

高超声速湍流分离激波运动和压力脉动^{*}

王世芬 任志远

中国科学院力学研究所, 北京 100080

摘要 简述在 $M = 7.8$ 、 $Re = 3.5 \times 10^7/m$ 气流条件下, 无后掠和后掠压缩拐角及直立半圆柱前缘舵上游平板干扰区壁面压力脉动测量结果及其分离激波运动特性。

关键词 高超声速流; 分离流; 激波与湍流边界层相互作用; 激波运动; 壁面压力脉动

中图分类号 V 211.7; O 354.4; O 357.5

0 引言

带翼高超声速飞行器作为天地往返的一种运输工具已受到世界各国的关注。为迎接利用和开发空间资源的高潮, 各科学大国正在加紧探索提高飞行器使用性能、降低运输费用、增强安全可靠性的先进技术和方法。从飞行器构型来看, 无论是带单垂尾机身与双三角翼组合体还是无立尾机身与三角翼尖端侧仰组合体, 大部分表面为平面, 其承受气动载荷能力和结构的固有频率均低于轴对称体。当飞行器再入大气层时, 由于激波和湍流边界层、激波与激波相互作用, 飞行器周围形成一个含多部位分离的复杂三维流场。在激波和湍流边界层相互作用局部流场中, 分离激波发生大尺度低频振荡使其表面压力脉动高达185dB以上, 而能量相当一部分集中在结构响应频率范围, 无疑给飞行器的安全和使用寿命造成严重威胁。因此, 了解湍流分离激波运动特性, 认识压力脉动变化规律, 开发实用控制激波大尺度低频振荡技术已成为当今航天高技术领域气动力研究的一个热点。

80年代以来, 许多科学家利用现代瞬态测试技术和高速数据采集系统, 开展了无后掠和后掠压缩拐角, 钝(尖)前缘舵激波诱导湍流分离流场压力脉动测量, 并通过信号条件采样和统计方法分析, 探索其流场的非稳定性和激波振荡机制, 有关详情见Dolling教授的综合报导^[1]。遗憾的是该文收集的数据主要是超声速区域($M > 5$), 对高速飞行器气动和结构设计有重要使用价值的高超声速领域激波诱导湍流分离的压力脉动数据无从知晓。为此, 中科院力学所在 $M = 7.8$ 、 $Re = 3.5 \times 10^7/m$ 条件下, 开展了高超声速激波诱导湍流分离的脉动压力测量, 并用条件采样和统计方法, 研究高马赫数下分离激波运动特性和壁面压力脉动强度及其频谱分布。本文简述其研究内容和取得的成果。

1 实验设备、模型和测试系统

实验在中国科学院力学研究所 JF_{4B} 高超声速炮风洞中进行。气流马赫数为7.8, 单

* 国家自然科学基金和国防科工委资助项目

位长度雷诺数为 $3.5 \times 10^7 / \text{m}$, 准定常流动时间为 20ms 。

模型由 $650 \text{mm} \times 300 \text{mm}$ 的尖缘平板和可更换的直立半圆柱前缘舵、无后掠和后掠压缩拐角组成(图1)。舵高 90mm , 长 200mm , 前缘直径为 10 、 20mm 和 25mm 。压缩拐角流向偏角为 35° , 高 35mm , 拐角线长 260mm , 后掠角 λ 为 0 、 10 和 15° 。为防止平板下方高压气流对压缩拐角两端流场的干扰, 端面分别附加一片挡板(后掠时)或二片挡板(无后掠时)。挡板为后掠 60° 尖缘翼, 高 60mm , 翼前端离拐角线顶点 80mm 。平板后部有一直径 145mm 圆孔, 用于安装有测试元件的转盘。舵和拐角前端与平板前缘约相距 450mm , 当地湍流边界层厚度 δ 约 6mm 。

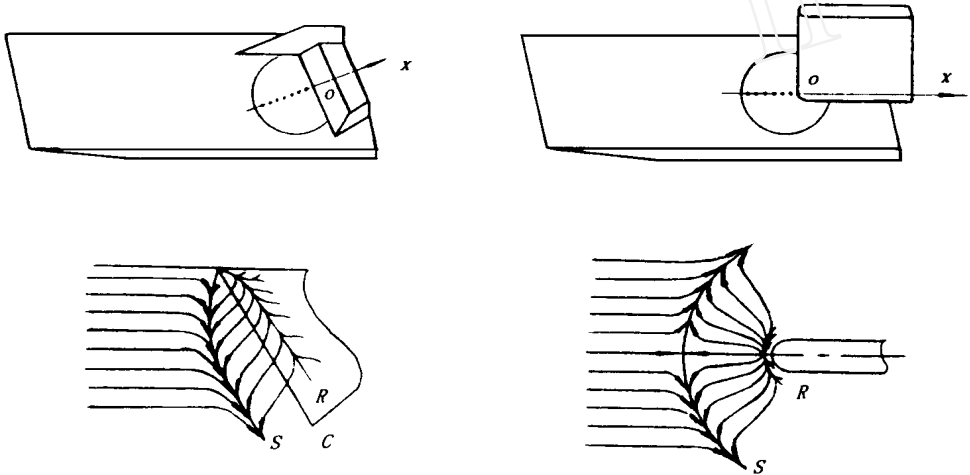


图1 实验模型和分离激波上游影响区主要壁面特征示意图

Fig 1 Test models and sketch showing key surface features in the upstream influence region of separation shock

压力测量采用美国 Kulite 公司生产的 XCQ - 062 - 25A 小型固态压阻传感器, 用硅橡胶密封齐平安装在测量转盘上, 相邻两传感器中心最小间距为 3mm 。实验时, 转盘表面与平板齐平, 测量线与流场分离线垂直。测量信号经高增益放大器放大(带宽为 $\text{DC} \sim 200 \text{kHz}$) 和低通滤波器(截止频率为 100kHz) 滤波后, 用 12bit A/D 多通道数据存储器记录。采样频率为 625kHz , 数据分析长度为 $7 \text{k} \sim 12 \text{k}$ 。

2 数据处理方法

图2给出 $M = 7.8$ & $Re = 3.5 \times 10^7 / \text{m}$ 时, 在平板激波诱导湍流分离区同步采集到的典型压力脉动信号, 由此可见大幅度低频压力脉动产生、发展及其消失的过程。在分离激波与湍流边界层相互作用起始区, 瞬态压力曲线出现尖峰状的脉动, 随着相互作用向下游的推移, 这些尖峰状脉动出现的次数随之增多, 信号呈间歇式, 其瞬态压力值来回在未扰动的平板表面压力值和分离激波扰动后的高值间跳跃。当湍流边界层的信号在整个时域全部受扰动以后, 间歇现象消失, 瞬态压力绕一平均值来回随机变化, 脉动幅值的概率密度函数又变为高斯型。这一结果表明高超声速激波诱导湍流分离的压力脉动是由湍流脉动和分离激波非定常运动诱发而成。为了从压力脉动信号中得到有意义的结果, 本文采

用了如下两种数据处理方法。

2 1 统计方法

统计方法是研究随机运动常用的一种方法。激波与湍流边界层相互作用区壁面各点承受的平均压力 \bar{P}_w 和压力脉动强度(或者说标准方差) σP_w^2 从实测曲线用简单的四则运算求得, 而功率谱函数 $G(f)$ 用 Nuttall 法计算^[2]。为了便于不同类型流场的比较, 突出主频范围, 文中频谱分布以 $G(f)f / \sigma P_w^2 \sim \log f$ 形式给出。

2 2 条件采样方法

条件采样方法主要用于检测激波运动及其相关的事件。根据 Erengil 和 Dolling 设定的阈值 $T = \bar{P}_{w0} + 6\sigma P_{w0}$ ^[3], 倘若某测点的压力瞬时值 $P_w(t)$ 大于 T , 认为激波位于该点的上游, 若瞬时值小于 T , 则认为激波运动到该点的下游, 由此求出分离激波来回穿越每一测点的时间序列 $\{t_s\}$ (图3)。 \bar{P}_{w0} 和 σP_{w0} 分别为无干扰平板平均压力和均方根。将激波运动经各个测点的时间序列集成一体, 并由小到大排序, 可得分离激波随 t_s 来回运动到各点的历程 $X_s(t_s)$ 。为弥补实验空间分辨率的不足, 激波在相邻两个 t_s 间的位置借助等速运动假设用线性插值或外推法确定。

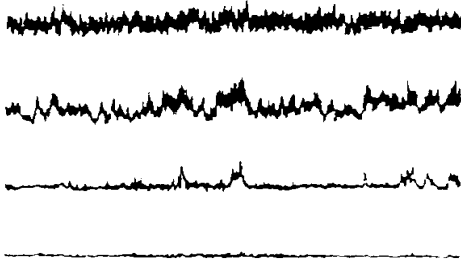


图2 典型压力脉动信号
Fig 2 Typical samples of wall pressure fluctuation signals

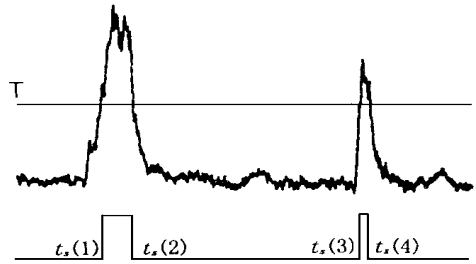


图3 条件采样方法
Fig 3 Conditional sampling algorithm

3 结果与讨论

3 1 平板上分离激波干扰流场构型

$M = 7.8$ & $Re = 3.5 \times 10^7/m$ 气流绕35°压缩拐角运动时, 平板湍流边界层在逆压梯度作用下, 从板面向上卷起, 形成自由剪切层, 在拐角上游的平板上产生一个干扰区。油流显示表明, $\lambda = 0$ 时分离线平行拐角线, 与来流垂直。 $\lambda = 10$ 和15 时, 拐角顶端分离线发生弯曲, 但经初始区后, 分离线与拐角线平行, 形成准二维柱形区。直立半圆柱前缘舵平板干扰区受向下游扩展的马蹄涡控制, 主分离线呈鞍点起始闭式分离形态。随着分离点位置向下游的推移, 分离线的后掠角(分离线切线与来流垂直方向的夹角)逐渐加大, 在中心线上流动具有准二维特性。按照干扰流场的主控因素, 钝舵干扰区可分内区(前缘区)和外区两部分。舵前缘直径是控制内区主分离线位置和形状的主要因素, 而外区主分离线受其舵迎角和自由流马赫数影响^[4,5]。

3 2 平板干扰区壁面平均压力和无量纲压力偏差分布



图4分别给出压缩拐角上游柱形干扰区分离线法向和无迎角直立半圆柱前缘舵上游中心线上的壁面平均压力分布。 x 以拐角线或舵前缘为原点。尽管不同物形的流场结构不尽相同,但在分离激波影响的起始区域,平均压力受分离激波大尺度运动的影响均急剧上升。在35°压缩拐角情况下,由于干扰距离比较短,平均压力分布未出现平台区,拐角上游邻近区的平均压力随 λ 的增加而减小。若增大压缩拐角流向偏角,干扰距离加大,平均压力分布形成一条“上升—平台—上升”曲线^[6]。在直立半圆柱前缘舵上游中心线上,压力分布出现平台,在 λ 激波三叉点下方,平均压力下降经谷值再急剧上升,在再附线达最大峰值后又下降,为双峰构型。

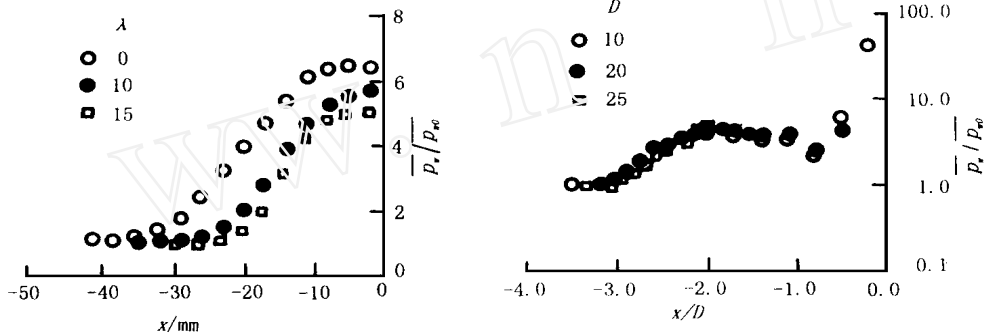


图4 平板干扰区壁面平均压力分布

Fig 4 Mean wall pressure distributions in the interaction region

图5分别给出与图4相对应的无量纲压力标准偏差 σ_{P_w}/P_w 分布。在压缩拐角柱形干扰区内,由于分离激波的非定常运动, σ_{P_w}/P_w 开始急剧上升,达极大值后下降,接一平台。 $\lambda = 0$ 时, $(\sigma_{P_w}/P_w)_{max} = 0.38$ 。随 λ 增加和激波运动区缩小, $(\sigma_{P_w}/P_w)_{max}$ 下降。直立半圆柱前缘舵上游中心线上 σ_{P_w}/P_w 分布呈双峰,其峰值随 D 和激波运动区长度减小而减小。 $D = 25\text{mm}$ 时, $(\sigma_{P_w}/P_w)_{max} = 0.4$ 。将本实验结果与Aso和Gonzalez分别在 $M = 4.5$ 气流条件下的实测值^[7,8]作一比较,可以看出 $(\sigma_{P_w}/P_w)_{max}$ 和 $(\sigma_{P_w})_{max}/P$ 随 M 增加而增大。

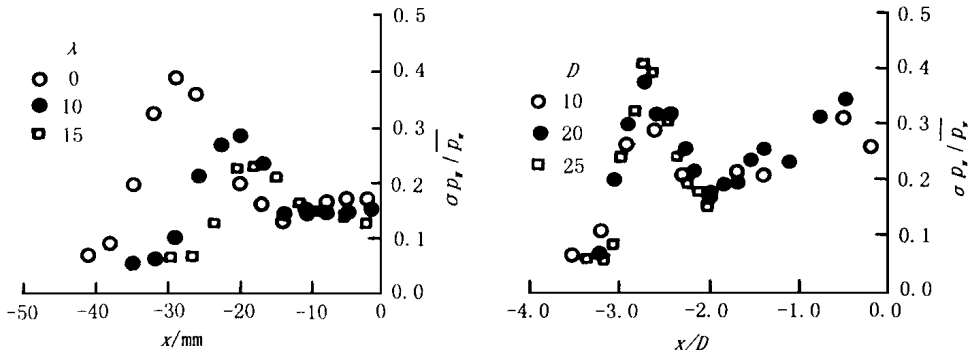


图5 平板干扰区无量纲压力标准偏差分布

Fig 5 Distributions of normalized standard deviations of wall pressure in the interaction region

在建立一个普适预测激波运动区最大压力脉动强度方法的研究中, Gonzalez 和 Dolling 曾利用Debieve和LaChame建立的激波上游和下游压力场与激波运动区压力脉动方差的关系式^[9]和 $M = 5$ 时不同类型湍流分离流场中激波运动区 $(\sigma_{P_w})_{max}$ 实测值,

得到一个极为简单的估算压力脉动强度的方法,即 $(\sigma P_w)_{\max} \approx 0.5 \Delta P_s$, ΔP_s 定义为分离线上平均压力与来流静压之差。尽管本实验得到的 $(\sigma P_w)_{\max} / \Delta P_s$ 为0.32~0.39,但作为工程预算,激波运动区最大压力脉动标准偏差可按二分之一的平均分离压力升估算。

3.3 激波运动区壁面压力脉动功率谱

功率谱是了解压力脉动能量频率分布和分析飞行器结构对激波运动诱导高强度动态载荷承受能力的一个重要参量。图6给出35°压缩拐角在 $\lambda = 0, 10$ 和15°时和直立半圆柱前缘舵在 $D = 10, 20\text{mm}$ 和25mm 时激波运动区壁面压力脉动功率谱密度,频率分辨率为76.3Hz。由图可见,压力脉动频率为一个宽带,但大部分能量集中在10kHz以下。无后掠压缩拐角高峰在1.2kHz,随着后掠角增大,峰值频率加大, $\lambda = 15$ 时最大峰值频率上升到3.6kHz。直立半圆柱前缘舵谱峰频率随 D 而变,通常 D 越小峰值频率越高。在本实验条件下,10mm厚钝舵最大峰值频率为2.9kHz,20mm钝舵降到1.2kHz,25mm钝舵有点例外,除610Hz有一个峰,2kHz另有一个高峰,目前尚未找到一个普适的功率谱密度相关式。

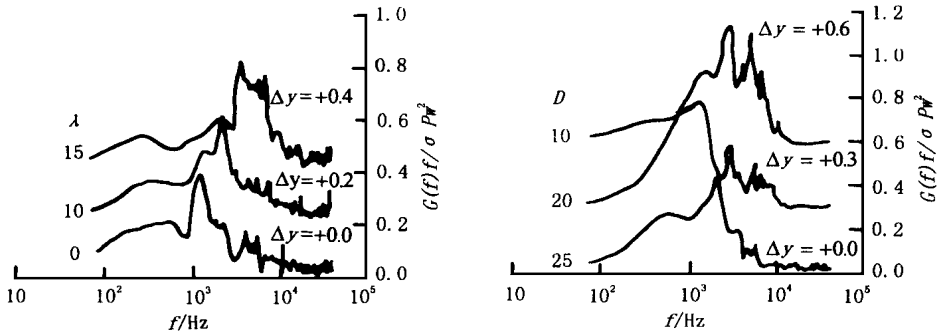


图6 激波运动区脉动压力功率谱

Fig 6 Power spectra of fluctuating pressures in the shock motion region

3.4 分离激波运动特性

图7给出用条件采样方法从激波运动区同步采集的壁面压力脉动信号推导出的分离激波运动历程 $X_s(t)$ 及其概率密度分布。结果表明分离激波绕一平均位置向前向后来回随机运动,其运动区长度 L_i 可用 $6\alpha_s$ 表征。在本实验条件下, L_i 随 λ 增加而减小。 $\lambda = 0^\circ$ 时,35°压缩拐角上游激波运动区长度为 2.75δ , $\lambda = 15$ 时 $L_i = 1.93\delta$ 。直立半圆柱前缘舵上游中心线上 L_i 约为 $0.85D$ 。需进一步寻找影响 L_i 的关键参数。

激波运动速度由激波运动距离和所用时间求出(图8)。在本实验条件下,各个湍流分离流场中激波向上游运动速度 $(v_s)_{up}$ 和向下游运动速度 $(v_s)_{dn}$ 的平均值均相等,流场结构对激波运动速度平均值 \bar{v}_s 影响不明显,其值在 $0.03 \sim 0.038v$ 间变化(v 为来流速度),落到 $M = 5$ 实验结果散差带中^[8],这表明 M 对激波动力学特性影响不大。

图9为激波运动历程的功率谱,其频谱特性与激波运动区压力脉动的结果十分相似,这再次表明分离激波振荡是一个大尺度低频运动,正是这种非正常运动致使压力脉动强度加大,出现极大值。

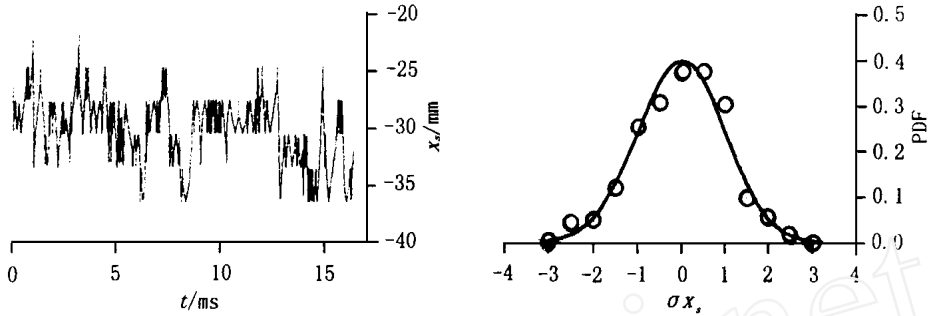


图7 分离激波历程 $x_s(t)$ 和概率密度函数

Fig 7 Separation shock position history $x_s(t)$ and its probability density function

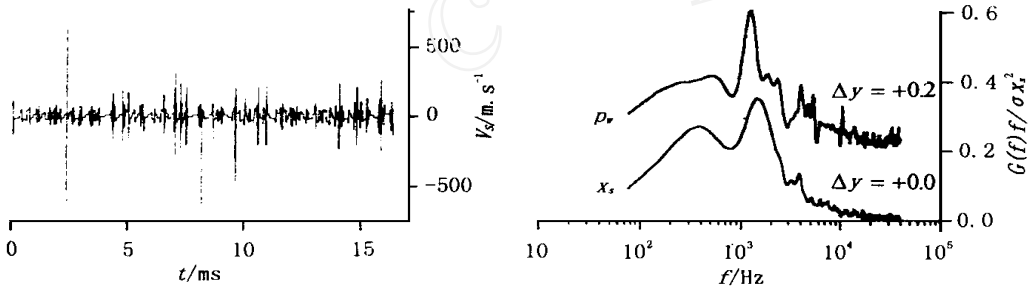


图8 激波运动速度 $v_s(t)$

Fig 8 Shock velocity history $v_s(t)$

图9 $x_s(t)$ 功率谱

Fig 9 $x_s(t)$ Power spectra

4 结 论

在 $M = 7.8$ & $Re = 3.5 \times 10^7/m$ 气流条件下, 通过后掠和无后掠压缩拐角及直立半圆柱前缘舵上游平板干扰区的壁面压力脉动测量、实验数据的条件采样和统计分析, 可得如下结论:

(1) 在高超声速激波诱导湍流分离流场中, 分离激波绕一平均位置向前向后来回随机运动, 其概率密度为高斯分布。马赫数对无量纲激波运动速度平均值 \bar{v}_s/v 影响不大。

(2) 激波运动频率为一宽带, 但能量主要集中在低频。随着激波运动区域长度的减小, 谱峰频率加大。

(3) 在激波运动区中, 脉动压力标准偏差存在一个极大值, 其无量纲最大压力标准偏差 $(\sigma_{pw}/P_w)_{max}$ 或 $(\sigma_{pw})_{max}/P$ 随马赫数增加而加大, 但随激波运动区长度减小而减小。

参 考 文 献

- 1 Dolling D S A IAA, 93-0284
- 2 Robinson E A, et al Proc of IEEE, 1982, 70: 883~ 1125
- 3 Erengil M E, Dolling D S A IAA, 92- 0430
- 4 王世芬, 王 宇 钝缘舵高超音速湍流分离特性 航空学报, 1996, 17(7s): s1~ s6
- 5 Wang Shifen, Ren Zhiyuan, Wang Yu In: Proc of the Fourth ASV, 1996: 109~ 114

- 6 Wang Shifen, Li Qingquan, Li Cunbiao. In: Recent Advances in Experimental Fluid Mechanics, 1992: 71~ 76
 7 A so S, Kuranaga S, Hayashi M. AIAA, 91-1755
 8 Gonzalez J C, Dolling D S AIAA, 93- 0776
 9 Debieve J F, LaChame J P. Proc U TAM Symposium, 1986: 393~ 403

SHOCK MOTION AND WALL PRESSURE FLUCTUATION IN A HYPERSONIC TURBULENT SEPARATED FLOW

Wang Shifen Ren Zhiyuan

Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080

Abstract This paper presents the results of measured wall pressure fluctuations and the characteristic parameters of shock motion in the upstream influence region of separation shock induced by unswept and swept compression ramps, blunt fins with a semi-cylindrical leading edge under the condition of freestream Mach number of 7.8 and unit Reynolds number of $3.5 \times 10^7/m$.

Key words hypersonic flow; separated flow; shock wave and turbulent boundary layer interaction; shock motion; wall pressure fluctuation

大功率壁稳电弧高温气体动力学研究实验室建成

根据基地和将来高温气体动力学研究发展的需要, 1997年, 我所成功完成了对原有高温气体动力学实验装置电源系统的改造工作, 建成了在高温气体研究方面具有更广范围、更高能力的大功率壁稳电弧高温气体动力学研究实验室。通过此次改造, 以400kW 的可控硅电源代替原有的67.5kW 高精度直流电源, 使原等离子体电弧发生器的电流由100A 扩大到500A, 大大拓宽了我部高温气体研究的范围, 提高了试验测试手段与研究能力, 对解决真实气体效应的关键技术创造了十分有利条件, 同时也为基地在等离子体研究领域继续保持领先地位奠定了良好基础。

(CARD C- 4供稿)