

跨声速半球柱绕流流场的激波系结构*

吴应湘 浦 群 袁茂竹 李 莹

中国科学院力学研究所, 北京(邮政编码 100080)

摘要 本文在 $1 < M_\infty < 1.2$ 和 $0 \leq \alpha \leq 5^\circ$ 范围内对半球柱模型利用单级弹道靶中模型自由飞行进行了绕流流动的实验研究, 揭示了跨声速流动当来流马赫数趋近于 1 时绕流流场中头激波、侧体激波和尾激波的复杂变化现象。这些新的现象的发现为马赫数十分接近 1 的跨声速流动研究提供了重要的实验依据。

关键词 跨声速流, 半球柱绕流, 激波系结构, 流动显示。

引 言

当来流马赫数十分趋近于 1 时, 由于跨声速流动的高度非线性性质, 无论是理论分析、数值模拟, 还是实验研究, 都存在许多困难。因此马赫数趋近于 1 时跨声速流动的流场结构如何发展变化至今并不十分清楚。然而马赫数大于 1 和小于 1 的流动存在着本质的差别, 因此马赫数等于 1 附近流动的转变和马赫数趋于 1 时流场结构的细致变化始终受到跨声速研究工作者的关注^[1~3]。

为避免支撑干扰、堵塞效应和减轻洞壁干扰, 本文利用单级弹道靶中模型的自由飞行, 在 $1 < M_\infty < 1.2$ 和 $0 \leq \alpha \leq 5^\circ$ 范围内对半球柱模型进行绕流流动的实验研究, 给出了包括头激波、侧体激波和尾激波的完整的绕流流场波系结构。所得到的波系结构随来流马赫数趋于 1 的变化以及多波现象的存在为从新的观点认识马赫数等于 1 附近的流动提供了实验根据。

一、实验装置、模型和测试

实验用的单级弹道靶见图 1。装置主要包括发射器和靶场两大部分。发射器包括高压气瓶、高压室和发射管(见图 1 中 1、2、3 所指)。靶场前是膨胀室(见图 1 中 4 所指)。发射管长 2 米、直径 20 毫米。靶场由靶道及方窗口、圆窗口等组成(见图 1 中 5、10、11 所指)。靶道长 4.8 米、直径 600 毫米。方窗口用于流场显示, 窗口面积为 150×80 平方毫米。采用充气放炮进行跨声速实验^[4]。

实验模型(图 1 中 9 所指)是总长 60 毫米、直径 10 毫米的半球柱外形。为了保证模型

* 国家自然科学基金和中国科学院力学研究所所长择优基金资助项目。

本文于 1992 年 1 月 26 日收到, 8 月 6 日收到修改稿。

具有良好的自由飞行姿态，模型的球头部分为钢质，后体采用尼龙材料并制成部分空心。

测试装置包括测速和流动显示两大系统。测速系统由光减型光电触发器和误差小于 10^{-6} 秒的单次双路计时装置组成^[6]，分别见图1中6和14所指，负责测定模型飞经两个触发器距离间的平均速度，并给出启动延时器的触发信号。流动显示系统包括阴影

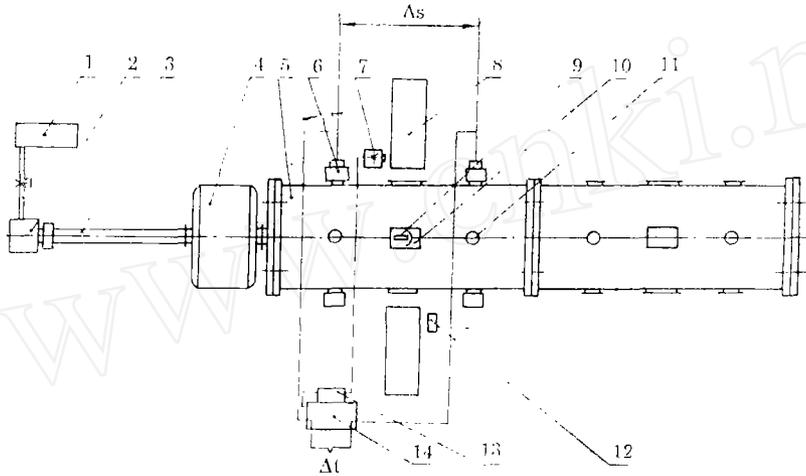


图1 实验装置示意图

Fig. 1 The sketch of the experiment arrangement

仪、火花光源、延时器和相机，如图1中8、7、13、12所指。光源的闪光时间小于3微秒，延时器启动光源时间约4微秒，延时时间的正确预置是摄得理想的模型绕流流场照片的关键。

二、实验结果

典型的模型绕流流场激波系结构的阴影照片如图2至图5。

众所周知，当来流为低超声速时，例如 $M_\infty > 1.3$ ，球柱模型的绕流流场中只出现

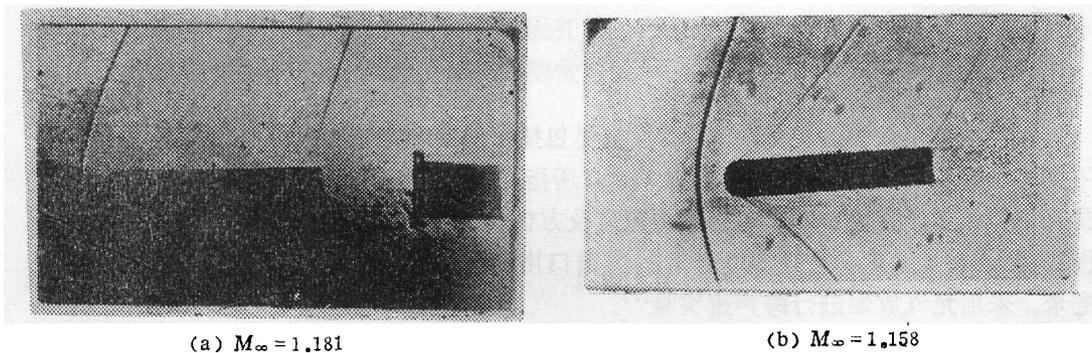


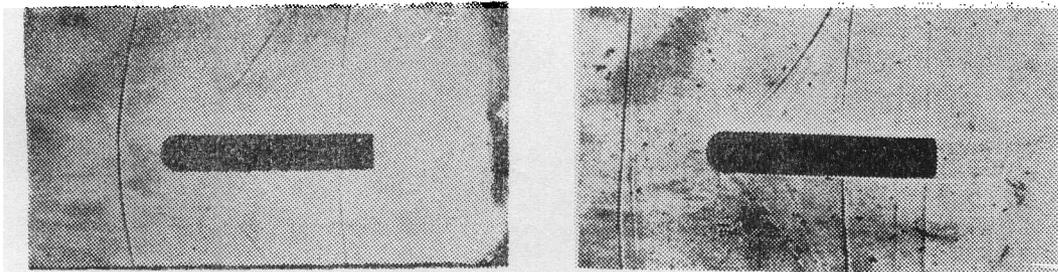
图2 $1.1 < M_\infty < 1.2$ 时典型的绕流流场激波系
Fig. 2 The typical shock systems for $1.1 < M_\infty < 1.2$

一道弓形头激波和一道位于模型尾端的倾斜尾激波。

随着来流马赫数的下降,例如 $M_\infty < 1.2$, 由于在模型肩部附近流动过膨胀,一道强的弯曲斜激波开始在模型肩部出现, Hsieh^[2] 的风洞试验曾报导了这一现象。在本实验中所给的是完整的模型绕流流场, 因此同时可以观察到此时尾激波仍处于模型尾端并以斜激波形式出现, 如图 2 所示。图中还可以看到在肩部的曲线斜激波与尾激波之间存在一系列强度较弱的斜激波, 说明流场中过膨胀的调整是由肩部的强斜激波和侧体的一系列弱斜激波共同实现的。仔细观察还可看到肩部的曲线强斜激波是由靠近物面的一系列斜激波汇集而成的。

随着来流马赫数进一步降低, 例如 $M_\infty < 1.1$, 激波脱体距离增大, 形状变直; 同时尾激波逐渐由斜激波变为正激波, 其在物面上的位置随着 M_∞ 的减小沿柱面向上游移动(图 3)。与跨声速流动中激波脱体距离的特性相仿, 尾部正激波在柱面上的位置对来流 M 数也极其敏感, M_∞ 的微小变化可导致尾激波在柱面上位置的显著变化。与尾激波逐渐由斜变正并向上游移动的同时, 肩部的曲线斜激波并无显著变化。

大约在 $1 < M_\infty < 1.05$ 的范围内, 可以看到在柱面后段变正并前移了的尾激波后面呈现出几道强度较弱的正激波, 形成由多道正激波组成的尾激波系(图 4)。



$M_\infty = 1.057$

图 3 $1.05 < M_\infty < 1.1$ 时典型的绕流流场激波系
Fig. 3 The typical shock systems for
 $1.05 < M_\infty < 1.1$

$M_\infty = 1.019$

图 4 $1.01 < M_\infty < 1.05$ 时典型的绕流流场激波系
Fig. 4 The typical shock systems for
 $1.01 < M_\infty < 1.05$

当来流马赫数十分趋近于 1 时, 弓形头激波越来越直, 脱体距离越来越大, 特别是当来流马赫数小于 1.01 以后, 与上述尾激波发生的变化类似, 头激波亦以多道正激波形式出现, 如图 5(b) 所示。可以看到绕流流场中出现三道弓形头激波。中间的一道强度比前后两道更强些。文献[6]在 M_∞ 十分接近 1 时计及流动的粘性效应, 对多道正激波的现象进行了理论分析。图 5(a) 中还清楚地看到, 在肩部的曲线斜激波与首道尾激波之间的一系列斜激波, 它们的激波角顺流向依次增大。肩部的斜激波与首道尾激波在模型体侧不远处相交, 一系列较弱的斜激波包于其中。

综上所述, 在 $1 < M_\infty < 1.2$ 范围内, 实验表明半球柱模型的绕流流场大致可以分为四类激波系图谱: $1.1 < M_\infty < 1.2$, $1.05 < M_\infty < 1.1$, $1.01 < M_\infty < 1.05$ 和 $1 < M_\infty < 1.01$, 它们分别对应依次出现: 肩部曲线斜激波及侧体弱激波系, 尾激波由斜变正并向上游移动, 尾激波呈多道正激波系, 以及头激波呈多道正激波系等现象。可见来流马赫数越接近于 1, 流场波系越丰富, 流谱结构越复杂, 这充分体现了马赫数接近于 1 的跨声速流动的高度非线性性质。这些流动细微结构的揭示为从新的观点研究 $M_\infty \rightarrow 1$ 的跨声速流动提供了重要的实验依据。

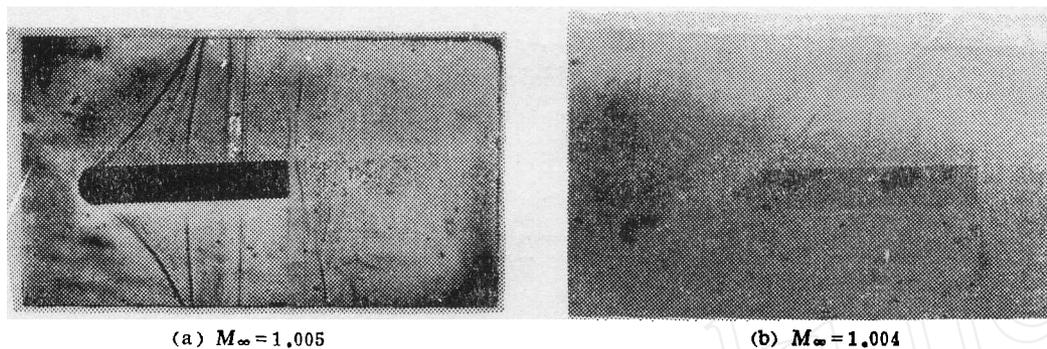


图 5 $1 < M_\infty < 1.01$ 时典型的绕流流场激波系
Fig. 5 The typical shock systems for $1 < M_\infty < 1.01$

三、结 论

本文在 $1 < M_\infty < 1.2$ 、 $0 \leq \alpha \leq 5^\circ$ 围范内揭示了细长半球柱绕流流场的许多新的和重要的激波系结构。当 $1 < M_\infty < 1.01$ 时的头激波和当 $1 < M_\infty < 1.05$ 时的尾激波的多道正激波的形式出现。这些实验结果为 $M_\infty \rightarrow 1$ 的跨声速流动研究提供了新的观点。

作者感谢林同骥教授给予的有益讨论。

参 考 文 献

- 1 吴应海. 圆球跨声速高雷诺数实验研究和后体流场的数值模拟 [博士学位论文]. 中国科学院力学研究所, 1989.
- 2 Hsieh T. Flow Field Study About a Hemisphere-Cylinder in Transonic and Low Supersonic Range. AIAA Paper 75-83, 1975.
- 3 浦群, 林同骥. 二元亚跨声速喷管流动. 力学学报(英文版), 1985, 1 (1): 1~8
- 4 郑之初等. 弹道靶上的跨音速实验. 力学学报, 1981, 13(6)
- 5 袁茂竹, 吴应湘, 白秀清. 弹道靶线圈测速的研究. 实验力学, 1990, 5 (2): 200~204
- 6 管楚淦, 孙和生. 马赫数 $M \sim 1$ 时流动中的多重激波结构. 中国工程热物理学会热机气动热力学学术会议论文集, 1991 I: 85~91

The Structure of Shock Systems in the Transonic Flowfield Around a Hemisphere-Cylinder

Wu Yingxiang Pu Qun Yuan Maozhu Li Kun
(Institute of Mechanics, Academia Sinica)

Abstract A free flight study has been conducted of the transonic flowfield around a hemisphere-cylinder at zero or small angles of attack within the free stream Mach number range of $1 < M_{\infty} < 1.2$. The study reveals a number of new and important structures of the shock systems including bow shock system, lateral shock system and trailing shock system. These new structures, so far as we know, have not been reported in literature and offer a new point of view for transonic flow research at Mach number very close to 1.

Key words transonic flow, flow around a hemisphere-cylinder, structure of shock systems, flow visualization.