

超声速斜爆震发动机起爆过程研究综述

李自然, 林志勇, 韩 旭

(国防科学技术大学 航天科学与工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘 要: 对超声速斜爆震发动机的起爆方式进行了比较分析, 对起爆发展和稳定特性的研究历程和发展现状进行了综述, 对相关的研究方法和技术进行了概括, 提出了利用先进光学测量技术, 结合激光诱导荧光技术对超声速斜爆震发动机起爆过程进行实验研究的设想。

关键词: 超声速推进系统; 爆震发动机; 斜爆震; 起爆过程

中图分类号: V235-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2013) 03-0001-08

Investigation for initiation process of supersonic oblique detonation engine

LI Zi-ran, LIN Zhi-yong, HAN Xu

(Inst. of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense
Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: The initiation modes of the supersonic oblique detonation engine are compared and analyzed. The research progress and development status of the detonation initiation process and stabilization features are summarized. The relevant investigation methods and technologies are generalized. An assumption for experiment research on initiation process of the supersonic oblique detonation engine is proposed, that is, the advanced optical measuring technology and PLIF technology are adopted in the research.

Keywords: supersonic propulsion system; detonation engine; oblique detonation; initiation process

0 引言

近年来, 以高超声速技术为基础、吸气式发动机及组合循环发动机为动力的高超声速飞行器作为 21 世纪空天飞行器的一个重要发展方向, 得到了各主要军事强国的普遍关注。超燃冲压发

动机作为高超声速技术动力系统的一种重要方案, 得到了各研究国家的普遍重视。

目前采用的超燃冲压发动机中的燃烧通常是以扩散燃烧为主的部分预混的等压燃烧过程。这种燃烧方式需要较长燃烧室来完成燃烧, 不可避免地加大了气流内阻, 增大了发动机的结构重量和热防护难度。此外, 当超燃冲压发动机飞行马

收稿日期: 2012-09-05; 修回日期: 2012-12-12

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (51206182)

作者简介: 李自然 (1977—), 男, 博士, 研究领域为先进火箭推进技术、高等教育战略规划研究

赫数增加到一定值后（一般认为 $Ma > 8$ ），性能开始急剧下降。解决以上问题的方法主要有两类：1) 增强燃料与来流空气混合，主要以化学动力学和火焰传播来控制燃烧过程；2) 改变燃烧组织循环过程。

爆震燃烧能在微秒时间量级内完成燃料能量的释放，同时爆震波传播速度可达到每秒千米量级，因此比等压燃烧方式具有更高的热循环效率，非常适用于新一代高超声速推进系统^[1]。目前国内外开展了大量基于爆震燃烧的推进系统研究，比如连续旋转爆震发动机和脉冲爆震发动机等。其中斜爆震发动机以驻定的斜爆震形式组织燃烧，与普通的超燃冲压发动机相比，能在更高的飞行马赫数下（ $Ma > 10$ ）保持较高的燃烧效率，另外还具有燃烧室长度短、重量轻、飞行阻力小及易于重复启动等优点^[2-6]。

1 超声速斜爆震发动机起爆关键技术

爆震波的起爆方式通常包括直接起爆（Direct Initiation of Detonation）和爆燃转爆震（DDT, Deflagration-to-Detonation Transition）起爆两种^[7-9]。爆燃转爆震方式不需要很高点火能量，通过湍流火焰的加速以及火焰和压力的相互作用，使局部形成热点而得到。直接起爆则一般通过瞬间注入很强的能量以产生强激波，波后的高温高压使燃气混合物发生自燃，没有明显的火焰加速过程而导致激波和燃烧波的强烈耦合。对于一般的高超声速应用，超声速可燃燃气在燃烧室里驻留时间可能比爆燃转爆震时间要短很多，因此只能采取直接起爆的方式。目前的直接起爆方式有强激波诱导起爆、高能激光诱导起爆及高能爆炸丝起爆、高能火药起爆、爆震管（热射流管）起爆等。斜爆震发动机是一种采用直接起爆方式的超声速发动机，通常采用激波诱导起爆或者高能激光聚焦直接起爆的方式。

目前，实现斜爆震的主要方式是在燃烧室入口处加入斜劈产生斜激波（结构如图 1 所示）来诱导斜爆震^[5]。这种方式必须解决斜爆震的可靠起爆和气流损失之间的矛盾。为了实现斜爆震可

靠起爆必须采用较大斜劈角度诱导出较强的斜激波。然而，过大的斜劈角度会导致爆震波处于过驱状态，会带来脱体斜爆震振荡燃烧等问题，同时导致熵增明显加大，产生更大的气动阻力。当斜劈角度小于 CJ 斜爆震所对应的斜劈角时，斜爆震将保持熵增最小的 CJ 状态不变，爆震波处于欠驱状态，超声速气流的气动阻力和总压损失都明显减小，如果能保证可靠的起爆及斜爆震波的稳定，将实现超声速斜爆震发动机在实际应用中的最佳状态。

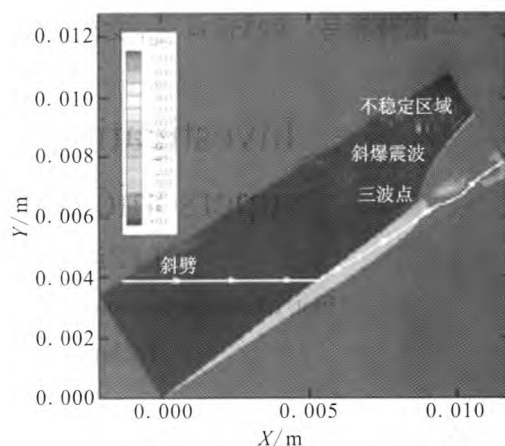


图 1 斜激波的结构

Fig. 1 Structure of oblique shock wave

采用斜劈实现斜爆震是一种嵌入式的起爆方式，需要在超声速气流中直接加入物理介质，如果能发展非接触式起爆则可进一步减少损失，提高发动机性能。Carrier 提出一种采用脉冲强激光的方式在超声速气流中形成圆柱斜爆震^[7]，这种方式可在超声速可燃燃气中任何位置实现非接触式远距点火起爆。虽然这种方式相较斜劈起爆方式有非常明显的应用优势，但需要解决强激光在超声速可燃燃气流中的直接起爆问题，另外还需携带强激光器及相应的供电设施。

结合以上两种斜爆震起爆方式的优点，一种采用气动斜劈来实现斜爆震的方式进入了研究人员的视线。这种方式通过在燃烧室壁面引入一道射流来实现超声速可燃燃气流中斜爆震的起爆，同时以此来维持欠驱状态下斜爆震的自持。该方法通过强射流（热射流或爆震管）来实现起爆，通

过控制射流的喷注压力来控制气动斜劈的强度, 从而实现斜爆震的起爆及稳定, 起爆稳定后采用普通射流维持气动斜劈, 使得斜爆震转到欠驱的 CJ 斜爆震状态。

在吸气式高超声速推进系统的实际应用中, 爆震燃烧的主要技术难点在于爆震波在超声速气流中的稳定和驻定问题, 特别是 CJ 斜爆震状态的研究更是影响其应用推广的重要研究内容。

2 研究现状与进展

2.1 起爆发展研究

最早尝试激波诱导爆震试验研究的是 Gross 等人^[9]。他们通过燃烧氢气加热空气产生高温高压的富氧燃气, 通过喷管膨胀产生超声速气流。在生成的超声速气流中放置一个喷嘴, 顺流向加入燃料, 希望通过膨胀超声速气流中正激波串 (也称马赫盘) 诱导正爆震波, 但是结果却并没有产生明显的爆震波。后来 Rubins 等人采用类似的研究装置, 进行了斜激波诱导燃烧试验, 仅验证了通过激波诱导燃烧的可行性^[10]。

Lehr 采用纹影技术分别观测了超高速钝头体射弹进入静止可燃气体, 由脱体激波诱导亚爆震、跨爆震与超爆震的三种情况下, 激波与燃烧波的相互作用和爆震直接起爆的现象^[11]。研究表明, 在超爆震情况下, 混合物的 CJ 爆震速度小于来流速度, 起爆后的爆震面为光滑的稳定面; 而在亚爆震和跨爆震情况下, 爆震速度不小于来流速度。研究虽然发现了激波/燃烧波相互作用形成的周期震荡面, 但由于混合物的活性与钝头体曲率半径达不到起爆所需的临界值, 没有观测到爆震直接起爆并往前方传播 (实验纹影图如图 2 所示)^[12-13]。

20 世纪 90 年代后, 随着冲压弹技术的广泛应用, 开展了大量的高速运动钝头体射弹实验, 并结合高速摄影与纹影技术, 研究了爆震起爆临界条件与起爆的不同模态问题。其中, Kaneshige 等采用差分干涉仪对高速射弹产生斜爆震的起爆与稳定进行试验研究^[14], 重点研究了产生稳定爆震波所需的条件。结果表明初始压力对预混气

体的化学反应过程具有很大的影响。试验未观测起爆瞬间过程, 因而难以对过驱爆震波往上游传播的机制进行分析。

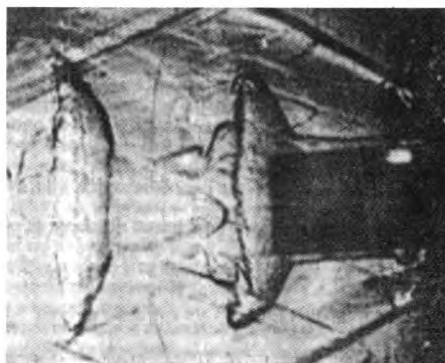


图 2 钝头体射弹进入静止可燃气体脱体激波诱导爆震过程纹影图

Fig. 2 Schlieren photographs of detonation process induced by detached shock wave when blunt body projectile entered into static combustible gas

产生爆震波的另一种有效的方式是 Viguier 等人采用的斜激波管起爆方式^[15-16], 其实验装置如图 3 所示。这种起爆方式虽然原理与冲压弹相似, 但冲压弹是通过圆锥或钝头形成斜激波诱导爆震, 而斜爆震管设备则通过气动斜劈起爆。研究先用非常薄的薄膜隔开两种不同 CJ 爆震速度的可燃预混物, 然后在更高 CJ 速度混合物的一侧进行点火起爆, 爆震燃烧后产生的高温高压气体一方面向未燃混合物一侧压缩, 同时跟随爆震波以 CJ 速度向前运动, 这样就在未燃混合物一侧形成了以 CJ 速度运动的“气动斜劈”, 从而形成斜激波并诱导出爆震。

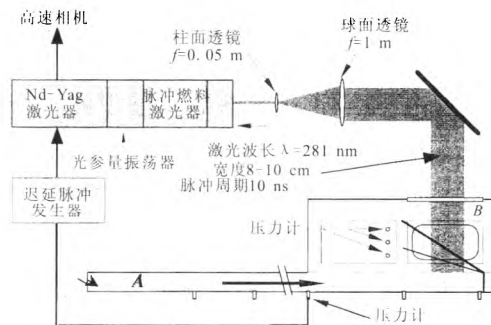


图 3 斜激波管和 PLIF 成像系统

Fig. 3 Oblique shock wave tube and PLIF imaging system

以上两种常用的实验方法,爆震波经过实验观测段时速度极快,有效观测时间短,瞬态现象和参数测量难,增加了爆震的起爆过程研究的难度。Hanson 等人发展了激波-膨胀管技术来产生超声速预混可燃气流^[17],通过激波管中的高压驱动气流加速预混试验气体,随后通过膨胀段把超声速预混气继续加速到所需工况。这就确保了爆震在相对静止的实验件上发展,从而能够较方便地在实验件上布置测量仪器、改变试验件的外形等。Morris 等人采用该技术^[17],并结合了纹影技术与 OH 基激光诱导荧光 (OH-PLIF) 技术对爆震激波面与燃烧面同时进行观测,分析了在不同活性的 $H_2/O_2/N_2$ 混合物中形成的斜爆震的结构。但是由于膨胀管的有效工作时间非常短(一般为几百毫秒量级),使得难以分析较长特征时间的爆震起爆过程和爆震波发展的稳定性,甚至可能得不到充分发展的爆震波。

Li 等采用数值模拟方法,对爆震波在斜劈上的起爆特性进行了研究,并给出了斜爆震波后的参数分布^[18]。研究表明,尖劈前部斜激波诱导区

的爆燃波不断汇聚使得斜激波不断抬升,强度也不断提高;尖劈前部出现的附面层也会诱导出一个较强的激波,激波后气流温度升高,从而减小了爆震波的诱导时间,并最终实现了斜激波与反应区的充分耦合。之后, Papalexandris 和 Grismer 等采用更高分辨率网格尺度对斜爆震波的精细结构和预起爆机理开展数值研究^[19-21],得到了和文献[18]相似的结论,斜激波后诱导区的能量释放产生了一系列的压缩波,而这些压缩波在随后的反应过程中持续汇聚导致斜激波抬升,最终导致产生了三波点和斜爆震波。

Fan 等计算了当流道里存在斜劈时,不同马赫数下不同斜劈所产生爆震的状态^[22],表明产生爆震波的位置与来流马赫数密切相关,包括斜劈面附近、斜劈尖部及壁面附近都可能经多次激波反射而起爆。Choi 等研究了斜劈角度较大时燃烧流场情况^[23],根据来流参数的不同,有可能发生无燃烧或非耦合燃烧、震荡燃烧、激波诱导脱体燃烧或激波诱导脱体爆震燃烧三种现象(如图 4 所示)。

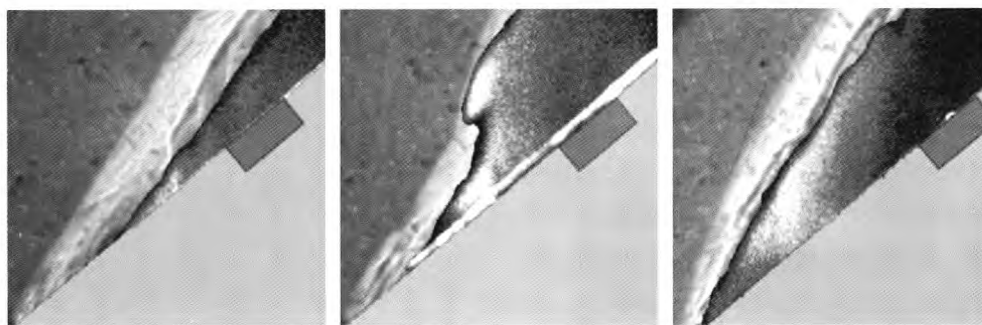


图 4 斜劈角大于斜爆震波稳定的最大值时激波诱导燃烧流场情况

Fig. 4 Situation of shock wave induced combustion flow field when oblique splitting angle is bigger than the maximum value of oblique detonation wave stability

Fusina 等对 CJ 状态下的斜爆震波进行了数值模拟研究,表明在一定来流条件下, CJ 斜爆震波能够通过斜激波诱导起爆并能稳定自持^[24]。当斜劈角度小于 CJ 斜爆震所对应的斜劈角时,此时斜爆震角度保持不变,而气流的熵增减小,斜劈的气动阻力随之变小。Powers 采用欧拉方程和简化的反应模型研究了欠驱斜爆震反应区结构^[25], Ashford 对欠驱斜爆震波的角度进行了深入分析,

重点探讨了斜劈角度小于 CJ 斜爆震对应的斜劈角度时,波后气流的物理过程,并指出爆震波面将保持 CJ 角,而斜爆震后将紧跟着出现一系列 Taylor 波^[26]。

近年来, Ishii 等人采用激波管生成了马赫数 1 左右的预混超声速可燃气体,通过横向加入的爆震管进行点火起爆,研究了爆震波在超声速可燃气体中衍射起爆的现象,以及顺流和逆流传传播的

爆震波所形成的不同胞格结构^[27]。实验中, 由于爆震管工作时间很短, 来流速度很低, 尚不能作为超声速气流中气动斜劈起爆发展等问题研究的有效例证。

2.2 稳定特性研究

Lefebvre 与 Li 较早探讨了爆震波的驻定性, 认为存在一个临界的角度, 当斜劈角度大于该角度时, 爆震波会从斜劈前缘脱离, 并出现不稳定现象^[28,18], 而这个角度与斜激波后的声速有关。Scott 对斜爆震与正爆震的起爆与稳定性的研究成果进行了系统地总结, 认为在较小的斜劈角度或者化学反应放热小于来流焓值的情况下, 斜爆震波通常能够保持稳定, 如图 5 所示^[29]。Powers 认为能够稳定存在的斜爆震有三个解: 弱过驱爆震、强过驱爆震以及 CJ 爆震^[25]。

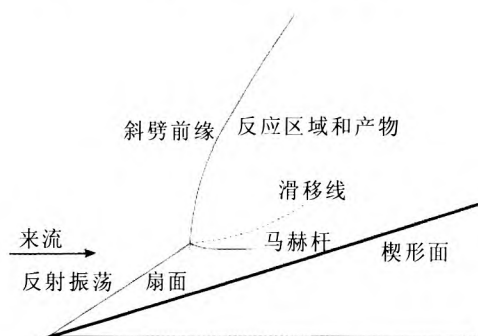


图 5 斜爆震波在较小的斜劈角处保持稳定

Fig. 5 Stability of oblique detonation wave maintains at smaller oblique splitting angle

Fusina 得到了当斜劈角度小于临界 CJ 爆震对应的斜劈角时的爆震波稳定特性, 认为处于 CJ 状态的斜爆震波是能够稳定自持的^[24]。

Choi 等研究了活化能对斜爆震波不稳定性的影响^[30]。当活化能较低时, 斜爆震波是稳定的, 而活化能较高时, 会产生类似于普通爆震波的横波结构, 不同活化能时, 斜爆震波的稳定程度如图 6 所示。不同的是, 斜爆震波的横波只向流场下游传播, 并且横波之间几乎没有交叉。

Higgins 研究了冲压弹的一维理论预测与实际情况的偏差原因^[31], 认为产生这种偏差的主要原因是由于激波和逆压梯度导致的附面层分离, 一维理论不能预测冲压弹上的燃烧状态是否能稳定

存在。He 研究了冲压弹表面爆震波的熄灭与不稳定震荡问题^[32], 发现气动不稳定性导致了爆震波的高频周期性震荡, 而爆震波的熄灭则主要是由于冲压弹表面积累的能量不足以克服爆震波曲率带来的影响, 爆震波的周期性熄灭与再起爆过程会导致爆震波本身的高幅低频振荡。Yu 等采用数值模拟的方法对比研究了不同速度和直径的冲压弹射入不同压力预混气的情况以及稳定斜爆震的一些特性^[33]。发现三波点的存在对斜爆震的稳定具有重要作用, 当横波与入射激波垂直时, 横波的传播速度等于 CJ 速度; 稳定的斜爆震波存在向两个方向传播的横波。

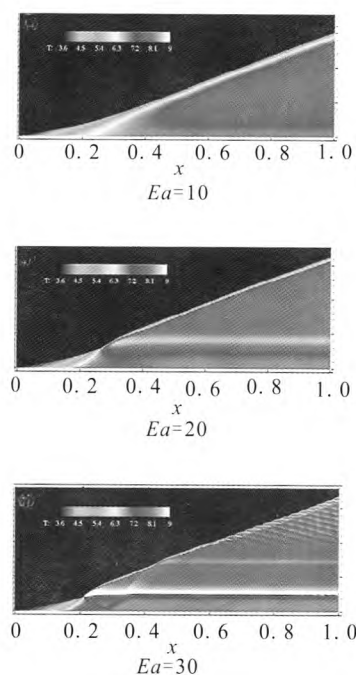


图 6 不同活化能时斜爆震波的稳定程度

Fig. 6 Stability degree of oblique detonation wave under condition of different activation energy cases

Walter 重点研究了有限长度斜劈诱导的 CJ 斜爆震稳定条件, 以及斜爆震和斜劈后缘出现的膨胀波的相互作用^[34], 如图 7 所示。研究发现存在一个斜劈角度范围, 在这个范围内能够形成稳定的斜爆震波。爆震波与膨胀波的相互作用可导致两种情况的产生: 在接近稳定角度上限时, 膨胀波会导致激波面与火焰面分离; 而对于中等的角度则会产生 CJ 斜爆震。

Kaneshige 等采用差分干涉仪对高速射弹产

生斜爆震的起爆与稳定性进行试验研究^[14], 重点研究了产生稳定爆震波所需要满足的起爆条件, 研究表明初始压力对起爆影响很大, 而压力主要通过预混气体的化学反应过程的影响产生, 试验未能对起爆瞬间过程进行观测, 从而难以解释过驱爆震波往上传播的机理。Kasahara 等人进一步研究了冲压弹上产生稳定 CJ 的爆震波的条件^[20], 研究表明, 在冲压弹上得到稳定 CJ 爆震的条件是前部弓形爆震波的曲率半径大于胞格尺寸 8.6 倍。通过改变预混压力和冲压弹速度, 发现冲压弹表面形成的爆震波分为两种形态: 临界条件以下时爆震波由弓形强过驱爆震、强爆震波与激波三部分构成; 临界条件以上时, 爆震波由强过驱爆震、弱过驱爆震、准 CJ 爆震与 CJ 爆震波四部分构成。

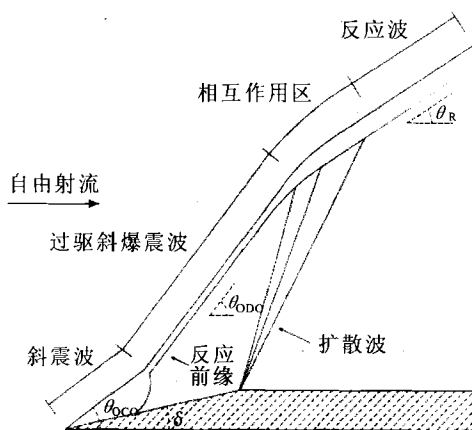


图7 斜爆震波和斜劈后缘膨胀波之间的相互作用

Fig. 7 Interaction of oblique detonation wave and expansion wave at rear edge of oblique splitting

研究过程中, Harris 等发现采用不同数值方法, 计算得到的爆震波不稳定性结果显著不同, 且相同工况下不稳定结构的出现与所采用的数值格式有关^[5]。

3 研究方法与技术

虽然斜爆震发动机已经研究了几十年, 但目前仍处于概念研究阶段, 至今仍然很少见超声速斜爆震起爆及发展过程的深入研究工作, 相关问题的实验研究工作更少。这主要是因为开展研制

所需的实验条件要求较高, 难以实现对爆震燃烧过程的有效控制。

斜爆震的起爆机理及发展稳定性基本是非定常的二维或三维问题, 理论分析难以揭示物理本质。研究大多采用数值仿真手段, 并且对一些基本斜爆震、CJ 爆震等问题有了一定认识, 积累了研究经验。然而, 数值仿真手段存在一定的局限性, 特别是离散格式和物理模型不够完善, 对爆震燃烧中流动与燃烧相互耦合物理过程以及湍流的作用过程难以复现, 更不能得到附面层和粘性对斜爆震起爆过程的影响。目前一个较好的措施通过数值模拟与实验结果相结合开展分析。

至今为止研究斜爆震的最多的实验手段是冲压弹, 并结合采用各种先进的数字高速相机、高速激光纹影, 通过拍摄的实验照片对斜爆震的起爆、爆震结构特性以及稳定性等问题进行研究。在已进行的研究中, 设计巧妙的斜激波管设备在斜爆震研究中起到了重要的作用, 利用该设备, 采用 OH-PLIF 和纹影技术, 得到了一些经典的斜爆震结构图, 结合烟膜技术记录了斜爆震发展过程中的三波点的振荡不稳定过程。然而, 由于斜激波管设备中采用的是气动斜劈技术, 爆震波后的高压即将高速膨胀, 会直接影响到爆震三波点结构和发展稳定性。此外, 在这种实验方案中, 实验件相对于观测设备都是高速运动的, 不利于实验测量。

为了使实验件相对静止于观测设备, 另一种较好的实验技术是激波-膨胀管设备。利用这种设备中开展了一些有特色的研究, 比如采用纹影技术和 OH-PLIF 技术同步测量的方式, 研究了斜爆震的结构、起爆和发展不稳定。但由于实验有效观测时间太短, 不能得到爆震波的充分发展过程。

4 启示和建议

从已开展的研究看, 目前很少研究超声速可燃气体中通过高速射流来形成气动斜劈, 并诱导爆震燃烧的相关问题, 而某些爆震物理现象与采用物理斜劈有很大的不同, 特别是当采用气动斜劈

对爆震的起爆过程、爆震波发展的不稳定现象及稳定条件、以及气动斜劈强度的变化对超声速可燃燃气中爆震特性的影响等方面的研究尚未开展。

对研究现状分析可看出, 先进的光学观测手段在爆震机理的研究中起到了非常重要作用。早期爆震诊断技术采用烟膜法和高速条纹相机, 对爆震胞格、传播特性的观测起到了重要的推动作用。进入 21 世纪后, 随着数字技术发展, 纹影技术在这一研究领域得到了较好的应用, 特别是最近几年出现了感光度极高的相机如 HTV-2 和 Fascam SA5 等, 曝光时间可控制到几百纳秒量级, 速度可以到上百万帧的量级。这样可以很好地记录爆震波面的发展过程以及形态结构。

目前, 国外已经广泛地把 OH-PLIF 技术应用于爆震燃烧区的观测, 并且逐渐把纹影技术和 PLIF 技术相结合来研究激波诱导燃烧及爆震燃烧结构中激波和燃烧区相对分布, 并以此开展稳定

性分析。从这些研究中可见, 目前燃烧研究主要是采用 OH 基的 PLIF 来进行, 这一方面是由于 OH 基广泛存在于所有的碳氢燃料的燃烧中, 另外 OH 基的激光诱导荧光信号很强, 相对容易得到。但是 OH 基不仅存在于反应面中, 而且还广泛分布于燃烧后高温区中, 不利于突出反映激波与燃烧的相互作用过程。与 OH 基不同, CH 基存在时间非常短, 可以较好地反映碳氢燃料燃烧火焰面分布, 而爆震波结构中反应面结构包含了激波和燃烧的相互作用过程, 从而可为深入理解爆震燃烧提供新途径。基于这种实验思路, 构建一种爆震试验系统, 如图 8 所示。根据 CH 基和 OH 基 PLIF 技术的不同应用特点, 系统采用 OH 基 PLIF 测量技术测量爆震波波后的火焰面位置与分布的测量, 运用 CH 基 PLIF 测量技术观测低速射流火焰的扩散, 并采用高速纹影技术, 观测爆震波起爆和传播过程, 以及斜爆震波的结构。

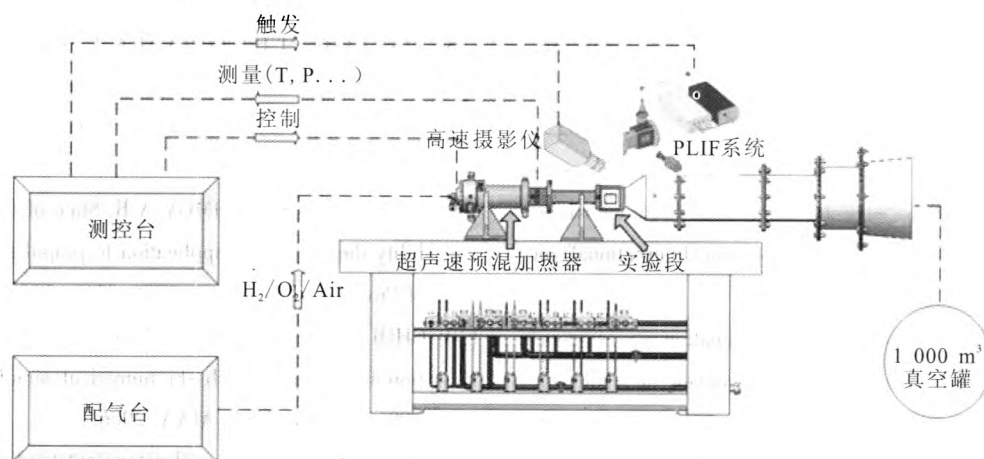


图 8 爆震燃烧实验室全系统图

Fig. 8 Entire system of detonation combustion laboratory

参考文献:

- [1] LU F K. Prospects for detonations in propulsion [C]// Proceedings of the 9th International Symposium on Experimental and Computational Aerothermodynamics of Internal Flows. Gyeongju, Korea: ISAIF, 2009: 8-11.
- [2] OSTRANDER M J, HYDE J C, YOUNG M F, et al. Standing oblique detonation wave engine performance, AIAA 1987-2002 [R]. USA: AIAA, 1987.
- [3] SISLIAN J P. Propulsive performance of hypersonic oblique

- detonation wave and shock-induced combustion ramjets [J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17 (3): 599-604.
- [4] FUSINA G, PARENT B. Stability of standing oblique detonation waves, AIAA2004-1125 [R]. USA: AIAA, 2004.
- [5] HARRIS P G. Structure of conical oblique detonation waves [C]// 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. [S.l.]: AIAA, 2008.
- [6] FUSINA G, PARENT B. Numerical study of structure and stability of oblique detonation waves [C]// 42nd AIAA

- Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada: AIAA, 2004:11-22.
- [7] CARRIER G F. Nonintrusive stabilization of a conical detonation wave for supersonic combustion[J]. *Combustion and Flame*, 1995, 103(4): 281-295.
- [8] LEE J H S. Initiation of gaseous detonation [J]. *Annual Review of Physical Chemistry*, 1977, 28: 75-104.
- [9] GROSS R A. A study of supersonic combustion[J]. *Journal of the Aero/Space Sciences*, 1960, 27(7): 517-524.
- [10] RUBINS P M. Shock-induced combustion with oblique shocks, comparison of experiment and kinetic calculations [J]. *AIAA Journal*, 1963, 1 (12) : 2778-2784.
- [11] LEHR H F. Experiments on shock induced combustion [J]. *Astron. Acta.*, 1972, 17(4): 589-597.
- [12] CHOI J Y, JEUNG I S, YOON Y. Validation of CFD algorithms for unsteady shock-induced combustion, AIAA 98-3217[R]. USA: AIAA, 1998.
- [13] KAMIYAMA Y. Flow features of shock-induced combustion around cylindrical projectiles [J]. *Symposium (International) on Combustion*, 2000, 28: 671-677.
- [14] KANESHIGE M J, SHEPHERD J E. Oblique detonation stabilized on a hypervelocity projectile [J]. *Symposium (International) on Combustion*, 1996, 26(2): 3015-3022.
- [15] VIGUIER C, GOURARA A, DESBORDES D. Three-dimensional structure of stabilization of oblique detonation wave in hypersonic flow[J]. *Symposium (International) on Combustion*, 1998, 27: 2207-2214.
- [16] VIGUIER C. Onset of oblique detonation waves: comparison between experimental and numerical results for hydrogen-air mixtures[J]. *Symposium (International) on Combustion*, 1996, 26(2): 3023-3031.
- [17] MORRIS C I. Combined schlieren and OH PLIF imaging study of ram accelerator flowfields, AIAA 98-0244[R]. USA: AIAA, 1998.
- [18] LI C, KAILASANATH K, ORAN E. Effects of boundary layers on oblique-detonation structures, AIAA 1993-0450 [R]. USA: AIAA, 1993.
- [19] PAPALEXANDRIS M V. A numerical study of wedge-induced detonations[J]. *Combustion and Flame*, 2000, 120 (4): 526-538.
- [20] KASAHARA J, ARAL T, MATSUO A, et al. Experimental investigations of steady-state oblique detonation waves generated around hypersonic projectiles, AIAA 2001-1800 [R]. USA: AIAA, 2001.
- [21] GRISMER M J, POWERST J M. Calculations for steady propagation of a generic ram accelerator configuration[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1995, 11(1): 111-121.
- [22] FAN H Y. Numerical study of reactive flow past a wedge in a channel, AIAA 2005-1168[R]. USA: AIAA, 2005.
- [23] CHOI J Y. Unstable combustion induced by oblique shock waves at the non-attaching condition of the oblique detonation wave [J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2009, 32(2): 2387-2396.
- [24] FUSINA G, SISLIAN J P, PARENT B. Computational study of formation and stability of standing oblique detonation waves, AIAA 2004-1125[R]. USA: AIAA, 2004.
- [25] POWERS J M, STEWART D S. Approximate solutions for oblique detonations in the hypersonic limit [J]. *AIAA Journal*, 1992, 30(3): 55-66.
- [26] ASHFORD S A, EMANUEL G. Wave angle for oblique detonation waves[J]. *Shock Waves*, 1994, 3(4): 327-329.
- [27] ISHII K. Initiation and propagation of detonation waves in combustible high speed flows [J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2009, 32: 2323-2330.
- [28] LEFEBVRE M H, FUJIWARA T. Numerical modeling of combustion processes induced by a supersonic conical blunt body[J]. *Combustion and Flame*, 1995, 100(1-2): 85-93.
- [29] STEWART D S, KASIMOV A R. State of detonation stability theory and its application to propulsion[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2006, 22(6): 1230.
- [30] CHOI J Y. Capturing unstable wrinkled oblique detonation wave front by Hi-Fi numerical simulation, AIAA 2006-5100[R]. USA: AIAA, 2006.
- [31] HIGGINS A J. Ram accelerators: outstanding issues and new directions [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2006, 22(6): 1170-1177.
- [32] HE L. An analysis of the quenching phenomenon and low frequency instability in detonations induced by blunt projectiles, AIAA-97-0806[R]. USA: AIAA, 1997.
- [33] DAIMON Y, MATSUO A, KASAHARA J. Wave structure and unsteadiness of stabilized oblique detonation waves around hypersonic projectile, AIAA 2007-1171 [R]. USA: AIAA, 2007.
- [34] WALTER M A T, FIGUEIRA L F. Numerical study of detonation stabilization by finite length wedges[J]. *AIAA Journal*, 2006, 44(2): 353-361.

(编辑: 马 杰)