

文章编号: 1000-8055(2007)11-1803-05

激波绕射触发爆震波的试验研究

韩启祥, 戈 雯, 王家骅

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 在单爆震试验平台上对激波绕射触发爆震波的特性进行了试验研究. 针对不同的激波反射器结构尺寸, 测量了爆震管内气体压力变化历程及火焰传播速度, 获得了不同工况下激波绕射触发爆震波的特性. 结果表明: 激波反射器对爆震波的形成有促进作用, 并取决于反射器中的反射锥及反射孔板的结构与尺寸; 在反射锥堵塞比一定的情况下, 存在最佳反射锥锥角使得爆震波的形成距离最小; 而反射锥与反射孔板的间距增大, 爆震波形成距离增大, 一旦形成稳定的爆震波后, 反射器对爆震波压力的影响不大.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 激波; 绕射; 爆震波; DDT 距离; 压力

中图分类号: V235.22

文献标识码: A

Investigation on the detonation initiation by shock diffraction

HAN Qi xiang, GE Wen, WANG Jia hua

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: This paper reports on the investigation of detonation initiation by shock diffraction on a set of the single detonation. With kinds of different reflector, the pressure histories and flame propagation velocities in the detonator tube were measured to study the characteristics of detonation initiation. The results indicate that the shock diffraction could prompt the initiation of detonation, and which were affected by the dimension of the cone and plate of reflector. With same blockage ratio of the cone, there has a optimal cone angle where the DDT (deflagration to detonation transition) distance was minimum. The DDT distance would be lengthened when the gap between the cone and plate was increased, but the pressure of detonation wave was influenced little by the reflector.

Key words: aerospace propulsion system; shock wave; diffraction; detonation; deflagration to detonation transition (DDT) distance; pressure

脉冲爆震发动机(PDE)潜在的优越性能受到广泛关注, 相关技术问题成为当前推进技术领域的一个研究热点^[1]. 脉冲爆震发动机周期性的工作模式决定了爆震波的快速触发是其重要的核心技术之一. 直接触发爆震波需要 10^6 J 量级的能量, 这在应用研究中是不现实的, 采用小能量点火并通过爆燃到爆震转换(Deflagration to Detonation Transition, 简称 DDT)产生爆震波是当前脉

冲爆震发动机研究中的主要方法, 这种方法形成爆震波的距离远, 时间长对提高脉冲爆震发动机的工作频率、充分发挥其潜能是不利的. 激波具有能量大且集中的特点, 因此具有快速触发爆震波的能力.

1995 年, Chan 研究了激波经过楔形物后对 H_2/O_2 可燃混气的引燃现象, 并观察到了在障碍物斜面上发生的 DDT 过程^[2]. 此后 Brown(2000 年)

收稿日期: 2007-04-24; 修订日期: 2007-08-02

基金项目: 航空基金项目资助(05C52024)

作者简介: 韩启祥(1968), 男, 江苏兴化人, 副教授, 工学博士. 主要从事燃烧及脉冲爆震发动机等方面的研究.

和Thomas(2002年)等人对运动激波经过单块矩形障碍物时激波反射和绕射诱导 DDT 过程的机理进行了进一步的试验研究^[3]. 2004 年 Witt 等人研究了不同结构反射器触发爆震波现象, 提出了反射器附近的波系结构, 如图 1 所示, 并指出锥形反射物与盘形反射物在触发过程中的不同特性^[4].

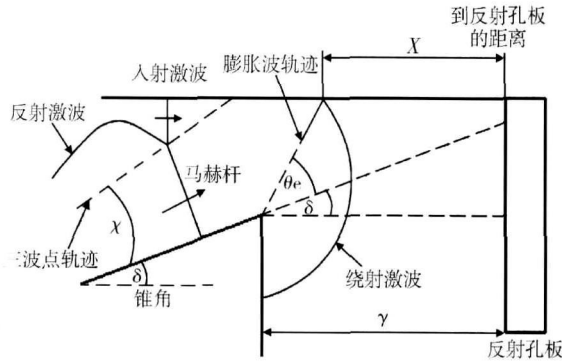


图 1 反射器附近波系结构^[4]

Fig 1 Shock waves structure near reflecting obstacle

本文采用反射锥及反射孔板组合结构, 研究不同尺寸的反射器在不同浓度的混气中触发爆震波的形成距离及压力特性, 为 PDE 设计提供理论依据.

1 试验系统与试验方法

试验在单爆震系统上进行, 其中爆震管由 3 个部分构成, 分别为激波形成段、起爆段和爆震波传播段, 如图 2 所示, 爆震管的内径为 85 mm, 总长 2 300 mm, 其中激波形成段长 1 000 mm, 起爆段长 300 mm.

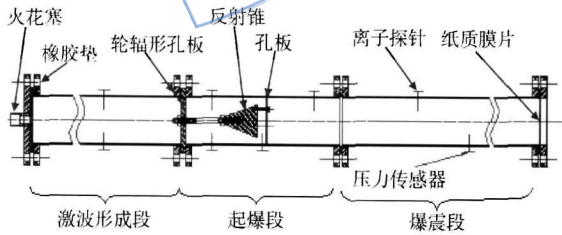


图 2 爆震管示意图

Fig 2 Detonation tube schematic

激波反射器为反射锥与反射孔板组合结构, 反射器底面圆直径为 60 mm, 对应的堵塞比为 0.498. 半锥角的变化范围在 20°~40°, 在产生马赫反射的范围内. 反射孔板外径和爆震管内径相同, 孔板内径为 30 mm, 锥体和孔板之间的距离变化范围为 20~50 mm. 激波反射器安装在起爆段中.

试验中以乙炔为燃料, 氧气为氧化剂, 氮气为稀释剂. 其中氮气百分含量取值范围为: 58.46%~

72.7%.

采用离子探针技术测量火焰传播速度, 爆震管上安装了若干组离子探针, 燃烧波掠过这些探针时, 测量系统就会获得一系列电压脉冲, 根据探针的间距及相应电压脉冲的时间间隔可计算出两个探针间的燃烧波平均传播速度. 试验中探针平均间距为 200 mm, 在起爆段进行局部加密. 采用 4 只高频响压力传感器 (PCB M113A26) 测量爆震管内气体压力, 分别安装在激波形成段出口、反射锥前、反射锥与反射孔板之间以及爆震管传播段.

试验采用燃烧波诱导激波产生. 首先通过电火花点燃激波形成段内的预混气并形成一道向前传播的燃烧波, 由于波后的爆震管端面封闭, 燃烧波将在管内加速传播, 并在波的前方形成一系列压缩波, 每一道压缩波均可以提高混气的压力, 从而使后面的压缩波总是快于前面的压缩波, 经过一定的时间和距离后压缩波叠加在一起形成激波. 试验发现: 在激波形成段出口平均火焰传播速度为 318.6 m/s, 而激波的传播速度为 457 m/s, 这表明激波与燃烧波是分离的.

2 试验结果与分析

图 3 为典型的爆震管内火焰传播速度分布曲线, 图中横坐标为到点火端面的距离. 如图所示, 在相同预混气条件下, 当爆震管内未安装反射器时, 火焰传播速度只能缓慢增大, 而安装反射器后, 在起爆段出现火焰传播速度跃变, 并上升到 2 000 m/s 以上, 这表明此时缓燃波转变为爆震波, 即发生了 DDT 过程. 图 3 的结果充分表明了激波反射器对爆震波形成的主导作用.

图 4 为典型的爆震管内压力变化历程曲线. 图中 (a) 的测量位置位于激波形成段出口前, (b)、(c) 分别位于起爆段中反射锥前及反射锥与反射孔板之间, (d) 对应于爆震波传播段.

如图所示, 在激波形成段出口前已经形成了一系列激波, 激波压力可达 1.5 MPa. 激波到达反射锥时在锥面与管壁之间产生马赫反射, 形成强激波 (马赫杆), 其压力可达 5 MPa. 强激波通过反射锥后, 在反射板的共同作用下发生绕射、聚焦, 从而形成了最高压力高达 7 MPa 的过度驱动爆震波. 因为过度驱动爆震波不稳定, 很快衰减为自持的 C-J 爆震波, 其峰值压力为 3.05 MPa.

图 5 不同反射锥锥角下火焰传播速度分布规律, 由此可确定反射锥锥角对爆震波形成距离的

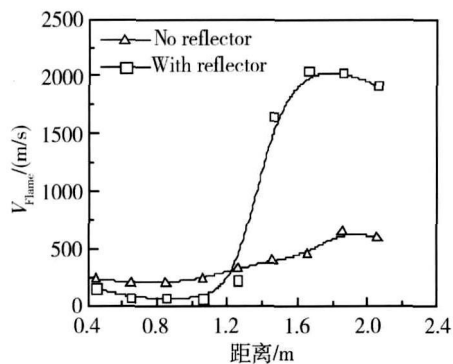


图 3 典型的爆震管内火焰传播速度曲线

Fig 3 Flame propagation velocity along tube

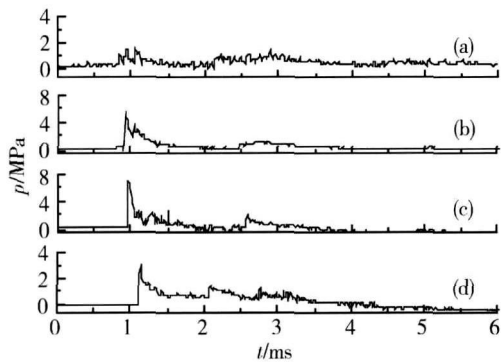


图 4 爆震管内压力变化历程

Fig. 4 Pressure time histories in detonation tube

影响。如图所示, 反射锥锥角变化对爆震波形成距离产生了一定的影响。锥角从 20° 增大 30° 时, 爆震波形成距离有缩短的趋势, 而锥角从 30° 增大到 40° 时, 爆震波形成距离有增大的趋势。根据激波反射理论, 当锥角增大时, 马赫反射产生的马赫杆强度增大^[5], 这对爆震波的触发是有利的。试验中为了保持反射锥具有相同的堵塞比, 因此锥角增大时其长度相应缩短, 这有可能造成马赫杆不能充分发展, 其强度不升反降, 这就造成了锥角增大到一定值后继续增大锥角反而使爆震波形成的距离增大。这说明在反射锥堵塞比一定时, 必定存在一个最佳反射锥锥角, 使得爆震波的形成距离最短。

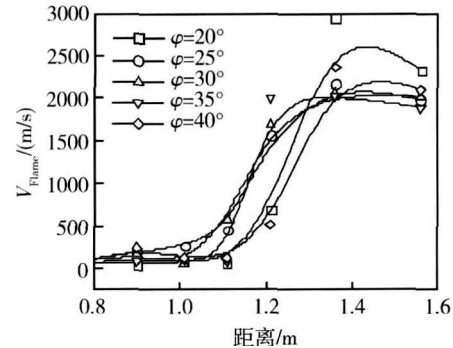


图 5 不同反射锥锥角下火焰传播速度分布

Fig 5 Effect of cone angle on flame velocity

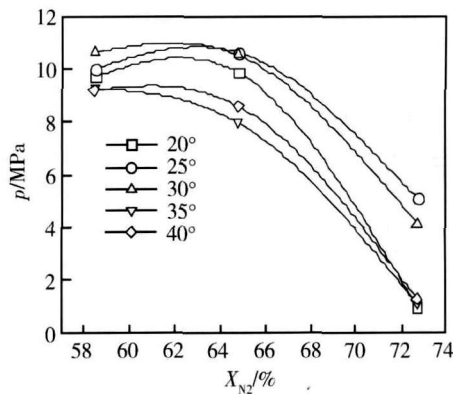


图 6 反射锥与反射孔板之间的压力峰值曲线

Fig. 6 Peak pressure profile between reflecting cone and plate

图 6 为不同反射锥锥角下反射锥与反射孔板之间压力峰值的分布曲线, 图中横坐标为稀释剂氮气的体积百分数, 预混气当量比为 1。由图可知, 锥角从 20° 增大到 $25^\circ, 30^\circ$ 时, 反射锥与孔板之间压力峰值达到最高, 锥角增大到 $35^\circ, 40^\circ$ 时, 峰压不升反降, 这与图 5 的规律基本一致, 均与马赫杆的强度变化有关。图 6 还表明, 在氮气浓度达到一定值之前, 氮气浓度增大对反射锥与孔板之间压力峰值影响不大, 一旦超出此浓度, 压力峰值迅速下降。这说明在一定范围内激波绕射触发爆震波对混气中惰性气体浓度的敏感性较小。

图 7 为不同反射锥锥角下爆震段的爆震波压力峰值曲线。总体来看, 爆震波的峰值压力在不同反射锥下比较稳定, 这说明在爆震段爆震波已经发展成稳定的 G-J 爆震波, 此时爆震波的压力主要由混气状况控制。图中还出现了一个重要的特征, 随着稀释剂氮气浓度的增加, 爆震波峰值压力先下降、后增大, 造成这种现象的原因可能是: 在氮气浓度比较低时, 一方面混气的可爆性强, 所产生的爆震波压力比较高, 另一方面, 混气的可爆性较强的时候, 可能在马赫杆发生绕射之前爆震波就可能触发, 此时反射锥及孔板对爆震波压力有削弱作用, 在氮气浓度较高时, 虽然爆震波压力相对较低, 但此时爆震波是在反射锥与孔板之间产生, 反射锥及孔板对爆震波压力削弱作用消失, 因此爆震波的压力反而增大了。

图 8 为反射锥与孔板间距对爆震传播速度的影响。如图可知, 虽然不同间距下的火焰传播速度几乎都在相同的位置上(反射锥前)开始急速上升, 但上升的速率明显不同, 随着间距的增大, 火焰传播速度上升的速率有所下降, 从而使得 DDT 过程的持续时间与距离增大。这表明反射锥与反射孔板

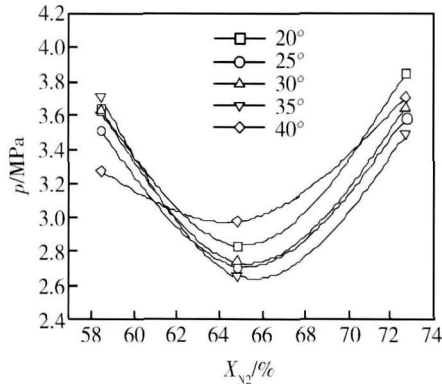


图 7 反射锥锥角对爆震波压力的影响
Fig 7 Effect of cone angle on detonation wave pressure

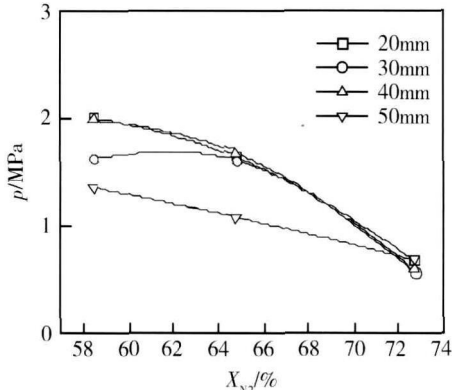


图 10 反射锥与孔板间距对爆震波压力的影响
Fig. 10 Effect of gap spacing between cone and plate on detonation pressure

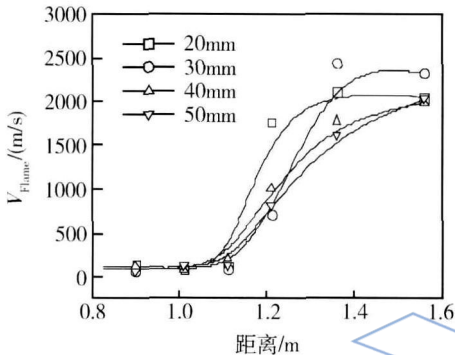


图 8 反射锥与孔板间距对火焰传播速度的影响
Fig 8 Effect of gap spacing between cone and plate on flame velocity

之间的间距比较小时,对马赫杆绕射后发生聚合作用有利,从而也有利于 DDT 过程很快实现。

图 9 为反射锥与孔板间距变化时两者间气体压力峰值的变化规律。如图所示,反射锥与孔板间距增大后,两者之间的气体峰值压力明显减小,这也验证了图 8 的分析。当氮气浓度增大到 72.7% 时,间距对压力影响很小,这是因为混气的可爆性已经很小。

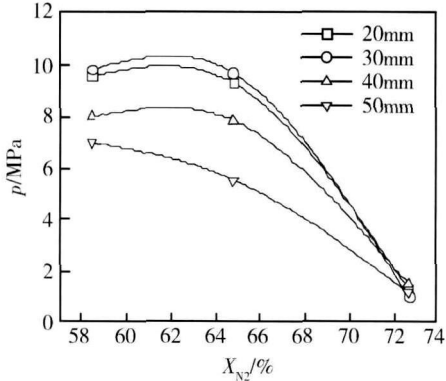


图 9 反射锥与孔板间距对两者间气体压力的影响
Fig 9 Effect of gap spacing on gas pressure between cone and plate

图 10 为不同反射锥与孔板间距下传播段的爆震波压力峰值的变化规律。如图所示,除间距为 50 mm 的以外,间距对爆震波的影响不大,这说明已形成稳定的 C-J 爆震波,间距为 50 mm 时,在测量位置上尚未完成 DDT 过程,造成了气体压力较低。

3 结 论

通过试验,可得出以下结论:

- (1) 激波反射器通过激波的反射、绕射及聚合等作用促进了爆震波的快速形成;
- (2) 在反射锥堵塞比一定的情况下,锥角增大时,爆震波的形成距离先缩短、后增大,这表明存在一个最佳的反射锥锥角,使得爆震波的形成距离最小;反射锥与反射孔板间的压力峰值变化有相似的特性,且在一定范围内,压力峰值不受稀释剂浓度的影响;
- (3) 形成稳定的爆震波后,反射锥锥角对爆震波压力的影响较小;若爆震波在激波通过反射锥发生绕射前形成,反射锥与孔板对爆震波的压力有削弱作用;
- (4) 反射锥与孔板的间距增大,火焰传播速度上升的速率下降,爆震波形成距离增大,反射锥与孔板间的气体压力的峰值也下降,说明小间距利于激波聚合及爆震波的形成,一旦形成稳定的爆震波后,间距对爆震波压力的影响不大。

参考文献:

[1] Anthony J D. Recent developments in approaches to pulsed detonation propulsion [R]. AIAA 2003 4510.
[2] Chan C K. Collision of a shock wave with obstacles in a combustible mixture [J]. Combustion and Flame, 1995, 100(1): 341-348.

[3]

Brown C J, Thomas G O. Experimental studies of ignition and transition to detonation induced by the reflection and diffraction of shock waves [J]. Shock Waves, 2000, 10 (1): 23-32.

[4]

Witt B de, Ciccarelli G, Zhang F, et al. Shock reflection detonation initiation studies for pulse detonation engines [R]. AIAA 2004-3747.

[5]

郭长铭, 张德良, 谢巍. 气相爆轰波在障碍物上 Mach 反射后流场的分析[J]. 中国科学技术大学学报, 2000, 30(5): 685-692.

GUO Changming, ZHANG Delang, XIE Wei. Analysis of flow field after gaseous detonation wave is mach reflected on an obstacle[J]. Journal of University of Science and Technology of China, 2000, 30(5): 685-692.

第三届中国航空学会青年科技论坛征文通知

各有关单位及个人:

为推动航空科技创新, 促进航空青年科技人才成长, 为广大青年科技工作者构筑追踪科技前沿、交流创新思想的学术平台, 中国航空学会每两年举办一届青年科技论坛。继 2004 年在银川、2006 年在洛阳分别成功举办了第一届、第二届之后, 中国航空学会将于 2008 年 6 月在贵州举办“第三届中国航空学会青年科技论坛”。论坛主题为“航空科技的创新与持续发展”。论坛论文集将正式出版成书。欢迎大家积极投稿并参加论坛。现将有关征文事项通知如下:

- 一、征文对象
- 论文作者原则为不超过 45 岁的青年科技人员。
- 二、征文范围
1. 航空科技发展战略; 2. 大型飞机关键技术; 3. 先进直升机关键技术; 4. 高端无人机关键技术; 5. 微型飞行器技术; 6. 高超声速飞行器技术; 7. 先进航空动力技术; 8. 导航、制导与控制技术; 9. 航空机载、机电技术; 10. 先进航空材料与制造; 11. 民航交通运输; 12. 其它相关技术等。
- 三、论文要求
- 1、内容新颖、主题明确、能够反映作者近期的研究进展或成果, 文献综述类论文必须有作者的独立见解;
- 2、未在公开出版物或全国性学术会议上发表过;
- 3、论文不得涉及秘密, 投寄论文时须同时提交所在单位的保密审查证明;
- 4、论文由题目、作者及工作单位、中文摘要、英文摘要、关键词、正文、参考文献、作者简介组成, 限 5000 字以内。论文格式必须符合“论文撰写规范”(见附件或中国航空学会网站), 模板可从学会网站下载。
- 四、投稿要求
- 1、每篇论文的版面费为 400 元(作者参会免收资料费), 每超 1000 字增收版面费 100 元;
- 2、投稿时须提交论文的文字稿一份、电子版(软盘或电子邮件均可, 图表一并排入)、保密审查证明及作者的详细联系方式(通讯地址、电话、传真、电子信箱地址等), 信封或邮件标题注明“青年论坛投稿”, 文内注明投稿范围(参见第二条“征文范围”)。
- 3、不论录用与否, 原稿均不退还, 请作者自留底稿。
- 五、重要时间节点
- 即日起开始征文。
- 2008 年 3 月 1 日截止征文。
- 2008 年 3 月 25 日前发出论文录用通知及交纳版面费通知。
- 2008 年 5 月 10 日前发出会议通知, 此时未提交保密证明和版面费者视为放弃投稿。
- 2008 年 6 月开会。
- 六、论文投送地址
- 通讯地址: 北京 761 信箱中国航空学会学术部(100010)
- 联系人: 余策 赵霜红 电话: 010-84924387 84924389
- 传真: 010-84923942 电子信箱: youth@csaa.org.cn
- 七、其他事项
- 有关论坛的消息请随时关注中国航空学会网站(www.csaa.org.cn)。