

跨声速高雷诺数圆球绕流的实验研究*

吴应湘 郑之初 林同骥
(中国科学院力学研究所)

摘要 本文采用无支撑干扰、洞壁影响很小的带加压抽空系统的弹道靶设备,进行了雷诺数在 $10^5 < Re_d < 10^6$ 范围的圆球跨声速自由飞行实验,取得了一系列能清楚反映流场结构的阴影照片,为分析和了解圆球跨声速高雷诺数绕流的性质和马赫数、雷诺数对流场的影响提供了依据,也为圆球跨声速粘性分离流动的数值模拟创造了条件。

关键词 圆球, 实验, 弹道靶。

引言

跨声速高雷诺数流动是气动领域较困难的前沿研究课题之一。我们先从实验着手,系统地研究这一课题。

通过各种气动实验设备的比较发现,弹道靶可以消除支撑干扰,减轻洞壁干扰,避免跨声速阻塞效应,适宜于进行重点在于显示流场结构的跨声速实验,能够得到真实反映物体自由飞行的流场,特别是后体流场结构。同时,通过在弹道靶上引入加压抽空系统,可以有效地改变流场环境,克服因马赫数限制而造成的提高雷诺数的困难,实现高雷诺数实验要求。为此,建立了小型弹道靶设备,进行跨声速高雷诺数研究工作。

在气动领域,圆球绕流问题具有重要的学术意义和实用价值。多年来,许多气动工作者在这方面做了大量工作^[1,2],这些研究为人们认识圆球绕流问题打下了基础,但对于高雷诺数下圆球绕流实验,特别是 $M \rightarrow 1$ 附近以研究流场结构为重点内容的实验却进行得很少,有必要加强这方面的工作。因此,本文以圆球为实验对象,对以圆球直径为参考长度的雷诺数在 $10^5 < Re_d < 10^6$ 范围的跨声速绕流问题进行了大量的实验研究。通过流场显示,取得一系列清楚反映流场脱体激波、分离激波、尾激波、分离位置、底部以及尾迹发展等流场结构的阴影照片。为分析马赫数和雷诺数对流场结构的影响提供了依据。其中 $|M_\infty - 1| < 0.02$ 范围的一些圆球绕流照片在国内外尚属罕见。

一、实验设备

1. 主体设备及工作原理

弹道靶主体设备由发射器和靶场两部分组成(见图1)。发射器包括长 600 mm、内

* 本课题为国家自然科学基金资助项目。
本文于1989年9月15日收到,1991年4月18日收到修改稿。

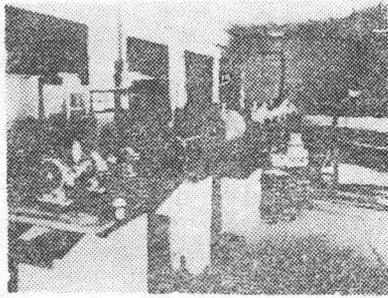


图1 弹道靶实验设备
Fig.1 Ballistic-Range photographed

径88mm的储气室和长2m、内径20mm的发射管。储气室上装有测量破膜压力的压力表。靶场包括长1m、内径600mm的膨胀室和长4.8m、内径600mm的靶道。靶道上装有压力表、真空表和温度计,用以观察靶道压力、真空度和环境温度。靶道末端装有铅靶,可以一次性回收模型。

弹道靶的工作原理和实验技术在文献[3,4]中已有详细介绍。其基本过程为:将模型置入发射管,用薄金属膜片将储气

室与发射管隔开,发射时,向储气室充入高压气体,当气体压力达到一定值时,膜片破裂,高压气体驱动模型在发射管内作加速运动,进入膨胀室后模型底部的气体压力急剧下降,然后进入靶场作自由飞行,在靶场两侧的测量窗口设置了测速系统和流场显示系统,由此得到模型的运动速度和流谱照片,模型碰到靶场端部的靶板后停止运动,完成一次实验。

2. 附属设备

为了调节流场雷诺数、测量模型速度和进行流场显示,除主体设备外,还需一些附属设备,主要包括加压抽空系统、测速系统和流场显示系统。图2是整个实验设备示意图。

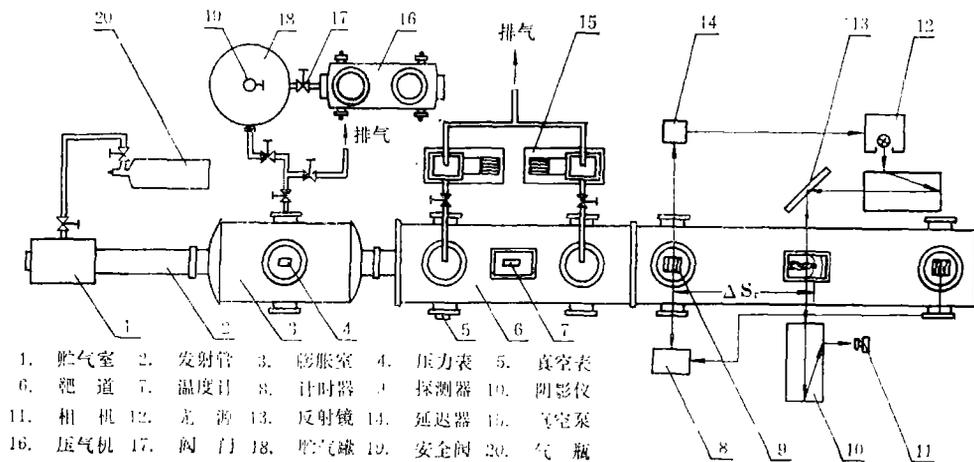
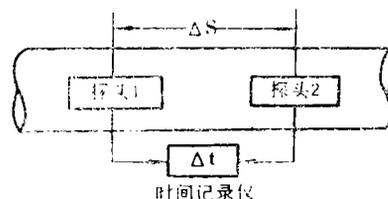


图2 实验设备示意图
Fig.2 Schematic diagram of experimental apparatus

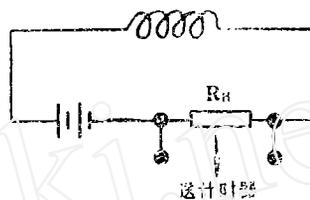
加压抽空系统是为改变流场环境而设置的。该系统主要包括一台V-0.3/12型空气压缩机,两台2XZ-4型真空泵和一个储气罐。发射前,先用真空泵将靶场内的气体抽空,再用加压系统向靶场充气,以保证靶场内气体组分的单一性,并达到调节靶场压力、改变流场雷诺数的目的。

实验时,采用了光减、电磁两套测速系统。光减系统的测量方法和原理见文献[5]。电磁系统是我们自行研制的用通电线圈作为探测器,通过电磁感应获得计时器触发信号的新型测速装置(见图3)。该装置结构简单,造价低,抗干扰能力强,对模型无破坏作用,首次用于国内弹道靶测速,详细介绍见文献[6]。测速系统的测量误差来源于距离 Δs 和时间 Δt 的误差,计时器的误差为 $\pm 1 \mu s$,整个记录时间为毫秒量级,因此由 Δt 引起的误差小于1%。测量距离引起的 Δs 的误差为毫米量级,触发位置引起的 Δs 的误差亦可通过时间延迟法校正到毫米量级,实验时 Δs 为800mm以上,故由 Δs 引起的误差仅为千分之几,与时间延迟法得到的速度比较,这两套系统的测量误差一般在1%左右,最低可达3%。

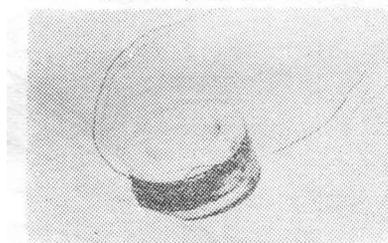
流场显示系统由探测器、延迟器、火花光源、阴影仪和相机等组成。实验时,根据性能调试得到的模型运动速度,用延迟器控制火花光源的闪光时刻,进行流场显示。即模型经过探测器时给出触发信号启动延迟器,当模型飞经拍照窗口指定位置时火花光源闪光,通过阴影仪将模型及其绕流流谱记录在相机上,从而得到流场照片。



(a) 弹道靶测速原理图
(a) Principle of velocity measurement on ballistic range



(b) 线圈电磁感应示意图
(b) Schematic diagram of induction of solenoid



(c) 线圈探测器外形
(c) Photograph of solenoid sensor

图3 测速装置
Fig.3 A device for velocity measurement

二、模型、弹托和膜片

实验使用的模型是市场购买的钢质和铜质圆球,直径分别为19.02、17.44、15、14.28、12.7、11.98、9.56、7.94、4.98(mm)。每次实验,可以发射一个圆球,也可发射多个圆球。

弹托是自行设计的由尼龙1010或聚碳酸酯材料制作的长20mm、直径19.9mm的圆柱体,前部有一略小于圆球直径的柱形或球形孔,用以固定圆球,后带长3mm、内径19.9mm、外径20.9mm的锥形尾裙,起密封底部高压气流的作用。使用的膜片有钢质、铜质、铝质和铝合金四种,厚度在0.05~0.5mm之间。膜片可多张

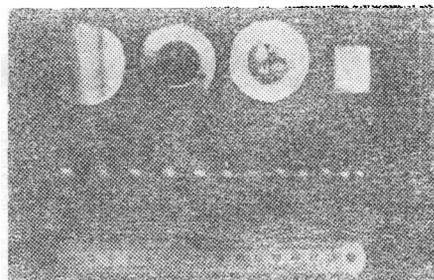


图4 模型、弹托与未破膜和破膜的膜片
Fig.4 Photograph of model,sabot and diaphragm(opened and unopened)

迭合使用, 以达到某特定破膜压力值。

图4是模型、弹托和膜片的照片。

三、性能调试

为了确定模型运动速度与发射和装填条件的关系, 用一维非定常特征线理论计算了发射管内气流和模型无阻力时的运动规律。计算时考虑到储气室端面的波系反射, 储气室与发射管连接截面的波系穿越和反射, 考虑了储气室截面积、模型质量、破膜压力和靶场压力等参量变化对气流和模型运动规律的影响, 得到了模型的运动速度与底部压力沿发射管的变化情况, 详见图5。具体计算在文献[7]中给出。计算与实验结果的比较表明, 实验数据小于储气室与发射管不等截面积的发射器的计算结果, 而与储气室与发射管等截面的发射器的计算结果相近, 这说明储气室截面积增加所带来的模型加速几乎全被阻力耗散了。这样, 在实验过程中, 用计算视为简单的等直径有限长储气室发射器算得的模型出口速度作为预估实际模型的发射速度效果很好。

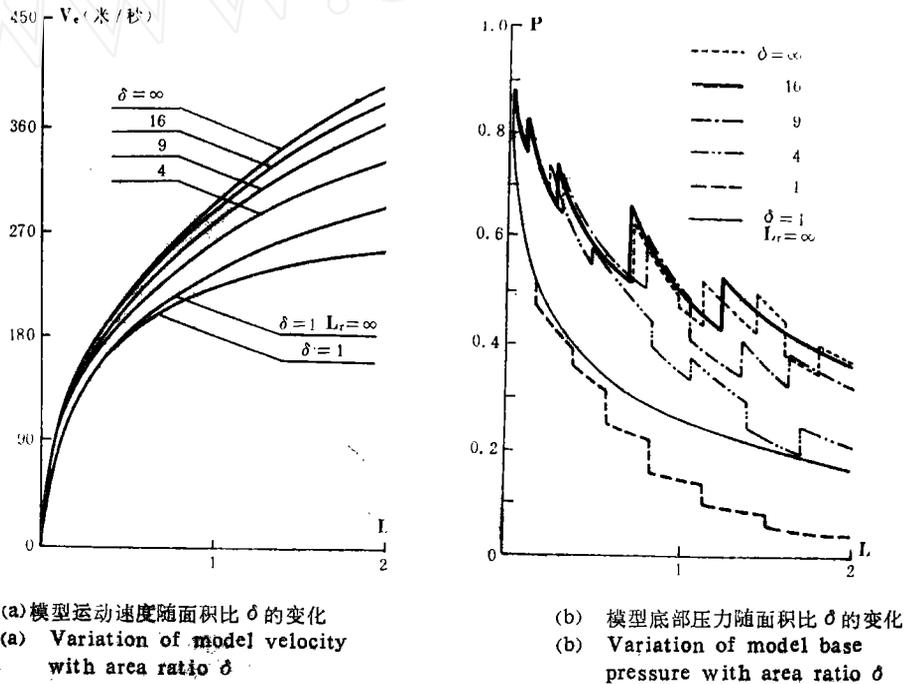


图5 弹道靶发射器内气流与模型运动规律
Fig.5 Motion relations for model and driver gas in launch tube

表1给出等直径储气室发射器的部分计算结果与实验数据的比较。表中的 P_0 代表破膜压力, m 为模型质量, P_t 为靶场压力, V_e 为实验速度, V_c 为计算速度, η 为 V_c 与 V_e 的相对误差。从表中可以看出, 在实验的绝大多数破膜压力为4~7(兆帕)范围内, 该法的计算误差小于4%。

表 1 模型运动速度的计算结果与实验数据的比较

P_0 (兆帕)	6.2	5.6	6.5	8.8	6.3	6.3	5.3
m (克)	12.9	11.7	15.25	16.25	12.3	15.1	11.8
P_h (兆帕)	0.04	0.1	0.1	0.1	0.21	0.24	0.25
V_e (米/秒)	396.3	383.1	355.6	360	364.4	343.5	345.8
V_c (米/秒)	387.8	387.9	365.4	386.8	375.7	356.9	359.2
η (%)	-2.1	-1	2.8	6.7	3.1	3.9	3.9

四、实验结果和结果分析

图6是实验得到的典型流谱照片,这些照片清晰地显示出圆球跨声速高雷诺数绕流场中复杂的激波系、分离点和分离界面位置,底部流动和尾迹流动的流场结构,体现了马赫数和雷诺数变化对流场结构的影响,使我们对圆球跨声速高雷诺数绕流问题有了清楚的了解和认识。

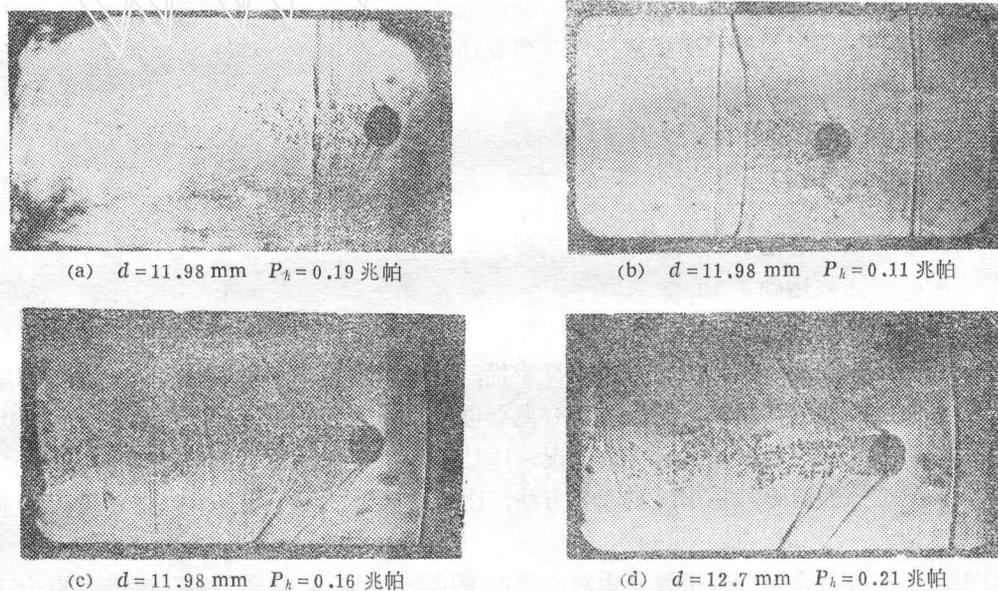


图6 跨声速高雷诺数下圆球绕流流场照片

Fig.6 Photograph of flow fields for spheres flying at transonic speeds with high Reynolds number

图6(a)是 $M_\infty=0.981$, $Re=5.68 \times 10^5$ 的高亚声速圆球绕流照片。由于这时 $M_\infty < 1$, 流场中不出现脱体激波。流动分离点 S 位于球面前半部,即从驻点开始度量的圆心角 $\theta_s < 90^\circ$, 分离界面慢慢向外扩张,尾迹直径总是大于圆球直径,从分离点开始的上方流场中有一道激波,沿分离界面上方流场中出现形似“猫须”的激波系。

图6(b)、6(c)、6(d)分别是 $M_\infty=1.015$, $Re=3.04 \times 10^5$, $M_\infty=1.046$, $Re=4.69 \times 10^5$ 和 $M_\infty=1.074$, $Re=6.48 \times 10^5$ 的低超声速圆球绕流照片。这时圆球前方流场中均

有脱体激波, M_∞ 越接近 1, 该激波离物面距离越远。流动分离点位置由 $M_\infty < 1$ 时的球面前半部移到了后半部, 即 $\theta_s > 90^\circ$ 。分离点的上方流场中出现分离激波, 该激波从分离点开始, 逐渐伸向外流场。分离边界先向外扩张, 然后慢慢向里收缩, 并在尾迹的一定位置形成直径小于圆球直径的“颈部”。颈部处出现尾激波, 该激波由分离界面上的压缩波系与压缩波系相交而成的伸向上方流场的强激波组成。

从流场照片上还可清楚看到, 尾激波前的流场基本保持为轴对称的, 但尾激波后, 尾迹中的涡系形成大涡结构, 在尾迹的上下边缘交替卷起, 呈现出尾流中的“卡门涡街”, 流场显示出明显的不对称性。

本文实验的流场雷诺数范围为 $10^6 < Re_d < 10^7$, 所得绕流流场结构反映了高雷诺数流动性质。但由于目前实验靶场压力限于 0.05~0.25 兆帕之间, 使雷诺数变化幅度不大, 流场结构随雷诺数的变化关系不很明显。本设备还可将靶场压力变化范围加大到 0.01~0.8 兆帕, 再适当增加模型尺寸, 就可使雷诺数的变化范围再提高一个量级, 可望得到较大范围雷诺数变化对流场结构影响的定量关系, 解决圆球跨声速绕流的高雷诺数影响这一难题。

本文的实验工作, 为圆球跨声速粘性绕流流场的数值模拟创造了条件, 使我们能够根据流场照片提供的分离点位置和初始分离角大小, 结合分离界面的适当假设, 成功地用数值手段模拟出低超声速圆球粘性分离流动的后体流场。详细情况在文献 [7] 中给出。

五、结 论

1. 本文在弹道靶上引入加压抽空系统, 实现了高雷诺数实验要求, 以圆球直径为参考长度的雷诺数达到了 10^6 。

2. 本文采用阴影显示, 取得大量圆球跨声速高雷诺数绕流照片, 特别是一些 M_∞ 非常接近 1 时的绕流结果。由于没有支撑干扰, 洞壁影响很小, 使流谱照片上体现流场结构的脱体激波、分离激波、尾激波、分离点位置、分离界面、“颈部”位置和直径、以及尾迹发展等能真实地反映实际流动情况, 这是风洞等常规实验设备上难以得到的。

3. 通过性能计算和采用延时闪光方法, 比较准确地控制了模型发射速度并大大提高了测速精度, 最低测速误差达到 3%。

4. 本文实验为确定雷诺数变化对跨声速流场影响的定量关系奠定了基础, 也为圆球跨声速粘性分离流动的流场计算创造了条件。

程克明、袁茂竹、李坤、浦群、白秀清、葛学真、束继祖、刘芳、赵秀兰等同志为实验提出了宝贵意见并做了大量工作, 作者谨向他们表示感谢!

参 考 文 献

- [1] Bailey, A. B. and Hiatt, T., AEDC-TR-70-291 (also AD 721208), (1970).
- [2] 郑之初, 空气动力学学报, 2, 3 (1984).
- [3] Canning, T. N. et al., AD 713915, (1970).

- [4] 郑之初等,力学与实践,3,1 (1981)。
[5] 葛学真,中国科学院力学研究所报告,(1980)。
[6] 袁茂竹、吴应湘、白秀清,实验力学,5,2,(1990)。
[7] 吴应湘,博士论文,中国科学院力学研究所,(1989)。

AN EXPERIMENTAL STUDY OF THE FLOW PAST SPHERES AT TRANSONIC SPEEDS AND HIGH REYNOLDS NUMBERS

Wu Yingxiang Zheng Zhichu Lin Tongji

(Institute of Mechanics Academia Sinica)

Abstract To eliminate the disturbance of model support and tunnel choking effect and to reduce the influence of the wall, experiments are conducted in a ballistic range in which the absolute pressure can be varied from 0.01 to 0.6 MPas, to simulate the free flight of spheres at transonic speeds and high Reynolds numbers. The test Reynolds numbers based on the diameters of the spheres are in the range of $10^6 < Re < 10^8$. A number of shadow graph pictures showing the flow patterns including bow shock, separated shock, the location of the separation, base flow and wake flow are obtained.

Key words spheres, experiment, baristic range.