

带支板轴对称弯曲管道的流动特性

卜焕先¹, 谭慧俊^{1,2}, 何小明¹, 安利平³, 黄 萍³

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016;

2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191;

3. 中国航空工业集团公司 中国燃气涡轮研究院, 成都 610100)

摘 要: 以一种带支板的轴对称弯曲管道为研究对象, 通过试验与仿真手段, 获得了有无支板时的内部流场特性, 并探讨了尾迹流特性以及出口马赫数的影响规律。研究结果表明: 试验数据与仿真结果在趋势和数值上均吻合良好。气流在弯曲管道中先减速后加速, 并在“一弯”中心体侧和“二弯”外罩侧附近形成局部低压区; 支板对弯曲管道的内部流动结构影响显著, 诱导了尾迹流和旋涡的形成, 尾迹区附近不同径向位置处的总压分布规律呈现明显差异; 此外, 随出口马赫数的增大, 弯曲管道壁面沿程静压和出口总压恢复系数均降低, 而“一弯”和“二弯”处的逆压力梯度增大, 故发生边界层分离的风险性增大。

关 键 词: 轴对称; 弯曲管道; 支板; 尾迹; 旋涡

中图分类号: V233.1

文献标志码: A

Flow field characteristics in an axisymmetric bend duct with struts

BU Huan-xian¹, TAN Hui-jun^{1,2}, HE Xiao-ming¹,

AN Li-ping³, HUANG Ping³

(1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,

College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China;

3. China Gas Turbine Establishment,

Aviation Industry Corporation of China, Chengdu 610100, China)

Abstract: An axisymmetric bend duct was investigated numerically and experimentally to obtain the flow field characteristics in its internal passage with/without struts. The wake characteristics and influences of exit Mach numbers were also analyzed in detail. Results indicate that experiments agree well with simulations. The airflow accelerated at first and then decelerated in the bend duct. And two local low-pressure areas were generated respectively at both leeward sides of the two bends. Moreover, struts had a great effect on the flow structure in the bend duct, inducing wake and vortexes. At different radial positions near the wake, the total pressure distributions were quite different. In addition, with the increase of exit Mach number, the static pressure on the wall surface and the total pressure recovery of the outlet cross section decreased, but the adverse pressure gradients near the two bends increased. So this indicates a greater risk of boundary layer separation.

Key words: axisymmetric; bend duct; struts; wake; vortex

收稿日期: 2014-08-27

基金项目: 中央高校基本科研业务费专项资金(1002-56XQA1385)

作者简介: 卜焕先(1990—), 男, 江苏扬州人, 硕士生, 主要从事内流空气动力学研究。

轴对称弯曲管道广泛存在于吸气式推进系统中,包括超声速轴对称进气道的亚声速扩压段^[1-2],涡轴发动机整体式粒子分离器的核心流道段^[3-6],以及涡扇发动机中连接高、低压压气机^[7-12]和高低压涡轮^[13-14]的中间过渡流道段.由于该类弯曲管道出口直接面向推进系统的核心部件,其内部流动的组织情况可能直接影响到整个推进系统的性能.为此,准确掌握轴对称弯曲管道内的流动特性,并寻求有效组织内部流动的方法,对吸气式推进技术的发展具有重要意义.

由于涉及到管道的弯曲,截面的变化以及内部支板的干扰,轴对称弯曲管道的内部流动特性较为复杂,并吸引了较多研究.文献^[15]认为,对于超声速轴对称进气道的亚声速扩压段内的流动,应最大限度的防止产生亚声速流动分离,以降低总压损失和出口流场的畸变程度.况开鑫^[16]通过数值仿真研究了某粒子分离器中心体鼓包高度对其核心流道段流动结构的影响,结果发现:鼓包高度过大使流道弯曲程度加剧,导致其背风侧产生较大范围流动分离.而在中介机匣内流动方面, Sonoda 等^[17-18]采用试验与数值仿真相结合的方法研究了下游流道形状和进口附面层厚度对中介机匣弯曲流道流场的影响,结果表明,与其出口下游转接平直流道相比,转接弯曲流道后的轮毂区总压损失更大;当进口附面层厚度变化时,其流场中的总压损失没有明显变化,但弯曲流道出口对进口附面层厚度变化的气动敏感性较高.可以看到,目前对简单构型的弯曲管道内流动特性已经有了较为深入的认识.然而,出于结构方面的考虑,实际使用中在轴对称弯曲管道内往往设计有多个支板,其对内流结构的影响如何目前还鲜见有公开文献报告.

针对这一问题,本文通过试验和数值仿真手段对一种带有支板结构的轴对称弯曲管道在不同工况下的内部流动特性进行了细致研究,并获得了支板对弯曲管道出口性能的影响规律,可为吸气式推进系统中弯曲管道的气动设计和流动控制提供一定的指导.

1 物理模型

本文选取的研究对象为图1所示的一个带支板结构的轴对称弯曲管道,其主要由外罩和中心体构成,并在1-1截面与2-2截面之间沿周向均匀布置了8块支板.其中,外罩和中心体的型线如图2所示,偏距与轴向长度比 w/l_0 为 0.41,进出

口面积比 A_{in}/A_{out} 为 1.04. 图3还给出了通道中支板的横截面型线和前后缘棱边.该弯曲管道的进出口半径 r_{in} , R_{in} , r_{out} 和 R_{out} 以及支板特征参数的无量纲描述如表1所示,其中 l_0 为 92mm.在图4中,还给出了安装和不安装支板时弯曲管道的面积变化规律,其横坐标(流向位置) x 和纵坐标(截面积) A 分别以弯曲管道长度 l_0 和出口面积 A_{out} 进行无量纲化.此外,为便于对该弯曲管道进行研究,在其上、下游分别设置了长度 l_1/l_0 为 2.0 的进口整流段和长度 l_2/l_0 为 1.7 的出口连接段.为便于分析弯曲管道进出口截面(即支板前后位置)的流动与性能参数,还分别在图1中的1-1和2-2截面位置处定义了两个监控面,分别称为弯曲管道的进口和出口截面.

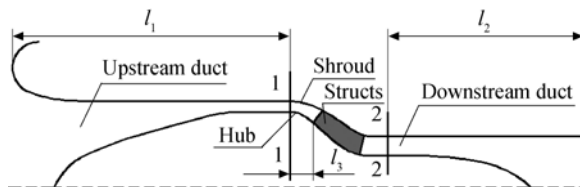


图1 轴对称弯曲管道的二维示意图

Fig. 1 Sketch of the 2-D flow path in the axisymmetric bend duct

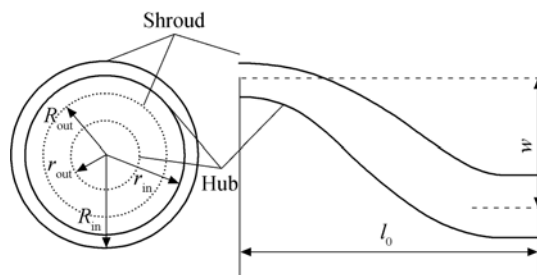


图2 轴对称弯曲管道的特征参数

Fig. 2 Characteristic parameters of the bend duct

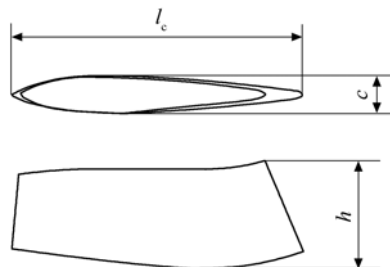


图3 支板翼型和型线特征参数

Fig. 3 Characteristic parameters of the struts

表1 轴对称弯曲管道特征参数

Table 1 Characteristic parameters of the axisymmetric bend duct

参数	数值	参数	数值
w/l_0	0.41	h/l_0	0.17
r_{in}/l_0	0.72	c/l_0	0.10
R_{in}/l_0	0.82	l_c/l_0	0.60
r_{out}/l_0	0.32	l_s/l_0	0.24
R_{out}/l_0	0.56		

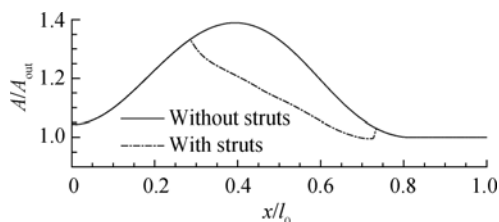


图4 安装和不安装支板的弯曲管道面积变化规律

Fig. 4 Area distributions of the bend duct with and without struts

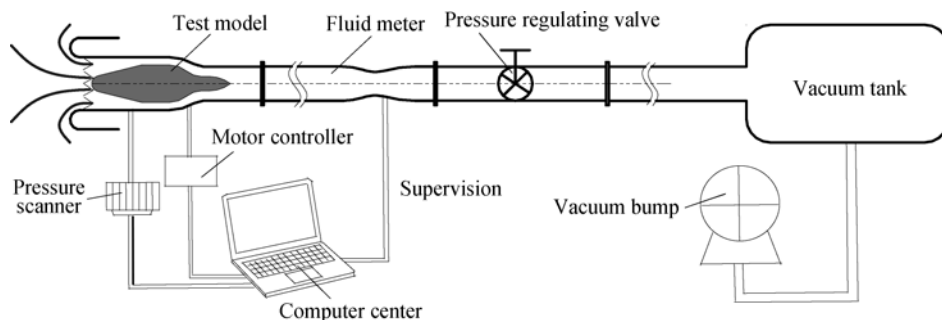


图5 试验系统工作原理图

Fig. 5 Sketch of the test bed

有重叠. 为了获得尾迹区的总压分布规律, 在 2-2 截面正对支板尾迹位置处安装了一个总压耙, 其上等间距布置了 7 根总压探针. 所有压强数据通过扫描阀进行采集.

图 7 给出了整套试验系统的实物照片, 其测控系统由压力采集系统、文氏管流量计及采集系统、多个步进电机及其控制系统组成. 试验中, 利用 PSI 9816 扫描阀对模型的总静压数据进行测量, 选用模块的量程为 5 PSI, 其采集精度可达满量程的 $\pm 0.05\%$. 利用 BYM-JD 型标准文丘里管进行模型的流量计量, 其量程为 1.2 kg/s , 精度可达满量程的 $\pm 1\%$. 另外, 在进行进口边界层、支板尾迹区的扫描时, 还利用了步进电机来实现探针、总压耙的快速、准确移动.

2 试验系统介绍

该轴对称弯曲管道的流动特性试验在南京航空航天大学吸气式试验台上进行. 图 5 给出了整个试验系统的工作原理图, 其包括试验模型, 压力采集系统, 文丘里流量计, 调压阀, 真空罐以及与真空罐相连的真空泵等. 试验模型及其测试系统固定在试验台架上, 其下游依次与流量计、压力调节阀、真空罐和真空泵系统相连. 试验时通过控制调压阀的开度使模型出口流量达到所需值. 当模型中的流量达到预期数值并保持相对稳定时, 进行流量和压力数据采集.

图 6 给出了试验模型的测点布置情况. 为获得该弯曲管道内外壁面的沿程静压分布, 在模型试验件相邻两支板间的中心体和外罩对称线上沿流向各分别开设 20 个和 21 个静压孔, 相邻静压孔间距分别为 5.7 mm 和 5.4 mm . 另外为了测量进口总压分布情况, 在 1-1 截面布置了两个由步进电机驱动的边界层探针, 其分别从紧靠内壁面和外壁面位置向管道中间移动, 且保证两者行程

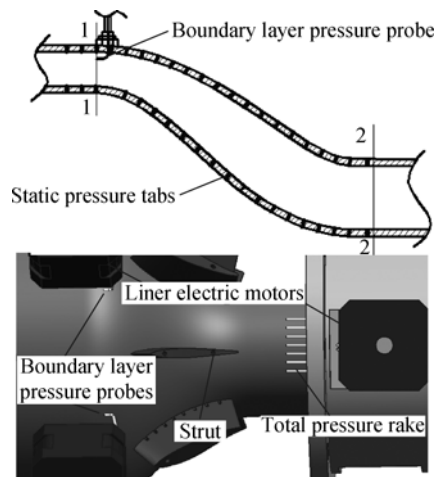


图6 测点布置示意图

Fig. 6 Sketch of pressure tabs distributions

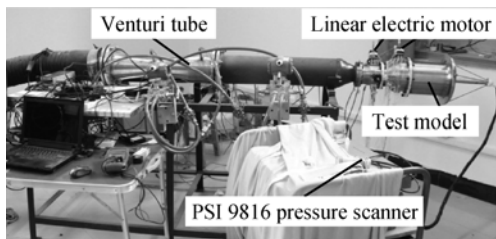


图7 试验测量和控制系统

Fig. 7 Measuring and controlling system

3 仿真方法及算例验证

为了获得模型内更为丰富的流动信息,本文还对试验模型进行了仿真研究.考虑到所研究模型的对称性,本文利用 ICEM 软件对模型的 1/4 计算域进行网格划分,以减小网格量,提高计算效率.图 8 给出了弯曲管道和支板附近所采用的三维网格单元的分布情况.为了对壁面边界层附近、支板附近等区域流动结构进行细致描述,并满足湍流模型对 y^+ 的要求,还进行了网格局部加密处理.整个计算区域的网格单元总量在 450 万左右.

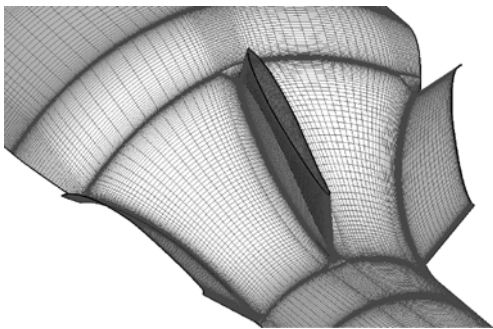


图8 研究弯曲管道所采用的三维网格单元

Fig. 8 Computational grid for the bend duct

利用 FLUENT 软件进行分析,仿真中选用了基于有限体积法的三维 Navier-Stokes(N-S)方程求解器,其中无黏对流通量使用 Roe 格式进行差分裂解,湍流模型选用了 $k-\omega$ SST 模型,流动控制方程和湍流模型方程均使用具有 2 阶精度的格式进行离散.在计算中,迭代过程的收敛以各方程残差均下降 5 个数量级,且监控的流动参数不再变化为准则.计算中所采用的边界条件类型如图 9 所示,包括压力进口边界,压力出口边界,对称面边界,以及无滑移绝热固壁边界.对于压力进口边界,具体设置参数总压为 101 325 Pa,总温为 288.15 K.而对于压力出口边界,则根据流量要求将出口反压设定为某一固定值即可.

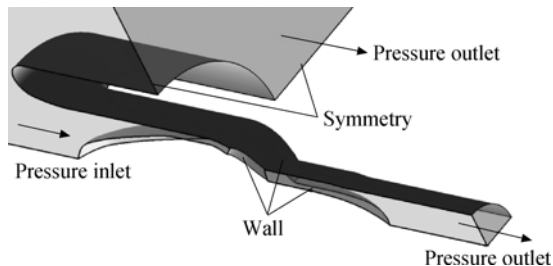


图9 边界条件设定

Fig. 9 Boundary conditions for simulation

在图 10 中,将试验获得的典型出口马赫数为 0.46 下弯曲管道内外壁面沿程静压数据与仿真获得的相应结果进行了对比.可以看到,无论是从趋势上还是数值上来说,仿真结果同试验结果吻合良好,因此本文中所采用的仿真方法具有较高的可信度.

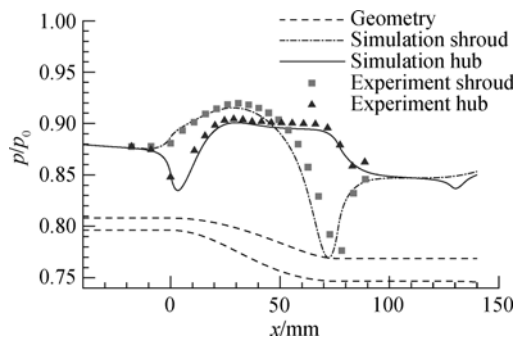


图10 典型出口马赫数状态下内外壁面沿程静压分布的试验与仿真对比结果

Fig. 10 Comparison of experiment and simulation on the surface static pressure distributions at the representative exit Mach number

4 结果分析与讨论

4.1 典型出口马赫数下弯曲管道内的基本流动特性

为了详细地了解该轴对称弯曲管道的内部流动结构,对比支板的影响特性,本节选择出口马赫数 $Ma=0.46$ 状态对带支板和不带支板两种情况下的弯曲管道内流场进行了对比分析.

首先,图 11 给出了有支板时弯曲管道进口截面总压分布曲线的仿真和试验结果对比.可以看到,内、外壁面的边界层厚度相当,均约为 1.5 mm (约占 15% 的通道高度).并且,仿真与试验结果吻合较好,这为弯曲管道的仿真和试验研究提供了相同的进口条件.

图 12 给出了出口马赫数 $Ma=0.46$ 下有、无

支板时弯曲管道内的马赫数分布图谱. 从图 12(a)和图 12(b)中不难发现, 无论有无支板, 气流在整个弯曲流道中流动均呈现先减速后加速的变

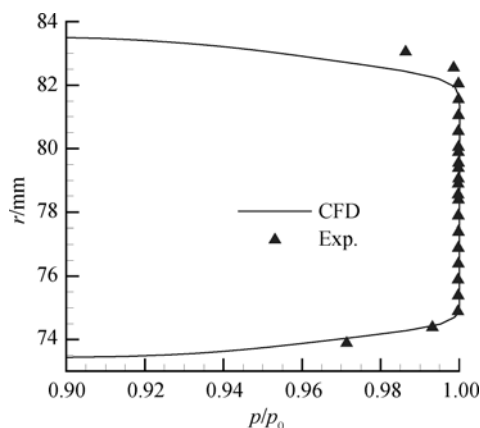
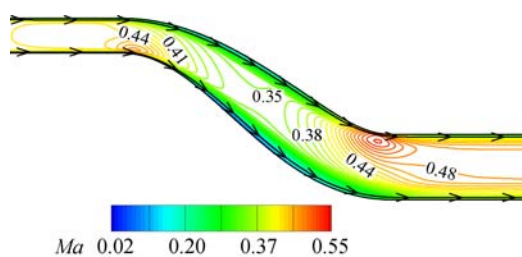
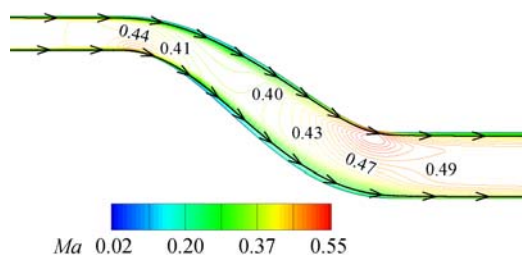


图 11 弯曲管道进口截面的总压分布曲线

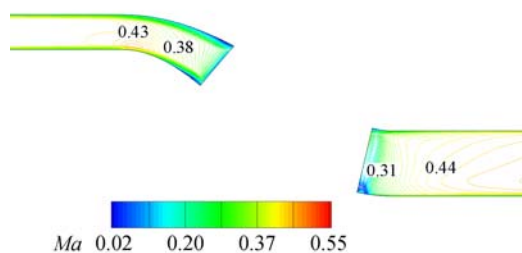
Fig. 11 Total pressure distributions on the inlet cross section of the bend duct



(a) 无支板的流道马赫数等值线分布



(b) 两支板中间流道对称面上的马赫数等值线分布



(c) 支板对称面上的马赫数等值线分布

图 12 有无支板的弯曲管道流场分布对比

Fig. 12 Comparison of flow field in the bend duct with and without struts

化趋势. 减速过程所形成的逆压力梯度, 使得边界层在壁面内凹段增长加速, 不过从贴近壁面的流线发展来看, 上下壁面均未发生边界层分离. 而壁面外凸段的气流加速过程则对流动边界层的发展有着一定的抑制作用. 此外, 中心体侧壁面附近的边界层要明显厚于外罩壁面附近的边界层.

由于支板的存在一定程度上改变了流道的面积变化规律, 可以看到在两支板中间流道对称面上的主流马赫数有明显上升, 如图 12(b)所示. 另外, 在支板前缘、后缘附近也产生了较为明显的速度梯度, 特别是在其后缘与中心体壁面的角区部位还出现了小范围的流动分离, 如图 12(c).

图 13 还对比给出了仿真获得的有无支板时弯曲管道内外壁面的沿程静压分布. 可以看出, 无论有无支板, 中心体侧沿程静压均在弯曲管道的“一弯”处达到最小值. 究其原因, 气流经过“一弯”段时, 该区域位于弯曲流道的背风侧, 故形成局部的低压区. 同理, 在“二弯”段附近也形成了局部低压区, 但出现在外罩壁面附近. “一弯”和“二弯”附近存在的局部低压区可以从图 12(a)和 12(b)中相应位置处的局部高速区得到印证. 整体来看, 支板的存在并没有改变沿程静压的变化趋势, 但使得弯曲管道段的静压数值整体下降, 最大下降幅度为 0.02.

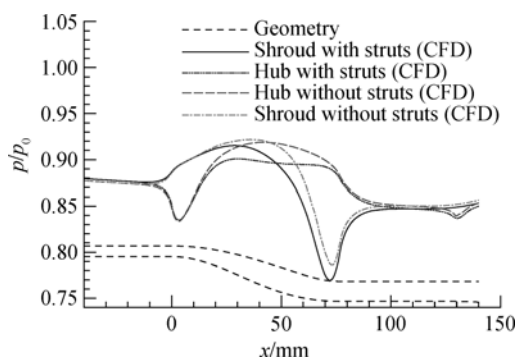


图 13 有无支板时弯曲管道的壁面静压对比

Fig. 13 Comparison of the static pressure distributions on the hub and shroud surface in the bend duct with and without struts

图 14 还对比了有无支板时弯曲管道出口截面的马赫数分布. 可以看到, 无支板时弯曲管道出口截面上的气流参数沿周向分布均匀, 对应的总压恢复系数 σ 为 0.992, 畸变指数 D_{C60} 为 0.0012. 而支板的存在使得该截面上形成了多个约 3 mm 宽的尾迹区, 并在内外壁面附近导致了多个低总压堆积区, 这可能是由于旋涡卷吸所致. 在有支板

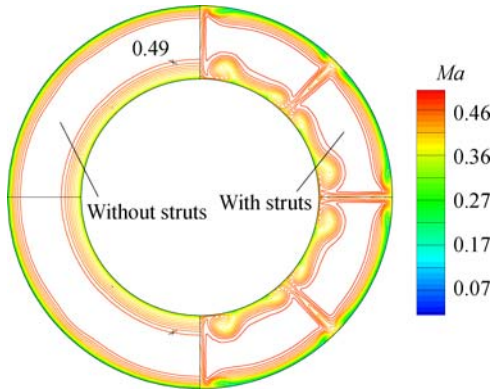


图 14 有无支板时弯曲管道出口截面的马赫数图谱对比
Fig. 14 Comparison of Mach contours on the outlet cross section of the bend duct with and without struts

时,通道出口截面的总压恢复系数 σ 为 0.983,畸变指数 D_{C60} 为 0.002.

4.2 尾迹流特性

由上一节研究可知,支板的存在会在流道内诱导出尾迹,从而对下游流动产生较大影响,为此还专门对支板尾迹流在不同径向位置的总压分布进行了研究.试验过程中,测量出口(2-2)截面尾迹区总压的横向总压耙在步进电机驱动下,从紧靠上壁面位置处向下壁面方向移动.图 15 给出了尾迹耙的相应位置参数,在其整个行程中获得 8 个径向位置处的总压分布.

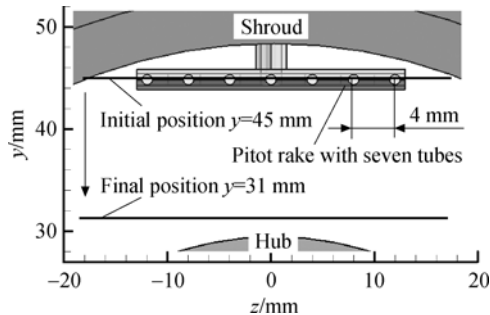


图 15 尾迹流耙移动示意图
Fig. 15 Sketch of the pitot rake motion

图 16 给出了出口马赫数为 0.46 状态下仿真获得的弯曲管道出口(2-2 截面)的总压分布图谱,图 17 则给出了该状态下在 2-2 截面 8 个不同的径向位置处(其 y 向坐标值分别为 45,43.5,41,38,37,35,33 mm 和 31 mm)仿真和试验获得的总压分布曲线.此外,为便于分析与说明,图 16 中还标注出了尾迹耙的起始、终止位置和 $y=37.5$ mm, $y=43.5$ mm 两个参考位置.

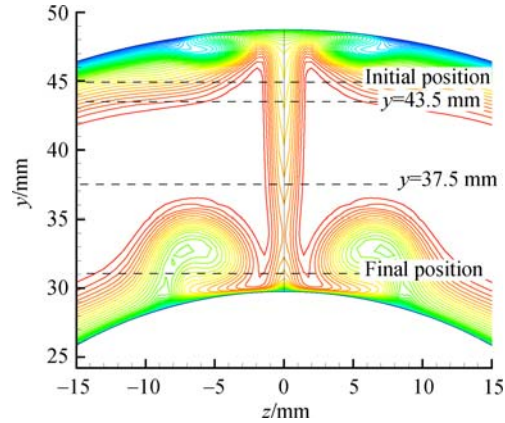
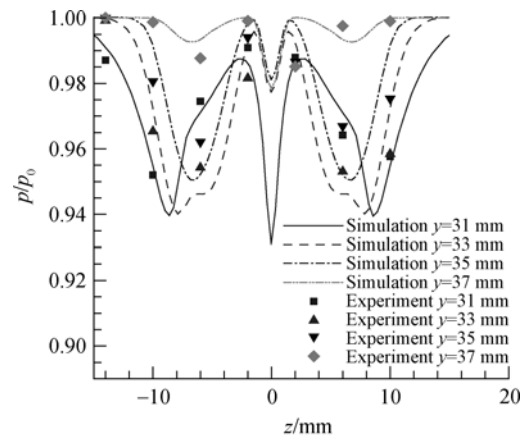
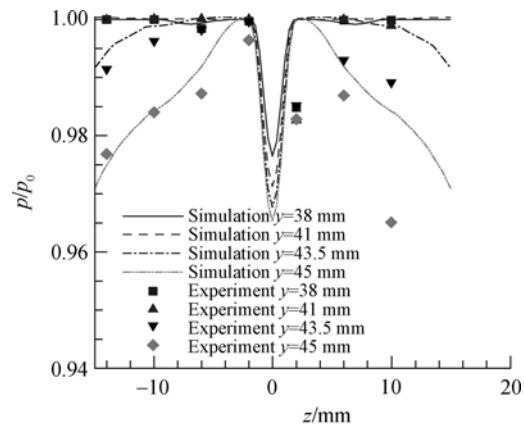


图 16 出口总压等值线图
Fig. 16 Total pressure contours of outlet cross section

从图 17(a)可以看到,在参考位置 $y=37.5$ mm 以下,仿真获得的各位置总压曲线上存在多个波谷:首先,尾迹区的中心总压损失较大,导致此处出现总压恢复系数的极小值,取值仅 0.93;此外,尾迹流附近两个对称分布的旋涡位置也是



(a) 尾迹流耙位置 $y=31\sim37$ mm



(b) 尾迹流耙位置 $y=38\sim45$ mm

图 17 尾迹流耙数据对比

Fig. 17 Comparison of experiment and simulation at different pitot rake positions

高总压损失区(如图16),故形成了另外两个极小值点.而在参考位置 $y=37.5\text{ mm}$ 和 $y=43.5\text{ mm}$ 之间,仿真获得的各位置总压曲线仅在尾迹区中间有极值点,其最小总压恢复系数为0.965左右.总的来看,对于以上各高度位置,在尾迹区内总压恢复系数的梯度较大,但在尾迹之外的主流区域,总压恢复系数曲线的分布则较为平缓.另外,在参考位置 $y=43.5\text{ mm}$ 及以上,在尾迹区之外,由于受两侧边界层的影响,其总压恢复系数也存在明显的变化梯度.

另一方面,各高度位置上试验与仿真获得的总压恢复系数最大相对误差在2.0%以内,这进一步验证了仿真结果的可靠性.

4.3 出口马赫数的影响规律

为了分析出口马赫数对弯曲管道内流动特性的影响规律,本文还进行了出口马赫数分别为0.41和0.54状态下的仿真与试验研究.

图18给出了不同出口马赫数下弯曲流道内、外壁面沿程静压分布曲线,其变化规律与出口马赫数为0.46状态下的一致.同时,出口马赫数越

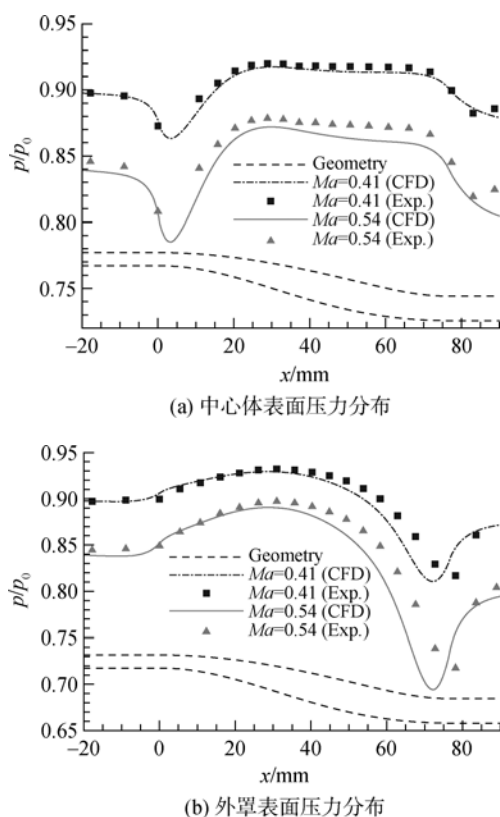


图18 不同出口马赫数下弯曲管道内、外壁面沿程静压分布曲线

Fig. 18 Surface static pressure distributions under different exit Mach numbers

高,内外壁面沿程静压的数值整体越小,但“一弯”中心体侧和“二弯”外罩侧的逆压力梯度越大,因此出现边界层分离的风险性也越大.

此外,图19还对比了出口马赫数分别为0.41和0.54时弯曲管道出口(2-2)截面的总压分布图谱.不难发现,出口马赫数越高,内外壁面附近低总压区的总压(p/p_0)数值越小.并且,仿真结果显示,两状态下弯曲管道出口截面上的总压恢复系数分别为0.986和0.978,显然流速越大,摩擦损失越大,最终导致出口截面的总压恢复系数越低.

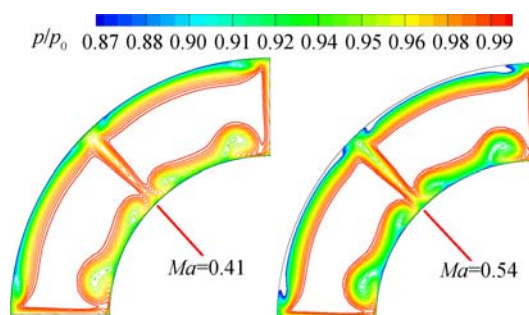


图19 不同出口马赫数下弯曲管道出口截面总压分布图谱对比

Fig. 19 Comparison of total pressure contours on the outlet cross section under different exit Mach number

5 结论

本文针对一种带支板的轴对称弯曲管道开展了较为细致的仿真与试验研究,获得了其内部流动结构,并着重分析了支板的影响特性和出口马赫数的影响规律,得到了以下重要结论:

1) 无论是从趋势上还是从数值上来说,仿真结果均与试验结果显示出良好的一致性,表明试验数据的可靠,仿真手段的可信.

2) 受弯曲管道的面积变化规律影响,气流呈现先减速后加速的变化趋势.在“一弯”中心体侧和“二弯”外罩侧附近还形成了局部低压区.此外,支板对弯曲管道的内部流动结构影响较大,诱导了尾迹和旋涡形成,导致了流场总压恢复系数的降低和畸变指数的上升,流场品质下降.

3) 支板的存在使得在出口截面上形成多个宽度约3 mm的尾迹区.尾迹区不同径向位置处的总压分布规律呈现明显差异.

4) 出口马赫数越大,弯曲管道壁面沿程静压和出口截面总压恢复系数越低,而“一弯”和“二

弯”处的逆压力梯度越大,故边界层分离的风险越大。

参考文献:

- [1] 王亚岗,袁化成,郭荣伟. TBCC用轴对称进气道流量控制技术[J]. 推进技术,2013,34(12):1606-1615.
WANG Yagang, YUAN Huacheng, GUO Rongwei. Research on mass-flow controlling technology of TBCC axisymmetric inlet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013,34(12):1606-1615. (in Chinese)
- [2] 谢旅荣,郭荣伟. 定几何混压式轴对称超声速进气道气动特性数值仿真和试验验证[J]. 航空学报,2007,28(1):78-83.
XIE Lürong, GUO Rongwei. Numerical simulation and experimental validation of flow in mixed compression axisymmetric inlet with fixed geometry[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007,28(1):78-83. (in Chinese)
- [3] 高彬彬. 直升机惯性粒子分离器流道结构型线分析与优化[D]. 上海:上海交通大学,2012.
GAO Binbin. Profile analysis and optimization on helicopter inertial particle separator[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2012. (in Chinese)
- [4] FLORIA Paoli,付耀,王彤,等. 发动机入口粒子分离器流场数值模拟及流道改进[J]. 流体机械,2011,39(4):10-16
FLORIA Paoli, FU Yao, WANG Tong, et al. Improvement method of an inlet particle separator based on streamlines analysis[J]. Fluid Machinery, 2011,39(4):10-16. (in Chinese)
- [5] 吴恒刚. 无叶片整体式粒子分离器性能研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2008.
WU Henggang. Characteristic study on vaneless integral particle separator [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)
- [6] 董晓婷. 有叶片粒子分离器性能研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2008.
DONG Xiaoting. Characteristic study on integral particle separator with vanes[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)
- [7] 高丽敏,冯旭栋,陈璇,等. 关于压气机过渡段设计方法的探讨[J]. 航空学报,2013,34(5):1057-1063.
GAO Limin, FENG Xudong, CHEN Xuan, et al. The exploration about compressor annular S-shaped duct design [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013,34(5):1057-1063. (in Chinese)
- [8] 向宏辉,张良,陆庆飞,等. 进气条件对压气机中介机匣流场影响的试验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究,2011,24(4):15-19.
XIANG Honghui, ZHANG Liang, LU Qingfei, et al. Experimental investigation of condition's effect on compressor intermediate casing flow field[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2011,24(4):15-19. (in Chinese)
- [9] Wlaker A D, Barker A G, Carrotte J F. Numerical design and experimental evaluation of an aggressive S-shaped compressor transition duct with bleed[R]. ASME Paper GT2011-45628, 2011.
- [10] Duenas C O, Miller R J, Hodson H P, et al. Effect of length on compressor inter-stage duct performance[R]. ASME Paper GT2007-27752, 2007.
- [11] 阙晓斌,侯安平,周盛. 轴流压缩系统带支板过渡段的轴对称等效方法[J]. 航空学报,2010,31(9):1715-1722.
QUE Xiaobin, HOU Anping, ZHOU Sheng. Axisymmetric equivalent of S-shaped transition duct with struts in axial compression systems[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010,31(9):1715-1722. (in Chinese)
- [12] 李斌,吴亚东,滕金芳,等. 压气机中介机匣几何结构的试验验证[J]. 航空动力学报,2013,28(10):2326-2331.
LI Bin, WU Yadong, TENG Jinfang, et al. Experiment validation of geometry of compressor intermediate casing[J]. Journal of Aerospace Power, 2013,28(10):2326-2331. (in Chinese)
- [13] 胡书珍. 高低压涡轮过渡段内部复杂流动机理及调控研究[D]. 北京:中国科学院研究生院,2011.
HU Shuzhen. Flow mechanism and flow control investigation within inter turbine duct[D]. Beijing: Graduate School of Chinese Academy of Science, 2011. (in Chinese)
- [14] Wlaker A D, Barker A G, Carrotte J F. Integrater OGV design for an aggressive S-shaped compressor transition duct[R]. ASME Paper GT2011-45627, 2011.
- [15] 陈兵,徐旭,王元光,等. 定几何混压式轴对称超声速进气道设计及性能计算[J]. 航空动力学报,2005,20(3):373-379.
CHEN Bing, XU Xu, WANG Yuanguang, et al. Design and performance calculation of the mixed compression fixed-geometry axisymmetric supersonic inlet [J]. Journal of Aerospace Power, 2005,20(3):373-379. (in Chinese)
- [16] 况开鑫. 整体式进气整体式粒子分离器特性研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2011.
KUANG Kaixin. Investigation on the characteristics of integral inlet particle separator[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011. (in Chinese)
- [17] Sonoda T, Arima T, Oana M. The influence of downstream passage on the flow within an S-shaped duct[R]. ASME Paper 97-GT-83, 1997.
- [18] Sonoda T, Arima T, Oana M. The effect of inlet boundary layer thickness on the flow within an annular S-shaped duct[R]. ASME Paper 98-GT-260, 1998.

(编辑:秦理曼)