

强激波-附面层干扰下的气流动态畸变研究

何 中 伟

(南京航空学院)

摘 要

本文在一定附面层条件下,着重研究典型的强激波与紊流附面层干扰区下游扩压器出口的气流动态畸变,文中讨论了激波强度、扩压器壁面形状(直壁和曲壁)对动态畸变的影响。讨论了紊流度分布中四个峰值与相同截面上的总压沿高度分布的相互关系。最后对紊流度沿高度分布中的若干典型站的总压信号作功率谱密度和概率密度函数分析。

主题词: 流场畸度, 激波干扰, 进气道, 紊流度, 频谱分析

符 号 表

h_{λ}^B ——近底壁的 λ 波交点至底壁距离	$M_{u,u,m}$ ——近顶壁的未扰动流波前最大马赫数
h_{λ}^u ——近顶壁的 λ 波交点至顶壁距离	$M_{u,B,m}$ ——近底壁的未扰动流波前最大马赫数
H ——形状因子; 扩张通道出口高度	$T_{u,B,m}$ ——近底壁的紊流度峰值
L ——实验段的长度	$T_{u,u,m}$ ——近顶壁的紊流度峰值
X ——壁面静压点纵坐标	
YY ——组合探针口的坐标	

一、引 言

强激波与附面层的严重干扰,导致外压缩进气道喉道堵塞,壁面附面层分离,甚至产生自激振荡,引起进气道喘振或进气道性能恶化,流场的动、稳态畸变剧增。因此,详细地研究强激波与附面层互相作用下的动态畸变特征对于进气道设计,具有十分重要的意义。这是当今国内外文献中较少涉及的,而又十分重要的课题。

本文着重研究二元收-扩管内强激波与紊流附面层相互作用下的气流动态畸变,并对典型的总压信号作PSD和PDF分析。

二、实验系统

实验装置如图1所示。该装置由加热器A、带多层纲格的驻室B、进气导管C、实验段D和反压控制锥E构成。实验装置下游接真空泵。实验段D由曲状顶壁、平底壁和二个相平行的光学玻璃构成二元收-扩通道,其喉道的展弦比为2.85,扩张段出口的展弦比为1.76,扩张段进出口的面积比为1.618。

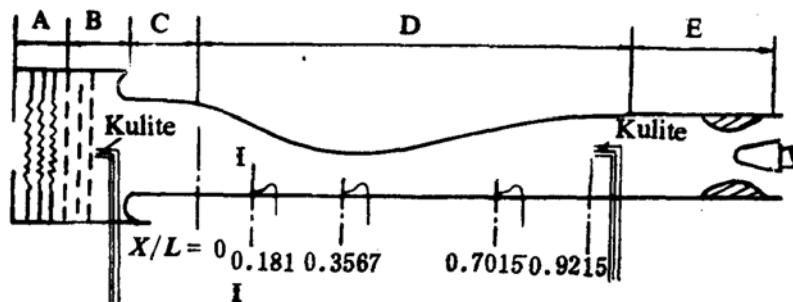


图1 强激波与附面层干扰实验装置

在实验段1-1截面及沿扩张段底壁,分别装有微型的附面层探针,探针口内高0.14mm,外高0.2mm。探针的位移精度为0.01mm^[1]。在扩张段的 $X/L = 0.9215$ 截面,装有组合式的动态-稳态总压探针。动态总压探头内装有XQD-80系列的Kulite传感器,还装有 $\phi 0.8$ 的不锈钢管。组合探针的堵塞比为2.2%,远低于8%的限制。在实验段的上、下壁沿程,分别有 $\phi 0.6$ mm孔41个和27个静压孔。

实验的测量、观察系统有

1. 激波观察系统,包括D200的光学彩色纹影仪,以观察、记录不同反压下的激波位置及强激波与附面层的相干扰特征。
2. 动态压力测量系统,包括Kulite XQD-80传感器、放大器、滤波器、示波器、磁带机和打印机,截止频率为10kHz。
3. 稳态压力测量系统,包括Apple-Ⅱ微机、打印机、AD板和二个48点扫描阀。

三、实验结果和讨论

实验时驻室B内的气流紊流度为0.22%。强激波与附面干扰区上游的壁面附面层条件——在 $M_{u,u.m} 1.765$ 和 $M_{u,B.m} 1.744$ 下,测量 $X/L = 0.7015$ 处底壁上的附面层参数为:附面层厚度 $\delta 3.27$ mm,位移厚度 $\delta^* 0.469$ mm,动量厚度 $\theta 0.322$,形状因子 $H 1.456$,属紊流附面层。

1. 典型激波强度下的紊流度沿通道高度的分布特征及分析

(1) 在干扰区下游,紊流度沿截面高度的分布特征,明显地不同于跨音激波附面层干扰,沿高度出现四个紊流度峰值,如图2(C)所示。其中近底壁和近顶壁的峰值最高,达 $T_u = 0.24 \sim 0.14$,中间峰值较低,约为 $0.05 \sim 0.05$ 。

(2) 为什么近底壁的紊流度峰值, 远高于近顶壁的? 影响因素较多。最主要的是激波强度。 $M_{u.B.m} 1.746$ 远强于 $M_{u.u.m} 1.64$ 。

(3) 为什么在 T_u-YY/H 分布中部, 会出现两个相当强的紊流度? 由纹影观察和实时记录结果发现, 这二个紊流度峰值的出现及其位置, 同 λ 波交点几乎密切对应。这就可以推论到, 这两个峰值正是 λ 波交点形成的滑流层下游的涡产生的。以后的概率密度函数分析, 将进一步证明这一结论是正确的。

(4) 从大量的试验数据中发现, 各紊流度峰值对应于该截面的总压剖面 $p_t/p_o \sim YY/H$ 的斜坡, 且紊流度峰尖几乎对应于总压斜坡的拐点。而平稳的低紊流度区对应于平稳的总压剖面 $p_t/p_o \sim YY/H$ 区 (p_o -驻室内气流总压) (参见图2中的虚线)。

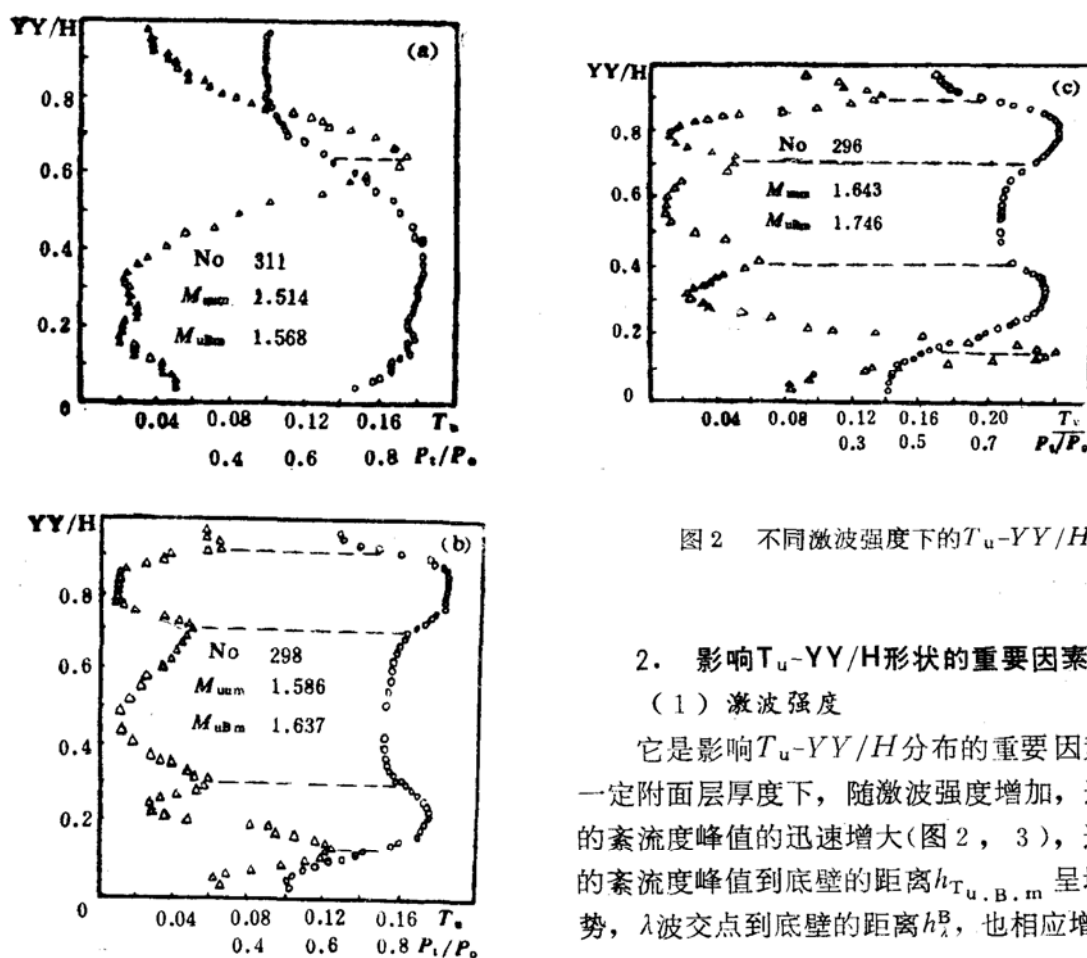


图2 不同激波强度下的 T_u-YY/H 分布

2. 影响 T_u-YY/H 形状的重要因素

(1) 激波强度

它是影响 T_u-YY/H 分布的重要因素。在一定附面层厚度下, 随激波强度增加, 近底壁的紊流度峰值的迅速增大(图2, 3), 近壁面的紊流度峰值到底壁的距离 $h_{T_{u.B.m}}$ 呈增加趋势, λ 波交点到底壁的距离 h_{λ}^B , 也相应增加(图4)。

(2) 几何因素

上面近底壁的强激波与附面层干扰区下游的紊流度峰值随马赫数 $M_{u.B.m}$ 的变化趋势, 并非完全符合近顶壁的紊流度峰值随 $M_{u.u.m}$ 的变化趋势(见图3中 $T_{u.u.m}-M_{u.u.m}$), 其变化要比近底壁的复杂的多。

① 在 $M_{u.u.m} 1.514$ 下, 近顶壁的紊流度峰值 $T_{u.u.m}$ 达0.17, 比近底壁的对应的紊流度 $T_{u.B.m}$ 大得多。而这时的近底壁的激波波前, 干扰区上游的未扰动点的 $M_{u.B.m} 1.568$,

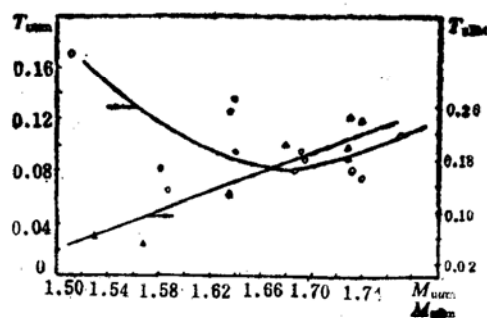


图3 $T_{u,u,m}-M_{u,u,m}$ 及 $T_{u,B,m}-M_{u,B,m}$ 关系

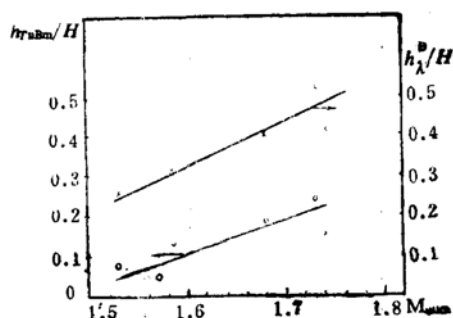


图4 $h_{u,B,m}/H-M_{u,B,m}$ 及 $h_u^B-M_{u,B,m}$ 关系

大于这时的 $M_{u,u,m}$ 1.514。这说明曲壁的影响比对激波强度的影响还大(参见图2-a)。根据激波纹影观察以及沿曲壁的静压变化可知,对应于 $M_{u,u,m}$ 1.514 下的未扰动点在 $X_u/L = 0.5596$ 。顶壁在该点的局部扩压角达 10.2° ,波后气流产生激波诱导分离和扩压分离。分离区一直延续到扩张段出口,在扩张段出口的分离区高达 $YY/H = 0.2$ (起自顶壁)。这样,由于激波后近扩张段顶壁的气流分离区占据很大剖面范围和范围,为保持流动连续性,过喉道的气流必收敛,并且靠近底平壁。虽然,近底壁,激波后气流也发生激波诱导分离,但分离流到扩张段出口,已全部再附着了。故这时近底壁的总压剖面(在扩张段出口)比近顶壁饱满得多(图2a)。

② 如继续降低反压,激波便后移,出现 $M_{u,B,m}(1.637) > M_{u,u,m}(1.586)$ (图2b)。这时反过来, $T_{u,B,m} > T_{u,u,m}$ 。流场的测量结果表明,这种反压条件下的扩张段出口气流均再附着了。

③ 实验发现,当继续降低反压, $M_{u,u,m}$ 达1.64,出现 $T_{u,u,m}$ 时增时减的脉动特征,一直到 $M_{u,u,m} = 1.68 \sim 1.74$,紊流度 $T_{u,u,m}$ 继续随 $M_{u,u,m}$ 增大而增大(图3)。但在相同的马赫数下,近顶壁的紊流度峰值,仍低于近底壁值。实测这时的流场发现,这种条件下的近底壁的扩张段出口气流,仍处于分离或近于分离。

④ 近曲壁的气流紊流度第1,2峰值至曲壁的距离随 $M_{u,u,m}$ 变化趋势,与近底壁的有明显区别(对比图4、5中的曲线)。在 $M_{u,u,m} = 1.51 \sim 1.64$ 下,随 $M_{u,u,m}$ 增加,近曲壁的紊流度第一峰值 $T_{u,u,m}$ 至曲壁的距离 $h_{T_u}^B/H$ 迅速下降;超过 $M_{u,u,m}$ 1.64,其值基本保持不变,保持 $h_{T_u}^B/H = 0.1$ 处(图5)。而第二峰值至曲壁的距离,在 $M_{u,u,m} = 1.51 \sim 1.64$

内, 随 $M_{u.u.m}$ 增加, h_{λ}^u/H 同样迅速下降, 在 $M_{u.u.m} > 1.64$ 后, 基本上保持在 $h_{\lambda}^u/H = 0.3 \pm 0.05$ 以内。

综上所述, 在一定的紊流附面层厚度下, 正是激波强度以及壁面的几何形状影响了紊流度分布及其内四个峰值大小和各点到壁面的距离。

3. 总压信号的功率谱密度函数分析

对典型马赫数下的紊流度剖面 T_u-YY/H 中的各特征点的总压信号, 作功率谱分析, 以进一步了解气流的脉动能量的频率结构。根据动态数据处理的截止频率与模型大小成反对原理, 考虑到飞机飞行中动态数据实时处理截止频率为1000Hz, 本实验中动态数据处理的截止频率取为10kHz。图6中依次给出与图2中相对应的各特征点的功率谱密度频率PSD- f 特性。可见, 气流的脉动能量, 主要集中于 $f < 2-2.5\text{kHz}$ 频带内。超过这个频带, 气流中的脉动能量几乎不随频率而变。强激波与附面层干扰下的下游气流脉动能量的频率结构, 同跨音激波与附面层干扰下的有明显区别。

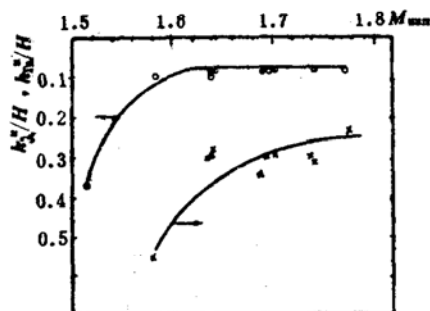


图5 $h_{\lambda}^u/H-M_{u.u.m}$ 及 $h_{\lambda}^u/H-M_{u.u.m}$ 关系

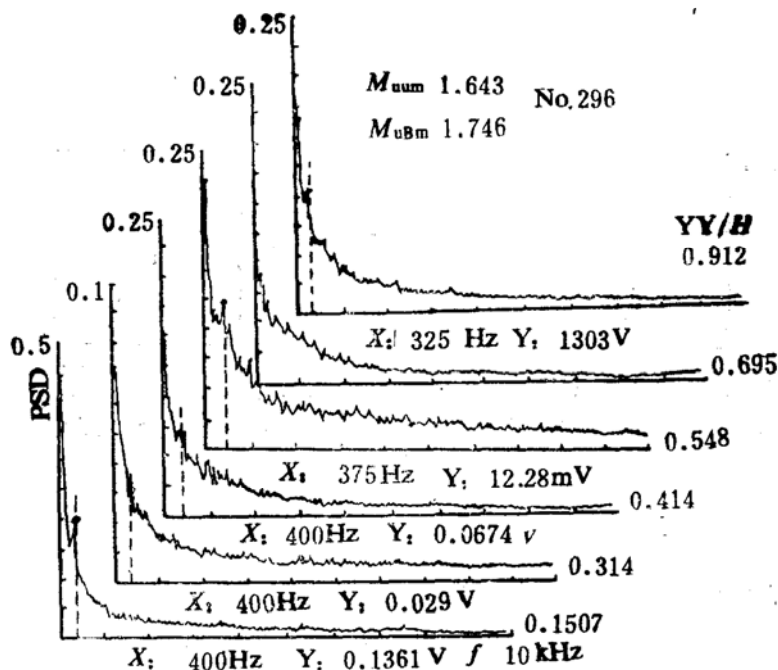


图6 沿高度分布的PSD- f 特性 (296号数据)

4. 对总压信号作概率密度函数分析

图7给出了与图2相对应的各点总压信号的概率密度函数以及对应的总压时间历程。它们具有三个特点: ①在 T_u-YY/H 的最凹点 (如 $YY/H = 0.7614, 0.548, 0.314$), 总压信号的振幅特性基本上合乎高斯正态分布特性。②近壁面的总压信号的振幅特性, 明显地偏离高

斯正态分布,明显的左右不对称,如 $YY/H = 0.037, 0.1507, 0.9121, 0.963$ 的 $PSD-f$ 分布。正对滑流层下游的气流总压信号的振幅特征,明显地呈高斯噪声中的正弦波形。进一步对此信号进行分解和分析,完全证明,信号中确实包含了正弦波和高斯噪声信号,如图 8 所示^[2]。

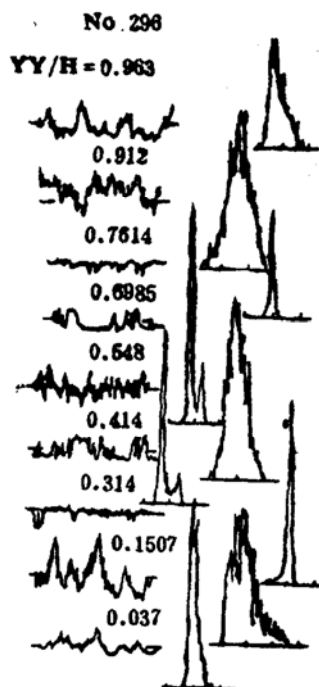


图 7 沿通道高度的PDF及 p_t-t 分布

六 结 论

1. 与跨音激波附面层干扰不同,在干扰区下游,沿通道高度出现四个紊流度峰值。在 $M_{u,u,m} 1.64$ 和 $M_{u,B,m} 1.74$ 下,近底壁和顶壁该峰值分别达 $T_{u,B,m} 0.24$ 和 $T_{u,u,m} = 0.14$ 。中间两个紊流度峰值达0.05和0.065。

2. 上述四个峰值区,对应于 $p_t/p_o-YY/H$ 中的一个斜坡,并且峰尖点几乎位于总压斜坡曲线的拐点。这一发现,有助于从稳态的总压场中去预估场中的紊流度峰值存在位置。

3. 对强激波与壁面附面层干扰特征来说,壁面的几何形状的影响完全不一样。文中提出了不同激波强度下的近底壁和曲壁的紊流度峰值和 λ 波交点位置的关系。

4. 对干扰区下游,扩张段出口的典型位置的总压信号作PSD分析,发现,强激波附面

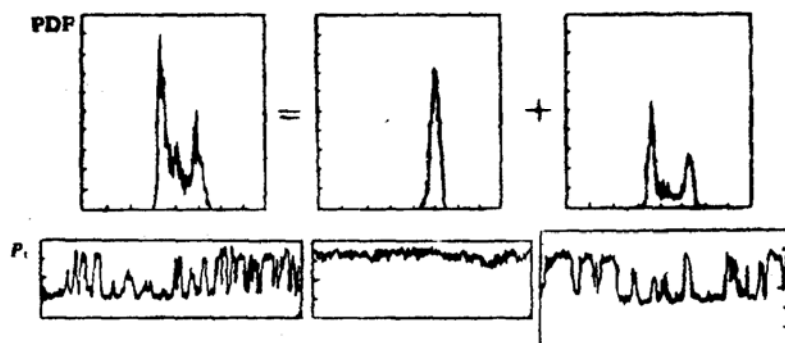


图 8 高斯噪声中的正弦波形分解 ($M_{u,u,m} 1.7279 YY/H 0.75$ 331号数据)

层干扰下的脉动能量更集中于 $f < 2 \sim 2.5 \text{ kHz}$ 的频带内。

5. 对干扰区下游的总压信号作概率密度分析的结果发现,在 T_u-YY/H 分布曲线的最凹点,概率密度函数基本上符合高斯分布;但近壁面的却明显地偏离高斯分布;而 λ 波交点下游滑流层的总压概率密度函数则属高斯噪声中的正弦波。

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, No.2, 1982。
- (2) J.S.贝达特和A.G.皮尔:相关分析和谱分析的工程应用,南京航院出版社,1980。

THE INVESTIGATION OF DYNAMIC DISTORTIONS IN FLOWFIELD DOWNSTREAM OF STRONG SHOCK-BOUNDARY INTERACTION

He Zhongwei

(Nanjing Aeronautical Institute)

Abstract

In the condition of certain boundary layer, the dynamic flow distortion in a two-dimensional convergent-divergent duct at the interaction of typical strong shock to turbulent boundary layer is emphatically investigated in this paper. It is found experimentally that four turbulence peaks exist along the height of duct downstream of the interaction region, as well as that each peak corresponds respectively to the inflexion point of the Pitot pressure profile. The effects of shock strength and the duct geometry on the dynamic flow distortions are also discussed. The power spectral density (PSD) and probability density function (PDF) of Pitot pressure signals at the typical condition of the turbulence profile are analyzed in detail. It is noticed that the pattern of PDF of the Pitot pressure signals in vortex sheet at intersection of λ -shock is similar to that of sine wave in Gaussian noise.

Keywords: Flow distortion, Shock wave interaction, Inlet, Turbulence, Spectrum analysis

EXPERIMENTAL STUDY ON ATOMIZATION FINENESS OF PLAIN ORIFICE INJECTOR WITH NON-PERPENDICULAR INJECTION INTO CROSS FLOW AIR STREAM

Wang Lixin Zhang Yan Liu Zhen Jin Rushan

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics)

Abstract

As a further step on experimental study of atomization by plain orifice inje-