

高超音速湍流分离流研究

王世芬 李清泉 李存标 王宇 任志远

(中国科学院力学研究所, 北京 100080)

[关键词] 高超音速湍流分离流, 激波与湍流边界层相互作用, 分离激波非稳定性, 壁面压力和热流率脉动

激波诱导的湍流边界层分离, 由于其流场结构复杂并具有高度不稳定性, 目前理论计算还无法准确模拟, 因而一直是航空、航天和其它许多应用流体力学领域的一个难题。航天飞机和其它高速再入飞行器的表面翼、襟、进气道入口等处, 由于激波与湍流边界层相互作用, 使物面边界层产生分离一再附, 引起严重的局部气动加热; 而分离激波出现的大尺度低频振荡, 不仅产生严重的气动噪声, 还会引起振动疲劳, 直接影响飞行器的性能和安全。因此, 选择飞行器表面若干典型有实际意义的局部激波干扰流场, 研究它们的流动特性, 并在一定认识的基础上建立近似的预测模式和开发实用的控制方法, 已成为当今航天高技术领域空气动力学研究的一个热点。

中国科学院力学研究所高超音速分离流研究组, 在国家自然科学基金高技术基金支持下, 发展了图示技术, 和瞬态表面压力及热流率测试技术, 对高速飞行器表面若干典型突出物, 如压缩拐角、前向台阶和尖(钝)前缘翼等在高超音速绕流中气动加热和气动加载过程, 进行了观测; 通过对讯号的条件采样和统计分析, 给出高超音速湍流分离非稳定特性, 即: 分离激波运动的特征参数, 干扰流场中最大无量纲压力和热流率标准偏差; 并对分离区相干结构进行分析, 探讨了激波振荡的起因。

本项目的研究成果有:

1. 在高超音速脉冲型风洞中, 应用蜡纸存贮技术, 发展了一种能提供长期保存的可展曲面全尺度油流谱图的新方法。该技术改变传统的做法, 直接在实验模型表面牢固粘贴一层强度高、不易变形、表面经打蜡抛光特殊处理过的薄纸, 纸上含有指示物的油剂离散点, 使其吹风后形成的油流谱图直接在纸上成像(图1)。该方法操作简便, 图像清晰, 结果直观, 其工效为间断点测量所不及, 属国际首创, 已成为高超音速脉冲型风洞研究物面附近复杂流动的一种有效手段。

此外, 在力学所所长择优基金及激波管和激波风洞实验室的大力支持下, 引用英国BDH公司生产的TCS-522型热色液晶, 在我国脉冲型风洞中首次成功获得尖前缘翼平板干扰区表面温度分布图(图2), 它充分证实本油流技术显示的结果可靠。

2. 揭示了尖(钝)前缘翼高超音速干扰流场壁面时均特性:

- (1) 发现尖前缘翼高超音速干扰流场仍由起始区和锥型区两部分组成, 但上游影响线紧

本文于1996年4月6日收到。

靠主分离线,其无量纲的初始长度随无粘激波角缓慢减小;而流场中一旦出现二次分离,其分离线随激波强度增加不断向翼前缘扩展,无超音速干扰流场中消失再现的现象。直立半圆柱钝前缘翼高超音速干扰流场由内区(前缘区)和外区两部分组成。翼前缘直径是控制内区主分离线的位置和形状,控制壁面平均热流率分布和壁面平均压力分布的主要因素;而外区由翼迎角和自由流马赫数控制,与翼钝度无关。

(2)证实了分离线和再附线是成对出现的,只是二次分离涡尺度较小,以致在低激波强度下出现二次分离线几乎掩盖二次再附线的现象,化解了 Settles 教授^[13]所提到的流场油流显示与拓扑理论间的矛盾。

(3)给出 $2.0 \leq Ma_\infty \leq 8.2$, $\alpha \leq 35^\circ$ 分离流场中,锥型干扰区内主分离线和再附线位置与无粘激波角 β_0 和迎角 α 的相关式;证实无粘条件是控制锥型区尺度的主要因素,而壁面压力和热流率的峰值与法向马赫数 Ma_n 相关,为高超音速数值计算方法的改进和工程预计方法的建立提供依据。

3. 拓宽了分离激波非稳定特性研究的马赫数范畴:

(1)在 $Ma_\infty > 5$ 的高超音速流中,首先应用响应快、噪声低、频带宽的瞬态压力和热流率测量系统及多通道同步高速采集技术,成功获得高马赫数下激波干扰区壁面热流率和压力脉动变化过程,揭示湍流分离是极其不稳定的,其分离激波发生大尺度低频振荡。

(2)运用条件采样和统计分析方法,给出 $Ma_\infty = 7.8$ 条件下分离激波运动的特征参数,和干扰区最大无量纲压力与热流率标准偏差,揭示其偏差随马赫数的升高而加大。这些结果拓宽了分离激波非稳定特性研究范畴,使国际上分离激波非稳定性现象观测和定量分析的马赫数范围从 5 提高到 7.8。

(3)通过激波运动区干扰热流率和压力的变化,论证了分离激波的根部不是单波,而是一束压缩波,其干扰强度随间歇因子增加而加大。

4. 论证分离激波振荡的起因:

(1)用 VITA 条件采样技术,分别检测二维压缩拐角上游平板来流边界层和分离区壁面压力脉动所包含的大幅度扰动的频率和强度,发现这两个区域均存在大尺度相干结构,其频率近似等于激波振荡零交叉频率 F_c ,但分离区内扰动幅值明显高于来流。激波运动区域长度和分离区扰动幅值随拐角增加而加大的事实表明:激波振荡的直接原因是分离区的相干结构,其控制因素是来流湍流边界层和逆压梯度。即激波的非稳定性来源于湍流边界层,逆压梯度对放大分离区相干结构的幅值起重要作用。这为抑制激波大尺度低频振荡指出了方向。

(2)将激波运动区同步采集到的壁面压力信号推算出的激波运动速度 $V_w(t)$ 和根部位置历程 $X_w(t)$,分别与分离激波两边瞬时压力比 $R_w(t)$ 和分离线下游邻近点的壁面压力 $P_w(t)$ 相关,发现均在负延滞时间呈现负高峰相关模式,但最大相关系数的幅值和峰带宽度,后者明显低于前者,进一步证明了激波大尺度低频振荡的起因主要是分离泡的膨胀和收缩。

上述激波非稳定性研究成果已得到国际同行的关注和重视,被 Settles 和 Dolling 教授撰写的综述文章^[2,3]所引用,并被《SCI》,《ISTP》,《Science Abstracts Series A: Physics Abstracts》,《Interactional Aerospace Abstracts》和《Реферативный Журнал Механика, Сводный Том》刊载。

鉴于当前空气动力学和航天高技术的发展,需进一步开展如下工作:

(1) 加强分离流场结构与分离流场尺度和激波运动区尺度间关系的研究,探索脉动压力的变化规律,建立一个工程预测脉动幅值和功率谱的模式。

(2) 开发实用的控制流场非稳态性,特别是激波大尺度低频运动的方法。

(3) 发展新的实验技术,尤其是非接触测量技术(壁面与空间、时均与瞬态),对流场的非稳态性进行更广泛的研究,以求对流动的物理本质有更多的了解。

(4) 发展现代非定常流场的计算方法。

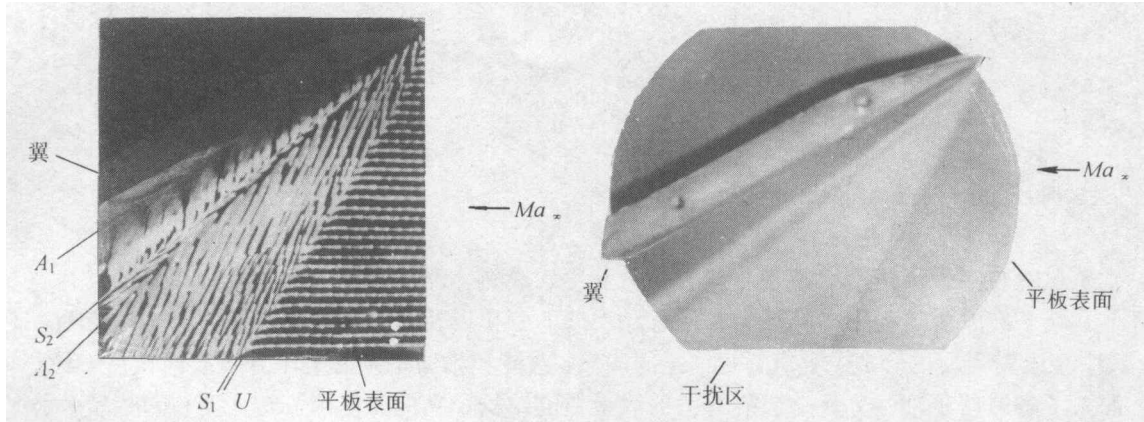


图1 油流谱图

图2 液晶热图

参 考 文 献

- [1] Settles GS, Dolling DS. Swept Shock/Boundary-Layer Interactions Tutorial and Update. AIAA 90-0375.
- [2] Settles GS, Dodson LJ. Supersonic and Hypersonic Shock/Boundary-Layer Interaction Database. AIAA Journal, 1994, 32 (7): 1377—1383.
- [3] Dolling DS. Fluctuating Loads in Shock Wave/Turbulent Boundary Layer Interaction; Tutorial and Update. AIAA 93-0284.

STUDY OF HYPERSONIC TURBULENT SEPARATED FLOW

Wang Shifen Li Qingquan Li Cunbiao Wang Yu Ren Zhiyuan

(Institute of Mechanics, CAS, Beijing 100080)

Key words hypersonic turbulent separated flow, shock wave and turbulent boundary layer interaction, unsteadiness of separation shock, wall pressure and heat transfer fluctuations