

DOI:10.16356/j.1005-2615.2023.05.007

带锯齿边缘的铰链式畸变单元气动特性研究

赵文燕, 胡 骏, 李传鹏

(南京航空航天大学能源与动力学院, 南京, 210016)

摘要: 随着现代飞机高机动性的要求和 S 弯进气道的提出, 发动机进气道内流场畸变问题日益突出, 如何在地面试车台准确模拟发动机进口气动界面 (Aerodynamic interface plane, AIP) 的总压畸变面临更大的挑战。本文以美国 Arnold 工程发展中心提出的一种新型可变开角的铰链式总压畸变模拟器为基础, 以单铰链畸变单元为研究对象, 采用 RANS (Reynolds-averaged Navier-Stokes) 数值方法详细分析了铰链主要几何参数和来流马赫数对稳态畸变流场的影响规律, 采用精度更高的分离涡模拟 (Detached eddy simulation, DES) 方法研究了铰链下游漩涡发展和总压脉动特征。通过对原铰链进行锯齿改型, 在保证稳态畸变流场基本不变的前提下, 加强了尾迹与主流区的掺混, 有效降低了下游流场的动态畸变指数, 扩大了稳/动态畸变比例的模拟范围。

关键词: 航空发动机; 铰链畸变元件; 锯齿边缘; 分离涡模拟

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2023)05-0808-11

Study on Aerodynamic Characteristics of Hinged Distortion Generator with Serrated Edges

ZHAO Wenyan, HU Jun, LI Chuanpeng

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

Abstract: With the high manoeuvrability requirements of modern aircraft and the introduction of S-curve intakes, the problem of flow field distortion in engine intakes has become increasingly prominent, and accurately modelling the total pressure distortion at the aerodynamic interface plane (AIP) interface of the engine inlet on the ground test stand has become more challenging. In this paper, based on a new type of hinged total pressure distortion simulator with variable opening angle proposed by the Arnold Engineering Development Centre in USA, the main geometric parameters of the hinge and the incoming Mach number on the steady-state distortion flow field are analyzed in detail using the Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) numerical method, and the vortex development and total pressure pulsation characteristics downstream of the hinge are studied using the more accurate DES method. By serrated reshaping of the original hinge, the mixing between the wake and the main flow region is enhanced while the steady-state distortion flow field remains largely unchanged, effectively reducing the dynamic distortion index of the downstream flow field and extending the simulation range of the steady/dynamic distortion ratio.

Key words: aeroengine; hinged distortion elements; serrated edges; detached eddy simulation (DES)

进气畸变是飞机飞行过程中现实存在的一种基本特征, 对航空发动机性能和使用安全有着重大影响。随着现代飞机高机动性和隐身性能的要求,

发动机进气系统被设计得更加复杂, 进口气动参数分布不均匀情况加剧, 飞机起飞、大攻角飞行、地面涡吸入、超声速进气道内激波与附面层相互干扰^[1]

收稿日期: 2023-02-21; 修订日期: 2023-06-06

通信作者: 赵文燕, 女, 硕士研究生, E-mail: 2072994890@qq.com。

引用格式: 赵文燕, 胡骏, 李传鹏. 带锯齿边缘的铰链式畸变单元气动特性研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2023, 55(5): 808-818. ZHAO Wenyan, HU Jun, LI Chuanpeng. Study on aerodynamic characteristics of hinged distortion generator with serrated edges[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2023, 55(5): 808-818.

以及S弯进气道等都会产生复杂的进气畸变,严重影响发动机的稳定运行,降低发动机的稳定工作裕度^[2]。研究发现,稳态畸变比例不同对发动机有着不同的影响,仅采用综合畸变指数这一稳态畸变指数与动态畸变指数相加的参数难以对发动机的抗畸变能力做出准确的评估。目前,针对进气畸变的研究及考核还是以试验为主,如何在地面试车台产生与实际飞行中相同的畸变图谱,是发动机畸变实验的关键。常用的压力畸变模拟装置主要有模拟网、插板和空气射流畸变模拟器等^[3]。模拟网加工定型困难,气流经过栅格后气流脉动小,无法模拟动态畸变;插板^[4]结构简单,移动插板虽然可以模拟AIP截面的动态压力畸变,但无法精确地模拟总压畸变图谱;空气射流畸变模拟器实验装置复杂,规模庞大,价格昂贵,操作技术要求高。

美国Arnold工程发展中心(AEDC)^[5]详细研究了现有的各种畸变模拟器,认为必须开发一种新的方法来产生瞬态畸变。新开发的畸变元件不仅需要能够创建飞机日常飞行中常见的畸变类型,如径向畸变和周向畸变,还需要产生飞机极端机动情况下产生的复杂畸变类型,产生的畸变模式必须可控和可重复。Dipietro^[6]对多个不同概念分析并在风洞中进行测试,发现铰链式畸变元件可能是最好的选择。通过在风洞中放置一系列单独控制的铰链,实时改变铰链开合的角度,可以在下游产生稳态或瞬态畸变以满足实验要求。Jumel等^[7]在风洞中使用静态铰链来测试畸变在铰链下游的距离特征,在铰链下游1、2和3英尺处进行了数据采集,确定了湍流度和总压损失分布,发现随着速度和楔角的增加,压降增加。并且他试图找到不同开角的铰链对应的尾流分布,但由于钝体的非定常流动特性,实验结果与理论预测结果不符。Eddy^[8]对多个铰链组合进行了测试,结果表明,随着铰链开角的增大,尾流具有完全不同的特性。不同尾迹相互作用时,单个铰链特征有较大变化,单铰链结果不能应用于垂直或水平的铰链组合。王铭祖^[9]对多个不同开合角度的组合铰链单元进行了实验,获得了大量样本数据并建立了使用铰链开合角度和来流马赫数预测下游总压恢复系数的人工神经网络预测模型,但预测的图谱类型较少,有一定的工程局限性。

本文针对研究人员提出的新型可变角度的铰链式总压畸变模拟器,为研究铰链开合角度对稳、动态流场特性的影响,建立了4种开合角度的原型铰链模型,然后以实现畸变指数比例可调为目标,在原型铰链边缘设计了两种不同尺寸的三角形锯齿结构,共得到4种开合角度、3种边缘结构共12

种单铰链模型。采用RANS(Reynolds-averaged Navier-Stokes)数值方法对12种单铰链模型进行了6种来流马赫数的稳态数值模拟,采用分离涡模拟(Detached eddy simulation, DES)数值方法对两种开合角度、3种边缘结构的铰链进行了2种来流马赫数的动态数值模拟,对比分析了铰链几何参数与来流马赫数对铰链下游畸变流场特性和不同距离轴向截面畸变指数的影响规律,为新型可变角度的铰链式总压畸变模拟器的工程应用提供了参考。

1 计算方法

1.1 计算模型

为了研究铰链畸变单元的尾流特性,本文对实际铰链畸变发生器进行了结构简化,忽略实际应用中支撑杆对下游流场的影响,其原型铰链尺寸不同的概念如图1所示,铰链由两块边长为20 mm的正方形板组成,厚度为2 mm,两板之间的角度A可自由调节,当铰链完全展开时为长40 mm,宽20 mm的长方形板。为了对比分析不同铰链几何结构下游稳、动态畸变流场变化规律,探究边缘结构对动态畸变指数的影响,本文建立了如图2所示的不同开角和不同锯齿边缘的12个单铰链元件模型。铰链单元的开合角度A分为30°、60°、90°和120°四种,锯齿边缘结构设计了细锯齿(长2 mm,高1.5 mm)和宽锯齿(长为4 mm,高为3 mm)两种。

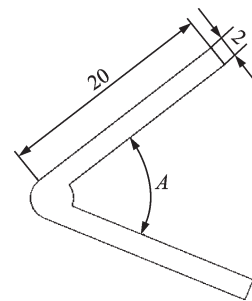


图1 铰链尺寸

Fig.1 Hinge dimensions

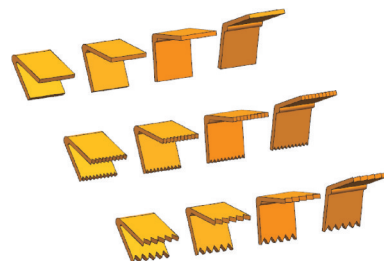


图2 铰链模型

Fig.2 Hinge model

计算域的尺寸根据铰链的特征长度进行设计,如图3所示,宽高均为5倍铰链宽度即200 mm的

矩形流场,入口距离铰链前缘 100 mm,出口距离铰链 1 000 mm 以保证尾流充分发展。坐标系以气体流动方向为 x 方向,铰链开合方向为 y 方向, z 方向垂直于 xy 平面。在实际应用中,AIP 界面即为铰链下游某一距离下的 yz 平面。为便于分析,下文将铰链下游 0.05 m 处的 yz 截面定义为 Plane 0, 0.1 m 处的 yz 截面定义为 Plane 1,此后每隔 0.1 m 定义一个截面,直至 0.9 m 处为 Plane 9。

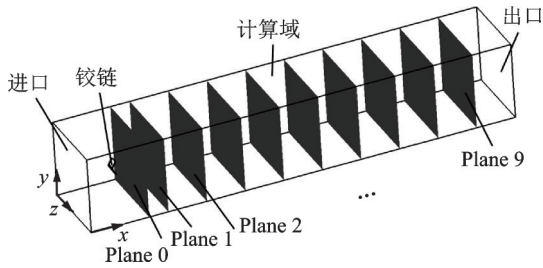


图3 计算域几何模型

Fig.3 Computational domain geometry model

1.2 数据处理

总压恢复系数 σ 是用来描述 AIP 界面总压分布的无量纲参数,定义为截面上各点总压(时均)与进气道前未扰动来流的总压之比,本文用面平均总压恢复系数 σ_{av} 描述下游流场损失具体计算公式为

$$\sigma_r(\bar{r}, \theta) = \frac{p_i(\bar{r}, \theta)}{p_0} \quad (1)$$

$$\sigma_{av} = \frac{\int_0^{2\pi} \sigma_{r,av}(\theta) d\theta}{2\pi} \quad (2)$$

式中: p_0 为铰链前未扰动气流总压; $p_i(\bar{r}, \theta)$ 为 AIP 界面上点 (\bar{r}, θ) 处的总压值^[10]; $\sigma_{r,av}(\theta)$ 径向平均总压恢复系数。

由于本文的研究对象为铰链式畸变发生器中的小单元,尺寸小,下游畸变图谱与实际图谱差别较大,低压区面积小形状对称性强,使用传统畸变指数用角度定义低压区范围并不准确,为了对铰链下游气动特性有更清晰的认知,保留更多低压区特征,本文将低压区面积 s 定义为低于来流总压 99.9% 的区域。

稳态畸变指数 $\Delta\bar{\sigma}$ 是用来描述低压区平均总压恢复系数 σ_0 与面平均总压恢复系数 σ_{av} 相对差值的参数,其表达式为

$$\Delta\bar{\sigma} = 1 - \frac{\sigma_0}{\sigma_{av}} \quad (3)$$

动态畸变指数表示畸变界面上总压随机脉动的强度,即总压空间不均匀度随时间的变化,工程上常用面平均紊流度 ϵ_{av} 来描述^[11]。对于 AIP 界面上每一测量点的总压脉动特性计算公式为

$$\epsilon = \frac{(\Delta p)_{\text{RMS}}}{p_{av}} \% \quad (4)$$

$$(\Delta p)_{\text{RMS}} = \sqrt{\frac{1}{T_u} \int_0^T (p(t) - p_{av})^2 dt} \quad (5)$$

式中: $p(t)$ 为测点处随时间变化的总压值; T_u 为采样时间,其应大于气流脉动的最大周期; p_{av} 为采样时间内该测点的平均总压值;面平均紊流度为

$$\epsilon_{av} = \frac{\sum_{i=1}^n \epsilon_i}{n} \quad (6)$$

综合畸变指数 W 包括稳态畸变指数 $\Delta\bar{\sigma}$ 和动态畸变指数 ϵ_{av} , 定义为

$$W = \Delta\bar{\sigma} + \epsilon_{av} \quad (7)$$

对于稳态计算数据提取,利用后处理软件 CFD-Post 输出铰链下游截面的总压畸变图谱和稳态畸变指数,截面的每一个网格点都相当于一个稳态总压测点。对于动态计算数据提取,在使用 CFX 求解器进行非定常模拟时,在铰链下游不同距离的轴向截面设置如图 4 所示的动态总压测点^[12],动态总压测点采用外疏内密的布局, y 轴内部测点间隔为 12 mm, z 轴内部测点间隔为 10 mm,外部测点间隔均为 20 mm,共 156 个。待非定常计算收敛后,导出采样时间 T_u 内每一时刻监测点处的总压值文件,采用 Matlab 编写自制程序计算得到各测点处的紊流度和面平均紊流度。

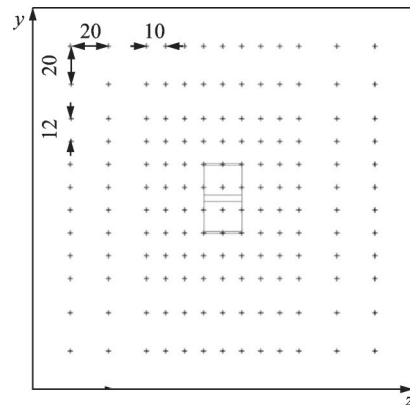


图4 测点分布

Fig.4 Distribution of measurement points

1.3 湍流模型

本文定常计算采用 SST $k-\omega$ 模型。SST $k-\omega$ 模型对标准 $k-\omega$ 模型进行了改进,考虑了湍流剪切应力的传输,从边界层内部的标准 $k-\omega$ 模型逐渐转变到边界层外部的高雷诺数的高雷诺数的 $k-\epsilon$ 模型,在近壁区域可以获得更高的精度。计算时设置计算域出口边界条件为总温 288.15 K、总压 101 325 Pa,通过改变进口总压控制来流马赫数稳定在某一数值,流场管壁与铰链壁面均采用绝热无滑移固壁边界条

件。当全局残差下降至恒定值或出现明显周期性波动,且进出口的流量、马赫数等参数随着迭代次数不再发生变化时,可认为计算收敛。

非定常模拟采用 DES 模型^[13]。DES 是 RANS 和大涡模拟(Large eddy simulation, LES)的混合模型,它克服了 LES 近壁区域计算量大的问题,同时又发挥了 LES 对湍流模拟精度的优势^[14-15],可以得到较为详细的流场细节。非定常求解时边界条件与 RANS 方法保持一致,同时以定常收敛解作为初场加快收敛,进一步缩短计算时间。本文非定常计算时总时间为 0.1 s,时间步长即总压测点采样频率为 5×10^{-5} s,计算在每一时间步内均保持收敛。表 1 给出了来流马赫数为 0.3,开角为 120° 的铰链 Plane 1 截面各畸变指数仿真结果与试验数据的对比。可以看出,数值计算得到的最低总压恢复系数和最大湍流度均与试验数据较为一致,而实验中支撑结构和测量装置导致总压恢复系数和湍流度的面平均值存在偏差,但总体差距不大,表明选取的湍流模型基本可靠。

表 1 数值计算与实验结果对比

畸变指数	数值计算	实验结果
面平均总压恢复系数 σ_{av}	0.982 9	0.969 5
最低总压恢复系数 σ_{min}	0.950 6	0.953 3
面平均湍流度 ϵ_{av}	0.013 58	0.015 596
最大湍流度 ϵ_{min}	0.022 451	0.022 254

1.4 网格验证

本文使用 ICEM 软件对计算模型进行网格划分,为了保证网格质量和正交性,采用多块分区结构化网格,在铰链边缘铰锯齿处采用 Y 型网格,其余为 H 型网格,在铰链周围生成边界层,铰链壁面第一层网格高度为 0.01 mm,保证壁面 y^+ 值在 1 左右,网格划分结果如图 5 所示。

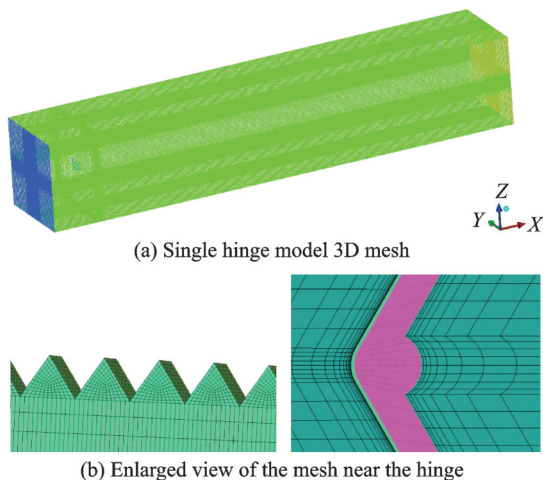


图 5 网格划分

Fig.5 Mesh model

为了排除网格量对计算结果的影响,本文对开角 120° 无锯齿结构的铰链,进行了来流马赫数为 0.3,网格量 50 万~300 万不等的稳态流场计算。图 6 为铰链下游 100 mm 流场中心沿 y 方向直线上的速度曲线,可以发现下游高低压掺混区域受网格量影响不大,但铰链后方低压区对网格量较为敏感。当网格量为 50 万和 100 万时, $y=0$ m 处的速度较 300 万网格量相差 3.25% 和 1.63%,而 150 万网格量较 300 万网格量仅相差 0.59%,最终选取 RANS 计算网格量级为 150 万。

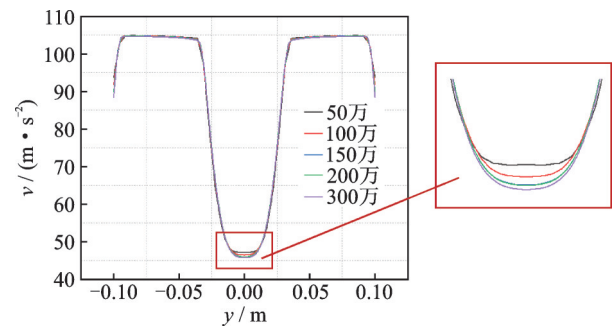


图 6 铰链下游 100 mm 处流场中心沿 y 方向直线上的速度曲线($A=120^\circ, Ma=0.3$)

Fig.6 Velocity along a straight line in the y -direction at the center of the flow field 100 mm downstream of the hinge curve ($A=120^\circ, Ma=0.3$)

由于非定常模拟采用的 DES 模型对网格依赖性较大,参考大量工程应用经验后对铰链周围及后方区域进行了重点加密,图 7 为网格量 300 万、600 万和 1 000 万网格量铰链下游紊流度变化曲线,为了保证计算结果准确性和节约计算时间,选取的网格量为 600 万。

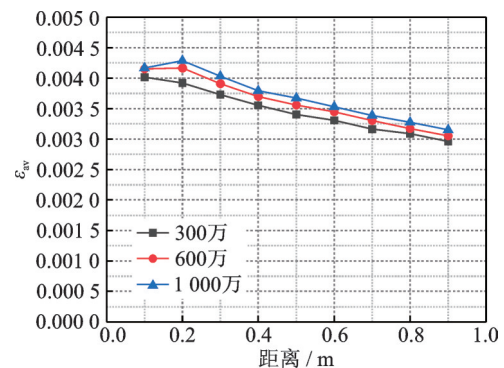


图 7 不同网格量铰链下游紊流度变化($A=120^\circ, Ma=0.3$)

Fig.7 Variation of turbulence downstream of hinges with different numbers of grids ($A=120^\circ, Ma=0.3$)

2 结果分析

为分析典型铰链下游稳、动态流场规律,本文对 4 种开合角度、6 种来流马赫数、3 种边缘结构的铰链进行了稳态数值模拟。由于开角为 60° 的铰链

下游稳态畸变图谱存在两个低压中心,而120°的铰链下游存在一个低压中心,本文以此为代表,对开角为60°和120°的3种边缘结构的铰链进行了来流马赫数 $Ma=0.3、0.4$ 的动态数值模拟,进而对比分析了铰链几何参数与来流马赫数对铰链下游稳、动态流场特性的影响规律,研究了边缘结构对稳、动态畸变指数的影响,为铰链式畸变发生器的实际应用奠定基础。

2.1 单铰链畸变单元稳态数值模拟流场分析

以开合角度 $A=120^\circ$,来流马赫数 $Ma=0.3$,无锯齿边缘的铰链为典型案例分析铰链下游流场特性。图8为铰链畸变单元下游 xy 平面总压恢复系数云图和流线分布图,图9为铰链下游不同轴向截面总压恢复系数和流线分布云图。可以发现,均匀进气的气流在铰链的阻挡下发生偏转,在铰链表面生成剪切层^[16],由于来流至铰链处流通面积减小,主流速度增大,铰链后方气流速度小,气流在铰链边缘发生流动分离,同时流体翻越铰链上下边缘,最终在铰链后方生成结构对称、方向相反的2组对涡。铰链下游畸变流场可大致分为高压区、掺混区和低压区3个区域。轴向上低压区对称分布,且存在两组2次流对涡。随着流场的发展,掺混程度增大,低压区面积和最低总压均逐渐增大,高低压区之间的差距不断减小。

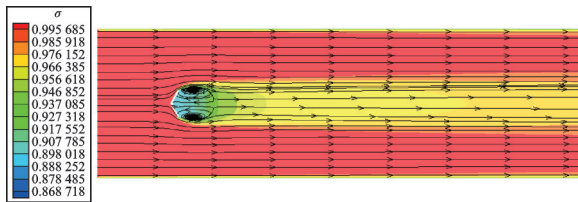


图8 铰链下游 xy 平面总压恢复系数和流线分布云图($a=120^\circ, Ma=0.3$)

Fig.8 Cloud of total pressure recovery coefficient and streamline distribution in the xy plane downstream of the hinge ($a=120^\circ, Ma=0.3$)

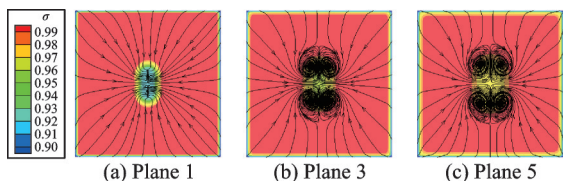


图9 铰链下游轴向截面总压恢复系数和2次流流线分布图($A=120^\circ, Ma=0.3$)

Fig.9 Total pressure recovery coefficient and secondary flow line distribution for axial section downstream of hinge ($A=120^\circ, Ma=0.3$)

2.1.1 开合角度对单铰链后稳态流场的影响

以来流马赫数 $Ma=0.2$,无锯齿边缘结构的铰

链为例分析开合角度对下游流场的影响,如图10所示 xy 平面的马赫数云图和流线图分析可知,铰链前方和后方均产生低速区,两侧由于流通面积变小出现高速区。由于流体为亚声速流动,遇到铰链的遮挡时扰动向上游传播,铰链前方的低速区呈放射状。当开合角度较小时,铰链后方的对涡形成类似“点汇”的结构,由于铰链的对称结构,铰链两边缘形成的尾流在远下游区也没有汇合,如图10中开合角度 $A=30^\circ$ 和 60° 的铰链所示。随着开合角度增大,低速区和高速区的面积增大,对涡的尺寸也随之增大,铰链两个边缘形成的尾流在下游汇合,如图10(d)中开合角度 $A=120^\circ$ 的铰链所示。

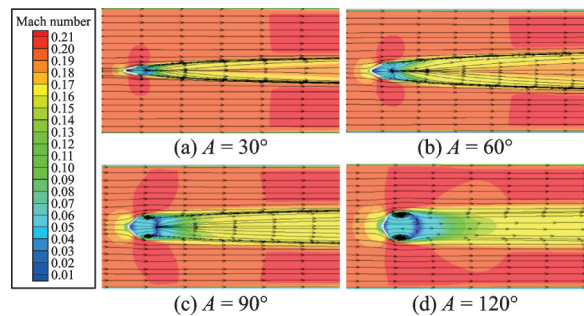


图10 不同开合角度的铰链下游 xy 平面的马赫数云图和流线图($Ma=0.2$)

Fig.10 Mach number cloud and streamlines in the xy plane downstream of the hinge for different opening angles ($Ma=0.2$)

不同开合角度的铰链下游Plane 4截面总压恢复系数云图如图11所示,铰链下游轴向截面低压区的形状和大小随铰链开合角度的增大发生了显著变化。在低开合角度下,铰链下游漩涡尺度小,

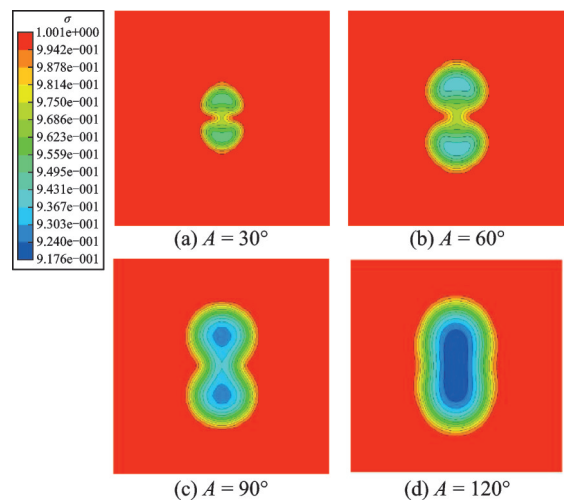


图11 不同开合角度铰链下游Plane 4截面总压恢复系数云图($x=0.1\text{ m}, Ma=0.4$)

Fig.11 Total pressure recovery coefficient cloud in plane 4 section downstream of hinge with different opening angles ($x=0.1\text{ m}, Ma=0.4$)

由于漩涡中心区域总压损失较大,对涡之间总压损失较小,铰链后方低压区中心处出现回缩,呈对称的葫芦形,有两个明显的低压中心。随着开合角度的增大,漩涡尺度也逐渐增大直至相互接触干涉,低压区的回缩程度也逐渐减小,两个低压中心的界限变得模糊。如图 11(d),在开角 $A=120^\circ$ 时,Plane 4 截面的低压区已变为椭圆形。

图 12 为来流马赫数 $Ma=0.3$,无锯齿边缘的不同开合角度的铰链下游面平均总压恢复系数、最低总压恢复系数、低压区面积和稳态畸变指数沿流向的曲线。分析可知,不同开合角度的铰链下游稳

态畸变参数随流场的发展显示出相似的规律,随着轴向距离增加,铰链后面平均总压恢复系数逐渐降低,流场损失逐渐增大,高压区与低压区掺混程度增大,漩涡能量不断被耗散,低压区面积逐渐增大,最低总压恢复系数变大,低压区与高压区的过渡变得平缓,稳态畸变指数逐渐降低,这与图 8 所示规律一致。在相同的来流马赫数下,铰链开合角度越大,流场的有效流通面积越小,高速流体与回流区低速流体的掺混越剧烈,产生的损失越大,同时铰链后低压区面积越大,最低总压恢复系数越低,稳态畸变程度越大。

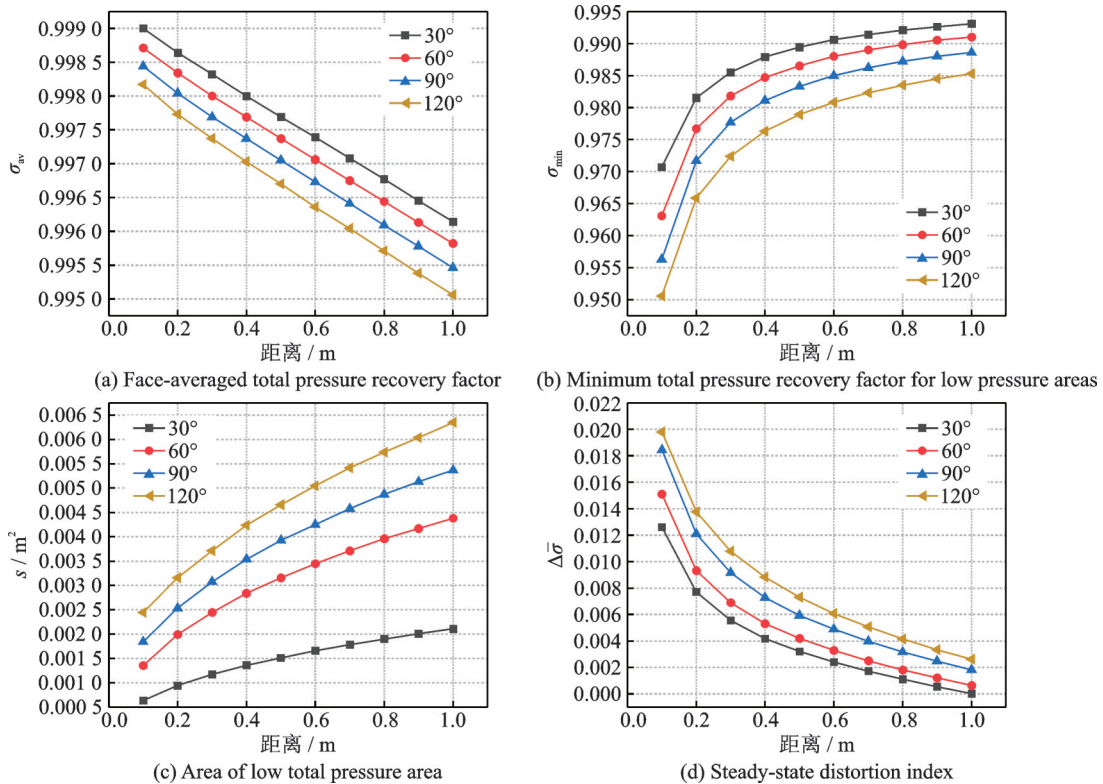


图 12 不同开合角度的铰链下游稳态畸变特性 ($Ma=0.3$)

Fig.12 Steady-state distortion characteristics downstream of hinges with different opening angles ($Ma=0.3$)

2.1.2 来流马赫数对单铰链后稳态流场的影响

不同来流马赫数铰链下游 xy 截面总压恢复系数分布图 13 所示。可以发现,来流马赫数的增加导致主流速度变大,高低压区之间掺混更加剧烈,铰链对流场的轴向影响范围和下游畸变程度明显

增加。但由图 14 不同来流马赫数 Plane 2 截面总压恢复系数云图和 2 次流流线分布图所示,来流马赫数对轴向截面 2 次流分布基本无影响。

由图 15 不同来流马赫数铰链下游稳态畸变指数曲线变化可知,随着来流马赫数的增大,铰链下

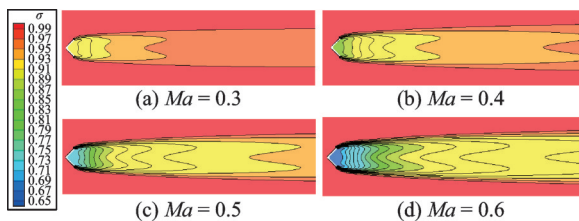


图 13 不同来流马赫数 xy 平面总压恢复云图 ($A=90^\circ$)
Fig.13 Total pressure recovery coefficient cloud in the xy plane for different incoming stream Mach numbers ($A=90^\circ$)

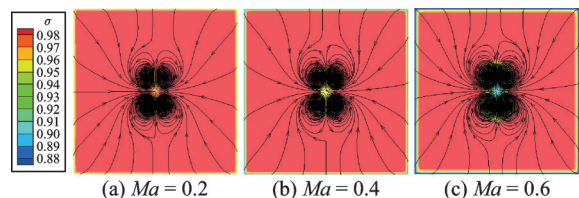


图 14 不同来流马赫数 plane 2 截面总压恢复系数和二次流流线分布图 ($A=90^\circ$)
Fig.14 Total pressure recovery coefficient and secondary flow line distributions of Plane 2 for different incoming flow Mach numbers ($A=90^\circ$)

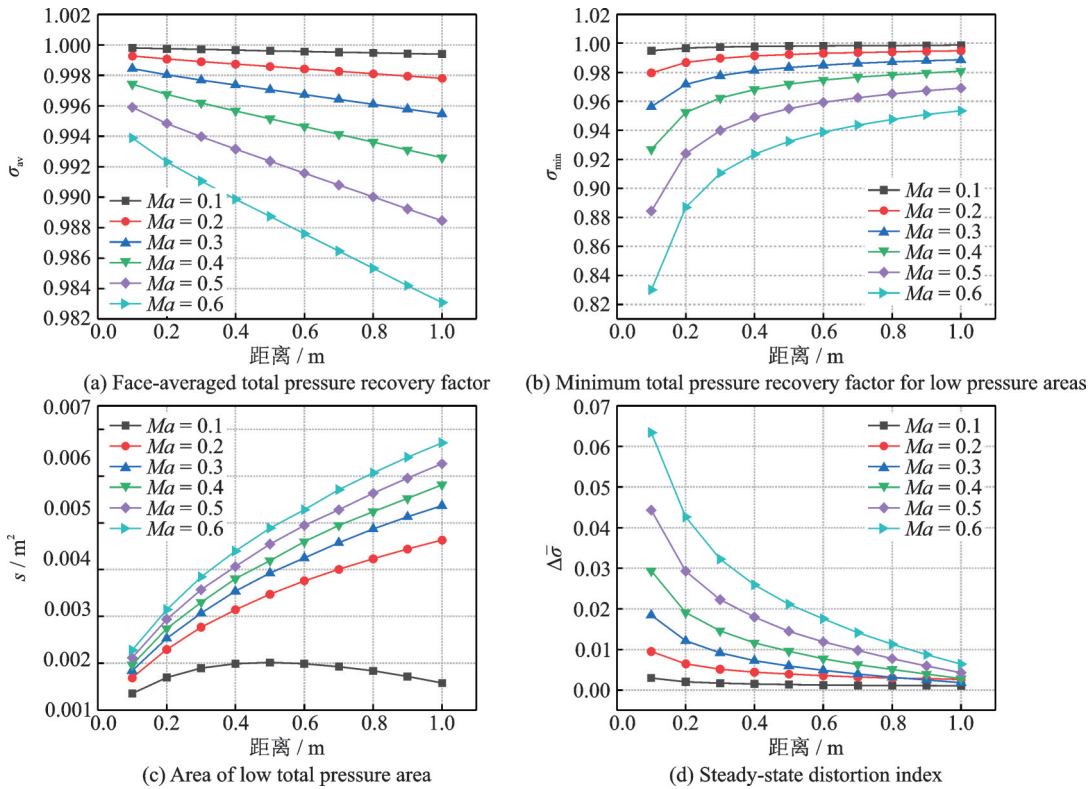


图 15 不同来流马赫数铰链下游稳态畸变各参数曲线($A=90^\circ$)

Fig.15 Variation of steady state distortion index downstream of hinges with different incoming Mach numbers ($A=90^\circ$)

游截面的面平均总压恢复系数和最低总压系数均明显下降,低压区面积和稳态畸变指数均明显上升。各个参数的变化速度均随马赫数的增大逐渐变大。如图 15(c)所示,当来流马赫数 $Ma=0.1$ 时,铰链下游低压区面积并未与高马赫数显示出相同的规律,而是随轴向距离的增加先增大后减小,这可能是由于马赫数过低导致一定距离的下游流场已掺混均匀,高低压区的界限不明显所致,其他开合角度的铰链在马赫数过低时也表现出了这一现象。

2.1.3 锯齿边缘对单铰链后稳态流场的影响

图 16 为带锯齿边缘的铰链附近轴向截面马赫数云图,三角形锯齿边缘的影响使下游低马赫数区域边缘呈现波纹状,且波纹的频率和幅值受铰链边缘锯齿的大小和数量影响。但锯齿对稳态图谱的影响仅出现在铰链近尾迹区,随着轴向距离的增加,低马赫数区域边缘很快恢复平滑。

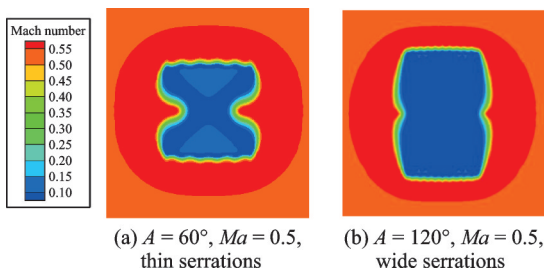


图 16 铰链附近轴向截面马赫数云图

Fig.16 Mach number cloud of axial sections near the hinge

由图 17 不同锯齿边缘铰链下游稳态畸变参数曲线可知,带锯齿边缘的铰链较原型铰链低压区面积和流场损失略有降低,且锯齿尺寸越大,铰链的

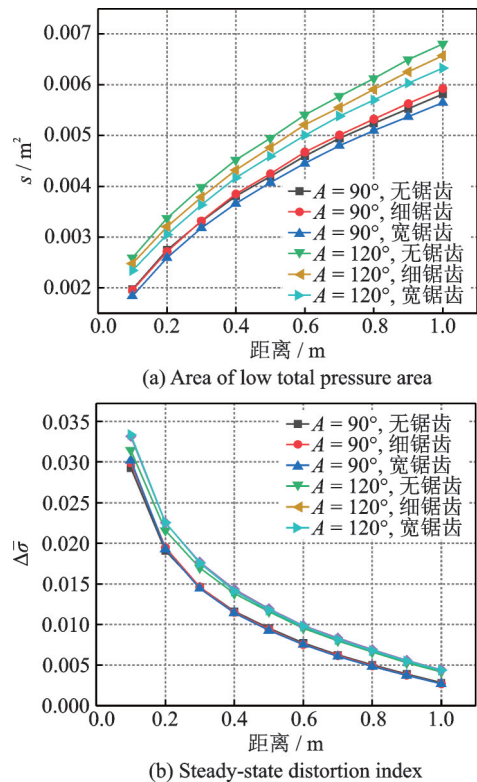


图 17 不同锯齿边缘铰链下游稳态畸变参数曲线($Ma=0.4$)

Fig.17 Variation of steady state distortion index downstream of different serration edge hinges ($Ma=0.4$)

开合角度越大,轴向距离越远,低压区范围降低得越明显,但总体差距不大,且不同边缘结构的铰链下游稳态畸变指数基本不变。

2.2 单铰链畸变单元动态流场特性分析

图 18 为不同开角、不同来流马赫数铰链非定常仿真中瞬态畸变流场的漩涡结构图(使用 Q 准则显示,以马赫数上色),与 RANS 计算结果相比,DES 仿真展示了更多的漩涡细节。气流在铰链边缘分离形成了两个漩涡,漩涡尺度与铰链开合角度呈正相关,但开合角度不同漩涡沿流场的发展截然不同。对于开角为 60° 的铰链,流向对涡尺度较小,在沿流场的传播过程中几乎不发生干涉,而是沿铰链张开的方向不断扩展,如图 18(a)所示。开角为 120° 的铰链边缘处对涡尺度较大,两漩涡相互作用破碎产生了很多小尺度涡,且铰链边缘对涡沿铰链两侧交替脱落,形成了类似卡门涡街的结构,一直延续至计算域出口,如图 18(b)和(c)所示。而不同来流马赫数下,漩涡的结构和演变规律较为相似,但高马赫数下流场中小尺度涡的数量更多,这表明对流的相互干扰更加剧烈。

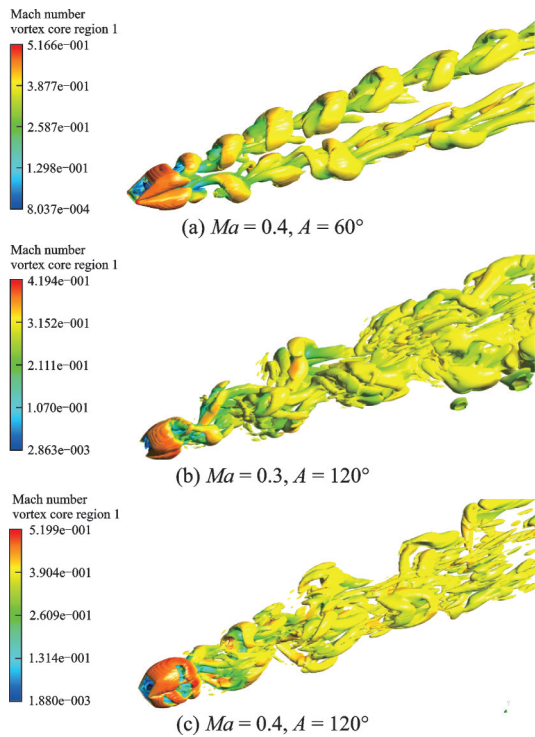


图 18 铰链瞬态畸变流场漩涡结构 ($t=0.05\text{ s}$, $Q=0.001\text{ s}^{-2}$,以马赫数上色)

Fig.18 Hinged transient distortion flow field vortex structure ($t=0.05\text{ s}$, $Q=0.001\text{ s}^{-2}$, colored in Mach numbers)

图 19 为铰链下游不同距离轴向截面湍流度 ϵ 分布图,各测点的湍流度由 DES 非定常模拟得到的总压脉动值计算获得,公式见式(4)。从漩涡结

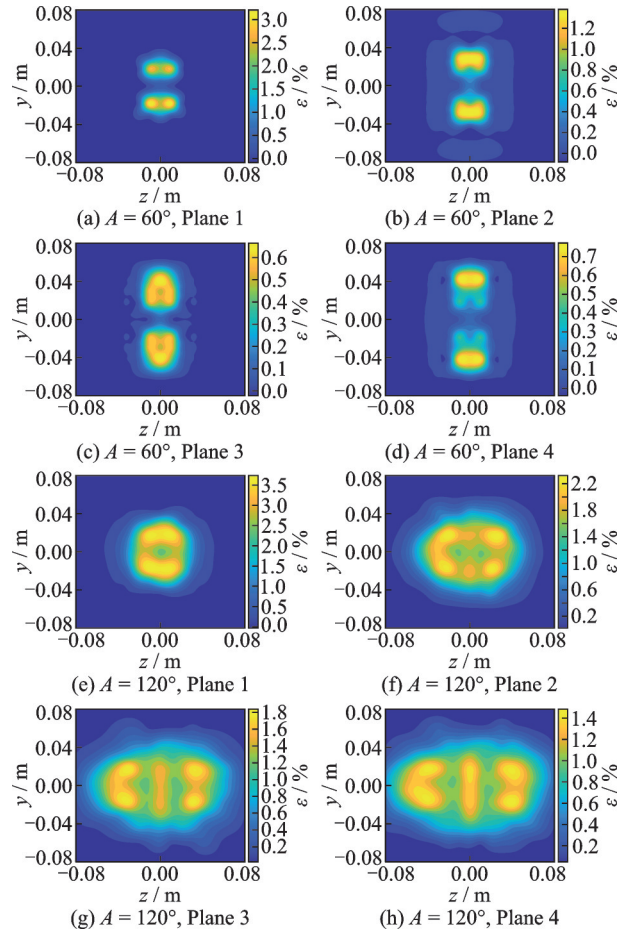
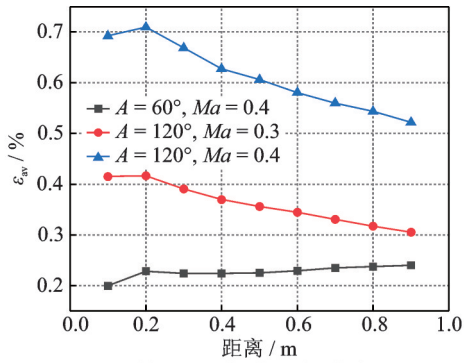


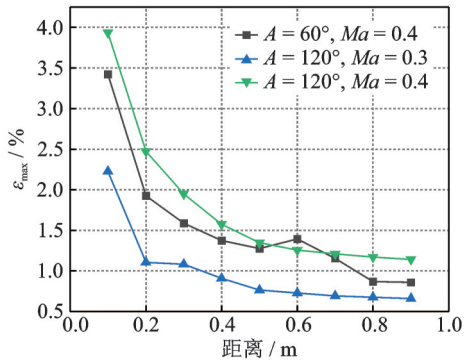
图 19 铰链下游不同距离轴向截面紊流度 ϵ 分布 ($Ma=0.4$)
Fig.19 Distribution of turbulence in axial section at different distances downstream of the hinge ($Ma=0.4$)

构分析的角度出发,各截面的压力脉动可以认为是流场中非定常漩涡沿轴向传播所致。在开角为 60° 的铰链下游,可以清晰地看到两个高压脉动区域,此区域即对应于流向对涡位置和稳态计算的低压区位置,随着气体向下游流动,漩涡能量不断被耗散,两个高压脉动区域之间的距离逐渐增加,幅值减小,影响范围不断增大,这进一步验证了图 18 中漩涡结构的合理性。当铰链开合角度扩大至 120° 时,与开角 60° 的铰链相反,高脉动区域沿铰链左右两侧方向扩散,并在中心形成了第 3 个高脉动区域,这可能是由于铰链轴向遮挡面积的高宽比由 1 增大至 1.72,气流从铰链上下方翻越的难度高于左右两侧导致的,这与稳态仿真中低压区的形状和位置存在偏差,但两者数值相差不大。

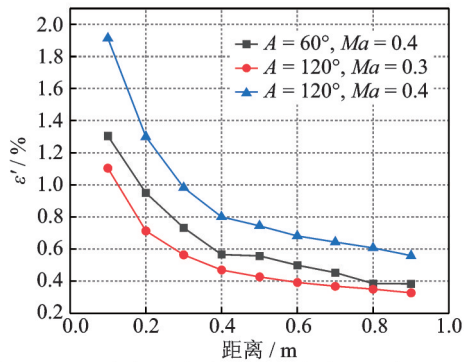
如图 20 不同开角、不同马赫数铰链下游轴向截面动态畸变指数的变化所示,随着距离的增加,能量不断被耗散,各界面总压脉动强度下降,面平均湍流度也逐渐降低,但图 20(a)中开角为 60° 的铰链面平均湍流度变化不大,这是由于其下游高脉动区面积较小,对数据进行面平均处理后失去了原有



(a) Dynamic distortion index



(b) Maximum turbulence



(c) Average turbulence in the high pulsation total pressure region

图20 铰链下游动态畸变流场变化规律

Fig.20 Dynamic distortion index variation downstream of the hinge

的特征,为了更加清晰地对比总压脉动的变化规律,本文把大于各轴向截面最大湍流度10%的区域定义为高脉动区域,对此区域计算平均湍流度 ϵ' ,其轴向变化规律如图20(c)所示,可以明显地观察到下降趋势。随着铰链开角增大,与稳态总压畸变指数相似,下游总压脉动的强度和区域都随之增加。来流马赫数虽然不会改变流向对涡的发展规律,但轴向速度增加导致漩涡的通过频率增大,铰链的影响距离增加,下游各轴向截面的动态畸变指数也随之增加。

2.3 锯齿边缘对单铰链后动态流场的影响

通过上文对铰链畸变单元气动特性的分析可知,畸变流场中的压力脉动本质上是非定常旋涡沿着流向发展的体现,而非定常旋涡则是由于流体边

界层在铰链单元边缘分离所致,因此要想控制动态畸变指数,就要控制铰链边缘流体状态。本节以现有铰链结构为基础,在保持原铰链稳态畸变流场基本不变的前提下,通过增加锯齿边缘结构这一新的几何变量,来控制动态畸变指数的大小。图21为0.05 s时铰链边缘处瞬时速度分布云图,图22为0.1 s时铰链边缘处瞬时漩涡结构图,可以看出,原型铰链边缘处的瞬时速度云图分布平滑,而带锯齿边缘的铰链边界层及流向对涡表面均呈波浪状,锯齿结构相当于在流场中增加了多个小扰动以增加高低速流体间的掺混。

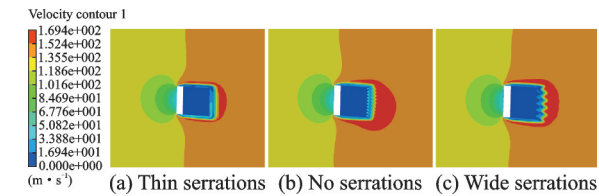


图21 铰链边缘处瞬时速度分布云图($Ma=0.4, t=0.05\text{ s}$)

Fig.21 Cloud of transient velocity distribution at the hinge edge ($Ma=0.4, t=0.05\text{ s}$)

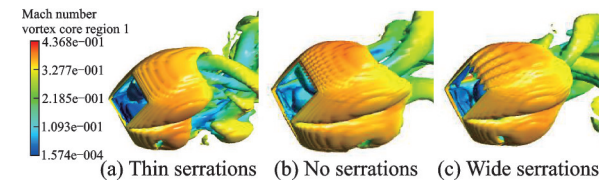


图22 铰链边缘处漩涡结构图($Ma=0.3, t=0.1\text{ s}, Q=0.001\text{ s}^{-2}$,以马赫数上色)

Fig.22 Vortex structure at hinge edge ($Ma=0.3, t=0.1\text{ s}, Q=0.001\text{ s}^{-2}$, colored in Mach numbers)

图23为不同边缘结构铰链下游畸变指数变化规律,可以看出,带锯齿边缘的铰链动态畸变指数沿流场的发展规律与原铰链相同,随着轴向距离增加,面平均湍流度、最大湍流度均随之减小。如图23(b)所示,3种边缘结构的铰链下游截面最大总压脉动基本一致,但带锯齿边缘的铰链高压脉动范围较小导致面平均湍流度减小,在来流马赫数为0.4时,细锯齿边缘铰链相比于原铰链最大可减小13.4%。

3 结 论

(1)均匀来流遇到铰链阻挡时流通面积减小,主流速度增大,在铰链表面生成剪切层并在边缘发生流动分离,生成了结构对称、方向相反的两组对涡。铰链下游畸变流场可大致分为高压区、掺混区和低压区,随着流场的发展,流场掺混程度逐渐增大,掺混区域的等值线梯度逐渐变缓,附面层厚度沿着轴向逐渐增厚,同时低压区面积和最低总压均

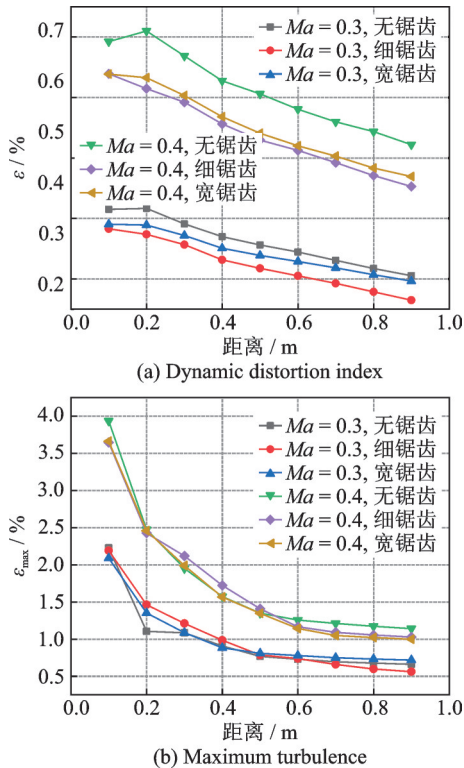


图23 不同边缘结构铰链下游动态畸变流场变化规律

Fig.23 Variation of dynamic distortion flow field downstream of hinges with different edge structures

逐渐增大,高低压区之间的差距不断减小。铰链下游不同距离轴向截面上低压区均呈对称分布,且存在2组2次流对涡。

(2)对稳态数值模拟结果进行分析发现,铰链下游流场损失、不同距离轴向截面低压区面积和稳态畸变指数与铰链开合角度和来流马赫数均呈正相关。铰链开合角度增大会增加对流体的遮挡面积,导致流向对涡尺寸增大,进而增大低压区范围,来流马赫数增加则主要是通过增加流场轴向影响范围和掺混程度来增大稳态畸变指数。而铰链边缘结构对流场稳态畸变指数基本无影响。

(3)对非定常模拟结果进行研究发现,随着轴向距离增加,流向对涡逐渐向外扩展,能量不断耗散,压力脉动强度减小,但高压压力脉动范围不断增大。随着铰链开合角度增加,对涡尺寸增大,下游各距离轴向截面气流脉动增强;来流马赫数增加使流场的通过频率增大,下游的动态畸变指数也随之增加。在现有铰链畸变单元边缘增加锯齿结构增加了高低速流体间的掺混,在原有稳态畸变指数不变的前提下,单铰链下游动态畸变指数最大可减小13.4%。

参考文献:

[1] 宁乐,谭慧俊,孙妹. 有无边界层吸入对S弯进气道流动特性的影响[J]. 推进技术, 2017, 38(2): 266-274.

NING Le, TAN Huijun, SUN Zhu. Effect of inhalation with and without boundary layer on the flow characteristics of S-curved inlet tracts[J]. Propulsion Technology, 2017, 38(2): 266-274

[2] 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.

LIU Daxiang, YE Peiliang, HU Jun, et al. Stability design and evaluation techniques for aviation gas turbine engines [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2004.

[3] 任伟峰. 小流量涡喷发动机进口总压畸变评定技术研究[D]. 长沙:湖南大学, 2010.

REN Weifeng. Research on inlet total pressure distortion assessment technology for low flow turbojet engines[D]. Changsha: Hunan University, 2010.

[4] 江勇,张发启. 基于实验的插板式进气畸变稳态压力场估计[J]. 空军工程大学学报:自然科学版, 2007, 8(2): 1-3.

JIANG Yong, ZHANG Faqi. Experiment-based estimation of the steady-state pressure field of the inserted air inlet distortion[J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2007, 8(2): 1-3.

[5] BEALE D, DAVIS M, SIRBAUGH J. Requirements and advances in simulating aircraft inlet total-pressure distortion in turbine engine ground tests[C]// Proceedings of ASME Turbo Expo 2006: Power for Land, Sea and Air. Barcelona, Spain: ASME, 2006: 25-36.

[6] DIPIETRO T. Fundamental wind tunnel experiments for total pressure distortion generator concept selection [R]. [S.l.]: [s.n.], 1996.

[7] JUMEL J, KING P S, O'BRIEN W F. Transient total pressure distortion generator development[D]. Blacksburg, VA: Virginia Polytechnic Institute and State University, 1999.

[8] EDDY G L J. Study of steady-state wake characteristics of variable angle wedges[D]. Virginia: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2001.

[9] 王铭祖. 基于人工神经网络的合页式可调畸变发生器调节规律研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2021. WANG Mingzu. Research on the regulation law of hinge type adjustable distortion generator based on artificial neural network[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2021.

[10] 刘大响,叶培梁. 俄罗斯的发动机进口流场畸变评定指南[J]. 燃气涡轮试验与研究, 1994(3): 1-10.

LIU Daxiang, YE Peiliang. Russian guidelines for the assessment of engine inlet flow field distortions[J]. Gas Turbine Testing and Research, 1994(3): 1-10.

- [11] 汪涛,姜健,史建邦. 进气道/发动机相容性试飞中总压畸变数据的采集与处理[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2012,25(2): 54-58.
WANG Tao, JIANG Jian, SHI Jianbang. Acquisition and processing of total pressure distortion data in inlet/engine compatibility test flights[J]. Gas Turbine Testing and Research, 2012,25(2): 54-58.
- [12] 王彦青,张杰,叶巍. 模拟板吹风试验结果与数值模拟结果关联规律[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2015,28(5): 24-28,43.
WANG Yanqing, ZHANG Jie, YE Wei. Correlation law between simulated plate blowing test results and numerical simulation results[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2015,28(5): 24-28,43.
- [13] 孙东. 双三角翼背风区大范围分离与旋涡运动的DES模拟研究[D]. 绵阳:中国空气动力研究与发展中心, 2012.
SUN Dong. DES simulation study of large scale separation and vortex motion in the leeward region of a double delta wing[D]. Mianyang: China Aerodynamics Research and Development Center, 2012.
- [14] 杨光,屠宝锋,方锐,等. 动稳态畸变比例可变的插板装置DES数值研究[J]. 航空动力学报, 2023,38(9): 2261-2270.
YANG Guang, TU Baofeng, FANG Rui, et al. Numerical study of DES for inserting device with variable dynamic steady-state distortion ratio[J]. Journal of Aerospace Power, 2023,38(9): 2261-2270.
- [15] 胡子龙,杨富超,王晓航,等. 分离涡模拟在叶顶间隙流模拟中的可行性分析[J]. 大电机技术, 2022(5): 59-67.
HU Zilong, YANG Fuchao, WANG Xiaohang, et al. Feasibility analysis of separate vortex simulation in leaf top clearance flow simulation[J]. Large Electric Machine Technology, 2022(5): 59-67.
- [16] 朱爱迪. 进气道总压畸变模拟器设计技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2014.
ZHU Aidi. Research on the design technology of intake tract total pressure distortion simulator[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014.

(编辑:刘彦东)