

二元收扩管内跨音激波与附面层干扰下气流动态畸变及其控制

南京航空学院 何中伟

一、试验设备和条件

实验设备下游接真空泵(图1)。实验段由曲状顶壁、平底壁和相互平行的光学玻璃构成。其喉道和扩张段出口的展弦比为1.72和1.357。在1-I截面和扩张段底壁中心线上沿程分别装有微型附面层探针^[1],其位移为0.1mm和0.2mm,精度为0.01mm。在扩张段出口装有组合式的动—稳态总压探针^[2],其横断面积的堵塞比为0.021,远低于8%的限制;其位移步长为0.5mm和1mm,精度为0.05mm。在实验段的顶壁和底壁分别钻有41个和27个 $d0.6\text{mm}$ 的静压孔。底壁设计有 50×50 方孔,供安装随波附面层干扰区控制板用。控制板下方为闭合腔,被抽走的低能气流经标定过的流量计,返回真空泵。

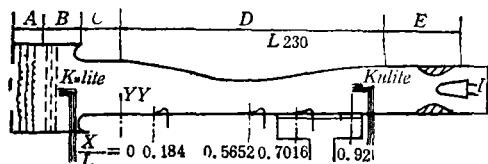


图1 实验设备

(A、加热器, B、驻室, C、导管, D、实验段, E、反压控制锥)

实验时采用 $d200$ 的光学彩色纹影仪,观察和记录不同反压下的激波位置及其与壁面附面层的干扰特征;稳态压力利用微机和48点扫描阀自动采集和处理数据;利用FV-624滤波器,MO-7702R.M.S表及CF-920等记录总压的R.M.S值并做功谱和概率密度函数分析。

实验条件:(a)驻室内网格后的气流初始紊流度0.24%;(b)扩压器内结尾激波强度 $M_{u.u.m}=1.35$ 时,干扰区前下壁($x^B/L=0.7016$)中心线上的紊流附面层参数:

$$\sigma = 2.5\text{mm}, \sigma^* = 0.1503, \theta = 0.133\text{m}, H = 1.1297.$$

二、实验结果与讨论

1. 典型的跨音激波下的激波与附面层干扰下的扩压器出口的气流动态畸变

(1) 紊流度 T_u 沿扩压器出口高度 YY/H 的变化特征与分析 图2-①给出了 $M_{u.u.m}=1.325, M_{U.B.m}=1.45$ 的 T_u 分布。图中 $M_{u.u.}$ 和 $M_{U.B.m}$ 分别代表激波与附面层干扰区前缘截面上近顶壁和底壁的最大激波强度(下同)。其特征:a、近顶壁和底壁的气流内存在强的紊流区,且有明显峰值,其值 $T_{u.u.m}=0.0576$ (近顶

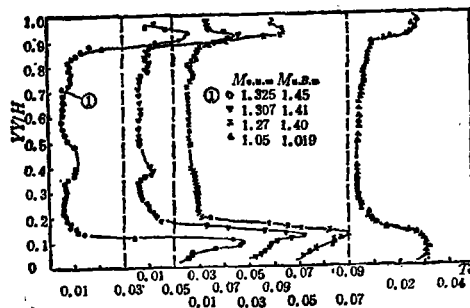


图2 T_u - YY/H 及其比较

壁)和 $T_{u \cdot B \cdot m} = 0.77$ (近底壁)。该峰值均距壁面有一定距离。过峰值后,紊流度迅速衰减。通过整理与图 2 对应的截面上的总压分布 $P_t/p_o-YY/H$ 后,普遍发现,紊流度峰值在 $\partial^2(P_t/p_o)/\partial^2(YY/H) = 0$, $\partial(P_t/p_o)/\partial(YY/H) = \max$ 的附近; b、介于上述两峰值之间,有一很宽的低紊流度区,除局部略高外,核心区内的紊流度约为 0.005。c、近底壁的紊流度峰值比近顶壁的高得多。其主要原因是,在相同的反压条件下,近底壁的激波强度 $M_{u \cdot B \cdot m}$ ($= 1.45$),远高于近曲壁的 $T_{u \cdot u \cdot m}$ 。

(2) 总压信号的功谱密度-频率 PSD-f 特性 作功谱分析的目的在于,了解气流中总压脉动能量的频率结构特性。如果“能量”集中在某些特定频率上或其附近,在 PSD 图上,它表现为一个“尖峰”。该频率称为特征频率。图 3 给出了对应于图 2 -①紊流度典型站的总压 PSD-f 特性。其特征是, a、在给定 10kHz 分析频带内,近底壁和顶壁的气流总压脉动能量远高于核心流部分,尤其是在频率 $f < 4000\text{Hz}$ 内。其中尤以 $f < 150 \sim 200\text{Hz}$ 更突出; b、核心流中,除局部站 ($YY/H = 0.39, 0.48$) 外,在 $f > 1500\text{Hz}$ 后,脉动能量很小。从发动机对气流脉动压力的响应出发, $f = 2000 \sim 2500\text{Hz}$ 的脉动能量被认为更有危险。可见,跨音激波与紊流附面层干扰引起的下游总压脉动能量或动态畸变,对压气机的工作稳定性有可能构成危险; c、在核心流中,如 $YY/H = 0.39 \sim 0.48$ 内出现的紊流度略高的特征,具有特征频率 ($f = 325 \sim 350\text{Hz}$),不能被认为是激波自振荡引起的。进一步分析发现,它与激波附面层相互干扰产生的入波交点引起的剪切层影响有关。于是总压信号中出现周期信号 (图 4)。

(3) 图 4 给出了与图 3 对应的典型站的 PDF 及总压—时间历程。它们均表明,干扰区下游的总压信号仍基本上属各态历经的平稳随机过程。它们的 PDF 基本上为正态分布。

2. 不同的跨音激波强度对干扰区下游气流脉动的影响 试验结果表明,随着激波强度增强,干扰区下游的气流脉动能量迅速增加 (图 2、5、6)。对于 $M_{u \cdot u \cdot m} = 1.05$ 状态, $T_{u \cdot B \cdot m}$ 约为核心流紊流度的 10 倍。若 $M_{u \cdot u \cdot m} = 1.325$, 为 14 倍。

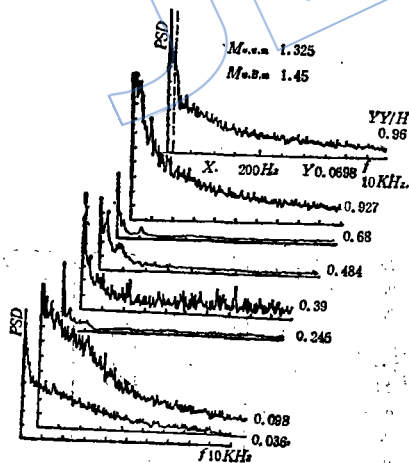


图 3 扩压器出口总压的 PSD-f 分布

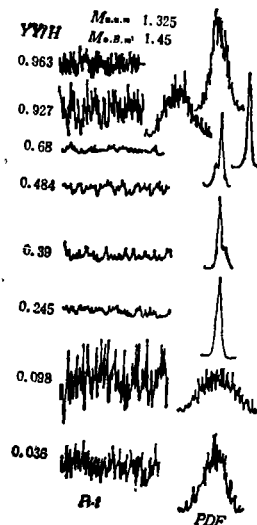
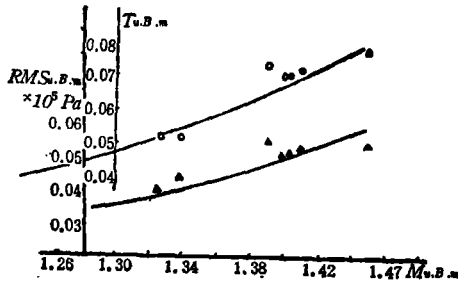
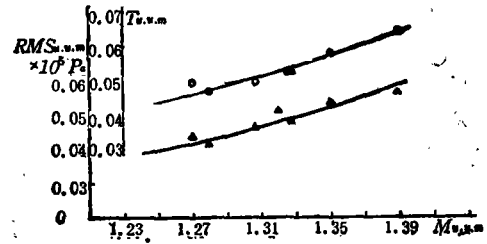


图 4 概率密度函数 PDF 及 $P_t \sim t$ 分布

3. 扩压器出口的动态畸变控制实验条件: 激波强度 $M_{u \cdot u \cdot m} = 1.27$, 激波位不变, 附面层抽气量 $G_{b1}/G_2 = 1.80\%$ (G_2 —扩压器最大流量)。用 SM3 改抽气板。

图 5 $Tu, B. m - Mu, B. m$ 及 $R.M.S. u, B. m - Mu, B. m$ 图 6 $Tu, u. m - Mu, u. m$ 及 $R.M.S. u, u. m - Mu, u. m$

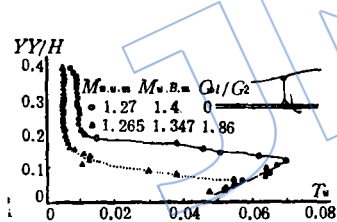
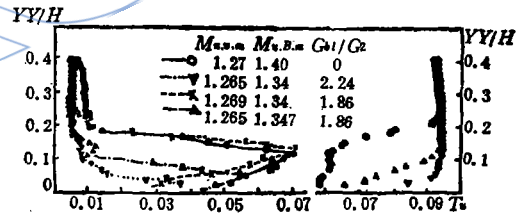
(1) 有、无附面层抽吸下的 $Tu - YY/H$ 比较, 仅用 1.86% 的抽气量, 使紊流度峰值由 $Tu, B. m = 0.0701$ (光板) 降至 0.054, 降了 23%; 而强紊流度区由 $YY/H = 0.036 \sim 0.208$, 缩为 $0.036 \sim 0.085$, 对应的平均紊流度 $\bar{Tu}$, 从 0.059 降为 0.0236, 降了 59% (图 7)。

(2) 抽气量对动态畸变的影响

实验条件: 相同的激波强度 $Mu, u. m 1.27$, 文激波位置和相同的抽气板, 改变 G_{b1}/G_2 值。

实验结果表明, 适当地增加抽气量, 可得很好效果, 如在 $G_{b1}/G_2 = 2.24\%$ 下, 紊流度峰值从 $Tu, B. m = 0.0701$ (光板), 降为 0.034, 降了 51%; 而近壁面的高紊流度区, 从 $YY/H = 0.036 \sim 0.208$ 降为 0.036 以下。对应的 $\bar{Tu}$ 降为 0.012, 降了 480%。

不同抽气量带来的降低紊流度峰值及高紊流度区内 $\bar{Tu}$ 的效果, 可从图 8 中对应的 $P_t/P_o \sim YY/H$ 得到解释。在 $G_{b1}/G_2 = 2.24\%$ 下, 近壁面的附面层很薄, 而光板壁面上的总压畸变很大。区域也相当厚。

图 7 抽吸附面层对 $Tu \sim YY/H$ 的影响图 8 G_{b1}/G_2 对 $Tu \sim YY/H$ 及 $P_t/P_o \sim YY/H$ 的影响

参 考 文 献

- [1] 何中伟, “薄附面层的测量技术研究”, 航空学报, Vol.3, No2, 1982.
- [2] 何中伟, “飞机进气道的动态总压靶设计中的若干问题”, 南航学报, 1985, No.2.
- [3] Huang Xijun, “Experimental Investigation of Dynamic Distortion Properties in Transonic Flow Diffuser”, Presented at the 1985 Beijing International Gas Turbine Symposium and Exposition.
- [4] Sajben, M. and Kroutil, J. C. “Unsteady Transonic Diffuser Flow in a Two-Dimensional Diffuser”, AD/A 059437, Oct.3, 1987.
- [5] Michael K. Fukude, “Control of Shock Wave-Boundary Layer Interactions by Bleed in Supersonic Mixed Compression Inlets”, NASA CR-2595, 1975.

DYNAMIC DISTORTION IN FLOWFIELD DOWNSTREAM OF TRANSONIC SHOCK-BOUNDARY LAYER INTERACTION

He Zhongwei

(*Nanjing Aeronautical Institute*)

Abstract

The dynamic distortions in flowfield under transonic shock-turbulent boundary layer interaction of different intensity are investigated in a 2-D convergent-divergent duct. The power spectrum and probability density functions of the total pressure signals are analyzed. The control technique of this dynamic distortion is also presented.

REGULATION OF DISTORTION FLOWFIELD BY AXISYMMETRIC TURBULENCE GENERATORS

Shi Wangxing

(*Nanjing Aeronautical Institute*)

Abstract

This paper provides a regulation law for distortion flowfield by axisymmetric turbulence generators, which can meet the demands for simulating the static and dynamic inlet distortions simultaneously. The distortion flowfield is regulated by variation of throat area ratio and working pressure ratio. The experiments show that the absolute deviation of the turbulence regulated by this law is less than 0.01.

NUMERICAL STUDY OF CHARACTERISTICS OF BURNER

Zhao Jianxing and Tan Huaping

(*Nanjing Aeronautical Institute*)

Abstract

The combustion efficiency and blowoff characteristics of burner with bluff-body flame holders are investigated with both numerical and experimental methods. The $k-\varepsilon$ turbulence model is employed to describe the turbulent viscosity and the EBU. Arrhenius combustion model is adopted to determine the reaction rate. The radiation model of heat flux method is used to predict heat radiation flux. Because of the large variation of density in combustion flowfield, the density-weighted average variables have been adopted in conservation equation. The com-