

高焓膨胀波管的气动实验

施红辉¹, 王天军², 理查德·摩根³

(1. 中国科学院力学所 LNM, 北京 100080;

2. 浙江教育学院物理系, 杭州 310012;

3. 澳大利亚昆士兰大学机械工程系 布里斯班 4072)

摘要: 该研究简报介绍了用膨胀波管产生高超声速气流的实验结果。用压力传感器测量了激波管内的激波速度, 用激光全息摄影拍摄了飞船返回舱模型吹风时的激波形状, 证实了在膨胀波管中建立了可用的流动条件。

关键词: 膨胀波管; 激波管; 高超声速流; 激波速度

中图分类号: V211.74; O354.4 **文献标识码:** A

0 引言

随着人类对宇宙开发特别是星际飞行探测的日益重视, 进行飞行器在超高速飞行时的空气动力学的研究显得越来越重要。而研制能模拟宇宙飞行条件的超高速、高超声速地面设备是不可缺少的技术环节。一些高超音速实验设备到目前为止已在空气动力学研究中发挥了作用, 其典型代表之一就是自由活塞激波风洞^[1]。该设备是将风洞所产生的初始激波经过喷管的稳定膨胀来增加气流的速度。但是, 由于所有的能量都被加到了激波里, 自由活塞激波风洞在产生高速气流的同时, 也产生辐射和被高度电离的等离子体。为了避免这些缺点, 将激波经过非稳定膨胀来加速气流的概念, 也就是膨胀波管, 被提了出来^[2,3]。

从20世纪70年代初到80年代初, 美国NASA对膨胀波管进行了系列的可行性实验^[4-6]。随后, 澳大利亚昆士兰大学研究组的Paul和Stalker^[7,8]将自由活塞驱动技术引入膨胀波管, 在一小型膨胀波管上获得了9km/s速度的氩气和空气气流。他们的工作是, 用自由活塞驱动段代替美国NASA膨胀波管的高压气体段, 膨胀波管的初级隔膜被活塞驱动的激波所破开。这样, 膨胀波管的使用范围得到扩大, 可操作性得到加强。在此基础上, 同研究组的Morgan等人^[9,10]把Paul和Stalker的方法运用到中型膨胀波管上, 获得了速度大于11km/s的气流。据作者所知, 目前国际上正在恢复使用膨胀波管^[11], 本研究将报道有关实验结果, 希望能为国内的研究者们提供一些参考。

* 收稿日期: 2002-03-18; 修订日期: 2002-06-18.

基金项目: 国家人事部留学人员科技活动择优项目(No. 109301-N40292).

作者简介: 施红辉(1962-), 男, 江苏省启东市, 中国科学院力学所研究员.

1 实验装置与实验结果

图1示出了昆士兰大学的X-2中型膨胀波管,设备总长约21m,它由几个部分组成:储气室、压缩管、激波管、加速管、实验段。激波管和加速管的内径均为85mm,长度分别为2.358m和5.05m。在压缩管与激波管之间的初级隔膜是2mm厚的钢板,在激波管与加速管之间的第二隔膜是塑料薄膜。所用的驱动活塞是经过特别设计的复合型两级活塞^[2,3,10],它是由一个直径为91mm的不锈钢活塞套在一个直径为273mm的铝合金活塞中组成。它是这样工作的:与储气室相邻的双层隔膜破开后,压缩空气驱动活塞压缩第一级压缩管内的氦气,当活塞行至第一级压缩管端时,氦气已被压入第二级压缩管,大活塞被硬制橡皮缓冲器所阻挡而停下来。在惯性作用下,小活塞冲入第二级压缩管继续压缩氦气,直到初级隔膜破开。采用复合型活塞,其优点在于用较小的设备能取得足够速度的高焓流。在激波管和加速管的上面,安装有一系列的PCB压力传感器,用于测量激波速度^[10]。可视化实验使用双重曝光激光全息系统^[12]。因实验前要对加速管和实验段抽真空,这通常需要几个小时,所以一天里的实验次数只有2到3次。

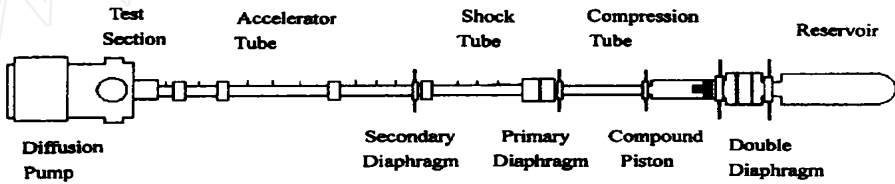


图1 UQ X-2中型膨胀波管示意图

Fig.1 Schematic of UQ X-2 expansion tube

图2示出了测得的加速管内的激波速度。实验条件为,储气室压缩空气压力1.85MPa,压缩管内氦气压力68.5kPa,激波管内氦气压力2.4kPa,加速管内真空度8毫托。图2的横轴的距离原点是初级隔膜所在的位置。从图中可以看出,测得的最大激波速度8.62km/s出现在 $x = 3.194\text{m}$ 处,而在加速管出口的激波速度为8.18km/s。像图2所示的数据分布并不很理想,而且测得的最终激波速度低于10km/s的期望值,原因可能是因为活塞的驱动欠理想、有泄漏。然而,实验还是表明,用膨胀波管产生了速度大于8km/s的高超声速气流。图3给出了另一次实验的测量结果,实验条件中除了压缩管内氦气压力是62kPa,其余各项与图2的相同。这次在加速管出口端测得的激波速度是8.49km/s。图4示出了外径为40mm的飞船返回舱模型的吹风试验结果。来流从右向左,速度约为9.5km/s。用全息摄影清楚地拍出了绕模型的激波形状以及激波与物体表面的距离。这说明膨胀波管可以产生符合要求的气流。

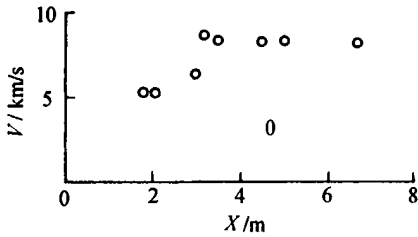


图2 激光在激波管和加速管中的速度

Fig.2 Shock wave velocity in shock tube and acceleration tube

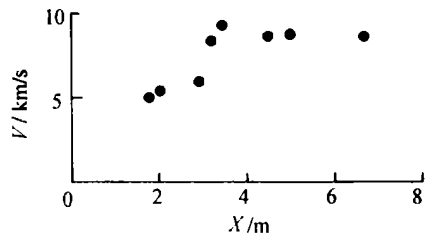


图3 激波在激波管和加速管中的速度

Fig.3 Shock wave velocity in shock tube and acceleration tube

2 结束语

通过运行昆士兰大学 X-2 膨胀波管,我们体会到自由活塞驱动及抽真空是关键技术。如果解决了这两个问题,设计和运行这种设备并不十分困难。当然,膨胀波管也有实验时间短的缺点。比较自由活塞激波风洞的数毫秒的实验时间,膨胀波管只能获得 100 到 300 微秒的实验时间。希望通过将来的研究,能使得膨胀波管的实验时间有所增加。每次实验时,在加速管的出口端都观察到强烈的闪光,这是因为激波后面的气体被电离的缘故。因此,无论用什么设备,当气流速度接近 10km/s 时,气体的电离是不可避免的,只是程度而已。

参 考 文 献:

- [1] PAULL A, STALKER R J, MEE D J. Experiments on supersonic combustion ramjet propulsion in a shock tunnel [J]. *J. Fluid Mech.*, 1995, 296:159-183.
- [2] MORGAN R G. A review of the use of expansion tubes for creating superorbital flows[R]. AIAA-97-0279, 1997.
- [3] MORGAN R G. Superorbital expansion tube[C]. Proc. 21st Int. Symp. on Shock Waves, Paper 9000, Great Keppel Island, Australia, July 20-25, 1997.
- [4] MILLER C G, JONES J J. Development and performance of the NASA Langley research center expansion tube/ tunnel, a hypersonic-hypervelocity real-gas facility[C]. Proc. 14th Int. Symp. on Shock Waves, pp. 363-373, Sydney, Australia, August, 1983.
- [5] MILLER C G. Operational experience in the Langley expansion tube with various test gases [J]. *AIAA J.*, 1978, 16: 195-196.
- [6] MILLER C G, MOORE J A. Flow - establishment times for blunt bodies in an expansion tube [J]. *AIAA J.*, 1975, 13: 1676-1678.

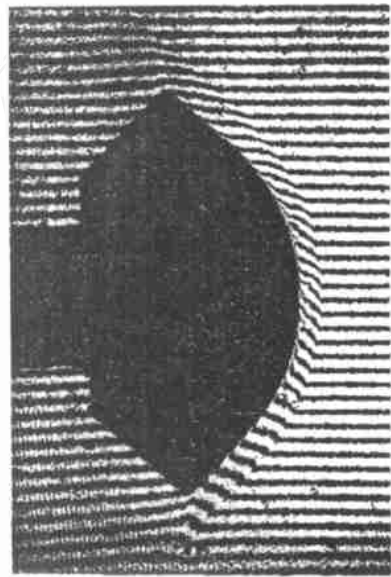


图4 飞船返回舱模型试验流场全息照片

Fig.4 Test of a capsule model in hypersonic flow

- [7] NEELY A J , STALKER R J , PAULL A. High enthalpy , hypervelocity flows of air and argon in an expansion tube [J]. *Aeronautical J.* , 1991 , 95 :175-186.
- [8] PAULL A , STALKER R J. Test flow disturbances in an expansion tube [J]. *J. Fluid Mech.* , 1992 , 245 : 493-521.
- [9] NEELY A J , MORGAN R G. The superorbital expansion tube concept , experiment and analysis [J]. *Aeronautical J.* , 1994 , 98 :97-105.
- [10] DOOLAN C J , MORGAN R G. A two-stage free-piston driver [J]. *Shock Waves* , 1999 , 9 :239-248.
- [11] SASOH A , MORGAN R G , LITTLETON B N , MCINTYRE T J , BISHOP A I. High-enthalpy expansion tube experiments with gas injection [J]. *AIAA J.* , 2000 , 38 :2253-2259.
- [12] WEGENER M , MCINTYRE T , RUBINSZTEIN-D H , BISHOP A , STALKER R , MORGAN R. Visualization and analysis of bow shocks in a superorbital expansion tube [J]. *AIAA J.* , 1996 , 34 :2200-2202.

Aerodynamic experiment of high enthalpy expansion tube

SHI Hong-hui¹ , WANG Tian-jun² , MORGAN Richard³

(1. LNM, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080 China;

2. Department of Physics, Zhejiang Education Institute, Hangzhou 310012 China;

3. Department of Mechanical Engineering, The University of Queensland, Brisbane 4072, Australia)

Abstract : This brief communication introduces an experiment of hypersonic flow using high enthalpy expansion tube. The velocity of the shock wave was measured by pressure transducers along the tube. The shape of shock wave around a capsule model was visualized by holographic interferometry. The experiment showed that usable test flow was obtained with the expansion tube. It is understood that the free piston driver and the evacuating are two key techniques in design and operation of expansion tubes.

Key words : expansion tube ; shock tube ; hypersonic flow ; shock speed