

超高速流动实验设备和相关数值研究

周凯，胡宗民，姜宗林

(中国科学院力学研究所，高温气体动力学国家重点实验室，北京 100190)

摘要 超高速流动是指速度超过 5 公里/秒的流动，由于流动具有高速高焓的特点，模拟超高速流动的地面试验设备面临极大挑战，目前，激波-膨胀管（风洞）是少数具备超高速流动复现能力的地面试验设备之一。中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室（LHD），通过将正向爆轰驱动技术和膨胀管结合在一起，建成了可实现 8 公里/秒高品质超高速试验气流的爆轰驱动激波-膨胀管（JF-16），并成功开展了典型模型试验。同时，本文介绍了针对激波-膨胀管的相关数值方法，对超高速流动条件下的尖锥模型进行了数值模拟，数值模拟结果提供了一些试验结果难以获取的流场信息，并很好的解释了试验中获取的流场结构照片，体现了数值方法在高超声速流动中的辅助分析作用。

关键字 超高速，激波-膨胀管，数值方法

引言

由于驱动能力或者高温高压气源的限制，以及设备材料的强度束缚，在地面上完整复现真实超高速飞行的来流条件和尺度仍然是一个非常具有挑战性的课题。目前，高超声速飞行关键流动现象以及复杂作用过程的地面实验模拟仍然遇到诸多问题，很难实现^[1]。地面试验设备通常以牺牲其他参数为代价来模拟高超声速流动的某些关键参数，例如，反射型激波风洞可以产生高焓流动，但是存在以下局限性^[2]：(1)试验气体的成分偏离真实的空气；(2)驻室反射区的高温高压环境会引起材料熔化等污染问题；(3)试验时间受到风洞尺寸、驱动气体污染等因素的限制；(4)驱动段压力和驻室压力受到材料强度的限制。尽管如此，脉冲式反射型激波风洞仍然是进行高超声速流动地面模拟的主要试验设备。

超高速是指超过 5km/s 的飞行速度，在地面模拟超高速流动环境，特别是近轨道或超轨道速度，实验气流的总焓高达 35MJ/kg 以上，目前反射型激波风洞能模拟的最大焓值为 25MJ/kg 左右，很难胜任上述焓值要求。激波-膨胀管/风洞技术可以在一定程度上缓解上述问题。膨胀管通过去除反射型激

波风洞的驻室，在激波管下游串联一个等截面的膨胀加速段（压力抽成超低真空），通过主激波波后气体的非定常膨胀使试验气流进一步加速，得到更高的气流速度和总焓，这种现象被称为焓的倍增^[3]。在膨胀加速段，主激波后气流不需滞止，其能量可以通过上述非定常膨胀过程直接转移到膨胀波后的试验气流和加速气流，避免了反射型激波风洞在驻室内发生的气体解离、热化学非平衡等高温真实气体效应以及喉道材料烧蚀等，试验气流更接近真实飞行条件^[3-5]。

膨胀管的概念是由 Resler & Bloxson^[7]首次提出的，Trimpi^[3]经过详细的理论研究，分析了膨胀管在产生超高速气流方面的优势，指出只要改变膨胀管各段的充气压力，就可以得到大范围的试验气流。于是，上世纪 60 年代掀起了膨胀管研究的一个高潮，但一直没有得到稳定的试验气流，直到 70 年代末，NASA Langley 实验室用膨胀管实现了在某些特定条件下可用的稳定试验气流^[8]。80 年代末，Stalker 等将自由活塞驱动与膨胀管相结合，改善了膨胀管的性能^[9,10]。随着空间探测对超高速模拟的需求，上世纪 90 年代又出现了膨胀管研制的一个新高潮。澳大利亚 Queensland 大学发展了自由活塞

驱动 X-系列膨胀管, 包括 X1、X2、X3。试验气流最高焓值超过 100MJ/kg, 最大速度超过 13km/s^[11], 但是试验时间很短, 例如 X1 的有效试验时间只有 50 μ m 左右。日本也建立了 JX-1 膨胀管^[12], 它的结构与 X 系列膨胀管相似, 采用自由活塞驱动方式。目前, 世界上运行的激波-膨胀管/风洞主要有美国 CURBC 的 LENS-X/LENS-XX^[4-6], NASA 的 HYPULSE 也可以在膨胀管模式运行^[13]。

产生超高速试验气流的主要限制因素是驱动能力。自由活塞驱动膨胀管虽然理论上能实现定压驱动, 但数值计算和实验结果表明主激波后试验气流的定常性不理想^[14], 这对膨胀管的试验气流品质和试验时间会产生不利影响。而且, 自由活塞驱动膨胀管结构庞大、造价与运行费用高昂。与自由活塞驱动相比, 爆轰驱动^[15-19]的驱动能力更强, 能够产生更高品质的稳定试验气流, 爆轰驱动不需要特制的膜片来维持高压, 实验的重复性也容易得到保证。应用爆轰驱动技术, 中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室在 2008 年首次建成了爆轰驱动激波-膨胀管 JF-16, 实现了超轨道速度的高焓试验气流, 并通过典型模型试验对流

场进行了诊断, 并进行了流场显示研究^[20-23]。同时, 开展了对激波-膨胀波管的数值方法研究, 对典型模型在超高速流动中的激波脱体问题进行了数值模拟, 并将试验观测结果与数值模拟进行了对比分析。

1 爆轰驱动激波-膨胀管 JF-16

爆轰驱动分为正向和反向驱动两种方式^[15-19], 其中前者利用爆轰波阵面的高温高压高速气流, 驱动能力强; 而后者利用 Taylor 稀疏波前的静止平稳气流, 但是驱动能力比正向驱动方式弱。爆轰驱动激波-膨胀管 JF-16 利用了正向爆轰驱动能力强的优点, 并且引入环形扩容腔结构, 消除了 Taylor 稀疏波的影响^[27]。图 1 为 JF-16 的照片, 其结构和测点布置简图见图 2。

爆轰驱动激波-膨胀管 JF-16 主要包括四个部分, 即爆轰段、激波管段、膨胀加速段和真空罐, 其中试验段嵌入膨胀加速段。爆轰段、激波管段和膨胀加速段之间通过两道膜片分开, 膜片对激波-膨胀管的性能至关重要^[20]。爆轰段充入氢氧混合物, 激波管内充入试验气体, 膨胀加速段内一般为处于高真空度的空气, 称为加速气体。



图 1 爆轰驱动激波-膨胀管: JF-16 (LHD)

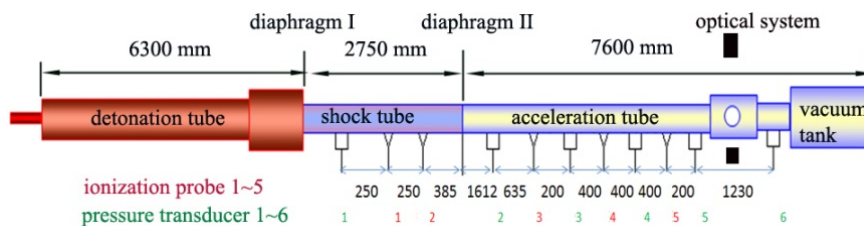


图 2 JF-16 结构简图及测点布置

爆轰驱动激波-膨胀管 JF-16 主要工作过程如下：当爆轰波冲破爆轰驱动段/激波管段之间的主膜后，驱动气体向激波管膨胀，压缩其中的试验气体，并在激波管中形成一道激波，称为主激波，同时中心膨胀波向驱动段的高压气体中传播，主激波和膨胀波之间由驱动/试验气体界面（3区/2区）分开。当主激波运动到第二道膜并将其冲开后，在加速段形成第二道入射激波，同时形成中心膨胀波向上游的试验气体中传播，并在两者之间形成试验/加速气体界面（5区/6区）。试验气体经该非定常膨胀波后，进一步加速并降低静温到达最终试验状态，即5区高焓、高速的试验气流^[20]。爆轰驱动激波-膨胀管 JF-16 的运行波系图见图 3。

爆轰驱动激波-膨胀管 JF-16 利用电离探针来测量激波速度，压力传感器测量静压，其安装位置与顺序见图 2，光学系统可以进行模型的流场显示，该项工作见文献

^[23]。JF-16 可以实现超过 100 微秒的平稳试验气流。通过匹配调整爆轰管、激波管和膨胀加速管的初始工作压力可以实现不同的速度或焓值的试验气流，表 1 给出了 JF-16 的已经实现的部分试验条件，基本达到了亚/近/超轨道速度，其中 p_{4i} 、 p_1 、 p_7 分别为爆轰管、激波管和膨胀加速管的初始压力， u_{psw} 和 u_{ssw} 分别为主入射激波和第二入射激波的速度^[23]。

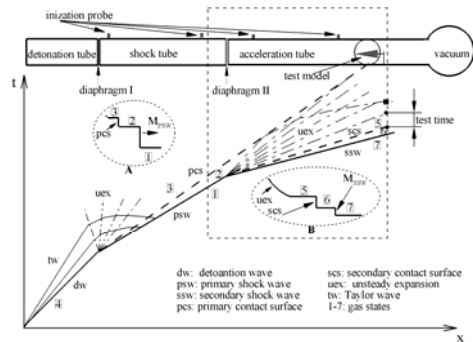


图 3 JF-16 运行波系图

表 1 JF-16 可实现的部分试验条件

Runs	p_{4i}/MPa	p_1/mmHg	p_7/mmHg	$u_{psw}/\text{km} \cdot \text{s}^{-1}$	$u_{ssw}/\text{km} \cdot \text{s}^{-1}$
9	1.5	30	0.28	4.88	6.0
11	1.5	30	0.25	4.8	6.9
12	1.5	30	0.25	4.8	7.3
15	1.5	30	0.2	4.9	7.8
16	1.5	30	0.2	4.9	7.6
20	1.5	30	0.1	4.8	7.96
22	1.5	30	0.1	4.8	8.16

2 超高速模型试验数值辅助分析

超高速试验的有效时间非常短，在数十微妙量级，而且，主、次入射激波后存在强烈的热化学非平衡过程^[24-25]，这给流场诊断带来严重挑战。数值模拟是超高速试验的一个有力的辅助诊断手段^[6,24-26]，能提供更多的流场信息，对相关试验研究有很大帮助。对于激波-膨胀管的数值模拟应用了多组分 Euler 控制方程以及空气的五组分 17 基元反应模型，空气及解离产生的原子成分的热力学参数则温度相关的多项式给出，这些多项式考虑了双原子分子的振动和转动能，即高温真实气体的热、化学效应。本文对 Euler 方程对流项的离散应用了频散可控耗散格式(DCD)^[29,30]，该格式的激波捕捉能力非常鲁棒，对强激波具有自适应模拟能力，且不

需要人为调整的格式参数，已经成功应用爆轰和强激波的数值模拟^[31-33]。图 4 是典型的计算得到的膨胀加速段气体速度、温度、压力及密度的分布图。

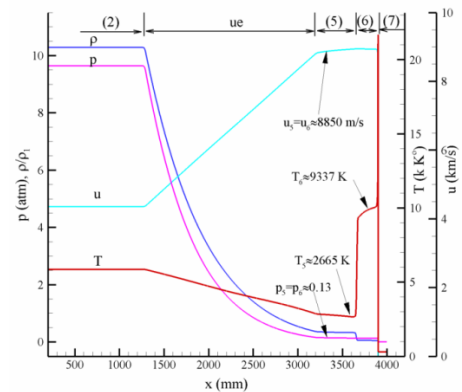


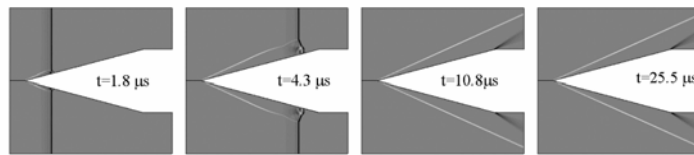
图 4 膨胀加速段速度、温度、压力及密度分布

针对表 1 给出的 JF-16 的运行条件，文献^[23]进行了典型模型的超高速试验，得到了相关领域内极为少见试验结果，图 5 为尖锥模型试验结果。试验中高速相机的曝光频率为 40 kHz。如图 4 所示，加速气流和试验气流，即 5 区和 6 区的气流参数存在明显的差别，理论上讲，试验中应该得到对应加速气

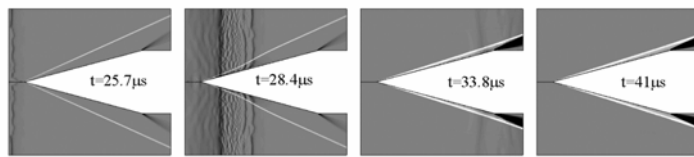
流和试验气流的不同照片，如图 6 (a)和(b)数值纹影所示，加速气流的声速高得多，因此马赫数较低，得到的锥激波倾角比试验气流要大得多。上述明显的差别在试验中应该很容易捕捉到，但是事实却相反，见图 5。由于超高速试验得到的信息非常少，无法给出合理的阐释，数值模拟可以胜任此工作。



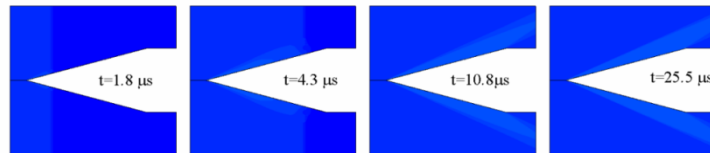
图 5 JF-16 模型试验照片($u_\infty=8.1$ km/s)^[23]



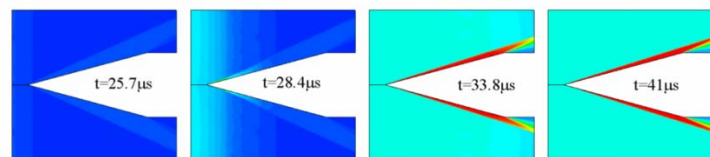
(a) 加速气流模型流场的数值纹影图



(b) 试验气流模型流场的数值纹影图



(c) 加速气流模型流场的数值密度云图



(d) 试验气流模型流场的数值密度云图

图 6 JF-16 模型流场数值计算

由于超高速模型试验的气流温度很高，因此试验图片的亮度反应了流场自发光现象，而自发光与气流中发光离子的密度成正比。图 6(c)和(d)分别给出尖锥模型在加速气流区和试验气流区的密度云图，可以看出在

加速气流中，由于非常稀薄(非常低的初始压力)，气流自发光不足以被高速相机捕捉，见图(c)。而试验气流流场显示结果却相反，其斜激波后的密度足够高，如图(d)所示，因此粒子自发光被试验照片清楚捕捉到。文献

[23]还对其他模型开展了超高速流场显示试验,如双锥和楔体模型,试验图片中也只捕捉到了试验气流对应的流场结构。本文表明了数值模拟在超高速试验中的一个重要作用,即辅助分析风洞试验无法自我解释的现象,并可提供更多的流场信息。

3 结论

本文介绍了爆轰驱动激波-膨胀管的建立和运行机理、试验流场的诊断与测量以及模型试验。并阐述了超高速试验流场的数值方法,对超高速流动条件下的尖锥模型进行数值模拟,指出在加速气流和实验气流条件下,尖锥脱体激波马赫角应当不同,这在试验结果中并未捕捉到,数值模拟提供了更多的流场信息。由于加速气流密度很低,气流自发光现象难以捕捉,试验捕捉到的照片是试验气流下模型的流场,数值模拟的结果很好的解释了高速相机拍到的流场结构。

参考文献

- Schmisseur J, Knight D, Longo J, Hollis BR, Borrelli S, Schneider SP, and et al. Assessment of aerothermodynamic flight prediction tools through ground and flight experimentation. RTO Technical Report, RTO-TR-AVT-136, 2011.
- Hornung HG. Ground testing for hypersonic flow, capabilities and limitations. RTO Technical Report. RTO-EN-AVT-186-1, 2010.
- Trimpi, RL. A preliminary theoretical study of the expansion tube, a new device for producing high-enthalpy short-duration hypersonic gas flows. Tech Rep R-133, NASA, 1962.
- Holden MS, Wadhams TP, Candler GV. Experimental studies in the LENS shock tunnel and expansion tunnel to examine real-gas effects in hypervelocity flows. AIAA 2004-0916, 2004.
- MacLean M, Wadhams TP, Holden MS. Integration of CFD and experiments in the CUBRC LENS shock tunnel facilities to understand the physics of hypersonic and hypervelocity flows. 4th Symposium on Integrating CFD and Experiments in Aerodynamics, von Karman Institute, Belgium, Sep. 14-16, 2009.
- Holden MS. Development of experimental facilities coupled with CFD to research key aerothermal phenomena in hypervelocity flight. AIAA Aero Space Planes Meeting, Apr. 12, 2011.
- Resler, E. L., Bloxsom, D. E. Very high Mach number flows by unsteady flow principles. Cornell University Graduate School of Aeronautical Engineering, limited circulation monograph, January 1952.
- Miller, C. G. Operational experience in the Langley expansion tube with various test gases. NASA TM 78637, 1977.
- Stalker, R. J., Paull, A., Stringer, I. Experiments on an expansion tube with a freepiston driver – Phase 1. Department of Mechanical Engineering Report, The University of Queensland, 1987.
- Paull, A., Stalker, R. J. Experiments on an expansion tube with a freepiston driver – Phase 2. Department of Mechanical Engineering Report, The University of Queensland, 1989.
- Neely, A. J. Morgan, R. G. The Supersonic Expansion Tube concept, experiment and analysis. Aeronautical Journal. 1994, Vol.98, No.973, 97-105.
- Akihiro Sasoh; Yasuyuki Ohnishi; Djameel Ramjaun; et al. Effective Test Time Evaluation in High-Enthalpy Expansion Tube. AIAA Journal 2001 vol.39 no.11, 2141-2147.
- Foelsche RO, Rogers RC, Tsai CY, Bakos RJ, Shih AT. Hypervelocity capability of the HYOULSE shock-expansion tunnel for scramjet testing. ISSW 23, paper-1047, 2001.
- Hornung H G. Performance Data of the New Free-Piston Shock Tunnel at GALCIT. AIAA Paper 92-3943, July 1992.
- 俞鸿儒, “激波风洞及其在传热实验中的应用”, 中科院力学所研究生毕业论文, 1963年2月. (Shock tube and its applications in experiments of heat transfer, PhD Thesis, Institute of Mechanics, Beijing, China, 1962.)
- Yu H.R, Esser B., Lenartz M., Groenig H., Gaseous detonation driver for a shock tunnel. Shock Waves, 2:245-254, (1992).
- Yu H-R. Oxyhydrogen Combustion and Detonation Driven Shock Tube. Acta Mechanica Sinica, 1999, 15(2): 97~107.
- 俞鸿儒, 李斌, 陈宏. 激波管氢氧爆轰驱动技术的发展进程. 力学进展, 2005, 35(3): 315~322. (Yu HR, Li B, Chen H. The development of gaseous detonation driving technologies for a shock tube. Advances in Mechanics, 2005, 35(3): 315~322.)
- 李进平. 爆轰驱动高焓激波风洞关键问题研究. 博士学位论文, 中国科学院力学研究所, 2007. (Investigation into essential problems of detonation-driven high enthalpy shock tunnels, PhD Thesis, Institute of Mechanics, Beijing, China, 2007.)
- 高云亮. 《超高速流动实验模拟方法及基础气动问题研究》, 博士论文, 中国科学院力学研究所, 2008. (Y.L. Gao, Study on hypervelocity flow generation techniques and essential hypersonic phenomena, PhD Thesis, Institute of Mechanics, Beijing, China, 2008.)
- Jiang Z.L., Gao Y.L. and Zhao W., Performance study on detonation-driven expansion tube, in Proc. 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, (Bremen, Germany, 2009).
- Jiang ZL. Developing the detonation-driven expansion tube for orbital speed experiments. The sixth Across-strait Workshop on Shock/Vortex Interaction, Guiyang, Jul. 5-10, 2012.
- 武博. 《强激波现象与超高速流动实验技术研究》, 博士

- 论文, 中国科学院力学研究所, 2012. (B. Wu, Study on the interaction of strong shock wave and the hypervelocity experimental method, PhD Thesis, Institute of Mechanics, Beijing, China, (2012)
- 24 Hu Z.M., Wu B., Jiang Z.L., Analysis of the test condition of a shock-expansion tube; JF-16, The 1st International Symposium on High-temperature Gas Dynamics, Beijing, China, Oct. 10~13, 2012.
- 25 Hu Z.M., Wang C., Jiang Z.L., Khoo B.C., Thermo-chemical nonequilibrium phenomena of the strong shock wave to generate hypersonic test flow. The 5th International Symposium on Physics of Fluids, Changbaishan, China, June 15~17, 2013.
- 26 Hu Z.M., Wang C., Jiang Z.L., Khoo B.C., On the numerical technique for the simulation of hypervelocity test flows, *Computers & Fluids*, Submitted, (2013).
- 27 Jiang Z L, Zhao W, Wang C. Forward-running Detonation Drivers for High-Enthalpy Shock Tunnels. *AIAA Journal*, 2002, 40(10): 2009~2016.
- 28 Lin x, Yu XL, Li F, Zhang SH, Xin JG, Zhang XY. CO concentration and temperature measurements in a shock tube for Martian mixtures by coupling OES and TDLAS, *APPLIED PHYSICS B-LASERS AND OPTICS*, 2013, 110(3):401-409.
- 29 Jiang, Z.L., Takayama, K., Chen, Y.S. Dispersion conditions for non-oscillatory shock-capturing schemes and its applications. *Comput. Fluid Dyn. J. 2* (1995)137~150.
- 30 Jiang, Z.L. On the dispersion-controlled principles for non-oscillatory shock-capturing schemes. *Acta Mech. Sin.* 20(1) (2004) 1~15.
- 31 Hu Z.M. and Jiang Z.L. Wave Dynamic process in cellular detonation reflection from wedges. *Acta Mech. Sin.* 23(1) (2007) 33-41.
- 32 Teng H.H., Jiang Z.L. and Hu Z.M. Detonation initiation developing from the Richtmyer-Meshkov instability. *Acta Mech. Sin.* 23(4) (2007) 343-349.
- 33 Deng B., Hu Z.M., Teng H.H. and Jiang Z.L. Numerical study on cellular structure evolution of detonation in section-changing chambers. *Science in China Series G* 50(6) (2007) 797-808.

Hypervelocity Experimental Facility and Numerical Study

Zhou Kai Hu Zongmin Jiang Zonglin

(The State Key Laboratory of High-temperature gas Dynamics, Institute of Mechanics, CAS, Beijing 100190, China)

Abstract To the date, a shock-expansion tube is one of the few qualified test facilities on the ground can simulate the hypervelocity (above 5 km/s) flow. A detonation-driven shock-expansion tube (JF-16) has been built at the State Key Laboratory of High Gas Dynamics in order to generate relatively steady and clean test gas at high enthalpies. Test flow at velocities above 8 km/s has been successfully generated via JF-16 which is then followed by a series of typical model tests. The CFD-aided method of the JF-16 shock-expansion tube is reviewed in the present paper. A sharp cone is taken as the module. The results of the CFD provide some more details can't be obtained from the experimental method and well explain the experimental photos of the flow field, reflecting the aided analysis function of CFD.

Key words hypervelocity, shock-expansion tube, numerical techniques