及总压损失系数的影响。研究表明:来流附面层增厚将导致端壁处流体的轴向动能降低,使得马蹄涡压力面分支更早地流向相邻叶片吸力面;来流附面层越厚,通道涡在叶栅尾缘沿展向抬升的高度越高,角区分离的范围也越大;叶栅的总压损失随附面层增厚而增加,附面层损失增加显著,二次流损失有所增大;稠度较低时叶栅吸力面表面存在分离,会对通道涡及角区分离产生影响;稠度增大,横向压力梯度减小,叶栅通道的速度分布更均匀,通道涡的强度和尺度减小,角区分离的范围减小;稠度增大使叶表不再分离时,总压损失显著降低,但稠度继续增大会使气流与叶片表面的摩擦损失增加。

关键词:压气机叶栅;大涡模拟;附面层厚度;稠度;角区分离

中图分类号:TK231.3 文献标识码:A DOI:10.16146/j.cnki.rndlge.2024.01.011

[引用本文格式] 黄明珂,周玲,季路成. 基于LES的压气机叶栅通道非定常流动结构研究[J]. 热能动力工程,2024,39(1):98-107. HUANG Ming-ke, ZHOU Ling, JI Lu-cheng. Investigation of unsteady flow structure of compressor cascade passage based on large eddy simulation[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power,2024,39(1):98-107.

Investigation of Unsteady Flow Structure of Compressor Cascade Passage based on Large Eddy Simulation

HUANG Ming-ke¹, ZHOU Ling¹, JI Lu-cheng²

(1. School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing, China, Post Code: 100081;

2. Institute for Aero Engine, Tsinghua University, Beijing, China, Post Code: 100084)

Abstract: In order to further understand the unsteady flow structure in compressor cascade passage, the effects of the thickness of incoming flow boundary layer and solidity changes on the vortex structure and the total pressure loss coefficient in cascade passage were studied by large eddy simulation (LES) method. The results show that the thickening of the incoming flow boundary layer leads to the decrease of the axial kinetic energy of the fluid at the endwall, which makes the pressure surface branch of the horseshoe vortex flow to the suction surface of the adjacent blade earlier; when the boundary layer of incoming flow is thicker, the height of passage vortex spanwise uplift along the trailing edge of cascade is higher, and the range of corner separation is larger; the total pressure loss of cascade increases with the thickening of boundary layer, especially the boundary layer loss and the secondary flow loss; when the solidity is low, the separation on the cascade suction surface will affect the passage vortex and the range of corner separation; with the increase of solidity, the transverse pressure gradient decreases, the velocity distribution of

收稿日期:2022-10-01; 修订日期:2022-11-21

基金项目:国家科技重大专项(2017-II-0006-0020,2017-II-0001-0013,J2019-II-0003-0023);国家自然科学基金(51976010)

Fund-supported Project:National Science and Technology Major Project (2017-II-0006-0020, 2017-II-0001-0013, J2019-II-0003-0023);

National Natural Science Foundation of China (51976010)

作者简介:黄明珂(1998-),女,北京理工大学硕士研究生。

通讯作者:周玲(1988-),女,北京理工大学副教授。

cascade passage is more uniform, the intensity and scale of passage vortex decrease, and the range of corner separation decreases; when the flow on the blade surface is no longer separated because of the increase of solidity, the total pressure loss is significantly reduced, but the friction loss between the air flow and the blade surface will increase with the increase of solidity.

Key words: compressor cascade, large eddy simulation (LES), thickness of boundary layer, solidity, corner separation

引言

现代航空发动机追求高推重比、高效率以及低耗油率。压气机作为航空发动机的核心部件,对发动机的性能有很大的影响。但压气机叶栅通道内存在复杂的非定常流动结构^[1-8],会造成较大的流动损失,影响压气机的工作效率和稳定性。

为了深入理解压气机叶栅通道内的流动情况,国内外已经有不少学者进行了不同工况下的研究。Wagner等人^[9-10]研究了进口附面层厚度对孤立转子的影响,发现附面层厚度会影响叶片中间展高处的分离情况;Choi等人^[11-12]研究发现,进口边界层会影响叶栅角区分离的尺寸;陈绍文等人^[13]研究了附面层厚度对弯叶片气动性能的影响;而王子楠等人^[14]则针对叶栅角区的失速情况进行了研究,发现当来流边界层厚度增加时角区失速会提前发生。

Xu等人^[15]模拟了压气机叶栅的实际工况,发现较低的稠度能降低总压损失;Tang等人^[16]研究了稠度对叶栅角区分离的影响;Wang等人^[17]讨论了叶栅在不同稠度下的性能,发现稠度变化会影响叶栅的载荷和角区分离范围,进而影响叶栅的总压损失。

从上述文献可以看出,来流附面层厚度和稠度都会对压气机叶栅的流动结构及气动性能产生很大影响。但目前的研究大多是基于雷诺平均 N-S 方程(Reynolds Averaged Navier-Stokes, RANS)或者实验而进行的定性分析,虽然能获得一定的规律性结论,但仍然缺乏对流场细节的分析以及对这些流动规律形成的流动机理的解释。相比之下,大涡模拟(Large Eddy Simulation, LES)方法直接求解流场中的大尺度流动结构,并采用亚格子模型模化小尺度流动结构,因此既能捕捉到通过实验和 RANS 方法无法观察到的许多非定常流动结构,又能克服直接数值模拟(Direct Numerical Simulation, DNS)需要解

析所有湍流尺度所带来的巨大计算量,还能更准确地预测角区分离的范围^[18]。

因此,本文基于大涡模拟方法,主要研究了不同来流附面层厚度以及稠度下叶栅通道流动情况的变化,以期进一步理解压气机叶栅通道内复杂的非定常流动情况,为压气机设计提供理论依据。

1 研究对象及数值方法

1.1 研究对象

以文献[19]中的压气机叶栅 NACA65-(24)10 为研究对象,叶栅几何参数示意图如图 1 所示,其几何参数如表 1 所示。

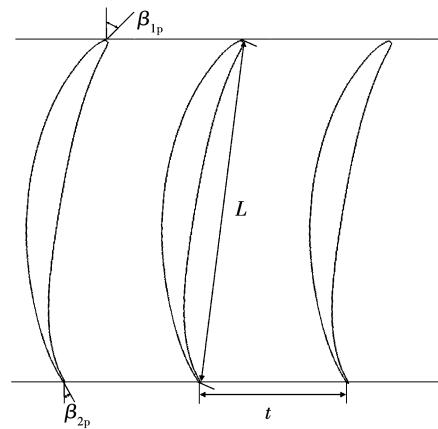


图 1 叶栅几何参数示意图

Fig. 1 Geometric parameter definition diagram of cascade

表 1 叶栅几何参数

Tab. 1 Geometric parameters of cascade

参 数	数 值
进口安装角 $\beta_{1p}/(^{\circ})$	-43
出口安装角 $\beta_{2p}/(^{\circ})$	15
折转角 $\Delta\beta/(^{\circ})$	58
弦长 L/mm	127
栅距 t/mm	84.6
展高/mm	150
稠度 σ	1.5

1.2 网格划分及无关性验证

采用 Numeca AutoGrid 5 生成 H-O-H 型结构化网格, 第 1 层网格高度设为 1×10^{-2} mm 以保证壁面最大 Y^+ 值小于 1, 计算域及叶栅前、尾缘网格如图 2 所示。进口距叶栅前缘 127 mm, 出口距尾缘下游 173 mm, 叶栅前、尾缘处网格加密。通过逐渐加密网格以完成网格无关性验证工作, 计算域网格沿轴向、展向两个方向整体逐步加密, 以考察网格疏密对气动性能研究的影响。壁面第 1 层网格高度不变, 保证满足 x^+, y^+, z^+ 分别小于 20, 1 和 40, 以达到 LES 的计算精度要求。为了节省计算资源以及减少计算时间, 采用半展高叶栅进行研究, 上端壁设置为对称性边界条件, 下端壁及叶表固壁为绝热无滑移壁面, 两侧为周期性边界条件。

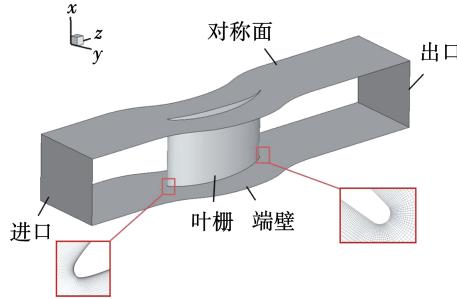


图 2 叶栅计算域及前尾缘网格

Fig. 2 Computational domain and leading and trailing edge grids of cascade

采用商业 CFD 软件 Fluent 进行数值模拟, 计算工况参考文献[19]中的实验条件, 给定速度进口和压力出口, 进口速度 28.97 m/s, 进口静压 105 892.5 Pa, 气流角 41°, 出口静压 106 150 Pa。

表面压力系数计算公式:

$$C_p = \frac{p_{0,\infty} - p_s}{p_\infty} \quad (1)$$

式中: $p_{0,\infty}$ —进口总压, Pa; p_s —当地静压, Pa; p_∞ —进口动压, Pa。

LES 计算的时间步长最开始设为 2×10^{-5} s, 为捕捉前缘马蹄涡的流动, 经过 6 个周期后改为 1×10^{-5} s, 再计算 5 个周期时均值。图 3 显示了不同网格数量的 LES 结果与实验结果的表面压力系数对比。可以看出, 1 300 万网格时的 LES 计算结果与实验结果的趋势较为一致。综合考虑计算资源以及计算结果的准确性, 计算最终选取 1 300 万网格方案。

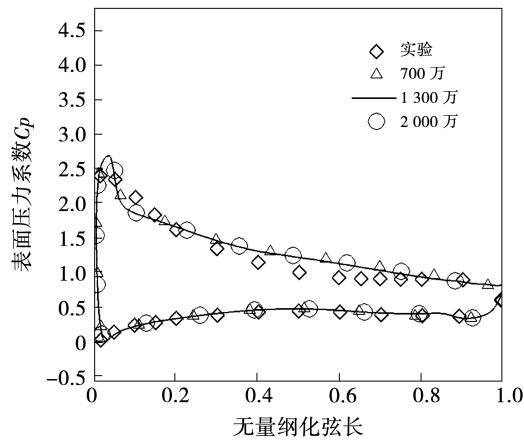


图 3 网格无关性验证

Fig. 3 Grid independence verification

1.3 工况参数

根据文献[20], 当雷诺数小于 1×10^7 时, 可以假定附面层的速度分布符合 $1/7$ 次幂规律, 即:

$$\frac{v_x}{v_\infty} = \left(\frac{x}{\delta} \right)^{\frac{1}{7}} \quad (2)$$

式中: v_x —附面层内速度, m/s; v_∞ —主流区速度, m/s; δ —附面层厚度, mm; x —展向高度, mm。

根据 $1/7$ 规律拟合来流附面层, 通过 UDF 添加到进口边界条件中。来流附面层厚度(δ)分别为 5, 10 以及 20 mm, 附面层厚度分布如图 4 所示。

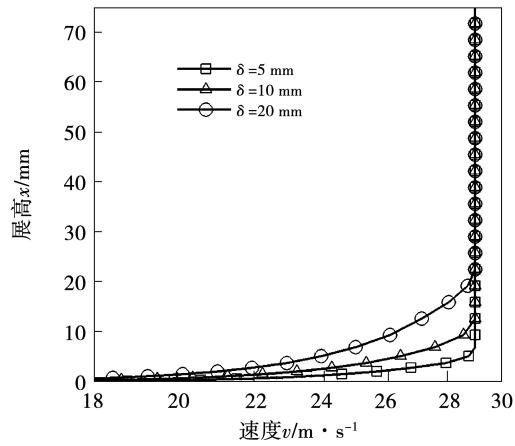


图 4 来流附面层厚度

Fig. 4 Incoming flow boundary layer thickness

2 来流附面层厚度对叶栅流动的影响分析

2.1 附面层厚度对涡系结构的影响

来流附面层厚度变化对叶栅通道中的主要涡系结构, 如马蹄涡和通道涡均有较大影响。叶栅前缘

的三维流线分布如图5所示。可以看出,随着附面层厚度的增加,马蹄涡压力面分支(HVP)会更早地向相邻叶片的吸力面侧发展。造成这一流动现象的原因并不是横向压力梯度随附面层增厚而变大,而是来流附面层增厚时端壁处的叶栅表面压力系数稍有降低,如图6所示,表明叶栅根部的横向压力梯度减小。

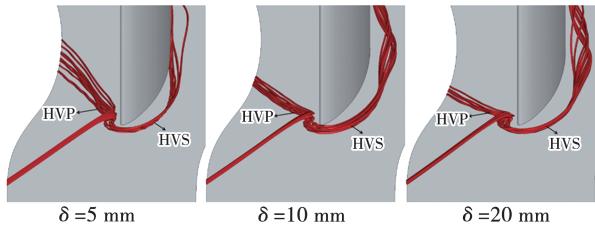


图5 马蹄涡的三维流线图

Fig. 5 Three-dimensional streamlined diagram of horseshoe vortex

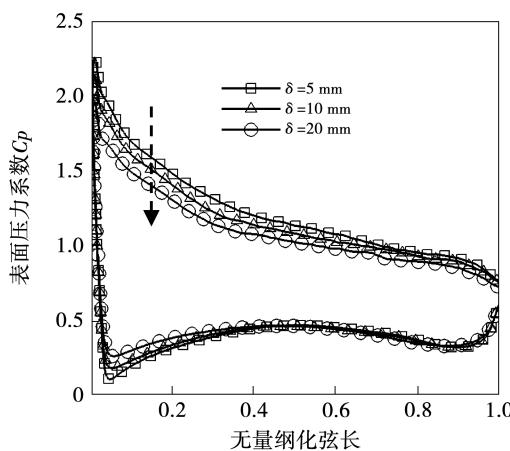


图6 靠近端壁处的叶栅表面压力系数分布

Fig. 6 Pressure coefficient distribution on cascade surface near endwall

图7是以轴向动能染色的叶栅前缘 Q 准则等值面。图中显示了马蹄涡压力面分支(HVP)提前流向相邻叶栅吸力面的真正原因,即附面层增厚使叶栅端壁处流体的速度更低,因此马蹄涡压力面分支的轴向动能降低,更容易受横向压力梯度的影响而被推向吸力面。此外,马蹄涡吸力面分支(HVS)的耗散位置也更靠后。

图8和图9显示了叶栅吸力面侧的瞬时和平均 Q 准则等值面,分别以速度和轴向涡量染色。LES方法捕捉到了叶栅通道涡的结构,并且清晰地显示

了通道涡在不同附面层厚度下的演化发展过程。在图中的视角下(从叶栅尾缘看向前缘),流向涡量大于零代表涡逆时针旋转,流向涡量小于零代表涡顺时针旋转,通道涡的形成受横向二次流影响,因此为逆时针旋转。从图中可知,来流附面层增厚不仅使得通道涡的强度增强,还使得通道涡沿叶栅吸力面展向抬升的位置更高。

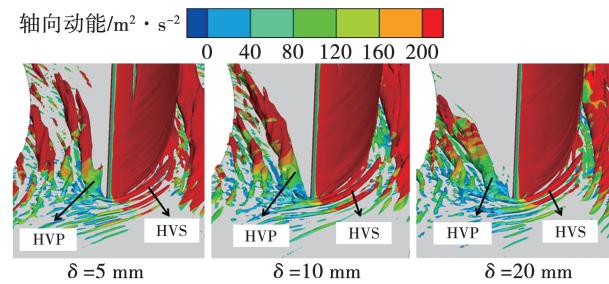


图7 以轴向动能染色的时均 Q 准则等值面图

Fig. 7 Iso-surface of time average Q -criterion colored by axial kinetic energy

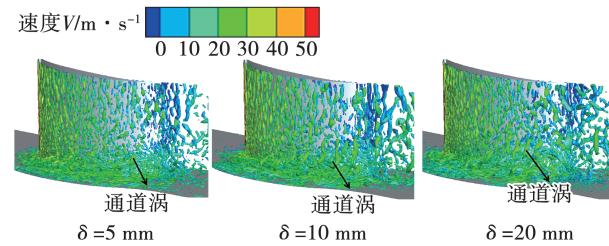


图8 叶栅吸力面侧瞬时 Q 准则等值面图

Fig. 8 Iso-surface of instantaneous Q -criterion on suction side of cascade

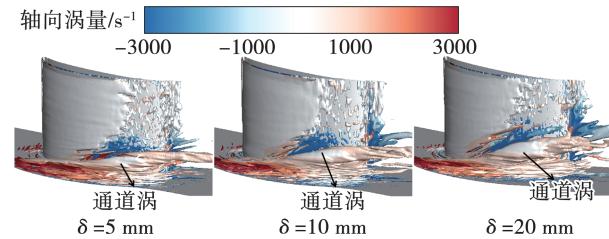


图9 叶栅吸力面侧时均 Q 准则等值面图

Fig. 9 Iso-surface of time average Q -criterion on suction side of cascade

2.2 附面层对角区分离的影响

来流附面层厚度对角区分离的影响如图10所示。附面层厚度增加,角区分离的展向高度增长明显,轴向的分离起始点位置向叶栅前缘移动,角区分离的范围随之增大。表2显示了角区范围与附

面层厚度的对应关系,其中 z 为轴向弦长, x 为展向高度。

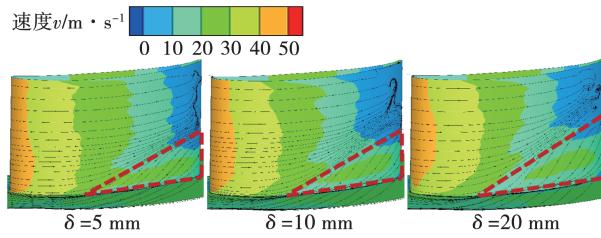


图 10 叶栅吸力面侧极限流线

Fig. 10 Limiting streamline on suction side of cascade

表 2 不同附面层厚度下角区分离的范围

Tab. 2 Range of corner separation with different boundary layer thicknesses

δ/mm	角区分离范围
5	$60.6\%z \times 37.3\%x$
10	$64.6\%z \times 46.7\%x$
20	$67.7\%z \times 57.3\%x$

为了分析不同附面层厚度下角区分离变化的原因,图 11 给出了叶栅吸力面展向速度分量沿流向的分布。为了更直观地显示通道涡的位置,在图中同时给出了 Q 准则等值面。由上文可知,附面层增厚对通道涡的演化发展有较大影响,随着附面层厚度的增加,通道涡诱导出的展向速度场呈增强趋势,为角区流体的径向迁移提供了更多驱动力,进而导致了角区分离的范围变大。

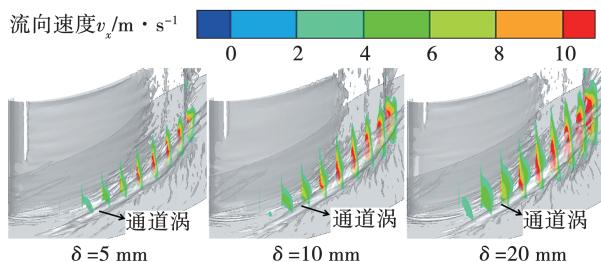


图 11 叶栅吸力面展向速度分量沿流向分布

Fig. 11 Spanwise velocity distribution along the flow direction on suction surface of cascade

2.3 附面层对叶栅气动性能的影响

图 12 是不同来流附面层厚度下总压损失沿流向的分布。为更直观地了解涡系结构对叶栅损失分布的影响,在图中同时给出了 Q 准则等值面。

总压损失系数 ω 的计算公式如下:

$$\omega = \frac{p_{0,\infty} - p_0}{p_\infty} \quad (3)$$

式中: p_0 —当地总压,Pa。

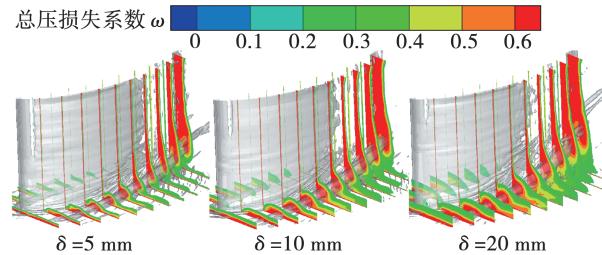


图 12 总压损失沿流向的分布

Fig. 12 Distribution of total pressure loss along the flow direction

从图中可以看出,不同来流附面层厚度下的叶栅通道内,总压损失分布存在一定的相似性。叶栅前缘到 50% 弦长处,总压损失整体较低。一些总压损失比较高的区域是由端壁附面层以及通道涡引起的。通道涡的位置与高损失区重合,说明通道涡是叶栅通道中损失的主要来源之一。50% 弦长到叶栅尾缘处,高损失区主要集中于通道涡和叶栅尾缘的分离区。

随着来流附面层增厚,越来越多的低能流体被卷吸进通道涡,导致通道涡所在位置的损失更大,叶栅通道内总压损失的分布也有所变化,高损失区的范围沿展向和周向都有增加,局部损失的最大值也随之增大。

叶栅出口截面的流量平均总压损失系数如表 3 所示。流量平均的总压损失系数随来流附面层厚度的增加而增大,但当附面层厚度增加到一定程度之后,总压损失系数随附面层增厚而增大的幅度不再明显。

表 3 叶栅出口截面的流量平均总压损失系数

Tab. 3 Average total pressure loss coefficient of mass flow on cascade outlet section

δ/mm	流量平均总压损失系数/ 10^{-3}
5	77.55
10	90.26
20	92.32

图 13 是叶栅出口截面的总压损失云图。图中,总压损失最大的部分来源于叶栅的通道涡。随来流附面层增厚,总压损失较高的区域面积增大,位置也变得更高。

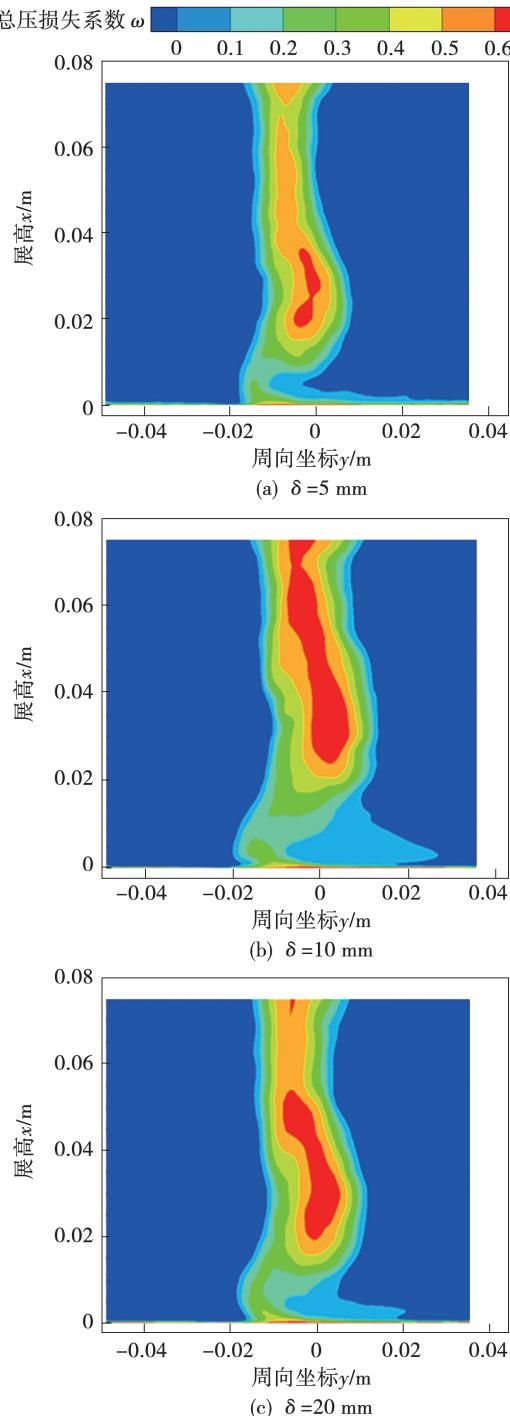


图 13 叶栅出口截面的总压损失系数云图

Fig. 13 Contours of total pressure loss coefficient on cascade outlet section

叶栅出口处的总压损失沿展向分布如图 14 所示。本文采用文献[21]中的分析方法,将总损失分解为端壁处来流粘性造成的损失 ω_{BL} 、二次流造成的损失 ω_{sec} 和叶片表面摩擦造成的叶型损失 ω_p 。由图可知,本文研究的高负荷叶栅来流附面层增厚,将导致端壁附面层损失 ω_{BL} 显著增加。二次流损失

ω_{sec} 主要体现为通道涡造成的损失,并随着附面层增厚逐渐增大。叶片表面由于在尾缘处已经分离,不再便于单独区分出叶型损失 ω_p ,但从图 14 中 $x=0.058 \sim 0.075$ m 的损失分布可知,随附面层增厚叶片尾缘分离区随之增大。

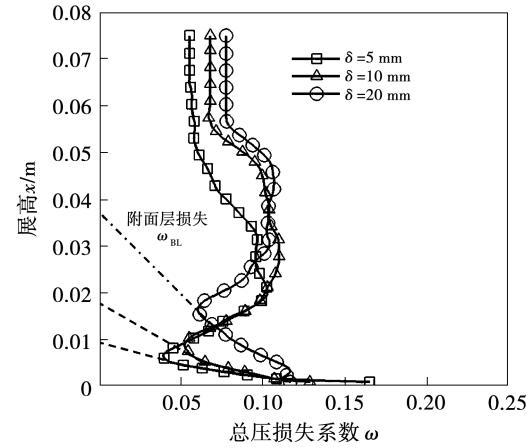


图 14 叶栅出口截面的总压损失系数展向分布

Fig. 14 Distribution of total pressure loss coefficient along spanwise direction on cascade outlet section

3 稠度对叶栅的流动影响分析

3.1 稠度对涡系结构的影响

叶栅通道内的主要涡系结构如图 15 所示。在本文所研究的叶栅通道中,不同稠度下马蹄涡和集中脱落涡的位置及强度均无明显改变。而通道涡的强度随着稠度增加稍有减弱,尺寸也有所减小。

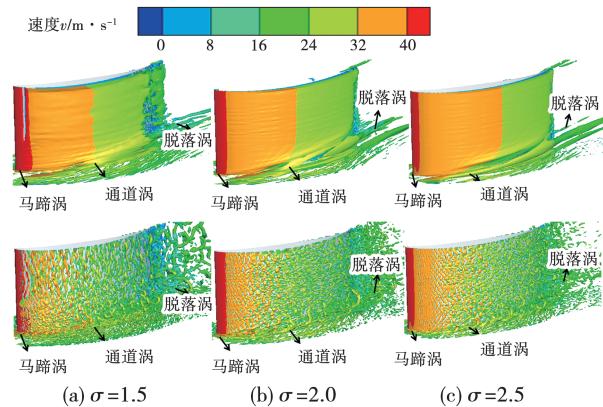


图 15 叶栅通道内的主要涡系结构

Fig. 15 Main vortex structure in cascade passage

通道涡的形成受叶栅通道内的横向压力梯度影响,要了解稠度变化对通道涡的影响,首先要分析通

道中的压力变化。图 16 和图 17 给出了不同稠度下叶栅靠近端壁处的叶表压力系数以及端壁处的压力分布。由图可知,随着叶片稠度 σ 从 1.5 增大到 2.5,叶栅吸力面与压力面的压差减小,叶片负荷降低,通道涡的强度和尺寸受此影响,随之减小。

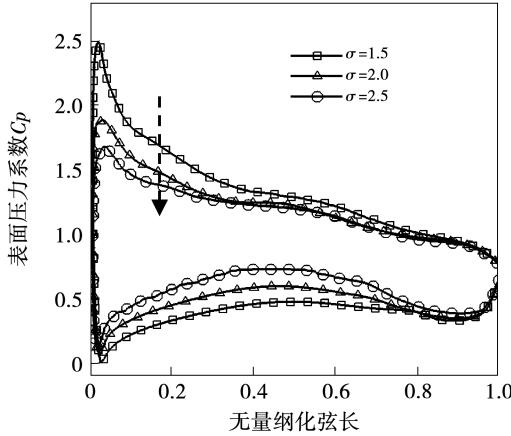


图 16 不同稠度下叶栅靠近端壁处的叶片表面压力系数分布

Fig. 16 Distribution of pressure coefficient on blade surface with different solidities near the endwall of cascade

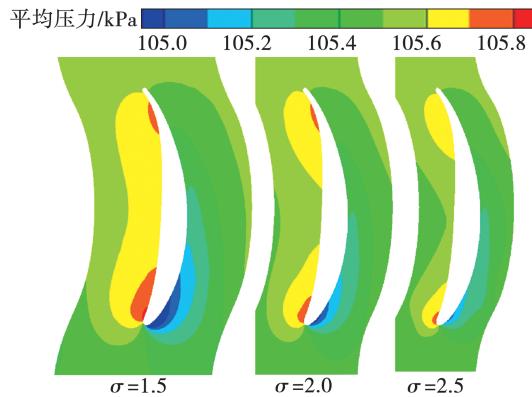


图 17 叶栅端壁处的压力分布

Fig. 17 Distribution of pressure on the endwall of cascade

图 18 显示了叶栅吸力面侧的轴向涡量分布。为了更直观地显示通道涡的位置,在图中同时给出了 Q 准则等值面。在图中的视角下(从叶栅尾缘看向前缘)流向涡量大于零代表涡逆时针旋转,流向涡量小于零代表涡顺时针旋转。可见,通道涡为逆时针旋转涡。

结合图 16 与图 18 可知,在稠度 $\sigma = 1.5$ 时尽管叶栅通道内横向压力梯度较高,但由于叶栅尾缘的吸力面表面存在分离区,大范围的气流分离使得通道涡的发展受到一定影响,也使得叶栅尾缘处的旋

涡运动情况更为复杂。当稠度增大到 2.0 时,叶片表面不再分离,通道涡不再受到影响,因此在尾缘处沿展向抬升的高度更高。当稠度继续增大到 2.5 时,由于叶栅通道内的横向压力梯度继续减小,通道涡抬升的高度低于稠度 $\sigma = 2.0$ 时,涡核更靠近端壁。

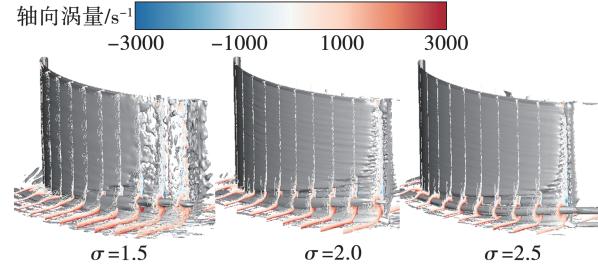


图 18 叶栅吸力面侧轴向涡量分布

Fig. 18 Distribution of axial vorticity on suction side of cascade

3.2 稠度对角区分离的影响

图 19 为不同稠度下叶片吸力面的速度分布及壁面极限流线对比。由图可知,在相同的来流条件下,稠度增大使得角区分离点的轴向起始点位置沿叶片吸力面根部向叶栅前缘移动。当稠度 σ 由 2.0 增大到 2.5 时,角区分离的展向高度降低;但在稠度 $\sigma = 1.5$ 时,由于叶片表面分离区的影响,角区分离的展向高度低于稠度 $\sigma = 2.0$ 时。表 4 显示了角区分离范围与稠度的对应关系。排除叶表分离的影响,稠度增大使得角区分离的范围有所减小。

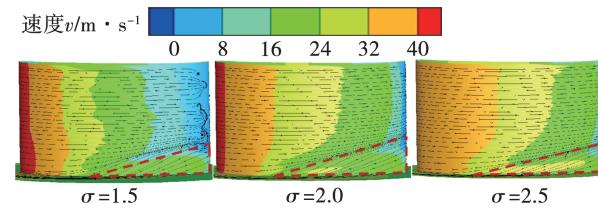


图 19 叶栅吸力面壁面极限流线

Fig. 19 Limiting streamline on suction surface of cascade

表 4 不同稠度下角区分离的范围

Tab. 4 Range of corner separation with different solidities

稠度 σ	角区分离范围
1.5	63.0% $z \times 27.6\% x$
2.0	68.2% $z \times 32.3\% x$
2.5	69.9% $z \times 27.5\% x$

图20显示了叶栅端壁处的速度分布。结合图17可知,叶片稠度的增大使得叶栅流道的速度分布更均匀,横向压力梯度更小,从而使更多的低能流体进入角区,减弱了角区分离状况。

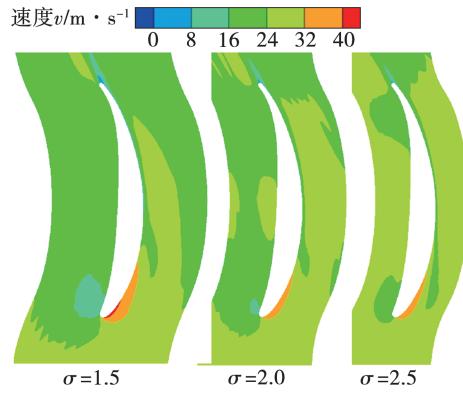


图20 叶栅端壁处的速度分布

Fig. 20 Distribution of velocity near the endwall of cascade

3.3 稠度对叶栅气动性能的影响

图21是不同稠度下总压损失系数沿流向的分布。为了更为直观地了解涡系结构对叶栅损失分布的影响,在图中同时给出了 Q 准则等值面。从图中可以看出,不同稠度叶栅的通道内总压损失分布存在一定的相似性。叶栅前缘到50%弦长处,总压损失整体较低,比较高的区域主要是由端壁附面层的粘性以及通道涡造成的。通道涡的位置与高损失区重合,说明此时通道涡是损失的主要来源之一。50%弦长到叶栅尾缘处,稠度1.5的叶栅通道高损失区主要集中于尾缘的角区分离和叶栅表面的分离区,而稠度2.0和2.5的叶栅通道高损失区则集中于角区分离区域。

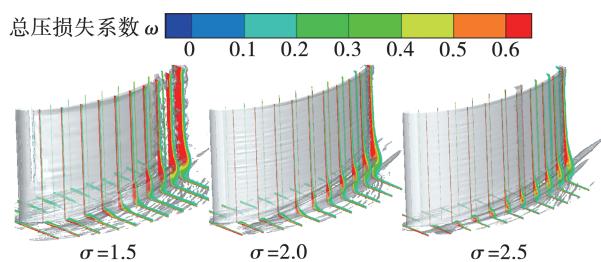
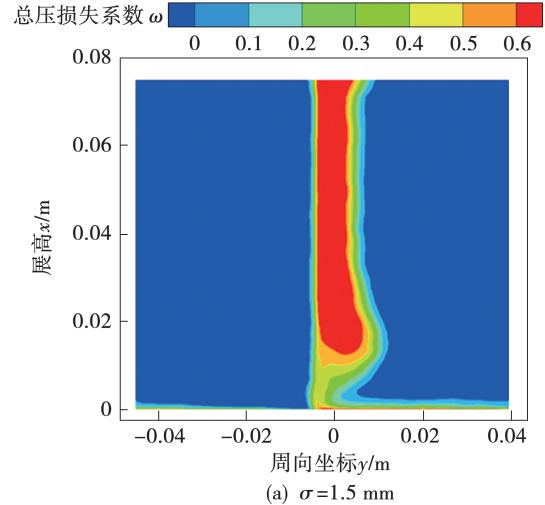


图21 总压损失系数沿流向的分布

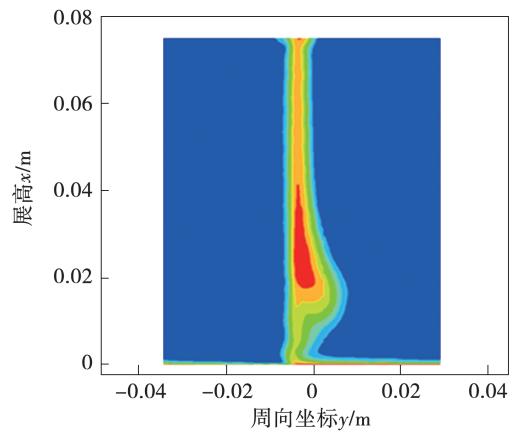
Fig. 21 Distribution of total pressure loss coefficient along the flow direction

图22为叶栅出口截面的总压损失云图。其中,稠度1.5的叶栅出口截面总压损失最大的部分来源

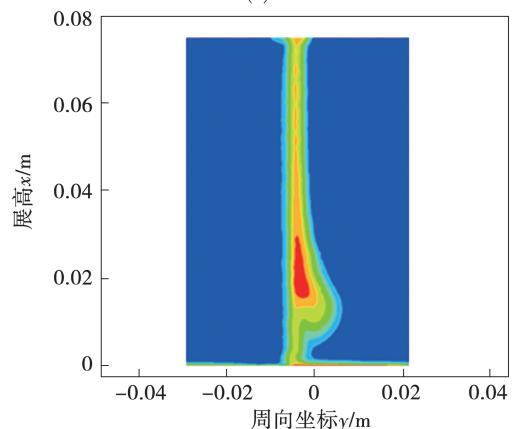
于叶栅的角区分离和叶片表面分离。稠度2.0和2.5的最大总压损失来源于角区分离。由图可知,随着稠度由1.5增大到2.0叶表不再分离,总压损失较高的区域的高度和面积均减小;稠度由2.0增大到2.5,由于角区分离的高度降低,高损失区的面积进一步减小。



(a) $\sigma = 1.5 \text{ mm}$



(b) $\sigma = 2.0 \text{ mm}$



(c) $\sigma = 2.5 \text{ mm}$

图22 叶栅出口截面的总压损失系数云图

Fig. 22 Contours of total pressure loss coefficient on cascade outlet section

叶栅出口截面的流量平均总压损失系数如表 5 所示。可以看到,流量平均的总压损失系数随叶栅稠度由 1.5 增大到 2.0 而减小,但当稠度由 2.0 增大到 2.5 时损失系数略有增加。这是由稠度增大、气流与叶片表面摩擦损失增加造成的。

表 5 叶栅出口截面的流量平均总压损失系数

Tab. 5 Average total pressure loss coefficient of mass flow on cascade outlet section

稠度 σ	流量平均总压损失系数/ 10^{-3}
1.5	92.07
2.0	64.28
2.5	65.29

叶栅出口处的总压损失沿展向分布如图 23 所示。同样,将总损失分解为叶片表面摩擦造成的叶型损失 ω_p 、二次流造成的损失 ω_{sec} 、端壁处来流粘性造成的损失 ω_{BL} 。由图可知,叶栅稠度 σ 为 1.5 时,由于叶表存在分离,叶型损失 ω_p 显著高于稠度为 2.0 和 2.5 的叶栅。而稠度为 2.0 和 2.5 的叶栅虽然叶表均无分离,但随着稠度增加,气流与叶片表面的摩擦面积增大,因此叶型损失 ω_p 略有增大。二次流损失 ω_{sec} 主要体现为通道涡造成的损失,在稠度为 1.5 和 2.0 的叶栅通道中,通道涡引起的最大损失峰位于展高约 0.018 m 处。随着稠度增大到 2.5,最大损失峰的展向位置降低到 0.016 m 处。此外,稠度增大将导致端壁附面层损失 ω_{BL} 减小,这是由横向压力梯度减小造成的。

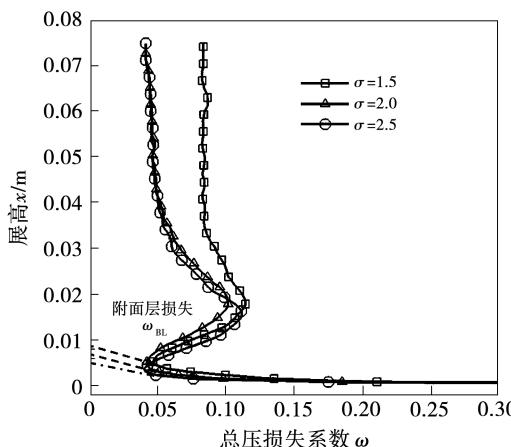


图 23 叶栅出口截面的总压损失系数沿展向分布图

Fig. 23 Distribution of total pressure loss coefficient along spanwise direction on cascade outlet section

4 结 论

采用 LES 方法捕捉不同来流附面层厚度以及不同稠度下压气机叶栅通道内的非定常流动结构,清晰地显示了通道内马蹄涡、通道涡等主要涡系结构的产生、演化发展以及相互作用,得到以下结论:

(1) 来流附面层增厚,端壁处低能流体增多,流体的速度降低,导致马蹄涡压力面分支的轴向动能减弱,更容易被横向压力梯度影响,因此更早流向相邻叶片的吸力面;通道涡在尾缘处沿叶栅吸力面展向抬升的位置会随附面层增厚而更高,叶栅角区分离的范围也会扩大。这是由于通道涡卷吸了更多低能流体,诱导出的展向速度分量增大,为角区流体的径向迁移提供了更强的驱动力。

(2) 来流附面层增厚导致叶栅通道的总压损失分布产生变化,端壁附面层损失显著增加,主要由通道涡造成的二次流损失也逐渐增大,叶片尾缘的分离区随附面层增厚而增大。

(3) 稠度增大使得叶栅吸力面与压力面的压差减小,叶片负荷降低,通道涡的强度和尺寸随之减小,但稠度较小时叶栅吸力面尾缘处的分离区会影响通道涡沿展向抬升的高度。角区分离的轴向起始点位置随稠度增大向叶栅前缘移动,由于叶表分离区的影响展向高度先增大后减小。总体看来,叶片稠度的增大使得叶栅流道的速度分布更均匀,横向压力梯度更小,从而使更多的低能流体进入角区,减弱了角区分离状况。

(4) 稠度增大到叶表不再分离时,高总压损失区域的高度和面积均减小,叶型损失显著降低;稠度继续增大高损失区的面积会进一步减小,但气流与叶片表面的摩擦损失略有增加,导致出口截面的流量平均损失系数也稍微增加。

参考文献:

- [1] 唐燕平,陈矛章,陈芳.扩压叶栅中的旋涡流动[J].航空动力学报,1990,5(2):103-112,185-186.
TANG Yan-ping, CHEN Mao-zhang, CHEN Fang. Experimental investigation on vortical type flow in compressor cascades [J]. Journal of Aerospace Power, 1990, 5(2): 103-112, 185-186.
- [2] 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.
- [3] 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 bladings[J]. Journal of Engineering Thermophysics,2002,23(5):553 – 556.
- [4] 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].西安:西北工业大学,2015.
CHEN Ping-ping. Investigations of corner separated flow loss mechanism and its flow control techniques for axial-compressors[D]. Xi'an :Northwestern Polytechnical University ,2015.
- [5] 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.
- [6] POWER B,XU L,WELLBORN S. Numerical and experimental findings of a highly-loaded aspirated cascade [C]//ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition, Düsseldorf, Germany,2014.
- [7] 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.
- [8] 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.
- [9] WAGNER J H,DRING R P,JOSLYN H D. Inlet boundary layer effects in an axial compressor rotor:Part I—Blade-to-blade effects [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power,1985,107(2):374 – 380.
- [10] WAGNER J H,DRING R P,JOSLYN H D. Inlet boundary layer effects in an axial compressor rotor: Part II—Throughflow effects [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power,1985,107(2):381 – 386.
- [11] CHOI M,PARK J,BAEK J. Effects of the inlet boundary layer thickness on the flow and loss characteristics in an axial compressor [C]//ASME Turbo Expo 2005: Power for Land, Sea, and Air, Reno, Nevada, USA,2005.
- [12] CHOI M,BAEK J H,OH S H, et al. Effects of the inlet boundary layer thickness on rotating stall in an axial compressor [C]// ASME 2006 2nd Joint U. S. -European Fluids Engineering Summer Meeting collocated with the 14th International Conference on Nuclear Engineering, Miami, Florida, USA,2006.
- [13] 陈绍文,陈浮,王仲奇.进口附面层对大转角弯曲扩压叶栅气动性能的影响[J].航空动力学报,2008,23(7):1225 – 1231.
CHEN Shao-wen, CHEN Fu, WANG Zhong-qi. Effects of inlet boundary layer on aerodynamic performance of bowed compressor cascades with large camber angle[J]. Journal of Aerospace Power,2008,23(7):1225 – 1231.
- [14] 王子楠,耿少娟,张宏武.来流边界层对压气机平面叶栅角区流动的影响[J].推进技术,2017,38(1):54 – 60.
WANG Zi-nan, GENG Shao-juan, ZHANG Hong-wu. Effects of inlet boundary layer on corner flow in a linear compressor cascade [J]. Journal of Propulsion Technology,2017,38(1):54 – 60.
- [15] XU W,DU X,WANG S, et al. Correlation of solidity and curved blade in compressor cascade design [J]. Applied Thermal Engineering,2018,131:244 – 259.
- [16] TANG Y,LIU Y,LU L. Solidity effect on corner separation and its control in a high-speed low aspect ratio compressor cascade [J]. International Journal of Mechanical Sciences,2018 (142/143) : 304 – 321.
- [17] WANG H,QING Y,LIU B, et al. Corner separation control using a new combined slotted configuration in a high-turning compressor cascade under different solidities [J]. Energies,2021,14(12) : 3376.
- [18] GAO Feng,MA Wei,SUN Jin-jing, et al. Parameter study on numerical simulation of corner separation in LMFA-NACA65 linear compressor cascade [J]. Chinese Journal of Aeronautics,2017,30(1):15 – 30.
- [19] HERRING L J,EMERY J C,ERWIN J R, et al. Systematic two-dimensional cascade tests of NACA 65-series compressor blades at low speeds:NACA-TN-3916[R]. Washington:University of North Texas Libraries,1957.
- [20] SCHLICHTING H. Boundary layer theory [M]. USA:Mc-GRAW-Hill Book,1979.
- [21] HERGT A,MEYER R,ENGEL K. Experimental investigation of flow control in compressor cascades [C]//ASME Turbo Expo 2006:Power for Land,Sea, and Air,Barcelona,Spain,2006.

(丛敏 编辑)