

高速弹丸诱导斜爆轰激波结构实验研究<sup>1)</sup>

尚甲豪<sup>\*,†</sup> 胡国瞰<sup>\*\*</sup> 汪 球<sup>\*,2)</sup> 王业军<sup>\*</sup> 张 坤<sup>††</sup> 项高翔<sup>\*\*\*</sup>  
赵 伟<sup>\*,†</sup> 魏炳忱<sup>†,††</sup>

<sup>\*</sup>(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)

<sup>†</sup>(中国科学院大学工程科学学院, 北京 100049)

<sup>\*\*</sup>(中国运载火箭技术研究院, 北京 100076)

<sup>††</sup>(中国科学院力学研究所国家微重力实验室, 北京 100190)

<sup>\*\*\*</sup>(西北工业大学力学与土木建筑学院, 西安 710129)

**摘要** 斜爆轰推进系统在高超声速推进领域具有广阔的应用前景, 其释热迅速、比冲高、燃烧室结构简单的优点吸引研究人员的持续关注. 然而, 斜爆轰的地面试验同时涉及到高速试验环境模拟、燃料与氧化剂混合、高温燃烧流场结构测量等技术难点, 当前国内外系统的试验研究仍然十分有限, 难以支撑斜爆轰发动机的研制. 为了研究自持传播的斜爆轰激波结构与波面流动特性, 基于爆轰驱动二级轻气炮开展了高速弹丸诱导斜爆轰实验研究, 使用直径 30 mm 球头圆柱形弹丸发射进入充满氢/氧可燃混合气体的实验舱中以起爆斜爆轰波, 并采用两种阴影技术对实验流动结构进行测量. 实验中在不同速度、不同充气压力下观察到三种弹丸诱导激波结构, 即激波诱导燃烧、弹丸起爆爆轰波和相对弹丸驻定的斜爆轰波, 实验舱充气压力下降则会造爆轰横波尺度增加与波面流动失稳. 实验中, 斜爆轰激波角与理论分析结果吻合较好, 弹丸气动不稳定带来较大的弹丸攻角会对激波角测量带来一定偏差. 通过对斜爆轰波波面法向传播速度的测量发现, 随着远离弹丸, 斜爆轰传播速度由弹丸飞行速度衰减至接近实验气体 CJ 速度, 弹丸速度的降低会加速斜爆轰波传播速度的衰减.

**关键词** 斜爆轰, 超声速燃烧, 激波诱导燃烧, 斜爆轰波, 二级轻气炮

中图分类号: O354.4 文献标识码: A doi: 10.6052/0459-1879-22-536

## EXPERIMENT INVESTIGATION OF OBLIQUE DETONATION WAVE STRUCTURE INDUCED BY HYPERSONIC PROJECTILES<sup>1)</sup>

Shang Jiahao<sup>\*,†</sup> Hu Guotun<sup>\*\*</sup> Wang Qiu<sup>\*,2)</sup> Wang Yejun<sup>\*</sup> Zhang Kun<sup>††</sup>  
Xiang Gaoxiang<sup>\*\*\*</sup> Zhao Wei<sup>\*,†</sup> Wei Bingchen<sup>†,††</sup>

<sup>\*</sup>(State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

<sup>†</sup>(School of Engineer Science, University of Chinese Academy of Science, Beijing 100049, China)

<sup>\*\*</sup>(China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

<sup>††</sup>(Key Laboratory of Microgravity, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

2022-11-09 收稿, 2022-12-29 录用, 2022-12-29 网络版发表.

1) 国家自然科学基金(12072353, 11972331), 中国科学院青年创新促进会(2021020)和高温气体动力学国家重点实验室开放基金(2021KT10)资助项目.

2) 通讯作者: 汪球, 高级工程师, 主要研究方向为高焓气动物理与应用. E-mail: wangqiu@imech.ac.cn

引用格式: 尚甲豪, 胡国瞰, 汪球, 王业军, 张坤, 项高翔, 赵伟, 魏炳忱. 高速弹丸诱导斜爆轰激波结构实验研究. 力学学报, 2023, 55(2): 309-317

Shang Jiahao, Hu Guotun, Wang Qiu, Wang Yejun, Zhang Kun, Xiang Gaoxiang, Zhao Wei, Wei Bingchen. Experiment investigation of oblique detonation wave structure induced by hypersonic projectiles. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2023, 55(2): 309-317

\*\*\* (School of Mechanics, Civil Engineering & Architecture, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China)

**Abstract** By taking advantages of rapid heat release, high specific impulse and simple combustion chamber structure, oblique detonation plays an important role in hypersonic air-breathing propulsion systems, which has been attracted more attentions in recent decades. However, due to the existence of technical difficulties, such as high-speed test environment generating, fuel and oxidant mixing, and high-temperature combustion flow-field structure measurement, the ground experimental research about oblique detonation wave at home and abroad is still limited at present. Thus, it's difficult to support the development of oblique detonation engines. To study the wave structures and dynamic characteristics of the self-sustained propagating oblique detonation wave, investigation on oblique detonation induced by a hypersonic projectile launching has been conducted based on a two-stage light-gas gun device. The spherical projectile with a diameter of 30 mm is launched into a test chamber, in which fills with stoichiometric hydrogen/oxygen combustible mixture to induce the initiation of the detonation wave. In this work, two different shadowgraph techniques have been employed to record the structures of shock induced by the projectile. Three kinds of shock structures have been observed with different projectile velocities and filling pressure: shock induced combustion, detonation wave initiated by the projectile and steady oblique detonation wave around the projectile. A decrease in the filling pressure results in increasing length of transverse wave and unsteady flow structure of detonation wave. The measured oblique detonation wave angle agrees well with the theoretical result. The discrepancy of the shock wave angle between experiment and theory exists due to large angle of attack of the projectile, which is caused by aerodynamic instability. The propagation velocity of the oblique detonation wave is determined by oblique detonation wave angle at various points of detonation wave. Moreover, it shows that the detonation propagation velocity decays to the CJ detonation velocity as moving away from the projectile, and thus accelerate the attenuation of propagation velocity of the oblique detonation wave.

**Key words** oblique detonation, supersonic combustion, shock-induced combustion, oblique detonation wave, two-stage light-gas gun

## 引言

随着高超声速飞行器向更高马赫数和更强机动性发展,传统的动力技术难以满足需求.在探索高超声速推进系统燃烧组织方式的过程中,爆轰驱动因其热效率高、放热迅速、适用马赫数高的特点逐渐为研究人员所重视,其应用形式包括脉冲爆轰发动机、旋转爆轰发动机、斜爆轰发动机.其中,斜爆轰发动机利用驻定在燃烧室中的斜爆轰波组织燃烧,相较于采用扩散燃烧的超燃冲压发动机允许更高的来流马赫数,具有放热迅速、比冲高、燃烧室结构简单、运动部件少等优势<sup>[1]</sup>.目前,斜爆轰发动机仍处于基础研究阶段,特别是对斜爆震波的起爆、自持传播机理、波面稳定性等方面的机理研究,离实际工程应用还有较大差距.

斜爆轰推进研究始于 20 世纪 50—60 年代<sup>[2]</sup>,目

前各国研究人员主要利用化学激波管<sup>[3]</sup>、激波风洞<sup>[4]</sup>、直联合<sup>[5]</sup>、高速发射装置<sup>[6]</sup>开展了一系列斜爆轰实验研究.其中,基于高速发射装置的斜爆轰实验方法具有实验气体预混、实验状态大范围可控的特点,适合于开展斜爆轰机理研究,因此受到了研究人员的广泛关注.

基于高速发射装置的斜爆轰实验研究始于 20 世纪 60 年代, Rugg 等<sup>[7]</sup>采用将高速弹丸射入充满可燃气体的实验舱中实现斜爆轰波起爆,随后,研究者们开展了大量包含多种外形弹丸与燃料种类的斜爆轰实验研究<sup>[8-10]</sup>. Chernyavskii 等<sup>[11]</sup>与 Higgins<sup>[12]</sup>分别探索了弹丸发射过程中炮口气流对实验现象的影响与缓冲装置的设计; Verreault 等<sup>[13]</sup>则通过对弹丸构型的改进削弱了弹丸攻角对实验现象的影响.经过不断的探索,高速弹丸诱导斜爆轰实验装置的设计已趋于成熟,研究人员针对典型斜爆

轰波激波结构<sup>[14]</sup>、起爆特性<sup>[15]</sup>等方面开展了研究工作. Kasahara 等<sup>[16-20]</sup>采用球形弹丸,在稀有气体稀释的乙炔/氧气可燃气体中获取了相对弹丸驻定的斜爆轰波激波结构,即激波诱导燃烧转变为斜爆轰波的草帽型结构与直接起爆的稳定型斜爆轰波,表明对于高速弹丸诱导斜爆轰也存在两种不同起爆过程. Lee<sup>[21-23]</sup>与 Vasiljev<sup>[24-25]</sup>针对斜爆轰起爆临界特性提出了相似的能量限制理论:当弹丸气动做功大于实验气体圆柱爆轰波起爆的最小能量时,弹丸就可起爆斜爆轰波.针对实验中点火时间有限的特点, Ju 等<sup>[26]</sup>通过加入对化学反应诱导时间与实验特征时间比较,提出了能量限制-动力学限制联合理论对其修正.此外,研究者们通过数值模拟方法对斜爆轰起爆特性<sup>[27-28]</sup>、典型激波结构<sup>[29-30]</sup>、来流参数对波面流动影响机理<sup>[31-32]</sup>等方面也开展了大量研究.受限于高速发射装置性能及实验测试技术,高马赫数、大模型、多物理场条件下的实验数据还较为缺乏,无法对模型和数值计算结果进行有效实验验证,对模型尺度效应的影响认知不足,从而限制了斜爆轰机理的深入研究.

为了进一步探索高马赫数、大直径弹丸诱导斜爆轰波结构与波面流动过程,本文基于中科院力学研究所 DBR30 二级轻气炮搭建了高速弹丸诱导斜爆轰实验系统,并开展球头圆柱弹丸诱导斜爆轰实验.实验中改变不同弹丸速度、充气压力研究弹丸诱导斜爆轰波典型激波结构与波面流动过程,通过分析得出弹丸速度、充气压力、弹丸攻角对实验中激波结构、斜爆轰激波角、斜爆轰波面传播速度的

影响规律.

## 1 实验设置与实验状态

如图 1 所示,高速弹丸诱导斜爆轰波实验系统主要由高速发射系统、爆轰实验舱和阴影成像系统组成.高速发射系统包含力学所 DBR30 二级轻气炮及配套的辅助装置,此前已对该装置发射能力开展了数值模拟研究<sup>[33]</sup>,实际运行中二级轻气炮可将 23 g 重量的实验模型加速至 5.7 km/s.爆轰实验舱是高速弹丸诱导并起爆斜爆轰波的装置,主要由外部缓冲舱(内径 1.8 m,长 10 m)与内部实验舱(内径 280 mm,长 800 mm)组成.阴影成像系统由两套激光阴影系统组成:高速激光阴影系统与高分辨率激光阴影系统,二者采用不同波长激光,经过二向色镜合/分光,实现在同一光学窗口工作.

当弹丸由二级轻气炮发射出膛后,炮身压力传感器触发信号发生器,高速阴影系统开始工作.在距离炮口 2.6 m 处沿飞行方向间隔 1 m 放置两台 He-Ne 激光器用于速度测量,弹丸飞过测速区域后,信号发生器根据信号延迟计算弹丸速度并以此设置高分辨率阴影系统曝光时间.弹丸击穿实验舱入口涤纶膜片并在其中诱导产生爆轰波,实验舱水平方向两侧设置的光学窗口用于阴影成像观测.随后弹丸击穿实验舱出口涤纶膜片,被安置于缓冲舱后部截弹装置拦截.

实验中阴影成像系统可以同时获取高速弹丸连续图像与单张高分辨率图像:高速激光阴影系统主要由高速相机(Phantom, v1612)与连续脉冲激光光源(Cavilux HF, 810 nm)组成,实验中以 13.3  $\mu\text{s}$  或 10  $\mu\text{s}$  时间间隔连续获取分辨率为 512  $\times$  320 或 384  $\times$  288 像素的阴影图像,图像空间分辨率为每像素 0.45 mm,每张图像曝光时间通过激光器脉冲宽度控制为 50 ns,从而有效消除曝光时间较长时弹丸高速飞行过程中产生的图像模糊现象.高分辨率激光阴影系统是由一台单镜头反光照相机(尼康 D810)和调 Q 纳秒激光器(Dawa-100, 532 nm)组成,实验中可通过激光器脉宽 20 ns 脉冲获取一幅 6048  $\times$  4016 像素高分辨率阴影图像,图像空间分辨率为 0.1 mm/像素,由这两套系统拍摄的典型斜爆轰图像如图 2 所示.

实验中使用直径为 30 mm 的球头模型,相比于

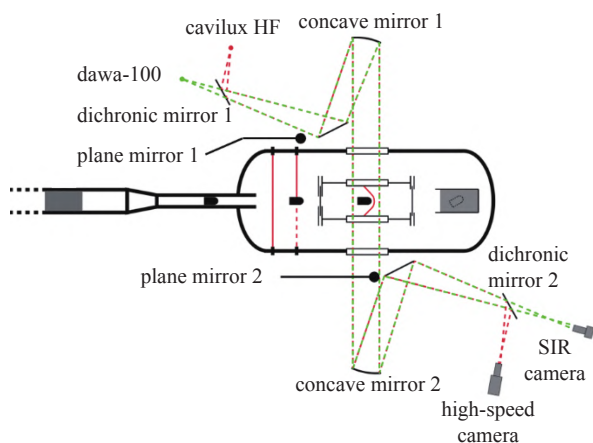


图 1 高速弹丸诱导斜爆轰实验系统示意图

Fig. 1 Schematic diagram of the hypersonic projectile induced oblique detonation experiment

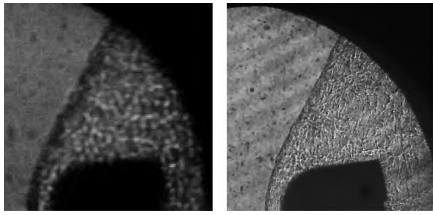


图 2 高速阴影(左)及多序列阴影(右)斜爆轰图像 ( $V_p = 3362$  m/s,  $P_0 = 20.5$  kPa,  $H_2:O_2 = 2:1$ )

Fig. 2 High-speed shadowgraph (left) and multi-sequence shadowgraph (right) of oblique detonation wave ( $V_p = 3362$  m/s,  $P_0 = 20.5$  kPa,  $H_2:O_2 = 2:1$ )

常用的锥头、圆柱模型,球头模型在实验中受到轻气炮发射过程带来的攻角变化影响相对较弱,在不使用弹托的情况下,球头模型兼顾了削弱弹丸攻角影响与保证发射管的气密性.斜爆轰实验舱内部截面为圆形(内径为 280 mm,长度为 800 mm),光学观察窗口(直径 140 mm)设置于实验舱中部.

表 1 为实验中弹丸速度与实验舱状态,实验舱充入化学当量比混合的氢/氧混合气体 ( $H_2:O_2 = 2:1$ ),实验中通过改变弹丸速度  $V_p$  (2.2 ~ 3.7 km/s) 及实验舱初始充气压力  $P_0$  (9.8 ~ 23.2 kPa) 以获得不同实验状态.实验舱弹丸入口与出口均采用涤纶膜密封,为减少弹丸破膜产生的碎屑对实验现象影响,入口处采用涤纶膜厚为 12.5  $\mu\text{m}$ ,出口处采用涤纶膜厚 100  $\mu\text{m}$ .

表 1 实验工况

Table 1 Experimental conditions

Case	$V_p/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	$P_0/\text{kPa}$	$H_2:O_2$	$D_{CJ}/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$
1	2450	19.2	2:1	2753
2	2956	23.2	2:1	2763
3	3362	20.5	2:1	2757
4	3430	22.2	2:1	2761
5	2227	10.0	2:1	2718
6	2708	9.8	2:1	2718
7	3247	12.1	2:1	2728
8	3710	14.9	2:1	2740
9	3161	12.2	2:1	2728
10	2904	20.4	2:1	2756

## 2 结果与讨论

### 2.1 高速弹丸诱导激波结构

实验中弹丸速度为 0.82 ~ 1.33 倍的可燃气体 CJ 速度,弹丸气动做功的变化诱导了不同实验现象,图 3 高速激光阴影图像比较了同一工况下弹丸在空气和  $H_2/O_2$  可燃混合气体中产生的激波结构差异.由于实验中使用的 30 mm 直径球头弹丸,最低当地飞行马赫数约 4.1,弓形激波后实验气体被压缩至超过其点火温度的高温,因此可燃气体中飞行的弹丸均诱导了伴随着化学反应的激波.空气中弹丸诱导弓形激波在膨胀波作用下迅速衰减,而可燃气体中远离弹丸处激波受到化学能释放的影响保持了锥形结构.

此外,可燃气体的不同化学反应状态对激波结构也会产生影响.图 4 为不同弹丸速度和充气压力条件下弹丸诱导的典型激波结构,其中 Case 1 和 Case 3 为多序列激光阴影图像,其余为高速激光阴影图像. Case 1 和 Case 6 为弹丸起爆的爆轰波, Cases 2 ~ 4, Case 7 和 Case 8 为相对弹丸驻定的斜爆轰波, Case 5 为激波诱导燃烧.正如上面所述,相对弹丸驻定的斜爆轰波与无化学反应的弓形激波结构完全不同,在化学能释放支持下形成了激波角较大的锥形斜爆轰波结构.

图 4 中 Cases 2 ~ 4 实验条件下气体 CJ 速度相近,爆轰波激波角随着弹丸速度的增加而逐渐

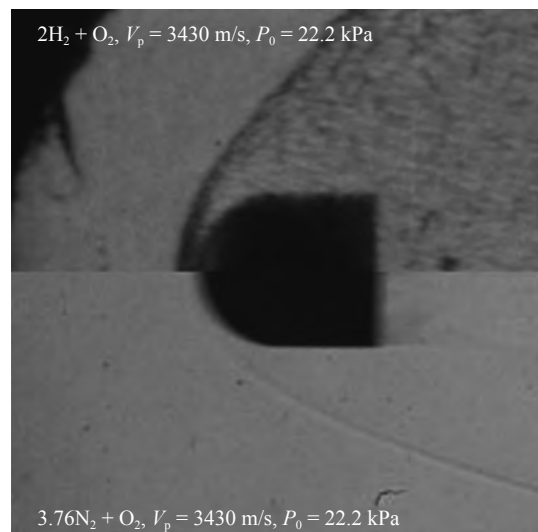


图 3 驻定斜爆轰波与弓形激波结构

Fig. 3 Shape of oblique detonation wave and bow shock wave



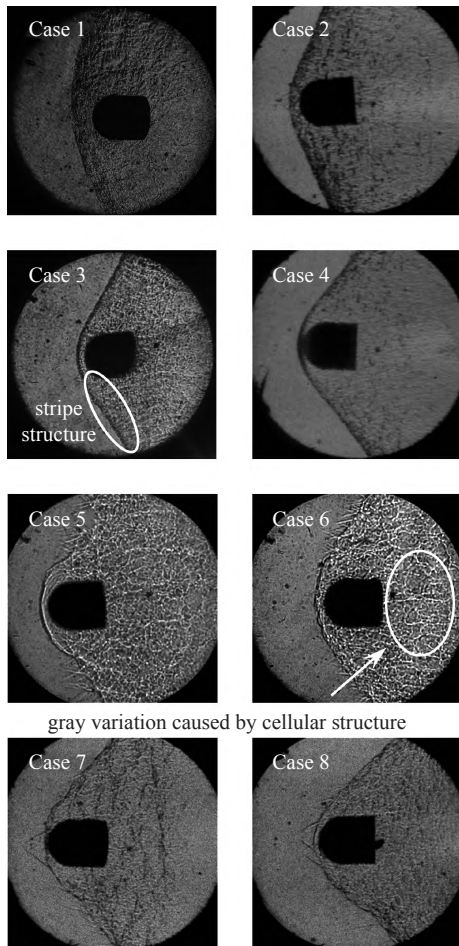


图 4 2H<sub>2</sub>+O<sub>2</sub> 混合气体中高速弹丸诱导激波结构

Fig. 4 Structure of shock wave induced by hypersonic projectile in the 2H<sub>2</sub>+O<sub>2</sub> mixture

减小, 但激波结构仍旧维持不变, 由弹丸头部的弓形激波过渡为锥形的斜爆轰波. 图中 Case 1 和 Case 6 为弹丸起爆的爆轰波, 其弹丸飞行速度接近或低于实验气体 CJ 速度 (不同 Case 下弹丸飞行速度和 CJ 速度的相对关系如图 5 所示), 因此爆轰波无法相对于弹丸驻定形成斜爆轰波, 其较大的激波角表明其波面传播速度接近于弹丸飞行速度, 由于光学观察窗相较于实验舱入口距离不足以使弹丸与爆轰波分离, 爆轰波与弹丸还可以被同时观察到.

对比图 4 中 Case 3 与 Case 7, Case 4 与 Case 8 工况, 其弹丸飞行速度、爆轰波激波角相近, 而 Case 3 和 Case 4 充气压力高于 Case 7 和 Case 8. 对比可以发现, 改变充气压力不会对爆轰波激波角产生明显影响, 但会显著地改变斜爆轰波面横波结构. 充气压力下降使激波后化学反应诱导区长度增长并

导致波面更不稳定, 在阴影图像中则表现为激波后不规则的灰度变化, 与弹丸起爆的爆轰波相似, 高压下斜爆轰波面横波尺度较小, 激波后则表现为垂直于波面的条纹状结构. 压力降低同样也影响了爆轰波波面的横波结构 (Case 1 和 Case 6), 由于爆轰波不再受到弹丸影响, 而激波曲率带来的三维效应使得波后流动图像不规则, 压力下降带来的胞格宽度增加使得激波面不平直, 即横波波头相对三波点距离已远大于单个像素所对应的长度.

图 5 为所有工况下, 弹丸速度和 CJ 速度的关系及该状态下所诱导的激波结构. 随着弹丸速度增加, 弹丸头部诱导的化学反应强度也逐渐上升, 激波后的化学反应由激波诱导燃烧转变至爆轰, 而根据爆轰波起爆后弹丸速度与实验气体 CJ 速度大小的相对关系, 则可将实验状态分为弹丸速度低于 CJ 速度时自持传播的爆轰波与弹丸速度高于 CJ 速度时相对弹丸驻定的斜爆轰波.

化学反应与激波的相互作用在激波面及其后产生了不同的非定常流动过程. 图 6 为高速弹丸在可燃气体中诱导激波结构的高速激光阴影图像, Case 3 和 Case 9 中斜爆轰激波结构在光学观察窗中相对于弹丸是定常的, 其非定常过程体现在波面的横波, 横波的尺度则受到充气压力的影响, 在较低压力下横波宽度增加<sup>[34]</sup>. 而 Case 6 中起爆的爆轰波传播速度高于弹丸飞行速度, 由于该工况充气压力较低且爆轰波自持传播, 其横波传播改变了爆轰波面外形, 波后的流动相较于斜爆轰也受到波面横波影响而变

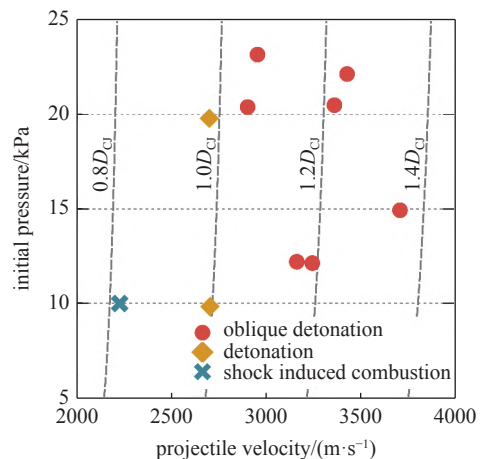


图 5 2H<sub>2</sub>+O<sub>2</sub> 中高速弹丸诱导斜爆轰波实验工况

Fig. 5 Experimental conditions of oblique detonation induced by hypersonic projectile in the 2H<sub>2</sub>+O<sub>2</sub> mixture

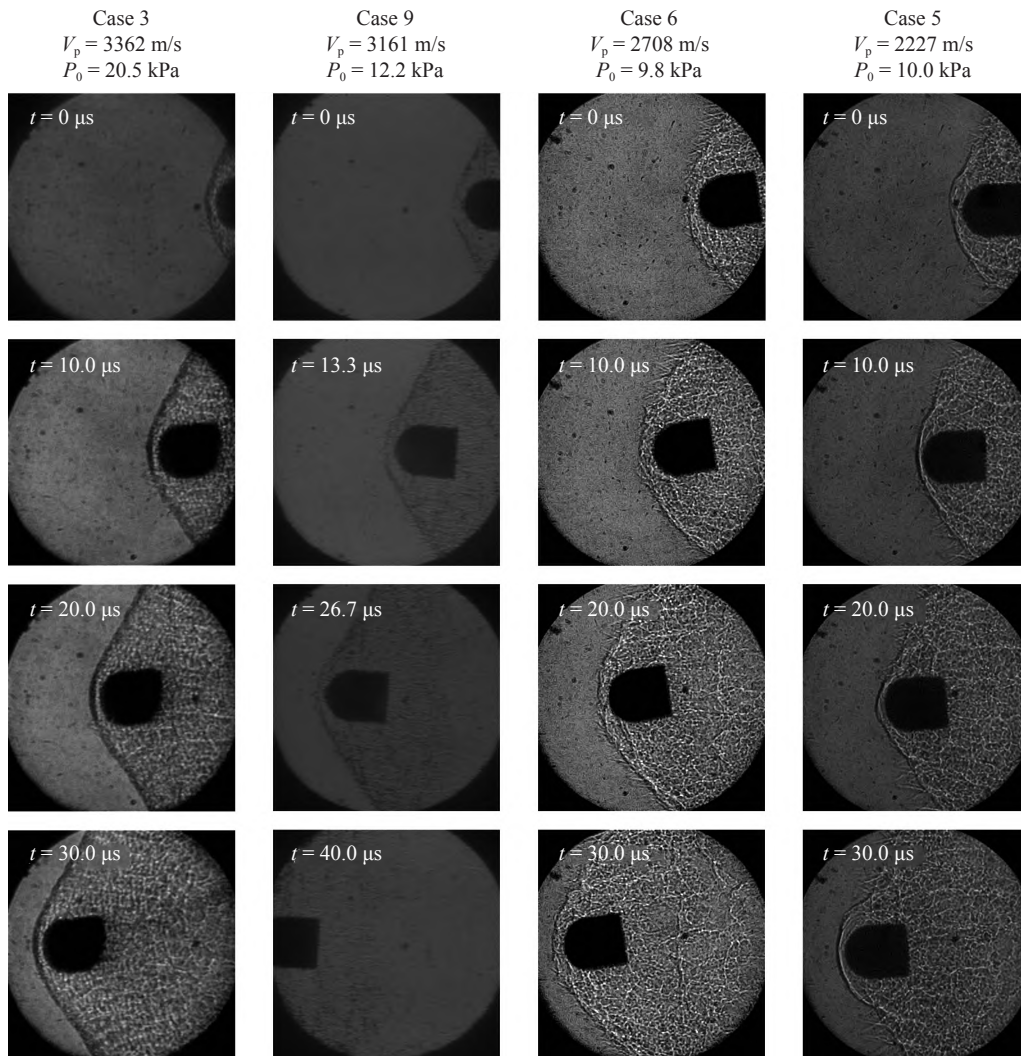


图 6  $2H_2 + O_2$  实验气体中高速弹丸诱导激波结构非定常过程

Fig. 6 Unsteady process of shock wave structure induced by hypersonic projectile in  $2H_2 + O_2$

得杂乱. Case 5 激波诱导燃烧状态中弓形激波与化学反应面解耦, 化学反应面受波后压缩波、熵波相互作用不断振荡, 再次作用下弹丸头部弓形激波外形也不断振荡.

### 2.2 斜爆轰波面激波角

相对弹丸驻定的斜爆轰波波面状态受到了弹丸压缩与膨胀波的共同作用, 由于作用区域不同, 爆轰波不同位置波面状态也不相同, 远离弹丸处由于弹丸头部的压缩与膨胀波作用均已衰减, 其波面状态接近于自持传播的斜爆轰波. 图 7 为实验中测量的斜爆轰波在光学窗口边缘处的激波角, 该激波角为窗口边缘处激波波面与弹丸飞行路径的夹角, 并取图像上、下两部分斜爆轰波激波角的平均值, 窗口边缘处距弹丸飞行路径约 4.7 倍弹丸半径, 此处爆轰

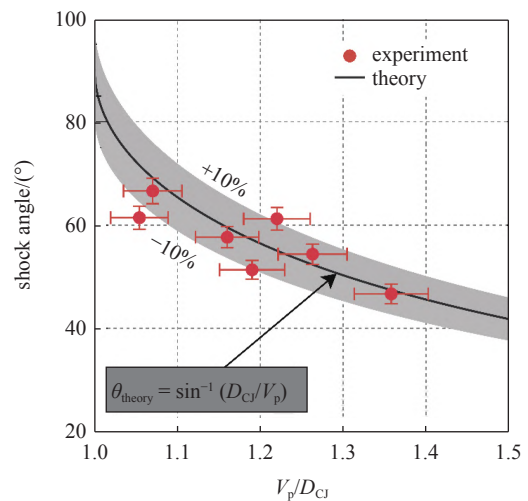


图 7 无量纲弹丸速度与斜爆轰波激波角

Fig. 7 The relationship between non-dimensional projectile velocity and oblique detonation wave angle



波面受到弹丸影响较弱. 图 7 表明随着弹丸速度的增加, 爆轰波面激波角在逐渐降低, 该激波角  $\theta$  由弹丸速度与爆轰波 CJ 速度  $D_{CJ}$  共同决定

$$\bar{V} = \frac{V_p}{D_{CJ}} \quad (1)$$

$$\theta_{CJ} = \sin^{-1}(1/\bar{V}) \quad (2)$$

其中, 无量纲弹丸速度  $\bar{V}$  为弹丸速度与实验气体 CJ 速度的比值,  $\theta_{CJ}$  为斜爆轰波垂直波面传播速度为 CJ 速度时对应的激波角. 图 7 中, 实验测得斜爆轰波激波角与理论激波角基本相差在 10% 以内, 与理论预测相近. 实验中激波角接近于 CJ 激波角  $\theta_{CJ}$ , 表明在接近光学窗口边缘处爆轰波面传播速度接近于 CJ 速度, 已经由弹丸附近的过驱动爆轰转变为自持传播的状态. 偏差较大的值主要是处于接近 CJ 速度的状态 (Case 10,  $\bar{V} = 1.054$ ), 该状态下斜爆轰波面较为平直, 图像测量激波角度误差相对较大, 且实验中该工况弹丸攻角也对激波角产生了影响.

实验中所采用的球头模型由于存在气动不稳定性, 在其飞行过程中会因为气动力作用产生攻角, 然而球头模型无法像圆球弹丸完全消除攻角的影响, 弹丸攻角改变带来压缩作用与膨胀波的变化影响了爆轰波面流动状态. 图 8 展示了不同实验中弹丸攻角与斜爆轰波激波角与 CJ 激波角偏差的关系, 弹丸攻角由弹丸飞行轨迹与弹丸对称轴夹角测量, 而激波角的偏差分别计算了图像上部与下部的斜爆轰波激波角与 CJ 激波角的偏差. 可以看出, 弹丸攻角小于  $5^\circ$  时激波角受到弹丸攻角的影响较小, 激波角偏

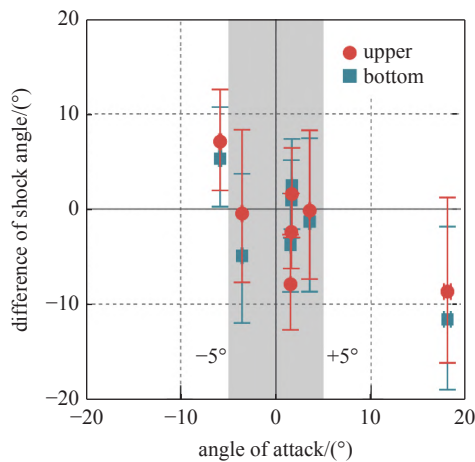


图 8 弹丸攻角对斜爆轰波激波角影响

Fig. 8 Effect of angle of attack of projectile on shock angle of oblique detonation wave

差分布无序表明该状态激波角的偏差更可能由实验状态与图像识别导致. 当攻角较大时, 爆轰波激波角相较于 CJ 激波角产生了较大的偏差, 弹丸攻角的偏转对光学窗口边缘处爆轰波波面状态产生了影响. 当攻角较小时, 实验中测得的上部与下部激波角与 CJ 状态激波角偏差则均被控制在一定范围内, 这其中存在实验测量带来的误差, 该类工况下可以认为弹丸攻角产生的压缩作用与膨胀波变化被限制在接近于弹丸的一定范围内, 远离弹丸的波面流动受到弹丸攻角的影响被限制, 该类工况下可以忽略弹丸对波面流动的影响.

### 2.3 波面传播速度

相对弹丸驻定的斜爆轰波由其激波相对于弹丸运动保持定常结构的特点, 其垂直于波面的传播速度可通过对激波外形的测量确定. 图 9 为不同工况下测量点相对于弹丸飞行轨迹的距离与采用 CJ 速度无量纲化的该处波面传播速度, 其中波面传播速度由该处激波外形切线与弹丸飞行轨迹夹角  $\theta$ 、弹丸飞行速度  $V_p$  确定

$$V_n = V_p \cdot \sin\theta \quad (3)$$

式中,  $V_n$  为由激波外形切点测得的斜爆轰波垂直于波面的传播速度. 由图 9 可以看出随着爆轰波逐渐远离弹丸, 垂直于波面的传播速度均开始下降, 随后在减速至接近实验气体 CJ 速度后保持在一定范围内. 在弹丸驻点线上 ( $y = 0$  mm 处) 波面传播速度即为弹丸飞行速度, 在膨胀波作用下, 爆轰波面传播速度逐渐下降, 伴随着远离弹丸爆轰波传播速度下降,

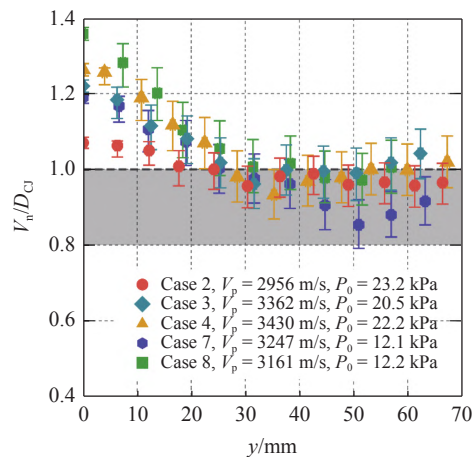


图 9  $2H_2 + O_2$  实验气体中斜爆轰波面传播速度

Fig. 9 Propagation velocity of oblique detonation wave in the  $2H_2 + O_2$  mixture

膨胀波的作用逐渐衰减使得爆轰波面表现出自持传播的特性,即传播速度下降至接近 CJ 速度后不再剧烈变化.爆轰波传播速度衰减的速率也因弹丸飞行速度而不同,由图 9 可知当弹丸飞行速度降低时,爆轰波面传播速度衰减到 CJ 速度的位置越来越靠近弹丸飞行轨迹,其中速度最低的 Case 2 在约 1.3 倍弹丸半径处即衰减至 CJ 速度,这与该工况较低的无量纲弹丸速度对应 ( $\bar{V} = 1.07$ ),速度较高的 Case 8 ( $\bar{V} = 1.36$ ) 则在约 4.0 倍半径处衰减至 CJ 速度.

图 9 中各工况波面传播速度衰减至 CJ 速度后并没有立即保持 CJ 速度不变,而是在 0.9 ~ 1.05 倍的 CJ 速度范围内变化,这表明光学窗口内弹丸膨胀波的作用并没有完全衰减,如果继续增加实验舱直径,则爆轰波面会继续加速至 CJ 速度并保持稳定. Case 3 与 Case 7 的无量纲弹丸飞行速度接近,其波面传播速度的衰减过程也相似,但波面衰减至 CJ 速度以下后 Case 7 波面传播速度继续下降至最低为 0.8 倍 CJ 速度,而 Case 3 则保持稳定并逐渐加速至 CJ 速度以上,这是由于二者充气压力不同而导致,Case 7 充气压力较低,其横波尺度较大,而爆轰波横波上法向传播速度变化剧烈,其对基于激波外形测量的影响导致较低传播速度的出现,而高压下横波尺度小、波面平整,图像中激波外形为波面横波传播速度的平均值,而该值理论上接近 CJ 速度.

### 3 结论

本文采用中科院力学所 DBR30 二级轻气炮将球头圆柱弹丸加速至 2.2 ~ 3.7 km/s 发射入充满氢氧可燃混合气体的实验舱中,探索高速弹丸诱导斜爆轰过程中影响爆轰波面结构及流动过程的因素,探讨了弹丸速度、攻角、充气压力对激波结构、激波角、波面传播速度的影响.

(1) 实验中将不同速度弹丸射入实验舱后观察到三种不同激波结构的实验现象,随着速度增加获得了激波诱导燃烧、爆轰波、斜爆轰波,其中弹丸速度高于实验气体状态下斜爆轰波相对于弹丸驻定;改变实验气体压力则主要影响爆轰波面横波尺度与波后流动,其中增加压力带来横波尺度减少从而使得爆轰波面更加平直、波后流动更加规律.

(2) 高速弹丸诱导的斜爆轰波激波角由弹丸飞行速度与实验气体 CJ 速度确定,实验中测得不同弹丸速度下斜爆轰波激波角度,大部分实验测量值与

理论激波角相差 10% 以内,与理论符合较好;通过对弹丸攻角、实验测得的激波角与理论偏差的分析发现,球头弹丸在攻角较小时对爆轰波面影响有限,而攻角较大则会由压缩作用与膨胀波的改变而影响斜爆轰激波角.

(3) 实验中测量爆轰波法向传播速度,随着爆轰波远离弹丸飞行轨迹,其传播速度由弹丸飞行速度逐渐衰减至约为实验气体 CJ 速度.不同弹丸飞行速度对该衰减过程的速率有影响,当弹丸飞行速度增加,爆轰波传播速度衰减至 CJ 速度的距离也会增加;相近弹丸飞行速度下其衰减过程也相近,但压力的改变会影响衰减至 CJ 速度的波面流动过程,较低充气压力下较大的横波尺度影响了波面传播速度的测量.

### 参 考 文 献

- 1 杨鹏飞,张子健,杨瑞鑫等.斜爆轰发动机的推力性能理论分析.力学学报,2021,53(10):2853-2864 (Yang Pengfei, Zhang Zijian, Yang Ruixin, et al. Theoretical study on propulsive performance of oblique detonation engine. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2021, 53(10): 2853-2864 (in Chinese))
- 2 Rubins PM, Bauer RC. Review of shock-induced supersonic combustion research and hypersonic applications. *Journal of Propulsion and Power*, 1994, 10(5): 593-601
- 3 Viguier C, Da Silva LFF, Desbordes D, et al. Onset of oblique detonation waves: Comparison between experimental and numerical results for hydrogen-air mixtures. *Symposium (International) on Combustion*, 1996, 26(2): 3023-3031
- 4 Zhang Z, Wen C, Yuan C, et al. An experimental study of formation of stabilized oblique detonation waves in a combustor. *Combustion and Flame*, 2022, 237: 111868
- 5 Rosato DA, Thornton M, Sosa J, et al. Stabilized detonation for hypersonic propulsion. *Proceedings of the National Academy of Sciences*, 2021, 118(20): e2102244118
- 6 Kaneshige MJ, Shepherd JE. Oblique detonation stabilized on a hypervelocity projectile. *Symposium (International) on Combustion*, 1996, 26(2): 3015-3022
- 7 Ruegg FW, Dorsey WW. A missile technique for the study of detonation waves. *Journal of Research of the National Bureau of Standards*, 1962, 66: 51-58
- 8 崔东明,范宝春,陈启峰.驻定斜爆轰波流场的数值模拟与显示.弹道学报,1999,11(3):62-66 (Cui Dongming, Fan Baochun, Chen Qifeng. Numerical simulation and visualization of oblique detonation stabilized on a projectile. *Journal of Ballistics*, 1999, 11(3): 62-66 (in Chinese))
- 9 崔东明,范宝春,邢晓江.驻定在高速弹丸上的斜爆轰波.爆炸与冲击,2002,22(3):263-266 (Cui Dongming, Fan Baochun, Xing Xiaojiang. Oblique detonation stabilized on a hypervelocity projectile. *Explosion and Shock Waves*, 2002, 22(3): 263-266 (in Chinese))
- 10 Maeda S, Inada R, Kasahara J, et al. Visualization of the non-steady



- state oblique detonation wave phenomena around hypersonic spherical projectile. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2011, 33(2): 2343-2349
- 11 Chernyavskii SY, Baulin NN, Mkrtumov AS. High-speed flow of a mixture of hydrogen and oxygen over blunt bodies. *Combustion, Explosion and Shock Waves*, 1973, 9(6): 687-690
- 12 Higgins A. The effect of confinement on detonation initiation by blunt projectiles//33rd Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1997: 3179
- 13 Verreault J, Higgins AJ. Initiation of detonation by conical projectiles. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2011, 33(2): 2311-2318
- 14 Maeda S, Inada R, Kasahara J, et al. The stabilized oblique detonation wave and unsteady wave structure around hyper-velocity spherical projectile//49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2011: 505
- 15 Higgins A, Bruckner A. Experimental investigation of detonation initiation by hypervelocity blunt projectiles//34th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 1996: 342
- 16 Kasahara J, Takeishi A, Kuroda H, et al. Experimental Observation of Oblique Detonation Waves Around Hypersonic Free Projectiles. Ram accelerators. Berlin, Heidelberg: Springer, 1998: 263-270
- 17 Kasahara J, Endo T, Nishide K, et al. Experimental study of interaction between oblique detonation wave and rarefaction wave around a hypersonic free projectile. *Le Journal de Physique IV*, 2000, 10(PR11): 109-115
- 18 Kasahara J, Fujiwara T, Endo T, et al. Chapman-Jouguet oblique detonation structure around hypersonic projectiles. *AIAA Journal*, 2001, 39(8): 1553-1561
- 19 Kasahara J, Arai T, Matsuo A, et al. Experimental investigations of steady-state oblique detonation waves generated around hypersonic projectiles//10th AIAA/NAL-NASDA-ISAS International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2001: 1800
- 20 Kasahara J, Arai T, Chiba S, et al. Criticality for stabilized oblique detonation waves around spherical bodies in acetylene/oxygen/krypton mixtures. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2002, 29(2): 2817-2824
- 21 Lee JHS. Dynamic parameters of gaseous detonations. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 1984, 16(1): 311-336
- 22 Lee JHS. On the initiations of detonation by a hypervelocity projectile//Zelodovich Memorial Conf. on Comb. Voronovo Russia, 1994
- 23 Lee JHS. Initiation of detonation by a hypervelocity projectile//Merzhanov AG, Sirignano WA, Luca LD, Advances in Combustion Science: In Honor of Ya. B. Zel'dovich. AIAA, 1997: 293-310
- 24 Vasiljev AA. Initiation of gaseous detonation by a high speed body. *Shock Waves*, 1994, 3(4): 321-326
- 25 Vasiljev AA. Detonation combustion of gas mixtures using a hypervelocity projectile. *Combustion, Explosion and Shock Waves*, 1997, 33(5): 583-597
- 26 Ju Y, Masuya G, Sasoh A. Numerical and theoretical studies on detonation initiation by a supersonic projectile//Symposium (International) on Combustion, 1998, 27(2): 2225-2231
- 27 方宜申, 胡宗民, 滕宏辉等. 圆球诱发斜爆轰激波的数值研究. *力学学报*, 2017, 49(2): 268-273 (Fang Yishen, Hu Zongmin, Teng Honghui, et al. Numerical study of the oblique detonation initiation induced by spheres. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2017, 49(2): 268-273 (in Chinese))
- 28 Bedarev I, Temerbekov V. Estimation of the energy of detonation initiation in a hydrogen-oxygen mixture by a high-velocity projectile. *Thermal Science*, 2021, 25(5B): 3889-3897
- 29 Muralidharan B, Menon S. Numerical studies of detonation initiation by supersonic projectiles using a high-order adaptive cut-cell method//52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2016: 5106
- 30 Pavlavanni PK, Sohn CH, Lee BJ, et al. Revisiting unsteady shock-induced combustion with modern analysis techniques. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2019, 37(3): 3637-3644
- 31 Daimon Y, Matsuo A, Kasahara J. Wave structure and unsteadiness of stabilized oblique detonation waves around hypersonic projectile//45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2007: 1171
- 32 Bedarev IA, Temerbekov VM, Fedorov AV. Calculation of combustion initiation by shock wave interaction with various-diameter spheres in a hydrogen-air mixture//AIP Conference Proceedings. AIP Publishing LLC, 2018, 2027(1): 040037
- 33 尚甲豪, 邢好运, 汪球等. 气相爆轰驱动二级轻气炮内弹道数值模拟. *力学学报*, 2021, 53(11): 1-12 (Shang Jiahao, Xing Haoyun, Wang Qiu, et al. Numerical research on interior ballistics of the two-stage light gas gun driven by gaseous detonation. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2021, 53(11): 1-12 (in Chinese))
- 34 Zitoun R, Desbordes D, Guerraud C, et al. Direct initiation of detonation in cryogenic gaseous H<sub>2</sub>-O<sub>2</sub> mixtures. *Shock Waves*, 1995, 4(6): 331-337