

尾流型进口速度分布对亚音 扩压器性能的影响

南京航空学院 陈 晓

试验用的二元亚音速扩压器的 $dMa/dx = \text{常数}$, 进口展弦比为1.33, 在进口截面前180mm的等直段中心线处, 横放一根垂直于流动方向并平行于扩压壁的杆(有四种截面), 造成尾流型的不均匀进口速度分布, 增加了核心流的紊流度, 以便研究某对扩压器内流动和性能的影响。所用的试验设备和模型与文献(1)相同。此外, 还用美国TSI风速仪接单热丝探头测进口截面速度紊流度分布和用小型高频响动态压力传感器(XCQ-080-25)测量进口和出口截面总压紊流度分布。

试验结果与讨论

图1所示为用四种截面形状的杆子得到的四种不同的进口中心亏损速度分布和无杆时的中心均匀速度分布。进口最大 Ma 数为0.2时, 加椭圆杆后, 进口处核心流区速度紊流度比无杆时增加一倍多。进口最大 Ma 数为0.7时, 有杆的核心流区总压紊流度值远远大于无杆时的值, 且随着中心速度亏损 $\Delta u/u_{\max}$ ($\Delta u = u_{\max} - u_{\min}$) 增加而增加。无杆时总压紊流度为0.0022, $\Delta u/u_{\max} = 0.182$ (椭圆杆)时增加到0.04, $\Delta u/u_{\max} = 0.242$ ($3 \times 2.5 \text{ mm}^2$ 方杆)时增加到0.045。但加杆对附面层内的总压和速度紊流度均无影响。

1. 核心流紊流度对扩压器内流动的影响

加椭圆杆后, 在扩压壁上分离区的面积缩小了, 起始分离点的位置向后移动约52mm, 扩压器出口截面处的分离区高度约减小12mm。由于在杆后尾流中的涡能够有效地把核心流的能量传输到附面层内和扩压器壁面附近, 改善了附面层内的速度分布, 附面层厚度和形状

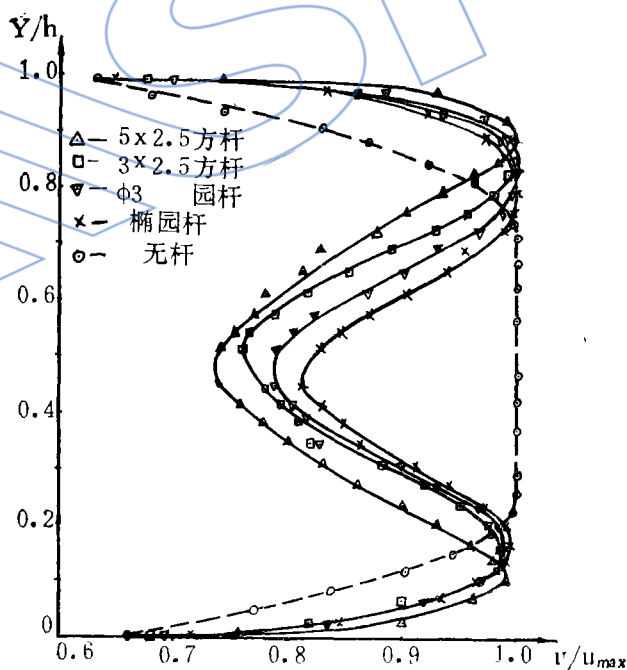


图1 扩压器进口速度分布

因子都减小。形状因子 H 随着 $\Delta u/u_{\max}$ 的增加而下降, H 值从无杆时的1.6减小到 $\Delta u/u_{\max} = 0.182$ 的1.44和 $\Delta u/u_{\max} = 0.265$ 的1.40。从图2看出,中心速度亏损沿着扩压通道逐渐下降,这说明在进口核心流紊流度较强的条件下,由于紊流引起的能量交换,不仅减小附面层内速度畸变,而且使核心流区的速度畸变逐渐减小。

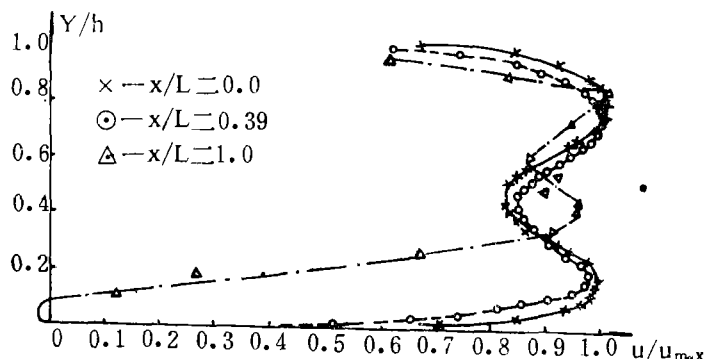


图2 沿扩压器轴向速度分布变化

2. 核心流紊流度和中心速度亏损对扩压器性能的影响

在进口截面最大 Ma 数为0.7时,加椭圆杆后,扩压器的静压恢复系数 $c_p = 0.656$,总压恢复系数 $\sigma = 0.958$,畸变指数 $\bar{D} = 0.162$,而无杆时的值分别为0.504、0.930、0.186。显然,加杆后,核心流区的紊流度增加,从而改善附面层内速度分布,减小了分离区范围,因此改善了扩压器的性能。 c_p 值增加了30%,平均 Ma 数为0.654时的 σ 值提高约3%。当然,气流

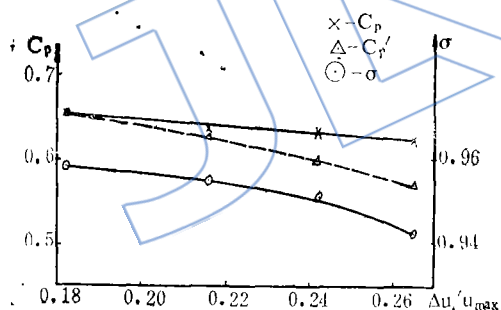


图3 c_p 和 σ 随 $\Delta u/u_{\max}$ 变化

流过椭圆杆后有总压损失,但包括该损失的总压恢复系数和无杆时的值几乎相同。图3表示扩压器性能参数 c_p 和 σ 随 $\Delta u/u_{\max}$ 增加都有所下降。一方面随着 $\Delta u/u_{\max}$ 的增加,进口核心流的紊流度有所增加,这使性能改善,但另一方面核心区的紊流混合损失随 $\Delta u/u_{\max}$ 增加而增压。因此,性能是否改善要看上述二方面综合作用的结果。图中的虚线表示包括气流流过杆子损失在内的静压恢复系数 c_p 的变化。

由出口截面总压紊流度分布曲线可以看出,在核心流区有杆的总压紊流度值仍比无杆的大,但其值(约为0.011)已远小于进口截面核心流区的值,而在附面层内二者的最大总压紊流度值相差很小。

参 考 文 献

- [1] 方良伟、陈晓,“进出口条件对二元亚音速扩压器的流动和性能的影响”,工程热物理学报, Vol. 5, No. 2, 1984.
- [2] Kaiser, K. F., McDonald, A. T., “Effect of Wake-Type Nonuniform Inlet Velocity Profiles on First Appreciable stall in Plane-Wall Diffusers”, J. of Fluids Engineering Vol. 102, pp. 283~289, 1980.

ted. The flighttest study provides valuable data for research on inlet-engine compatibility.

EFFECT OF WAKE-TYPE INLET VELOCITY PROFILES ON PERFORMANCE OF SUBSONIC DIFFUSER

Chen Xiao

(Nanjing Aeronautical Institute)

Abstract

The paper discusses the experimental investigation on subsonic diffuser. When in the front of the subsonic two-dimensional diffuser an elliptic bar is placed perpendicular to the flow stream and parallel to the diverging wall of the diffuser, the wake-type inlet velocity profile is created and the core-stream turbulence level at the entrance of the diffuser is increased, which results in flatter velocity profile implying an increase in momentum transport across the boundary layer. The value of the boundary layer shape factor is therefore decreased. Consequently, the flow separation is delayed and the separation range is reduced. As a result, the static and the total pressure recovery coefficients of the diffuser rise by 30% and by 3% respectively when the maximum Mach number of the diffuser inlet reaches 0.7.

A METHOD FOR MEASURING TWO-DIMENSIONAL UNSTEADY FLOW VELOCITY WITH X-HOT-WIRE PROBES

Tang Guocai

(Nanjing Aeronautical Institute)

Abstract

A method is presented for measuring two-dimensional unsteady flow velocities with X-hot-wire probes. Based on the well-known calibration law incorporated with the yaw angle correction function $f(\theta) = \cos^m \theta$, the magnitude and the direction of the velocity are determined. The applicable range for this method and the errors caused by variation of parameter m with flow angles and velocities are also discussed. Since no approximation is introduced in the calculation, the accuracy of measurement is enhanced. This method can be employed where the magnitudes and the directions of the velocities vary to a great extent. Moreover, the formula provided is simple to use.