

钝缘舵高超音速湍流分离特性

王世芬 王 宇

(中国科学院力学研究所, 北京, 100080)

TURBULENT SEPARATION FEATURES INDUCED BY BLUNT FINS IN HYPERSONIC FLOW

Wang Shifen, Wang Yu

(Institute of Mechanics, Academia Sinica, Beijing, 100080)

摘 要 给出由半圆柱前缘舵诱导的高超音速湍流分离的实验结果。实验气流 Mach 数为 7.8, 单位长度 Re 数为 $3.5 \times 10^7 m^{-1}$ 。结果表明: 钝缘舵诱导的湍流分离极不稳定, 分离激波出现大尺度低频振荡, 使壁面压力和热流率无量纲标准偏差在主分离线附近达最大值。Mach 数愈高, 最大无量纲标准偏差值越大。在前缘区前缘直径是控制分离流场尺度和平均壁面压力、热流率分布的主要参数。

关键词 高超音速流 分离流 相互作用空气动力学 钝前缘 压力测量 热通量

中图分类号 V211.7, O354.4

Abstract This paper presents the turbulent separation features induced by blunt fins with a semicylindrical leading edge in the hypersonic flow. The nominal test conditions were freestream Mach number of 7.8 and unit Reynolds number of $3.5 \times 10^7 m^{-1}$. The results show that turbulent separation induced by blunt fins is unsteady and separation shock undergoes large-scale low frequency motion. There are maximum values of standard deviations of wall pressure and heat transfer fluctuations normalized by the local mean level near the primary separation line. The maximum values are found to increase with the freestream Mach number. The leading edge diameter is a dominant parameter controlling the separation field scale and distribution shape of mean wall pressure and heat transfer in the leading edge region.

Key words hypersonic flow separated flow interactional aerodynamics blunt leading edges pressure measurement heat flux

近 20 多年来, 许多学者已对半圆柱前缘舵诱导的激波与湍流边界层相互作用及其分离特性进行过广泛研究, 但研究的 Mach 数主要集中在 $Ma < 5$ 区域^[1,2]。高超音速实验结果特别是动态测量的贫乏和高速飞行器的发展对其结果的需求, 促使我们对钝缘舵高超音速湍流分离特性进行广泛和深入的研究。

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} 高超音速炮风洞中进行。自由流 Mach 数为 7.8, 单位长度 Re 数为 $3.5 \times 10^7 m^{-1}$, 气流准定常流动时间为 20ms。

1995-04-24 收到, 1995-12-28 收到修改稿
国家自然科学基金资助课题

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组成。舵高 90mm , 长 200mm , 前缘直径为 $10, 20$ 和 25mm 。平板零攻角安装; 舵垂直于板面, 与来流分别成 $0^\circ, 10^\circ, 20^\circ$ 和 30° 迎角; 舵前缘与平板前缘相距 450mm , 当地湍流边界层厚度约 6mm 。图 1 给出模型简图和坐标系。

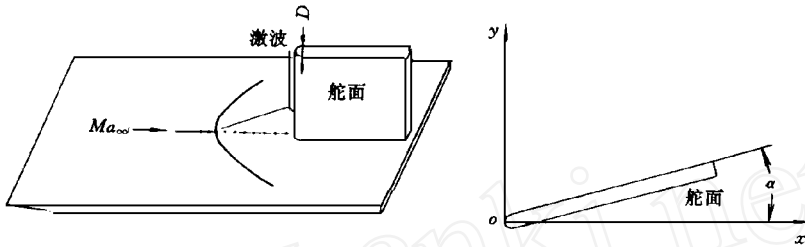


图 1 实验模型和坐标系

实验用的压力传感器有两类: 一类是美国 Kulite 公司的 XCQ-062-25A 小型固态压阻传感器, 用硅橡胶密封齐平地安装在平板上, 相邻传感器中心的最小间距为 3mm ; 另一类是入口为管状的压阻传感器, 通过紫铜管与平板上的测压孔相连; 分别测量分离流场壁面压力动态特性和平均值。动态测量, 信号经高增益放大器(带宽为 $\text{DC}-200\text{kHz}$)放大和低通滤波器(截止频率为 100kHz)滤波; 并用 $12\text{Bit}/\text{A/D}$ 多通道数据存储器记录(采样速率为 625kHz , 数据分析长度为 $7\text{kHz} \cdot \text{s}$)。

实验所用的热流感应元件为条形铂膜电阻温度计。每条膜长 3mm , 宽 0.3mm , 厚 $2\mu\text{m}$; 依次排列在宽 5mm , 长 50mm 玻璃衬底上; 相邻铂膜间距为 $2\sim 4\text{mm}$, 膜面与平板齐平。实验时, 用 RC 热电模拟网络将铂膜温升转换成热流率。热流率信号采样速率约 78kHz , 数据分析长度为 $1.4\text{kHz} \cdot \text{s}$ 。

为揭示流场平均特性, 选用含钛白粉的硅油, 以离散方式在平板表面蜡纸上布点, 获取干扰区油流流谱。技术细节参见文献[3]。

2 实验结果和讨论

2.1 表面流动特性

图 2 给出 Mach 数 7.8 的气流绕舵面迎角为 0° 和 30° 时在平板上产生的典型油流流谱, 由流谱可确定干扰区主分离线位置。 Mach 数对主分离线位置和形状的影响如图 3 所示。在

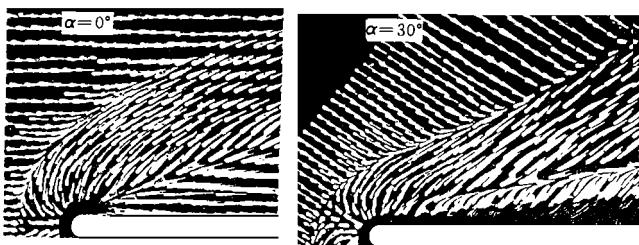


图 2 油流流谱图

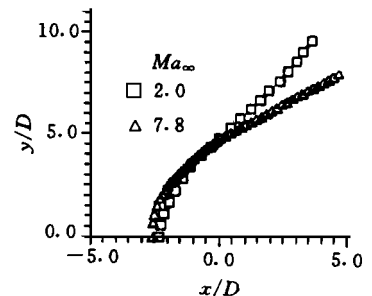


图 3 Mach 数对主分离线的影响

舵前缘区(定义见图 5 说明)Mach 数影响不大。在 $Ma = 7.8$ 时, 钝缘舵上游中心线上的无量纲分离距离 s/D (s 为主分离线距舵前缘的距离) 为 $2.5 \sim 2.6$, 在 $Ma = 1.79 \sim 2.50$ 时, s/D 为 $2.3^{[4]}$, 两者差别不大; 在远离前缘区处, 主分离线的位置和形状明显随自由流 Mach 数改变。图 4 是在给定的 Mach 数和舵迎角下, 以前缘直径 D 对长度无量纲化后得到的主分离线, 不同前缘直径舵的主分离线位置及形状重合很好。图 5 为迎角不同时舵的主分离线, 在前缘附近仍有一个区域(舵前缘区)各主分离线重合相重; 远离前缘主分离线位置和形状随迎角而异。

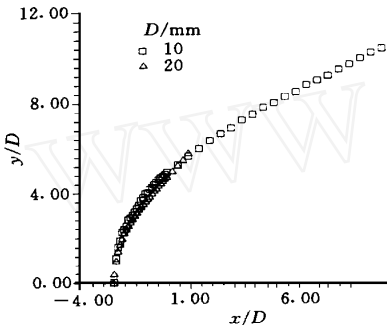


图 4 前缘直径对主分离线的影响

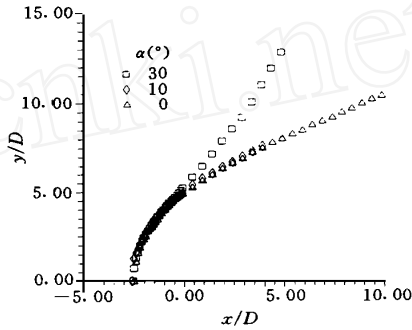


图 5 舵迎角对主分离线的影响

由此可见, 钝缘舵诱导的干扰区可分为内区(前缘区)和外两部分。前缘直径 D 是控制内区尺度的主要参数; 外区尺度取决于舵迎角和 Mach 数。

2.2 平板干扰区壁面热流率和压力信号特征

图 6 给出 0° 迎角钝缘舵上游中心线上干扰区壁面信号随时间变化的典型曲线。在主分离线上游, 壁面热流率和压力信号均呈间歇式, 其瞬时值在未扰平板边界层值和受分离激波扰动后的高值间跳跃。随着向主分离线靠近, 信号中受扰动成份逐渐增多; 主分离线后间歇性消失, 信号全部为激波扰动后的值。干扰区壁面信号的间歇性表明钝缘舵诱导的湍流分离是极不稳定的, 分离激波出现大尺度低频振荡。

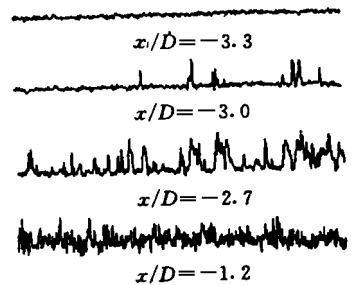


图 6 典型壁面信号

2.3 平板干扰区平均热流率和压力分布

钝缘舵上游平板干扰区中心线上的平均热流率和压力分布曲线(图 7(a)和图 8(a))十分相似, 特征点位置与油流流谱相关。在主分离线上游 $0.5D$ 处平均热流率和压力开始上升, 在主再附线上达最大峰值, 谷值位置紧靠钝缘舵上游 λ 波三叉点下方。图中不同直径钝缘舵所显示的相关性再次证明 D 是舵前缘区分离特性的决定因素。

平板干扰区非中心线上的平均热流率和压力流向分布随 y/D 和迎角 α 改变。 $y/D < 4$ 时, 流向分布为双峰构型。 α 一定时随 y/D 增加峰值下降; 谷值位置后移, 两峰位置的间距加宽(图 7(b))。 $y/D > 4$ 时第二峰值消失。 y/D 一定时不同迎角的平均热流和压力的流向分布在舵前缘区相关(图 8(b)); 其下游因受舵面附近再附流场的影响, 第二峰值和谷值的

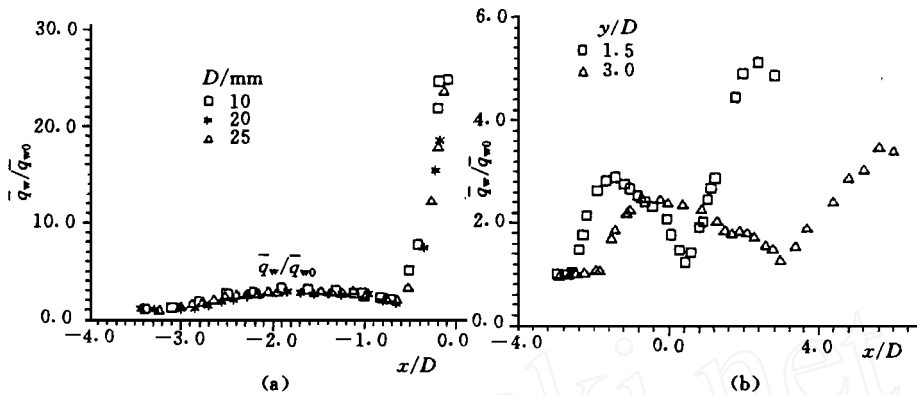


图7 平板干扰区平均热流率
(a)中心线上;(b)非中心线上($\alpha = 0^\circ$)

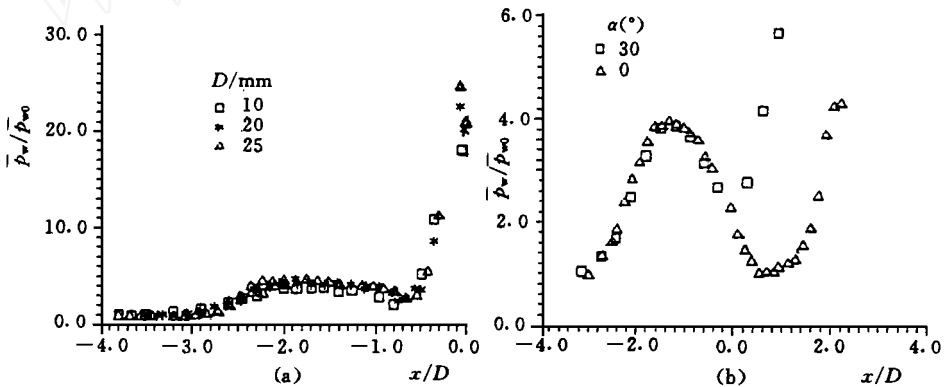


图8 平板干扰区平均压力

(a)中心线上;(b)非中心线上($y/d = 1.75$)

位置随 α 值增大前移,平均热流和压力增大。与油流流谱对照,主分离线均在平均热流率和压力起始上升位置与第一峰值位置之间;主再附线紧靠第二峰值的位置。

上述结果表明,钝缘舵平板干扰区平均热流率和压力分布完全受分离流场结构的制约。

2.4 平板干扰区热流率和压力的标准偏差

由图9可知,钝缘舵上游平板中心线上无量纲热流率标准偏差 σ_{q_w}/\bar{q}_w 和压力标准偏差 σ_{p_w}/\bar{p}_w 的流向分布也呈双峰构型,但峰值位置与平均量峰值位置截然不同。无量纲标准偏差起始上升位置在 $-3.1D$ 处,较平均量起始上升位置略靠前些,第一峰值位置在主分离线上游,约 $-2.7D$ 处。由实测的瞬态热流率和压力信号可知,主分离线附近最大无量纲标准偏差是分离激波振荡(非定常运动)的必然结果。由于分离激波的这种非定常运动,使中心线上游平均热流率和压力迅速上升。钝缘舵中心线上热流率和压力无量纲标准偏差的第二峰值略低于第一峰值,位于钝缘舵上游 λ 波三叉点下方(图9)。随着向舵前缘靠近,标准偏差和平均值急剧上升,但其比值即无量纲标准偏差却呈下降趋势。

钝缘舵干扰区非中心线上无量纲标准偏差的分布也有双峰(图10),第一峰在主分离线附近;第二峰在平均量分布的谷值区。随 y/d 增加第二峰值明显下降甚至消失;第一峰值虽

呈下降趋势但中心线附近变化不大, 并与分离流场共存。

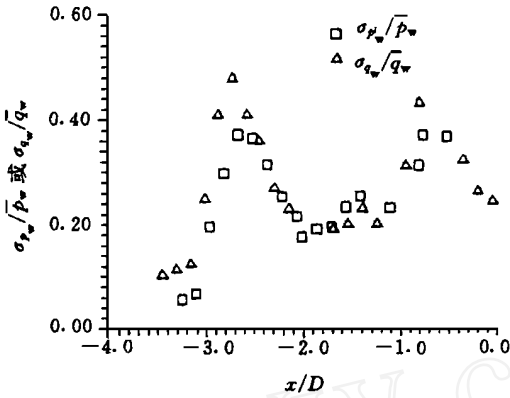


图 9 平板干扰区热流率和压力脉动无量纲标准偏差(中心线上)

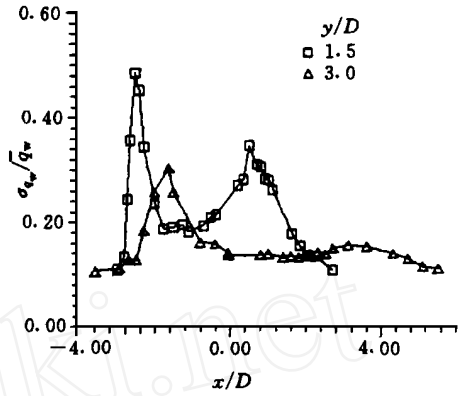


图 10 干扰区非中心线上热流率脉动无量纲标准偏差(α = 0°)

在激波运动区域, 由于壁面热流率和压力标准偏差梯度较大, 因此用离散的、有限尺度的传感器精确确定最大无量纲标准偏差十分困难, 尤其是钝缘舵前缘直径较小时。在本文测试精度范围内 $(\sigma_{q_w}/\sqrt{q_w})_{\max} = 0.46$, $(\sigma_{p_w}/\sqrt{p_w})_{\max} = 0.4$; 略低于同样实验条件下 $D = 40\text{mm}$ 直圆柱的结果^[5]。与 Aso^[6] 在 $Ma = 4$ 时测得的最大无量纲压力标准偏差相比, 本文结果约高出 1 倍, 这表明 $(\sigma_{p_w}/\sqrt{p_w})_{\max}$ 随 Mach 数增加而加大。若以分离点处压差 Δp_s ($\Delta p_s = p_s - p$, p_s 为分离点处压力, p 为平板无干扰区静压) 无量纲化激波运动区中最大压力标准偏差 $(\sigma_{p_w})_{\max}$, 则有 $(\sigma_{p_w})_{\max}/\Delta p_s = 0.32$, 低于文献[7]的结果, 看来 Gonzalez^[7] 给出的预计分离激波运动区最大压力脉动的公式有待进一步证实和完善。

3 结 论

(1) 钝缘舵诱导的干扰区可分为内区和外区两部分。舵前缘直径是控制内区(前缘区)主分离线位置、形状和壁面平均热流率、压力分布的主要参数; 外区的主分离线、壁面平均热流率和压力分布还受舵迎角和来流 Mach 数影响。在主再附线附近, 平均热流率和压力达最大值。

(2) 钝缘舵诱导的湍流分离是极不稳定的, 分离激波出现大尺度低频振荡。分离激波的这种非定常运动使无量纲热流率标准偏差 $\sigma_{q_w}/\sqrt{q_w}$ 和压力标准偏差 $\sigma_{p_w}/\sqrt{p_w}$ 在分离线附近达最大值。Mach 数一定时, 最大无量纲标准偏差通常随 y/d 增加而减小, 但中心线附近变化不大。Mach 数愈高, 最大无量纲标准偏差值愈大。

本文工作得到中国科学院力学所激波管和激波风洞实验室大力支持和帮助, 在此表示感谢。

参 考 文 献

1 Settles G S, Dolling D S. Swept shock wave/boundary layer interactions. In: Hem sch M J, Nielsen J N eds. Tactical missile aerodynamics. Progress in Astronautics and Aeronautics, New York: A IAA, 1986, 104: 297- 379
 2 Dolling D S. Fluctuating loads in shock wave/turbulent boundary layer interaction: tutorial and update. A IAA 93-

- 0284, 1993
- 3 Wang Shifen, Wang Yu. A new method to obtain undistorted full-scale pattern of oil flow visualization. In: Nakayama Y, Tanahashi T eds. Proceedings of the Third Asian Symposium on Visualization, Chiba, Japan, 1994, Shunkosha in Japan: The Visualization Society of Japan, 1994, 932- 937
- 4 Deng Xueying, Wang Yu. Separation behaviour in blunt fin induced shock wave/boundary layer interactions. In Zhuang F G ed. Recent Advances in Experimental Fluid Mechanics. Proceedings of the 1st International conference on Experimental Fluid Mechanics, Chengdu, China, 1991, Beijing: International Academic Publishers, 1992, 71- 76
- 5 王世芬, 李清泉. 绕平板上直圆柱体的高超音速湍流分离流. 空气动力学学报, 1992, 10(1): 38- 43
- 6 Aso S, Kuranaga S, Hayashi M. Detailed measurements on unsteady properties in three-dimensional shock wave/turbulent boundary layer interaction induced by blunt fin at Mach number 4. AIAA 91-1755, 1991
- 7 Gonzalez J C, Dolling D S. Correlation of interaction sweepback effects on the dynamics of shock-induced turbulent separation. AIAA 93-776, 1993

学会动态

中国航空学会在京召开第五届常务理事会第四次会议

中国航空学会第五届常务理事会第四次扩大会议于 1996 年 6 月 4 日上午在北京航空航天大学逸夫科学馆召开。中国航空学会副理事长张彦仲、栾恩杰、陈丹淮、王良旺、夏人伟、朱剑英、常务理事、秘书长周家骐及常务理事曹传钧、唐乾三、王适存、谢础出席了会议。副理事长刘元镛、黄得诚及常务理事李钊、傅恒志、田绍奇委派代表出席。

学会副秘书长王玉春、李楠、沈明岐、高景书、段继延、朱淑桃, 在京专业分会主任袁修干、杨士玮、宋焕成、胡建国、申功勋, 北京航空航天大学理事长刁正邦以及学会办事机构的有关工作人员列席了会议。中国科协学会部有关同志到会指导。

会议由张彦仲副理事长主持。周家骐秘书长向与会人员传达了中国科协“五大”精神。王玉春副秘书长向常务理事会汇报了 1995 年学会工作、财务状况、1996 年学会工作要点和部分专业分会委员聘任调整、部分团体会员单位申国际航空科学理事会联系会员资格的情况以及关于中国航空学会“六大”延期召开、“航空学报”经费不足的问题。

会议对各项议程进行了讨论, 并通过相应决议如下:

1. 同意 1995 年学会工作总结、财务报告及 1996 年学会工作要点;
2. 根据各专业分会的申报, 通过对自动控制、复合材料、直升机、航空武器系统、科技情报、飞行力学及试验实验、飞行技术等七个专业分会的部分成员聘任调整名单;
3. 原则上通过了航空院校、集团公司可以加入国际航空科学理事会 (ICAS), 作为联系会员。具体哪些单位参加由学会办事机构审定;
4. 鉴于 1998 年政府及一些上级领导单位换届, 中国航空学会“六大”推迟到 1998 年召开;
5. “航空学报”经费长期亏损, 要下决心解决。在学会主办的刊物范围内进行调剂, 以丰补亏。学会办事机构协商, 以获得圆满解决。

(李铁柏)