

弹道靶上的跨音速实验*

郑之初 汪锡琦 王九瑞 李秉录 韩忠 张振松
葛学真 曾建国 张正信 马文驹 贾玉芳

(中国科学院力学研究所)

摘要 本文介绍用弹道靶作跨音速试验的新方法。在二级轻气炮上采用了二个特殊的新技术：充气放炮能发射模型达到亚音速，低充填条件能发射模型达到跨、超音速。由于初始加速度较小，发射的模型外形完整，姿态稳定；加上没有支撑干扰和小洞壁效应的优点，使弹道靶设备在跨音速实验方面有特殊的优越性。用上述技术得到了圆球跨音速流场的清晰照片，其中击波脱体距离、分离点位置、颈部宽度、尾迹形状与超音速、高超音速流动比较有明显变化。文中 $M \approx 1.010$ 和 $M \approx 0.99$ 的二张全流场照片是十分有意义的。最后提出一个想法，用靶场加压、降温的方法可以提高雷诺数直到 10^7 以上。

一、引言

追溯到拉伐尔喷管中的跨音速喉道，跨音速流动的研究有近百年的历史了，然而在二十世纪四十年代前，由于数学和实验工具的困难，这一领域的研究进展缓慢。

四十年代后，为解决“音障”问题，跨声速研究受到了重视。1945年诞生了开槽壁，接着出现了多孔壁消除了阻塞现象，奠定了跨音速风洞的基本形态，为实验研究开辟了道路。五十年代末，动力革命使飞行器速度冲过音障到达了高超音速，为探索这一领域的奥秘，吸引了许多科学家，于是跨音速的研究又受到了所谓的“高超音速”危机^[1]。

近年来，计算机的发展有利于跨音速流动的数值分析，跨音速下良好气动特性新翼型的发现，在各国气动界引起了很大的反响，于是跨音速流动研究又重新活跃起来；图1曲线^[2]的二个峰值，反映了跨音速研究的二个活跃时期，而后一高峰似乎指示了气动力研究的一个新动向。

目前，运输机的高速化和大型化提出了研究高 Re 数下跨音速流动的重要性，“C-141”事件指出了风洞雷诺数不高会产

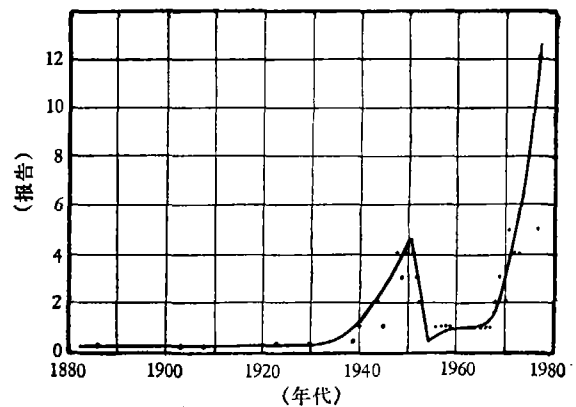


图1 跨音速研究的发展

* 本报告得到林同骥，卞荫贵同志指导和帮助，谨致谢意。
本文为编委林同骥研究员推荐，于1980年6月11日收到。

生的严重问题。低 Re 数下激波位置、分离点、气动力分布与高 Re 数的差异曾经在生产上带来巨大的损失,它促使人们对高 Re 数的跨音速实验设备发生浓厚的兴趣。目前,美国不惜上亿的投资,北大西洋组织的风洞工作组也准备筹建公用的高 Re 数跨音速试验设备。除了建造大尺寸跨音速风洞外,还诞生了不少特殊的设备,如冷冻风洞,路德维希管,伊凡斯风洞,连激波管也加入了跨音速试验的行列^[3-6]。

本文介绍二种新的发射技术,使二级轻气炮也能发射模型达到亚、跨音速。加上模型无支撑干扰,小洞壁效应和比较经济地变化 Re 数的优点,使弹道靶设备在流场显示、尾迹增长、阻力系数、分离流动和稳定性等跨音速研究方面显示了独特的能力,成为一个重要工具。

二、发射技术

[7]中曾把弹道靶喻为 M 数从 1~30 范围内无所不能的模拟试验设备,如图 2 所示。在跨、超音速范围内国外通常用常规火炮作发射器,如果在轻气炮上能同时实现亚、跨、超和高超音速发射,这是使设备一专多能的新途径,是联系古老航空弹道靶与新颖超高速弹道靶的纽带。

在轻气炮上亚音速发射可以不装火药直接用充气放炮方法,原理如图 3(a)所示,把压缩管作贮气管,发射管中模型用膜片隔开,贮气管最大压力和模型释放压力均由膜片控制,当压缩管压力升高到某一值时,膜片破裂,气体把模型发射出去。假定:

1. 驱动气体以音速流入发射管中,
2. 低速发射时,用仅能启动模型的最低压力 P_f 估计模型在发射中的摩擦力。

用运动方程:

$$m_s \frac{du}{dt} = (P_s - P_f)A_s \quad (1)$$

用下述底压公式:

$$P_s = P_0/E \left(1 + \frac{A_s X}{V_0}\right)^{-\gamma} \quad (2)$$

利用假设将(2)代入(1)中积分后,得到模型出口速度

$$u_s = \left[\frac{2P_0 V_0}{(\gamma - 1)m_s} \cdot \frac{(1 - B)}{E} - \frac{2P_f A_s l_s}{m_s} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (3)$$

其中

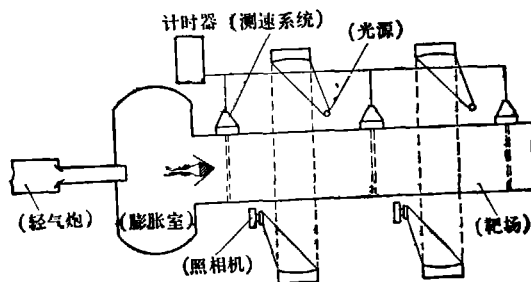


图 2 弹道靶设备示意图

$$B = \left(1 + \frac{A_s l_s}{V_0}\right)^{-(\gamma-1)} \quad E = \left[1 + \frac{1}{2}(\gamma-1)\right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

V_0 是压缩管有效体积, l_s 是发射管长度, A_s 是发射管截面积, P_0 是压缩管充气压力, m_s 是模型质量, 对图 7 模型 $P_f \approx 2-3 \text{ kg/cm}^2$ 。用此法在 13 毫米口径轻气炮上实现了亚音速发射, 图 4 给出了二种模型质量的出口速度与充气压力关系曲线。

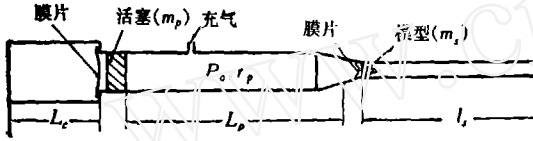


图 3(a) 充气放炮示意图

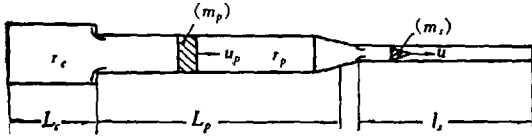


图 3(b) 低能量转换发射示意图

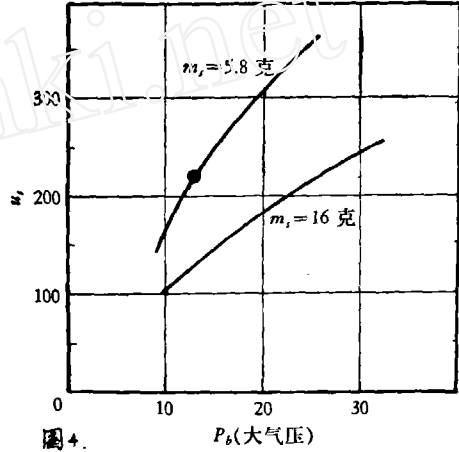


图 4 模型质量与出口速度关系曲线
● 本文实验

在跨音速范围, 用低能量转换发射, 即低充填条件和低压破膜技术, 在活塞开始运动后不久压缩管压力不太高时破膜, 模型在不高的底压下运动, 当活塞进入高压室之前或者已经停止, 或者模型已经出口, 于是破膜压力与装药量一起成为调节速度的重要参数。由于此时底部压力较亚音速时稍高, 为计算方便可以忽略摩擦力 P_f , 引入平均压力 \bar{P}_s ,

$$\bar{P}_s = \frac{1}{l_s} \int_0^{l_s} P_s dx$$

用前述假设改进[8]中的计算, 联立(4)和(5)式得到出口速度 u_s 和 \bar{P}_s 。

$$u_s = \left(\frac{2A_s l_s}{m_s} \bar{P}_s\right)^{\frac{1}{2}} \quad (4)$$

$$u_s = F(gRT_0/\bar{M})^{\frac{1}{2\gamma_p}} \cdot \left(\frac{\bar{P}_s}{m_s} \cdot V_0\right)^{\frac{\gamma_p-1}{2\gamma_p}} \quad (5)$$

其中

$$F = \left(\frac{2\gamma_p}{\gamma_p-1}\right)^{\frac{1}{2}} \cdot (\bar{P}_{\max}-1)^{\frac{-(\gamma_p-1)}{2\gamma_p}} \left[\left(\bar{P}_{\max}^{\frac{\gamma_p-1}{\gamma_p}} - 1\right)^{\frac{1}{2}} + \left(\frac{2}{\gamma_p-1}\right)^{\frac{1}{2}} \cdot (\bar{P}_{\max}^{\frac{\gamma_p-1}{2\gamma_p}} - 1) \right]$$

$$\bar{P}_{\max} = P_{\max}/E\bar{P}_s$$

P_{\max} 是轻气炮高压室的最大压力, 对一定的发射器确定初始充气压力 P_0 , 活塞质量 m_p , 破膜压力 P_b 等可由下式得到 P_{\max} :

$$P_{\max} = P_b \left[1 + \frac{(\gamma_p-1)m_p u_{pb}^2}{2(L_p-x'_i)P_b A_p}\right]^{\frac{\gamma_p}{\gamma_p-1}} \quad (6)$$

$$P_b = P_0 \left[1 + \frac{1}{2}(\gamma_p-1)M^2\right]^{\frac{\gamma_p}{\gamma_p-1}} / \left(1 - \frac{x'_i}{L_p}\right)^{\gamma_p} \quad (7)$$

$$u_p^2 = \frac{2A_p P_{co} L_p \eta_1}{m_p} \left\{ I + \frac{P_o \left[1 + \frac{1}{2} (\gamma_p - 1) M^2 \right]^{\frac{\gamma_p}{\gamma_p - 1}}}{P_{co} \eta (\gamma_p - 1)} \left[1 - \left(1 - \frac{x}{L_p} \right)^{1 - \gamma_p} \right] \right\} \quad (8)$$

其中

$$I = \frac{L_c}{L_p} \cdot \frac{1}{a(1 - \gamma_c)} \left[\left(1 + a \frac{x}{L_c} \right)^{1 - \gamma_c} - 1 \right]$$

上述表达式给出了通常轻气炮性能计算上没有的破膜压力与出口速度的解析表达式。图5给出了二种模型质量的 P_b 和 u_s 关系曲线,图6给出了 P_b 和 P_{max} 的关系曲线。从图5可见:不同的装药量得到不同的发射速度,此外与超高速发射不同,跨声速时可以利用破膜压力对出口速度的敏感范围,用控制 P_b 来得到需要的 u_s , 这比在风洞上需要更换

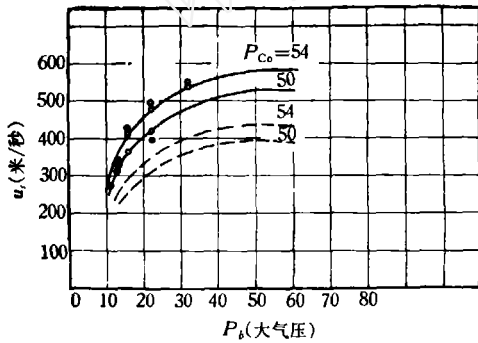


图5 破膜压力与出口速度关系曲线

— $m_s = 8$ 克 — $m_s = 16$ 克 ○ 本文实验

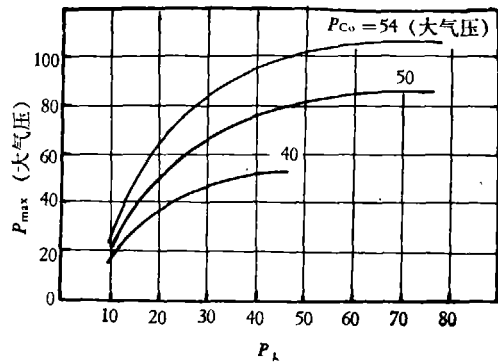


图6 破膜压力与最大压力关系



图7 轻气炮发射的圆球和旋成体模型结构示意图

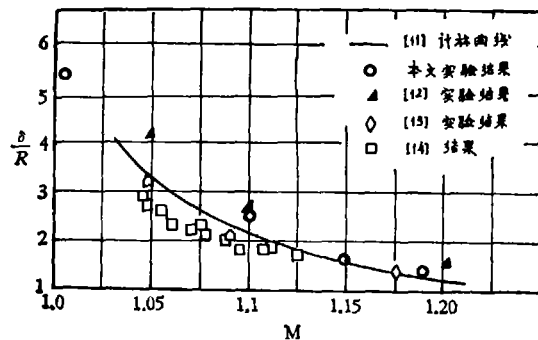


图8 圆球脱体击波距离理论与实验结果比较

— [11]计算曲线 ○ 本文实验结果 ▲ [12]实验结果 ◇ [13]实验结果 □ [14]结果

喷管改变试验段等复杂措施实现 M 数变化, 来得简单和经济。

三、圆球流场

小弹道靶上圆球的亚、跨音速实验是上述发射技术成功的标志。图 7 给出了模型结构, 图版 II 照片 1 给出了不同 M 数下绕球流场的照片, 实验中使用了纸膜, 铝箔膜, 胶布膜及复合膜, 实验证明: 速度控制与模型设计是成功的。

在得到的结果中二张 $M \approx 1.010$ 和 $M \approx 0.990$ ($Re^* \approx 2.3 \times 10^5$) 的圆球流动照片是十分有意义的, 众所周知: 在 $M \approx 1$ 附近 M 数微小变化对流场影响很大, 以击波脱体距离 δ 和击波倾角 θ 为例, 如果 $M_\infty \gg 1$, $\delta \rightarrow 0$, $\theta \rightarrow 0$, 而当 $M \rightarrow 1$ 时, $\delta \rightarrow \infty$, $\theta \rightarrow \frac{\pi}{2}$ 。

本文结果在 $M \approx 1.010$ 时 $\delta/R \approx 5.2$, $\theta \rightarrow \frac{\pi}{2}$, 在 $M \approx 0.99$ 时, 脱体击波消失, 成功地证实了上述观点。各种跨音速设备由于 $M \rightarrow 1$ 时阻塞效应与洞壁干扰非常严重, 因此不能得到 $M \approx 1$ 附近的流场, 弹道靶上的跨音速试验较好地解决了这个问题。此外, 图版 II 照片的结果还指出在 $1 < M_\infty < 1.1$ 这一范围内 M 数影响才特别明显。图 8 给出了本文结果中理论与实验结果的比较, 在 $M > 1.05$ 范围内本文结果与 [10][11][12][13] 结果一致; 在 $M \approx 1$ 附近, 本文提供了一个其他实验设备难得的实验点。

飞行器的底部流动对气动力和气动热有很大影响, 超音速、高超音速下在风洞中通过减小支杆截面, 张线等技术勉强可以观察部分底部流动。在跨音速时尤其在 $M \approx 1$ 附近, 洞壁和支撑干扰的严重使风洞中尾迹研究有更大的困难, 而跨音速下底部流动特征的变化又促使人们企图得到流动的图象, 这里弹道靶又显示了它的优越性。比较本文图版 II 照片 1 和照片 2 的结果指出: 跨音速时

- (1) 流动分离点前移。
- (2) 颈部直径比增大, $d/D \approx 1$ 。
- (3) 在 $M < 1$ 时尾击波还存在, 当 $M < 0.95$ 时消失。
- (4) 尾迹增长很快就趋于不规则的外形, 似乎存在着类似卡门涡的大湍流微团运动。

这些对跨音速全流场绕流模型的建立、分离流动、尾迹研究等提供了可靠的依据。

四、提高 Re 数

弹道靶上跨音速实验的成功, 又为 Re 数影响的研究奠定了基础。许多风洞标模实验指出: $Re < 1 \times 10^6$ 下数据可信度很低, $Re > 3 \times 10^6$ 数据随雷诺数变化比较平缓, 如果 $Re > 4 \times 10^7$ 雷诺数对气动特性的影响就很小了^[4], 所以跨音速下雷诺数的影响是一个重要问题。一般说来提高 Re 数有三个途径:

- (1) 加大模型尺寸即加大设备规模。
- (2) 提高环境压力即增加密度。
- (3) 降低环境温度(增加密度降低粘性)。

应用上述任一途径, 都能独立发展成一个特殊的跨音速试验设备如: 冷冻风洞, 大尺寸的常规跨音速风洞, 路德维希管等。

上述方法在弹道靶上都能实现, 因此简易的小弹道靶还能开展 Re 数影响的实验研

究。一个能发射 10—15 毫米直径模型的小发射器,配置直径 400 毫米长 5 米左右的小型靶场,按图 7 所示的模型进行试验,在常温常压下圆球的 $Re^* \approx 2.7 \times 10^5$,旋成体的 $Re^* \approx 1.5 \times 10^6$,如果增加靶场压力到 5 大气压和降低靶场环境温度 $T_{\text{环}} \approx 73^\circ \text{K}$,综合这些措施可以提高 Re^* 数达到 10^8 以上。表 1 给出了三种情况下的雷诺数。如果靶场抽空在 10^{-1} , 10^{-2} 大气压时, Re^* 可降至 10^3 左右,由于靶场容积小加压、抽空和降温的措施容易实现,对图 7 所示的旋成体降温加压后,没有飞行阻力激增引起的非定常效应,所以这一实验方案在观察跨音速分离流动,击波和附面层干扰以及 Re 数对它们的影响方面有很重要的意义。

表 1 不同环境下二种物体的飞行 Re 数

物 体	特征长度 (毫米)	飞行速度 (米/秒)	环 境 条 件		
			$P = 1$ (大气压) $T = 283^\circ(\text{K})$	$P = 8$ (大气压) $T = 283^\circ(\text{K})$	$P = 8$ (大气压) $T = 83^\circ(\text{K})$
圆 球	10	400	$Re \approx 2.74 \times 10^5$	$Re \approx 2.19 \times 10^6$	$Re \approx 3.1 \times 10^7$
旋成体	55	400	$Re \approx 1.51 \times 10^6$	$Re \approx 1.21 \times 10^7$	$Re \approx 1.72 \times 10^8$

五、结 论

1. 本文提出的充气放炮和低充填、低能量转换发射是解决二级轻气炮在亚、跨、超音速发射的有效方法。利用不同的装药量和破膜压力能有效地控制发射速度。

2. 在弹道靶上作跨音速发射时破膜压力低,模型的初始过载小,炮口扰动小,发射的模型姿态稳定,可以给出比较真实的全流场模拟。

3. 在弹道靶上通过抽空、增压、降温、变化模型尺寸可以降低或提高雷诺数,在考虑 Re 数有关的现象研究时,弹道靶有经济,有效,易于实现的优点。它与国际上正在建设昂贵的跨音速设备相比,有顽强的生命力。

4. 本文的实验较风洞或其它设备真实而清晰地指出:在 M 数 1 附近 ($Re^* \approx 2.3 \times 10^5$) 流场变化极大,以圆球脱体击波为例,当 $M_\infty \rightarrow 1$ 时, δ/R 迅速增加,击波倾角 $\theta \rightarrow \frac{\pi}{2}$; 而 M 数略小于 1 时,脱体击波即行消失。当 $M_\infty < 0.90$ 时 ($Re^* \approx 2.3 \times 10^5$) 近尾迹处击波也消失。

5. 在物体尾迹显示的实验中,弹道靶优越于风洞。不同于超音速情况,跨音速下圆球尾流场的分离点前移,颈部直径比增大 $d/D \approx 1$; 尾迹增长很快趋于不规则外形,有大的湍流微团运动。

参 考 文 献

- [1] 孙以钧, 国外航空简报, 1 (1974).
- [2] 林同骥, 贾振学, 中国科技大学专题讲义.
- [3] 重见孝, 力学译丛, 4 (1976).
- [4] 恽起麟, 气动研究与发展, 3 (1978).
- [5] 徐永定, 气动力学刊, 1 (1979).

- [6] Cook, W. J., Presley, I. L., Chapman, G. T., AIAA paper 78—769.
- [7] Solnoky, P., *C. A. S. J.*, 15, 9(1969).
- [8] Curtis, John, S., Third Hypervelocity Techniques Symposium (1964), 3).
- [9] Truying, Hsien, AIAA paper, 75—83.
- [10] Van Dyke, M. D. & Gordon, H. D., NASA TR R-1 (1959).
- [11] Heberle, J. W., Wood, G. P. & Gooderum, P. B., NACA TN 2000 (1950).
- [12] Stilp, A., Bericht Nr. 10/65, Ernst-Mach-Institut, Freiburg, Br. Eckerstrasse 4, German (1965).

TRANSONIC TEST ON THE BALLISTIC RANGE

Zheng Zhichu, Wang Xiqi, Wang Jiurui, Li Binglu, Han Zhong, Zhang Zhensong,
Ge Xuezhen, Zeng Jianguo, Zhang Zhengxin, Ma Wenju, Jia Yufang

(Institute of Mechanics, Academia Sinica)

Abstract

New methods of transonic experiment in the ballistic range are presented in this paper. Two special launching techniques are used on a two-stage light gas gun, namely the filling gas techniques which can be used to obtain a projectile velocity in the subsonic range and the low filling condition technique which can be used to reach transonic and supersonic ranges. Since initial acceleration of model is lower in the subsonic and transonic cases, models can be launched with stable attitude and undamaged configuration. In addition, there is no support disturbance and small wall effect, so that the ballistic range has special advantage for transonic test. Using the forementioned techniques, clear photographs of flow field around spheres in transonic cases have been obtained. Comparing with supersonic and hypersonic cases the stand-off distance of shock wave, the neck width, the position of separation point and the wake are obviously quite different. Two photographs of flow field around a sphere at $M = 1.01$ and $M = 0.99$ have been obtained and produced valuable information. Finally a tentative idea for raising Reynolds number up to 10 by increasing pressure and decreasing temperature in the range is described.

www.cnki.net