文章编号：1000-5773(2010)04-0241-07

弱激波冲击无膜重气柱和气帘界面的实验研究*

邹立勇，刘金宏，谭多望，黄文斌，柏劲松，刘仓理

（中国工程物理研究院流体物理研究所，冲击波物理与爆轰物理国防科技重点实验室，四川绵阳 621900）

摘要：研制了一个改进的激波管设备，对马赫数为 1.2 的弱激波冲击作用下空气中 SF_6 气柱和气帘界面的演变过程进行了初步的实验研究。通过设计激波管实验段、烟雾发生器、气体箱、进气吸气系统和激波管尾段，控制混合气体中 SF_6 的峰值浓度和初始气流速度，建立了稳定、可重复的无膜气柱和气帘初始界面形成技术。利用高速摄影技术，在水平面内观测了气柱和气帘的初始界面图像，沿垂直方向观测了界面 RM(Richtmyer-Meshkov)不稳定性的演变过程。气柱演变图像显示了典型的对涡结构，气帘演变图像显示了早期的多蘑菇形结构和后期的相邻波长干扰效应。图像后处理表明，气柱的高度和宽度、气帘的宽度均随时间单调增加，且宽度比高度增加快得多。从二维涡量动力学方程出发，对图像中涡的演变过程进行了初步解释。

关键词：无膜界面；气柱；气帘；RM 不稳定性；高速摄影；激波管

中图分类号：V211.751；O351.2 **文献标识码**：A

1 引 言

当运动激波冲击两种不同密度的流体界面时，界面间会出现 Richtmyer-Meshkov(RM)不稳定性[1-2]。这是一个十分复杂的多尺度非线性问题，在自然界和工程领域中有着重要的研究意义。自 20 世纪 70 年代以来，在惯性约束聚变、超音速燃烧等领域的强力推动下，该问题成为学术界研究的热点[3-7]。

对于两种气体界面 RM 不稳定性的实验研究，通常采用硝化纤维或肥皂泡薄膜等来形成初始界面。这种技术被美国、日本、法国、以色列等国家的科研人员广泛应用[8-12]。其缺点在于破膜后其碎片和膜支架对流场有干扰，对不稳定性的发展和湍流混合产生影响，并且这种干扰比较复杂，难以定量分析，也无法完全消除。自 20 世纪 90 年代以来，Jacobs 等人[13]采用 PLIF(Planar Laser-Induced Fluorescence)技术研究了激波冲击无膜气柱的演变过程，但是一次实验只能获得 1 幅图像。最近，Tomkins 等人[14]利用 PLIF 技术研究了在马赫数 $Ma=1.2$ 时激波冲击无膜气柱演变过程的混合速率，Orlicz 等人[15]则进一步实验研究了 Ma 为 1.2～2.0 时无膜气帘界面的混合速度问题。这些工作开辟了无膜初始气体界面的新方向。目前，国内只有黄甲等人[16]、郭文灿等人[17]开展了这方面的实验研究。他们采用肥皂泡形成初始界面，利用纹影、高速摄影等技术观测界面和波系的演变过程，并将实验结果与数值模拟结果进行了对比。

* **收稿日期**：2009-07-15；**修回日期**：2009-10-07

基金项目：国家自然科学基金(10772166)；国防基础科研计划(Z112009B004)；中国工程物理研究院科学技术基金(2008B0202011)

作者简介：邹立勇(1975－)，男，博士研究生，助理研究员，主要从事流体力学研究. E-mail：liyong.zou@gmail.com

对于无膜气体界面 RM 不稳定性的实验研究，由于界面形成比较复杂，流场观测相对困难，目前国内还没有相关报道。本文介绍新建立的激波管和无膜 Air/SF_6 初始界面形成技术，利用高速摄影技术，实现一次实验获得多幅气柱和气帘界面的演变图像，并对演变图像进行初步的解释。

2 实验装置与实验方法

实验在图 1 所示的激波管中进行。激波管管长 4.7 m，管轴标高 1.2 m，由驱动段、过渡段、实验段和尾段组成。驱动段和过渡段截面为圆形，外径和内径分别为 0.09 m 和 0.08 m。实验段和尾段互相连通，内截面为方形，尺寸为 0.05 m×0.05 m，可沿管轴方向自由移动。除实验段的测试窗口材料为 K9 玻璃外，其余各部分均由不锈钢制成。用于隔离驱动段和过渡段的膜片为聚酯薄膜，通过电破膜方式来提高激波的重复性。在过渡段、实验段和尾段共安装了 6 个压力传感器，用于测量压力时程曲线、激波速度和触发光学测试系统。

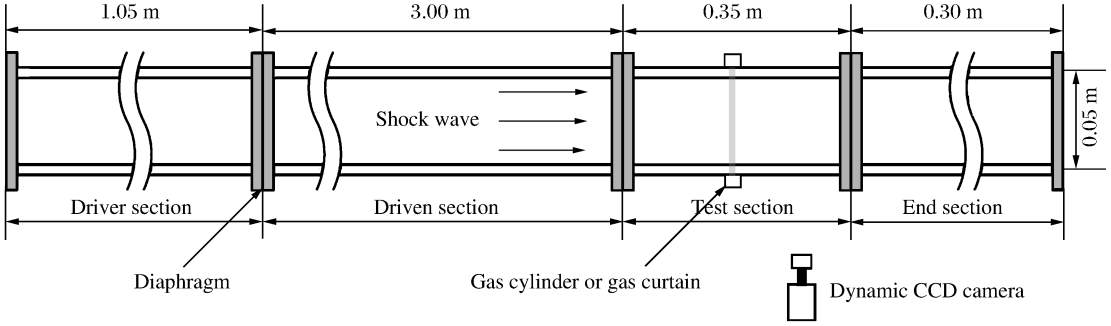


图 1 激波管示意图

Fig. 1 Schematic of a shock tube

2.1 初始界面形成

改进普通激波管，设计了能够从 4 个不同侧面观测的实验段、烟雾发生器、气体箱、进气吸气系统和尾段。图 2 为气柱和气帘实验的界面形成示意图。实验时，首先将气体箱抽成真空，然后充入 SF_6 气体至大气压，再利用烟雾发生器将乙二醇烟雾充入气体箱中。激波管上方的喷口通过阀门接气体箱出口。打开阀门，由于混合气体的密度远大于空气密度，在重力作用下，混合气体会沿垂直于激波管轴线方向自动向下流动，从而在实验段形成初始界面。喷口可以有不同形状，圆柱形喷口形成气柱，曲面细长喷口形成气帘。利用 SF_6 浓度分析仪，可以得到 SF_6 气柱和气帘的峰值浓度。调节气体箱高度、进气和吸气口径的大小可以控制 SF_6 气柱和气帘的流速，从而实现稳定、可重复的初始界面。

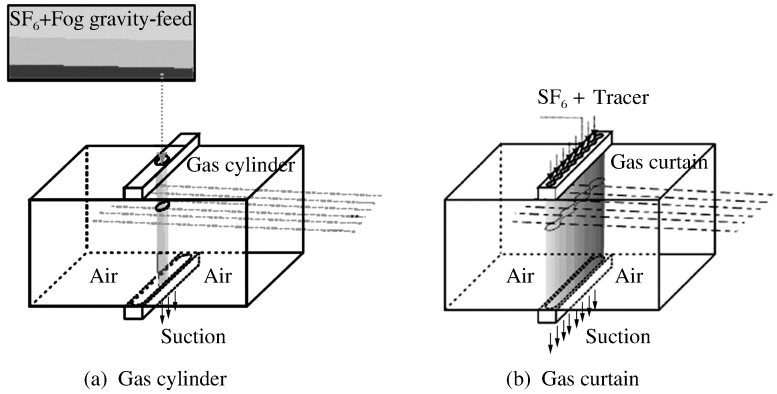


图 2 气柱和气帘界面示意图

Fig. 2 Schematic of a gas cylinder and gas curtain interface

2.2　测试系统

电学测试方面:在激波管驱动段安装静态压力传感器,记录初始驱动高压;在过渡段、实验段和尾段多个位置上安装 PCB M113A26 型动态压力传感器,记录压力时程曲线,计算激波运动速度;利用压力脉冲信号触发光测系统。

光学测试采用高速摄影技术。由于 SF_6 和空气均为无色,需要在储存 SF_6 的气体箱中加入白色的乙二醇烟雾示踪粒子。对于 SF_6 气体,乙二醇烟雾具有良好的混合和跟踪性能,实验中可通过观测烟雾来获得 SF_6 气体的运动情况。光源为 2 000 W 的柱形氙灯,将其布置在激波管尾部的轴线方向或者激波管侧面。图像记录采用 Photron 公司的 Fastcam-APX RS 型高速相机,幅频可在 $0\sim2.5\times10^5\ s^{-1}$ 之间自由调节。相机测量方向有两种:一是在实验段侧面或尾段沿轴向观测,如图 3 所示,用来记录 SF_6 气柱和气帘的初始界面图像;二是在实验段上方或下方沿垂向观测,如图 1 所示,用来测量气柱和气帘界面的动态演变图像。

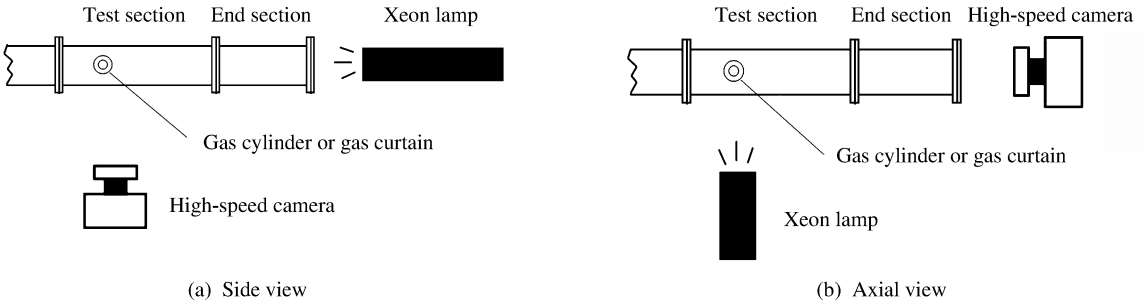


图 3　初始界面测量示意图

Fig. 3　Schematic of an initial interface measuring system

3　实验结果与分析

激波马赫数 Ma 均为 1.2。初始界面形成后,SF_6 气柱或气帘由气体箱垂直向下流动的速度约为 0.1 m/s,相比激波速度(约 400 m/s)和波后气流速度(约 100 m/s),垂向速度很小,所以界面演变过程可看作二维运动。为了保证初始界面的层流状态,需要在实验段下方抽气,且抽气速度要略大于 SF_6 的进气速度。为了保持管内压力为恒压,还需要在实验段附近的上游和下游对称地开两个小孔。

3.1　气柱实验

初始气柱直径为 6 mm。图 4 和图 5 分别为从实验段侧面和尾段沿轴向观测到的气柱初始图像。可以看到,气柱沿垂向保持为直线,除出口附近浓度略有降低外,整个气柱的浓度变化很小。图 6 为美国洛斯阿拉莫斯国家实验室(Los Alamos National Laboratory,LANL)得到的轴向初始界面图像[18]。对比图像可以看出,我们的初始界面形成技术与美国相当。

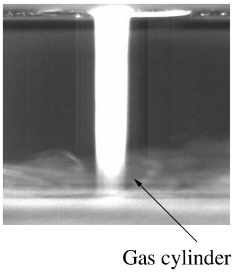


图 4　侧面观测的初始气柱图像

Fig. 4　Photograph of the initial cylinder (side view)

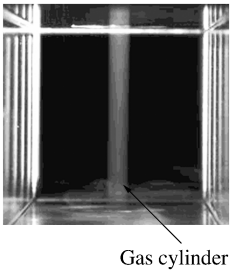


图 5　轴向观测的初始气柱图像

Fig. 5　Photograph of the initial cylinder (axial view)

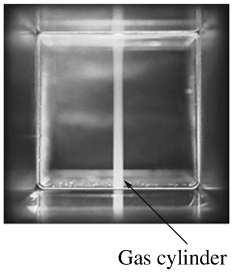


图 6　美国 LANL 的气柱初始图像

Fig. 6　Photograph of the initial cylinder (LANL, axial view)

高速摄影幅频取 $1.5\times10^4\ s^{-1}$，在实验段沿垂向观测，一次实验可得到激波冲击气柱后 17 个不同时刻的界面演变图像，如图 7 所示。从图 7 中可以看出：初始气柱首先演变为上下对涡，最初的圆形气柱演变为月牙形（见图 7(a)～图 7(b)）；接着迎风面的月牙形逐渐变淡，并开始向背风面伸出 SF_6 气体射流，这是由于透射激波的聚焦造成的（见图 7(c)～图 7(f)）；随后 SF_6 气柱的覆盖面积越来越大，浓度越来越低，峰值浓度已经由迎风面转移到背风面（见图 7(g)～图 7(j)）；最后 SF_6 气体完全与周围的环境空气混合到一起，SF_6 高浓度区域变得越来越长，并且越来越窄，形成快速向后运动的射流（见图 7(k)～图 7(q)）。后处理得到气柱宽度（流向尺度）和高度（展向尺度）随时间的变化曲线，如图 8 所示。由图 8 可知，高度和宽度都随时间单调增加，且宽度比高度增加快得多，这主要是由于激波是沿着气柱宽度方向运动造成的。

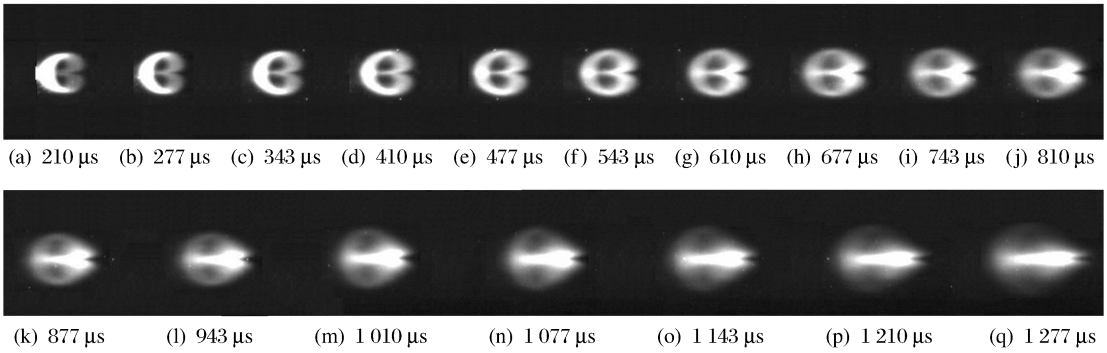


图 7 激波冲击 SF_6 气柱的演变过程图像（激波从左向右运动）

Fig. 7 Evolution images of a shocked SF_6 gas cylinder (shock wave passes from left to right)

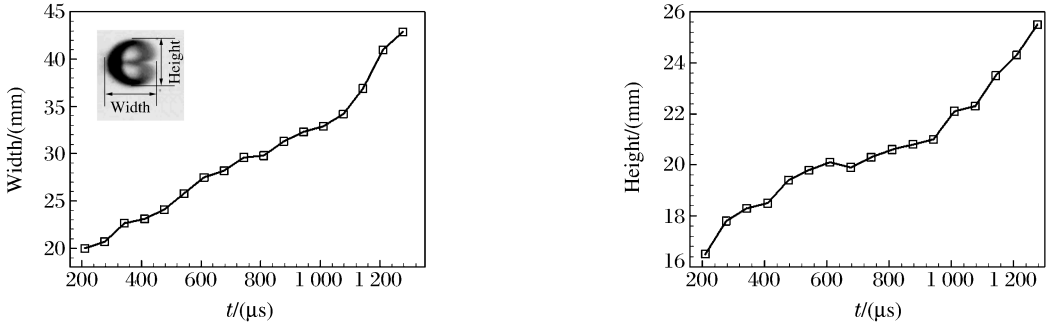


图 8 气柱宽度和高度随时间的变化关系

Fig. 8 Dependence of the width and height of gas cylinder on time

实验中，涡量的产生和发展可由二维涡量动力学方程来描述，即

$$\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}\left(\frac{\omega}{\rho}\right)=\frac{\nabla\rho\times\nabla p}{\rho^3} \tag{1}$$

式中：ω 为涡量，ρ 为密度，p 为压力。(1)式等号右边项表明涡量的产生是由于密度梯度方向与压力梯度方向不一致造成的。如图 9 所示，由于 SF_6 气柱的密度大于周围空气的密度，因而密度梯度方向是沿着径向指向气柱中心。激波扫过气柱过程中，在气柱表面产生了一系列的涡，且上半表面与下半表面的涡大小相等、方向相反，涡量最大值出现在压力

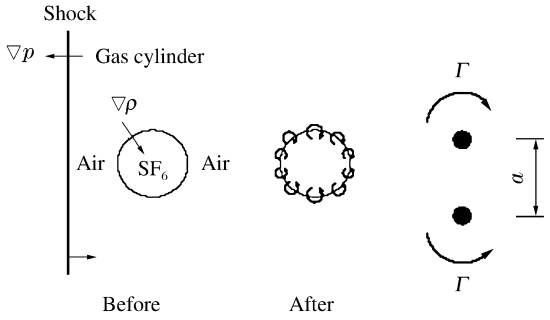


图 9 激波冲击后气柱表面的涡量分布图

Fig. 9 Vorticity deposition on a shocked gas cylinder

梯度与密度梯度相互垂直的位置,即气柱上下缘处,涡量最小值则出现在二者相互平行的位置,即气柱前后缘处。气柱表面的这一系列涡可以等价为上、下两个大小为 Γ、间距为 a 的对涡。激波扫过 SF_6 气柱后,主要是压力扰动机制来促使气柱进一步演变。

3.2　气帘实验

气帘实验与气柱实验的主要区别在于初始扰动不同。气帘是由 8 个∅4.8 mm 的气柱相互连通组成,相邻气柱的中心间距为 5.95 mm,连通相邻气柱的狭缝宽度为 2.38 mm,如图 10 所示。图 11 为在尾段沿轴向观测得到的气帘初始图像。相比气柱静态图像,该图像效果略差,特别是靠近激波管的壁面位置。另外,沿垂向气帘有弯曲情况出现。



图 10　形成气帘的喷口

Fig. 10　Nozzle forming the gas curtain

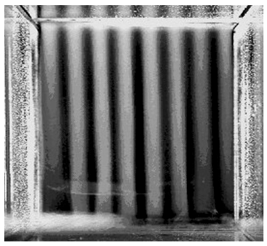


图 11　轴向观测的初始气帘图像

Fig. 11　Photograph of the initial gas curtain (axial view)

图 12 为气帘界面演变图像。图 13 为气帘宽度随时间变化的曲线。在图 12(a)～图 12(e)中,多个波长的气帘界面演变为多个蘑菇形,整体而言还有较清晰的流动模式。随着不稳定性的进一步演变,在后期的图像中,气帘逐渐变宽,颜色逐渐变淡,相邻波长的气帘逐渐融合在一起。

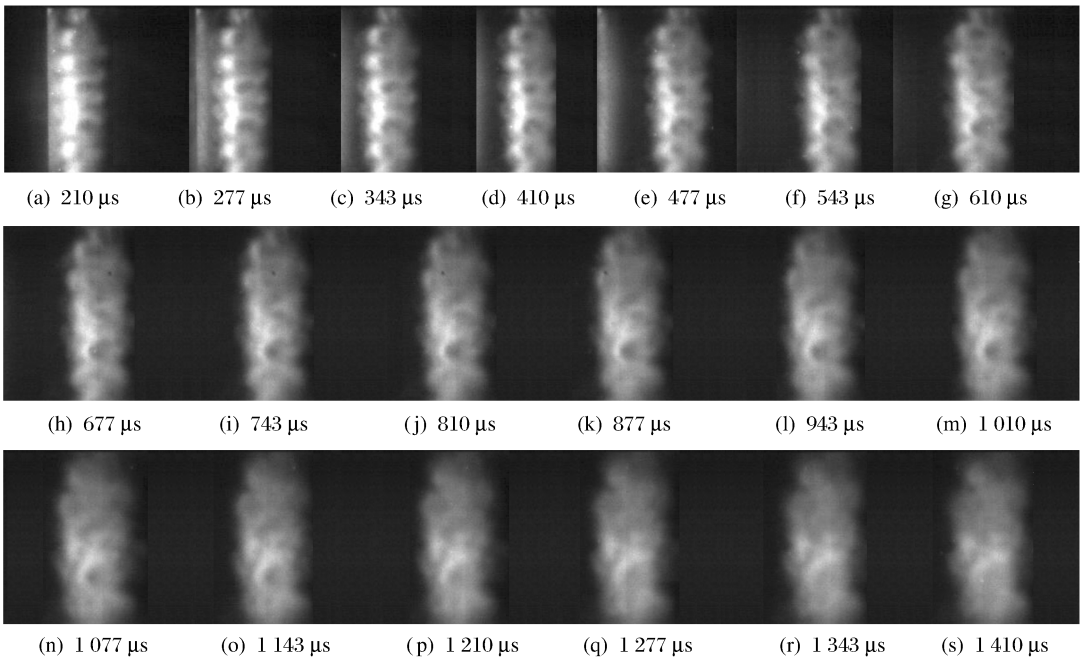


图 12　激波冲击 SF_6 气帘的演变过程图像(激波从左向右运动)

Fig. 12　Evolution images of a shocked SF_6 gas curtain (shock wave passes from left to right)

气帘演变图像仍可用(1)式解释。如图 14 所示,激波扫过气帘过程中,会在界面上产生一排涡,每个波长内都有两个大小相等、方向相反的小涡。在演变前期,各个波长内的小涡独立发展,因此气帘界

面演变流场的结构较为清晰，见图 12(a)～图 12(e)；在演变后期，相邻波长的小涡相互干扰，气帘颜色变淡，混合宽度不断增加，相邻蘑菇融合在一起，图像变得更为无序，见图 12(f)～图 12(s)。

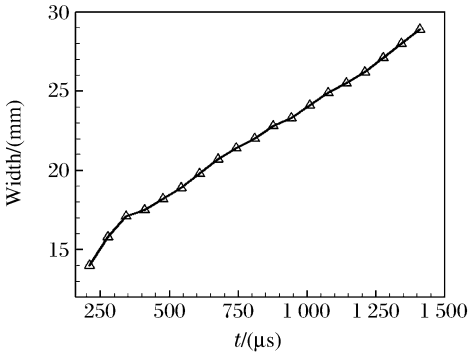


图 13 气帘宽度随时间变化的曲线

Fig. 13 Dependence of the width of gas curtain on time

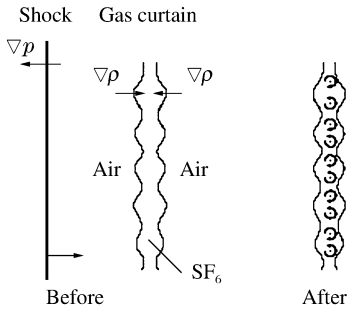


图 14 激波冲击后气帘表面的涡量分布图

Fig. 14 Vorticity deposition on a shocked gas curtain

4 结 论

通过设计和改进实验段、烟雾发生器、气体箱、进气和吸气系统、激波管尾段，利用 SF_6 浓度分析仪控制 SF_6 气柱和气帘的峰值浓度，调节气体箱高度和出气口径大小控制初始气流速度，建立了稳定、可重复的无膜 SF_6 气体初始界面形成技术。

利用高速摄影测试技术，实验研究了在马赫数为 1.2 的平面弱激波冲击作用下，SF_6 气柱和气帘界面的演变过程，测量了界面从产生、发展到混合的全过程。静态图像表明，初始界面形成技术与美国基本相当。从气柱演变动态图像可看到典型的对涡结构。从气帘演变动态图像的前期可看到较为清晰的多蘑菇形结构，后期图像杂乱无序。图像后处理表明，气柱的高度和宽度、气帘的宽度均随时间单调增加，且宽度比高度增加快得多。利用涡量动力学理论，对演变过程中涡的产生和发展进行了初步解释。

感谢张光升、龚晏青、黄淑萍、林 俊、蒲正美等同事在实验工作中的帮助！

References:

[1] Richtmyer R D. Taylor Instability in Shock Acceleration of Compressible Fluids [J]. Commun Pur Appl Math, 1960, 13(2): 297-319.

[2] Meshkov E E. Instability of the Interface of Two Gases Accelerated by a Shock Wave [J]. Fluid Dyn, 1969, 4(5): 101-104.

[3] Lindl J D, McCrory R L, Campbell E. Progress toward Ignition and Burn Propagation in Inertial Confinement Fusion [J]. Phys Today, 1992, 45(9): 32-40.

[4] Yang J, Kubota T, Zukowski E E. Applications of Shock-Induced Mixing to Supersonic Combustion [J]. AIAA J, 1993, 31(5): 854-862.

[5] Brouillette M. The Richtmyer-Meshkov Instability [J]. Annu Rev Fluid Mech, 2002, 34: 445-468.

[6] Zabusky N J. Vortex Paradigm for Accelerated Inhomogeneous Flows: Visiometrics for the Rayleigh-Taylor and Richtmyer-Meshkov Environments [J]. Annu Rev Fluid Mech, 1999, 31: 495-536.

[7] Dimotakis P E. Turbulent Mixing [J]. Annu Rev Fluid Mech, 2005, 37: 329-356.

[8] Kumar S, Hornung H G, Sturtevant B. Growth of Shocked Gaseous Interfaces in a Conical Geometry [J]. Phys Fluids, 2003, 15(10): 3194-3208.

[9] Ranjan D, Niederhaus J H J, Oakley J G, et al. Shock-Bubble Interactions: Features of Divergent Shock-Refraction Geometry Observed in Experiments and Simulations [J]. Phys Fluids, 2008, 20(3): 036101.

[10] Hosseini S H, Takayama K. Experimental Study of Richtmyer-Meshkov Instability Induced by Cylindrical Shock Waves [J]. Phys Fluids, 2005, 17(8): 084101.

[11] Fontaine G, Mariani C, Martinez S, et al. An Attempt to Reduce the Membrane Effects in Richtmyer-Meshkov Instability Shock Tube Experiments [J]. Shock Waves, 2009: 19(4): 285-289.

[12] Erez L, Sadot O, Oron D, et al. Study of the Membrane Effect on Turbulent Mixing Measurements in Shock Tubes [J]. Shock Waves, 2000, 10(4): 241-251.

[13] Jacobs J W, Klein D L, Jenkins D G, et al. Instability Growth Patterns of a Shock-Accelerated Thin Fluid Layer [J]. Phys Rev Lett, 1993, 70(5): 583-586.

[14] Tomkins C, Kumar S, Orlicz G, et al. An Experimental Investigation of Mixing Mechanisms in Shock-Accelerated Flow [J]. J Fluid Mech, 2008, 611: 131-150.

[15] Orlicz G C, Balakumar B J, Tomkins C D, et al. A Mach Number Study of the Richtmyer-Meshkov Instability in a Varicose, Heavy-Gas Curtain [J]. Phys Fluids, 2009, 21(6): 064102.

[16] Huang J, Jia H Y, Luo X S, et al. Study on the Richtmyer-Meshkov Instability of Spherical Interface in Shock Tube [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics. (in Chinese, to be published)
黄　甲, 贾洪印, 罗喜胜, 等. 球形界面 Richtmyer-Meshkov 不稳定性的激波管研究 [J]. 实验流体力学. (待发表)

[17] Guo W C, Liu C L, Tan D W, et al. Experimental Investigation on Spherical Bubble Evolution Loaded by a Weak Planar Shock Wave [J]. Chinese Journal of High Pressure Physics, 2009, 23(6): 460-466. (in Chinese)
郭文灿, 刘仓理, 谭多望, 等. 平面弱激波加载下球形气泡演化的实验研究 [J]. 高压物理学报, 2009, 23(6): 460-466.

[18] Fishbine B. Code Validation Experiments－A Key to Predictive Science [J/OL]. Los Alamos Research Quarterly, 2002: 6-14.

Experimental Study on the Membraneless Heavy Gas Cylinder and Gas Curtain Interfaces Impacted by a Weak Shock Wave

ZOU Li-Yong, LIU Jin-Hong, TAN Duo-Wang,
HUANG Wen-Bin, BAI Jin-Song, LIU Cang-Li

(*National Key Laboratory of Shock Wave and Detonation Physics, Institute of Fluid Physics, CAEP, Mianyang* 621900, *China*)

Abstract: A modified shock tube apparatus has been developed in order to experimentally investigate the evolution process of a sulfur hexafluoride gas cylinder and gas curtain surrounded by air when impacted by a shock wave with a Mach number of 1.2. By designing the test section, the fog generator, the gas chamber, the suction system and the end section, and controlling the sulfur hexafluoride peak concentration in the mixing gas and the initial vertical flow velocity, we developed a steady and repeatable technique to generate gas cylinder and gas curtain interfaces. Using high-speed camera, the initial interface images in the horizontal plane are obtained, and the developing photographs of dynamic Richtmyer-Meshkov (RM) instability in the vertical direction are also recorded. The gas cylinder evolution photographs exhibit typical vortex pair structure, and the gas curtain evolution images show multi-mushroom structure in the early stage and interfering with neighboring wavelength in the later stage. The height and width of the gas cylinder and the width of the gas curtain increase monotonically with time. Moreover the width increases faster than the height. The evolution mechanism of vortex is explained preliminarily, using two-dimensional vorticity dynamic equation.

Key words: membraneless interface; gas cylinder; gas curtain; RM instability; high-speed photography; shock tube