

大宽高比大S弯扩压器 流动特性和流动控制

陈 晓 何文岳

(南京航空学院)

摘要: 对大宽高比大S弯亚音扩压器的流动进行了试验研究, 通过流谱观察、壁面静压分布曲线、截面总压分布图和出口截面旋流场分析其流动特性。此外, 试验表明在分离点前安装适当结构参数的埋入附面层涡流发生器能够大大缩小分离区的范围, 从而使其性能得到改善。

主题词: 进气道, 流动特性, 边界层控制

FLOW CHARACTERISTIC AND FLOW FCONTROL OR HIGH ASPECT RATIO AND HIGHLY CURVED S-BEND DITTUSER

Chen Xiao He Wenyue

(Nanjing Aeronautical Institute)

Abstract: This paper presents the experimental results of the flow characteristic in a high aspect ratio and highly curved S-bend subsonic diffuser. The flow feature is analysed by using the flow visualization, the static pressure distribution, the total pressure contour map and the swirl flow field at exit. The paper also presents the result of separation control in the S-bend diffuser. The experimental result shows that the separation region can be reduced and the diffuser performance can be improved by using the boundary-layer submerged vortex generators if the location installed and the geometrical parameters of the vortex generator are selected property.

Keywords: Inlet, Flow characteristic, Boundary layer control

本文1991年4月25日收到

一、引言

在各种气动力和流体机械中广泛采用 S 弯管道或扩压器。在当前各种先进飞机上普遍使用具有大弯曲的 S 弯扩压器。特别是,为了满足飞机隐身技术的要求,通常采用具有大宽高比和大偏心距的 S 弯扩压器。在 S 弯管道中的流动受到由于中心线的弯曲而引起的离心力和压力梯度的影响,尤其是对于具有大偏心距的 S 弯短扩压器,由于通道的弯曲度和扩张率增大,在通道内发生瞬变的分离流动,而使流动变得十分复杂,大大增加了扩压器出口流场畸变和流动损失。因此国内外都很重视对大 S 弯扩压器的研究,研究其气动性能^[1,2]流动的控制^[3,4]和旋流特性^[5,6]。本试验旨在研究具有大宽高比大 S 弯亚音扩压器的流动特点和性能,并采用埋入附面层涡流发生器控制其流动分离。

二、试验设备、模型和数据测量

试验是在一个吸气式二元柔壁扩压器风洞中进行,扩压器风洞设备由双组线进气口、上下扩压壁(由可调螺杆调节)、左右有机玻璃侧壁、转接段和阀门等组成,扩压壁是由厚度为1.2mm的薄铜板制成。用一台鼓风机作为吸气源,试验室中空气被吸入进气口,通过等直过渡段到达试验扩压器。为了固定附面层的转捩点,在进气口装有附面层转捩带。通过旁路阀门调节气流流量,以便控制扩压器进口核心流 M 数为0.28,相应的雷诺数为 3.4×10^5 (以扩压器进口高度为特征尺寸)。

试验扩压器模型的几何形状如图1所示,其进口截面宽高比 $AS = 3.94$,长高比 $L/h_1 = 8.3$,面积比 $AR = 1.85$,进出口偏心距与长度比 $c/L = 0.428$ 。沿 S 弯管中心线的高度变化如图2所示,基本上是属于 $dF/ds = \text{常数}$ 的变化规律,该 S 弯的几何特点是前弯剧烈,后弯缓和。

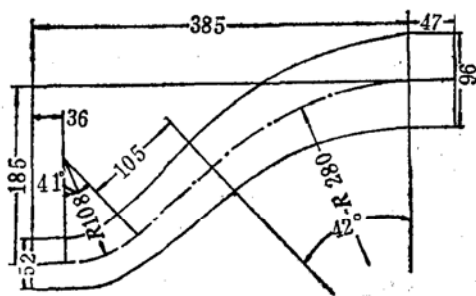


图1 S弯扩压器几何形状

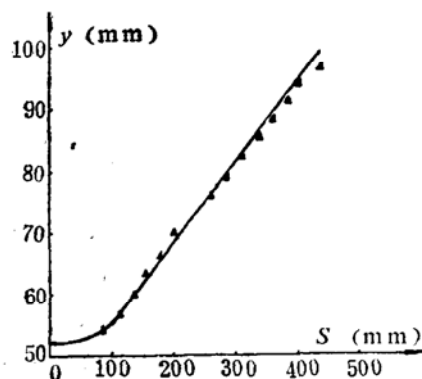


图2 S弯扩压器高度沿中心线的变化曲线

壁面静压测量用 $\phi 0.8\text{mm}$ 铜管沿扩压器壁面中心线且垂直于壁面埋入,从扩压器进口到出口上下壁面分别分布有24和23个静压孔。用可作上下微动的千分卡移动附面层总压探针测量进口截面上下壁附面层内的速度分布。扩压器各截面的总压分布用一水平测压耙测量,共有16根 $\phi 0.8\text{mm}$ 均布的皮托管,相邻探针中心线之间的距离为4mm,总压耙装在一个可作水

平和垂直方向移动的位移架上。扩压器出口截面速度矢量的分布是用 $\phi 3\text{mm}$ 七孔探针测量[7],在宽度和高度方向分别有14和10个测压点。所有压力数据是用微机采集,压力测量采用48点压力扫描阀,内装有涨丝式压力传感器,传感器输出的电压信号由直流放大器放大后进入为消除外界电磁波干扰的RC滤波器,然后由AD模数转换器进入微机。

三、试验结果与分析

1. 试验S弯扩压器的流动特性

该扩压器进口等直段处上下壁面附面层参数分别为 $\delta_{1\text{上}}=4.4\text{mm}$ 、 $\delta_{1\text{上}}^*=0.37\text{mm}$ 、 $H_{1\text{上}}=1.33$ 、 $\delta_{1\text{下}}=11\text{mm}$ 、 $\delta_{1\text{下}}^*=0.91\text{mm}$ 、 $H_{1\text{下}}=1.30$ 。由于在扩压器进口后紧接着上凸壁和下凹壁,造成进口处下壁面附面层厚度 $\delta_{1\text{下}}$ 大于上壁面附面层厚度 $\delta_{1\text{上}}$, $\delta_{1\text{上}}$ 约为进口高度的8.5%, $\delta_{1\text{下}}$ 约为进口高度21%,从贴丝线和总静压管吸入红黑水可观察到,在上扩压壁凸壁后($x/s=0.194$)出现严重的流动分离,在 $x/s=0.326$ 处,分离区的最大高度约为10mm,直到 $x/s=0.52$ 壁面还有小区域的分离区,分离区的轴向范围约为161mm($s_{\text{分离}}/s=0.33$)。

图3为上下壁面静压恢复系数 C_p 沿程分布曲线,上壁面的 C_p 值在起始段迅速下降到很低的值,这是由于前弯弯曲剧烈,弯曲曲率大,在气流的离心力作用下凸壁处的静压很低,在凸壁最大弯曲点后 C_p 又很快上升。约在 $x/s=0.20$ (接近起始分离点)后 C_p 的上升梯度减小,在扩压器后段 C_p 上升很缓慢,直到最后保持不变,这是由于后弯弯曲缓和以及下壁面静压值较低,上下壁面静压值平衡结果。对于下壁面的 C_p 分布,由于凹壁处静压高,因此 C_p 值上升很快,在凹壁最大弯曲点后 C_p 值就开始下降,以后 C_p 值几乎不变。由于后弯曲率很小和上下壁面静压的平衡, C_p 值不仅不下降,反而一直上升到出口截面。总之,无论是在前弯段,还是在后弯段,沿凸壁的静压都是小于沿凹壁的静压,并由于沿程通道面积的扩张,出口截面上下壁面的 C_p 值都是正的。

图4和5分别为 $x/s=0.326$ 和出口截面的总压恢复系数(p_{2i}/p_0)分布图,在图4中还标出了分离区的范围。从图5可看出,在出口截面,低压区仍然出现在扩压器上侧面,且两个角落的总压特别低,出口截面的总压损失系数 C_p^* 为0.23($C_p^* = \frac{p_0 - \bar{p}_2}{q_1}$, p_0 和 $\bar{p}_2$ 分别为进口核心流总压和出口平均总压, q_1 为进口动压)。

扩压器出口截面的速度矢量分布图表示在图6上,由图看出存在有一个很弱的反向旋转对涡,该对涡的旋转方向相同于由后弯段所产生的旋流方向。这说明由前弯段所产生的二次流经过后弯段较长的弯曲通道后,逐渐被后弯段的二次流所抵消,在出口处只存在与前弯段的二次流相反的很弱的旋流。

3. S弯扩压器的流动控制

本试验采用新型的埋入附面层涡流发生器控制扩压器内分离流,其几何形状和排列形式如图7所示,涡片以某一攻角对着来流,排列形式分同向和反向旋转二种。其作用机理和半机翼型涡流发生器的作用机理相同。当气流流过涡片时,便在其的后缘产生尾涡,由尾涡对气流的诱导速度使附面层内低能气流离开壁面,引入主流增加靠近壁面的气流动能,从而达到消除或延迟分离的作用。此涡流发生器的显著特点是涡片高度可以比较低($h=0.7\delta$),而

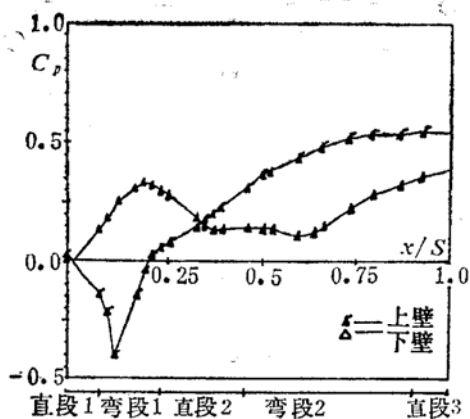


图3 上下壁面 C_p 沿程分布图

半机翼型涡流发生器的涡片高度 $h = 1.2\delta$ ，因此该涡片可埋在附面层内，以减少自身的摩擦损失。关于这种型式涡流发生器的成涡特点和结构参数的选择在将发表的有关文章中介绍。

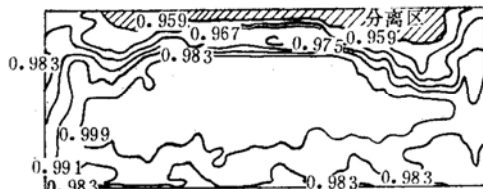


图4 $x/s = 0.326$ 截面总压恢复分布图

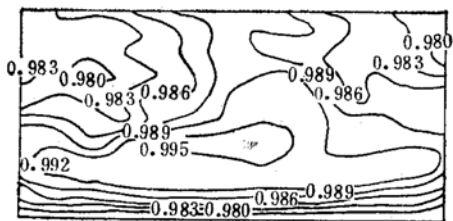


图5 出口截面总压恢复分布图

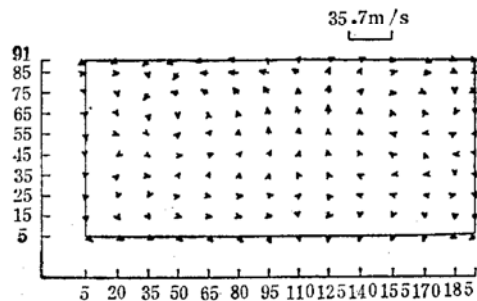


图6 出口截面速度矢量分布图

在S弯扩压器凸壁分离点前一定距离安装如图8所示的反向旋转涡流发生器，大大缩小了分离区的范围，使起始分离点位置后移约60mm，分离区的宽度和厚度都减小很多，图9为有无涡流发生器的上下壁面 C_p 分布曲线比较图，从图明显地看出，装涡流发生器后，由于缩小了分离区，使原来上壁而分离区范围内的 C_p 值大大增加，在前弯段以后下壁面的 C_p 值显著地增加，在扩压器出口截面上下壁面的 C_p 值分别从0.54提高到0.59，从0.40提高到0.49。

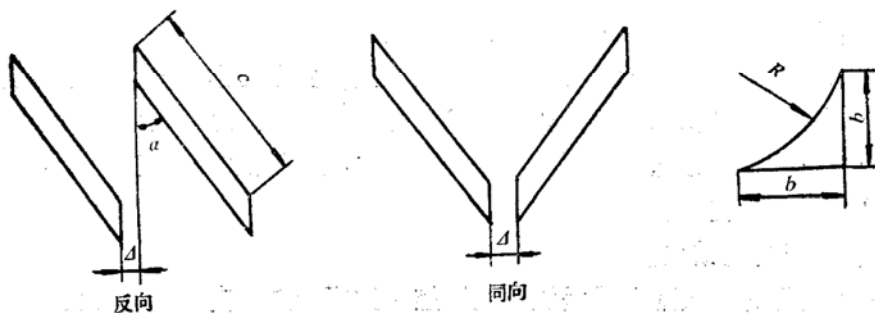


图7 埋入式涡流发生器几何形状

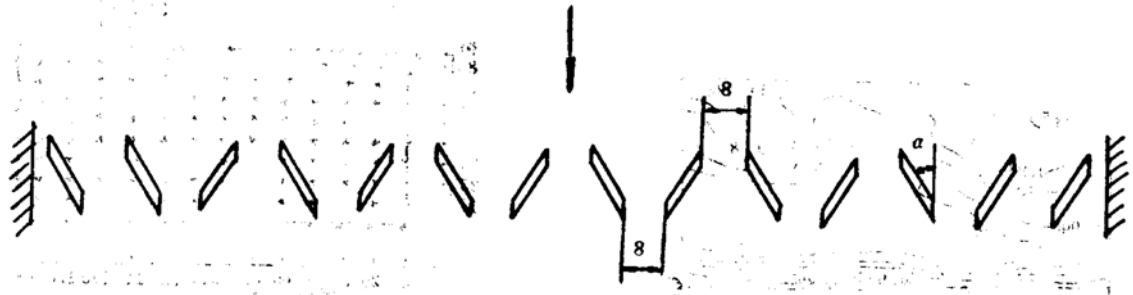


图8 涡流发生器排列

图10为有无涡流发生器时,在扩压器上壁面凸壁前缘中心线处附面层内速度分布曲线,在S弯凸壁处的附面层内速度分布变得很不饱满,而装了涡流发生器后,明显地提高了接近壁面处的速度,使速度分布曲线变得饱满,因而可以消除或延迟壁面气流分离。

装涡流发生器后,在 $x/s = 0.326$ 截面的总压恢复分布图表示在图11上,与图4比较可看出,该截面的分离区完全消除,其最小总压恢复值从原来的0.959提高到0.967。图12为出口截面总压恢复分布图,与图5比较,上侧面低压区总压增大,但高压区的总压有所下降,使出口流场趋向均匀,出口截面平均总压损失系数从0.23下降到0.19,即总压损失减小了。出口截面的总压畸变指数 $\bar{D}$ ($\bar{D} = (p_{2\max} - p_{2\min}) / \bar{p}_2$) 从0.015下降到0.011。

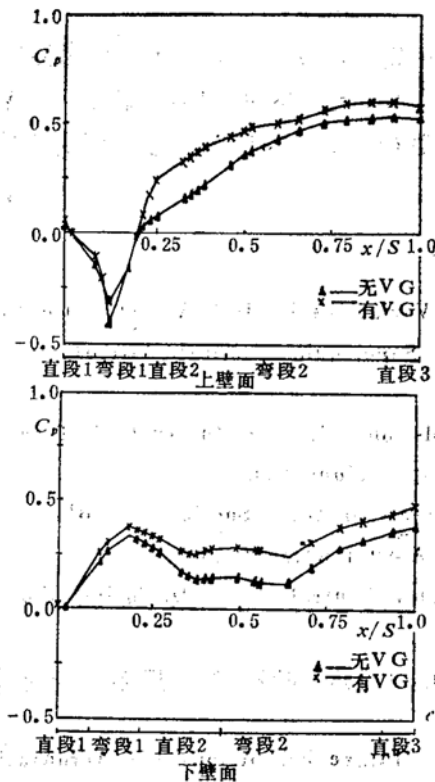


图9 C_p 沿程分布曲线

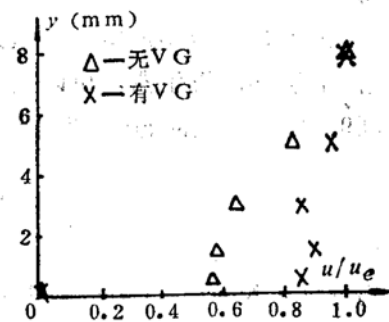


图10 上凸壁前缘附面层内速度分布

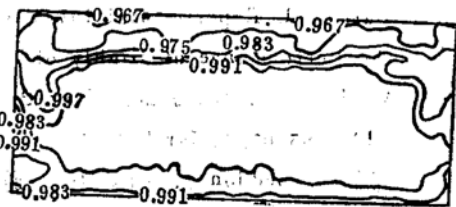


图11 $x/s = 0.326$ 截面总压恢复分布图 (有VG)

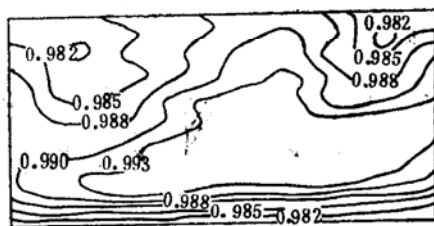


图12 出口截面总压恢复分布图 (有VG)

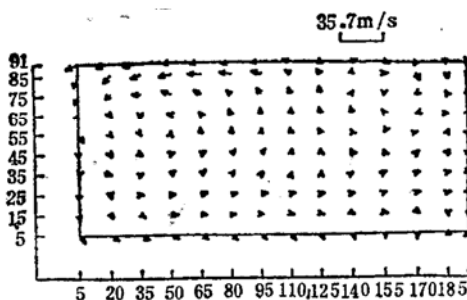


图13 出口截面速度矢量分布图 (有VG)

图13为装涡流发生器后, 出口截面速度矢量分布图, 与无涡流发生器的速度矢量分布图(图6)相似, 其旋流的强度和方向都不变, 仍存在一个很弱的反向旋转对涡。

四、结 论

1. 在大S弯扩压器的前弯曲段凸壁后部, 气流出现严重的分离, 分离区的产生主要是由于壁面纵向反压梯度很大, 以及由于上下壁之间的大压力差, 在凸壁处存在低能的二次流。

2. 在前弯段弯曲剧烈的大S弯扩压器出口截面存在一个很弱的反向旋转对涡, 其横向速度很小。

3. 在大S弯扩压器进口上凸壁分离点前一定的距离处, 安装一排适当结构参数的反向旋转埋入附面层涡流发生器, 可以大大缩小分离区, 当 $M_1 = 0.28$ 时, 出口截面分离壁的 C_p 值提高9.2%, 下壁面的 C_p 值提高22.5%, 总压系数 C_p^* 下降约17%, 总压畸变指数 $\bar{D}$, 下降27%。

参 考 文 献

- (1) Syberg J, Koncsek J and Surber L. Performance Variations in High Aspect Ratio Subsonic Diffusers due to Geometric Constraints in Supersonic Tactical Aircraft Inlet Installations, AIAA 80-1106, June 1980
- (2) Ball W H and Campbell A F. Effects of S-Bends on Diffuser Internal Performance and Turbulence Characteristics, AIAA Paper 86-1459, June 1986
- (3) Ball W H. Experimental Investigation of the Effects of Wall Suction and Blowing on the Performance of Highly offset Diffusers, AIAA-83-1169, June 1983
- (4) Vakili A D, Wu J M, Liver P and Bhat M K. Flow Control in a Diffusing S-Duct. AIAA-85-0524, March 1985
- (5) 郭荣伟, Seddon J. 关于S型进气道中的旋流研究. 中国工程热物理学会第三届年会学术报告 822057, 1982
- (6) Guo R W. The Swirl in an S-Duct of Typical Air Intake Proportions. The Aeronautical Quarterly, May 1983
- (7) 齐孟人, 李京伯. 测量亚音速可压缩流动大流动角的七孔探针. 南京航空学院科技报告83-1810