

液态碳氢燃料旋转爆震发动机起爆过程试验研究^{*}

贾冰岳^{1,2}, 张义宁^{1,2}, 潘 虎^{1,2}, 洪延姬¹

(1. 航天工程大学 激光推进及其应用国家重点实验室, 北京 101416;
2. 北京动力机械研究所, 北京 100074)

摘 要: 为了分析液态碳氢燃料/纯净空气旋转爆震发动机从点火到旋转爆震波稳定传播过程的影响因素, 采用预爆震管点火进行了相关试验研究, 获得了预爆震波压力、燃烧室油气比、来流总温、点火器安装方式等对旋转爆震发动机起爆过程的影响。试验结果表明: 旋转爆震波起爆时间随着预爆震波压力升高而缩短; 来流总温 740K, 变化当量比时, 越接近当量比 1, 旋转爆震起爆时间越短; 工质为当量混气时, 来流总温通过影响燃油的蒸发过程进而影响旋转起爆时间, 总温 673K 以上时, 起爆时间约 10ms; 预爆点火器垂直安装比切向安装更快形成旋转爆震波。

关键词: 旋转爆震发动机; 液态碳氢燃料; 起爆过程; 预爆震管; 试验研究

中图分类号: V231.2 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2021) 04-0906-09

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 200752

Experimental Study on Initiation Process of Liquid Hydrocarbon Rotary Detonation Engine

JIA Bing-yue^{1,2}, ZHANG Yi-ning^{1,2}, PAN Hu^{1,2}, HONG Yan-ji¹

(1. State Key Laboratory of Laser Propulsion & Application, University of Space Engineering, Beijing 101416, China;
2. Beijing Power Machinery Institute, Beijing 100074, China)

Abstract: To research the characteristics of the initiation process of the rotary detonation wave combustion in liquid hydrocarbon/pure air mixture, an experimental study has been made on a rotary detonation chamber which was ignited by a pre-detonation tube. The factors like the pressure in the pre-detonation tube, the incoming total temperature, equivalence ratio and the mounted style of the igniter have been considered in the experiment. The experimental results show that the rotary detonation initiation time decreases with the rise of the pressure in the pre-detonation tube. The initiation time is shorter as the equivalent ratio of mixture close to 1 when the incoming flow total temperature is 740K. For the stoichiometric mixture, the total temperature influences the evaporation of fuel, so is the initiation process of the rotary detonation wave, the initiation time is 10ms when the total temperature is higher than 673K. It is much more quickly to initiate rotary detonation combustion when the igniter is mounted vertically than tangentially to the chamber wall.

Key words: Rotary detonation engine; Liquid hydrocarbon fuel; Initiation process; Pre-detonation tube; Experimental study

^{*} 收稿日期: 2020-09-25; 修订日期: 2020-12-28。

作者简介: 贾冰岳, 博士生, 研究领域为爆震发动机技术。E-mail: bingyue-2007@163.com

通讯作者: 洪延姬, 博士, 研究员, 研究领域为先进推进技术。E-mail: hongyanji@vip.163.com

引用格式: 贾冰岳, 张义宁, 潘 虎, 等. 液态碳氢燃料旋转爆震发动机起爆过程试验研究[J]. 推进技术, 2021, 42(4): 906-914. (JIA Bing-yue, ZHANG Yi-ning, PAN Hu, et al. Experimental Study on Initiation Process of Liquid Hydrocarbon Rotary Detonation Engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(4):906-914.)

1 引 言

自然界常见的燃烧模式是缓燃,火焰的传播依赖于质量和热量的扩散,传播速度一般几米到几十米每秒,目前几乎所有的航空航天动力装置(涡轮发动机、冲压发动机)都采用等压模式组织燃烧;爆震是一种激波与化学反应强耦合,以 km/s 量级超声速传播的燃烧模式,与等压燃烧模式的热机相比,拥有更高的循环热效率,从而提高发动机燃油经济性。旋转爆震发动机通常采用环形燃烧室,燃料和氧化剂连续喷注,燃烧室内存在一个或多个爆震波头沿周向持续传播,爆震波后的高温高压产物迅速膨胀从发动机尾部高速排出,从而产生持续的推力。与脉冲爆震发动机相比,旋转爆震发动机只需单次点火即可形成稳定的连续旋转爆震波,震动与噪声较小。总之,旋转爆震发动机具有热循环效率高、放热速率快、容热强度大、推力较稳定、结构紧凑、可实现推力矢量调节以及便于多种形式进行组合等^[1-5]诸多优点,从而使其具有广阔的应用前景。图 1 和图 2 分别为冲压和火箭模式的圆环形燃烧室旋转爆震发动机示意图^[6-7]。

对旋转爆震发动机来说,点火以及燃烧室内旋转爆震燃烧触发的物理过程是目前的一个研究热点。Bykovskii 等^[8-11]从 20 世纪 70 年代就开始了大量的旋转爆震发动机试验研究,他们采取了火花塞、电雷管、爆炸丝和预爆震管等多种方式进行起爆。Kindracki 等^[12]在环形燃烧室内使用火花塞和预爆震管对甲烷和空气混气进行点火起爆,预爆震管的点火成功率达到了 95% 以上。Miller 等^[13]使用纹影技术对预爆震管内爆震波进入旋转爆震燃烧室的发展过程进行了研究,认为预爆震波进入旋转爆震燃烧室

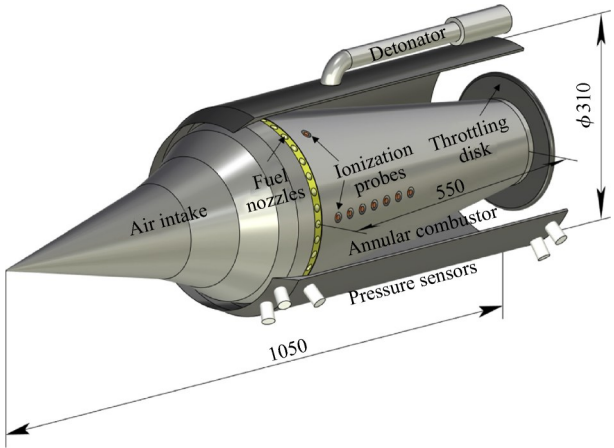


Fig. 1 Schematic diagram of ramjet rotating detonation engine^[6] (mm)

后前导激波与化学反应区解耦,随后在激波作用下经过缓燃向爆震转捩过程(DDT)还是可以建立旋转爆震波,因而预爆震管的安装位置对旋转爆震波的起爆过程影响不大。Dyer 等^[14]在一个 20 英寸直径的旋转爆震发动机燃烧室中进行了试验研究,认为旋转爆震波的传播与燃料和氧化剂的掺混状况有很强的耦合关系。国内方面,国防科技大学在进行旋转爆震发动机试验研究时多使用氢/氧热射流点火,刘世杰等^[15-16]采用氢/氧热射流切向喷注进行了氢/空气混气旋转爆震发动机试验研究,分析了旋转爆震波传播模式的影响因素;王超等^[17]进行了高总温来流空气为氧化剂的旋转爆震发动机试验研究,验证了组织吸气式旋转爆震燃烧的可行性。南京理工大学杨成龙等^[18]使用弱火花和高能火花放电两种点火方式对氢/空气旋转爆震发动机的点火过程进行试验研究,认为弱火花和高能火花都能成功触发旋转爆震,但是增大点火能量能够显著降低旋转爆震波建立时间。液态碳氢燃料旋转爆震发动机研究中,南京理

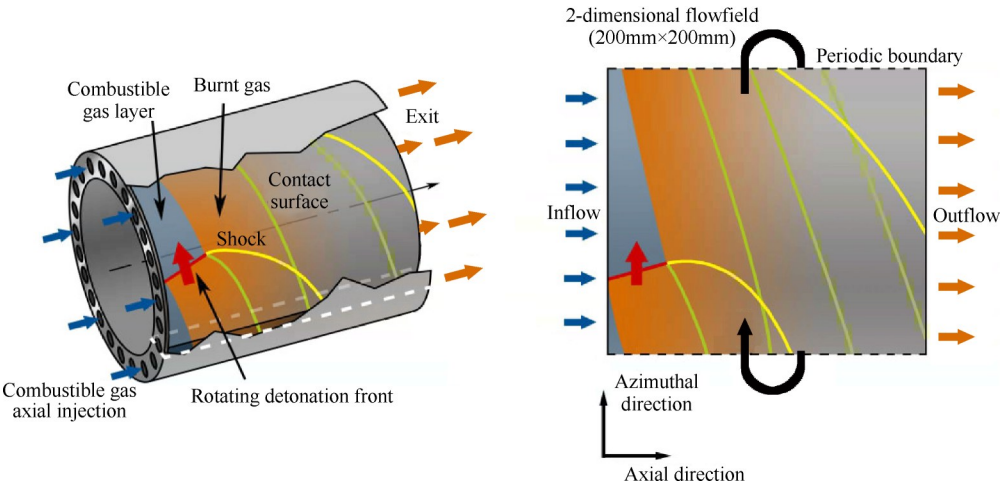


Fig. 2 Schematic diagram of rocket rotating detonation engine^[7]

工大学以富氧空气/液态碳氢燃料为工质进行了旋转爆震发动机的数值与试验研究,使用氢/氧预爆震管切向喷注的起爆方式在试验中成功起爆旋转爆震波并实现了旋转爆震波的稳定自持传播,获得了燃油液滴直径、当量比等对旋转爆震波的影响^[19-21];王放等^[22]研究了预爆震管产生的初始爆震波进入连续旋转爆震发动机后经历的爆燃转爆震的过程,认为点火后旋转爆震发动机内压缩波系逐渐汇合增强,形成前导激波,不断诱导引爆可燃混气,最终形成爆震波。南京航空航天大学张开晨^[23]研究了用于旋转爆震起爆的氧/煤油预爆震管点火器,预爆震管内获得了充分发展的爆震波,并应用数值仿真方式研究了点火位置和点火源数量对旋转爆震波触发的影响。

以液态碳氢燃料/纯净空气混气作为旋转爆震发动机的工质是旋转爆震发动机工程化应用的必要条件,实现难度也很大,主要难点有燃料的雾化掺混和蒸发问题以及点火起爆能量问题,其中点火起爆技术更为关键。目前旋转爆震发动机研究多使用可燃性良好的气态燃料;采用液态碳氢燃料则多与富氧空气组成可燃混气;液态碳氢燃料/纯净空气混气的旋转爆震燃烧试验研究结果较少。

本文以不同种类的液态碳氢燃料/纯净空气混气为工质,研究氧/煤油预爆震管点火到旋转爆震波稳定传播的发展过程,通过高频动态压力传感器测量旋转

爆震波的压力时序,探索不同试验条件下旋转爆震波形成过程的影响因素。

2 试验系统介绍

2.1 试验燃烧室结构

试验用燃烧室结构为等直圆环燃烧室,如图3所示。隔离段出口环缝控制空气流量,环缝外侧为直射式喷油环;燃烧室内筒由前后两个支撑与外筒固定,后支撑设计为水冷支撑,以避免被高温燃气烧蚀损坏;燃烧室出口为可替换的收缩喷管喉道,保证燃烧室工作在合适压力下;燃烧室外壁面布置一系列动态压力传感器以获得旋转爆震波的压力时序;预爆震管安装在燃烧室外筒上,有切向与垂直等多个安装位置。

2.2 氧/煤油预爆震管点火器

在液态碳氢燃料/纯净空气旋转爆震发动机试验时为了增加点火可靠性,选择了成功率最高的预爆震管起爆方式。本文试验用预爆震管结构如图4所示,预爆震管以氧气和煤油为工质,经过内混式气动雾化喷嘴雾化后喷入预爆震管内;预爆震管出口附近设置有动态压力传感器和离子火焰探针,可以测量预爆震管内爆震波的压力和波速;预爆震管的工作时序为氧气煤油同时供给,填充结束瞬间火花塞点火,在较短的时间和距离内能够获得充分发展的爆震波。

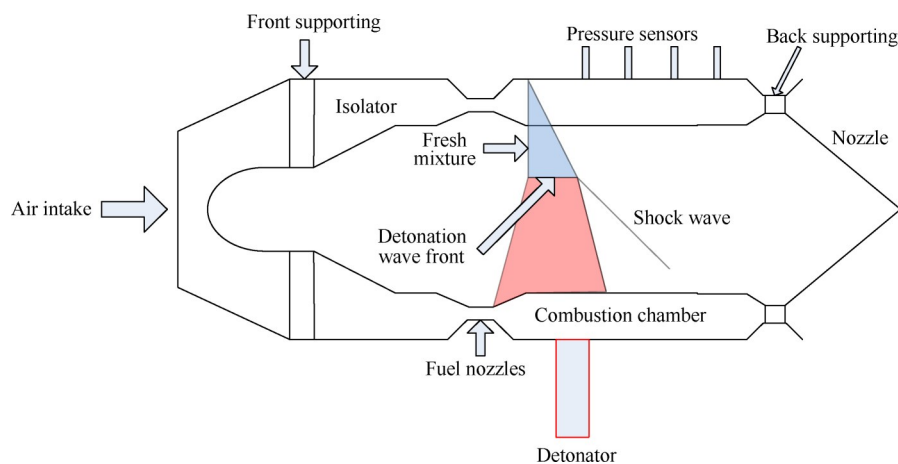


Fig. 3 RDE geometry structure (not to scale)

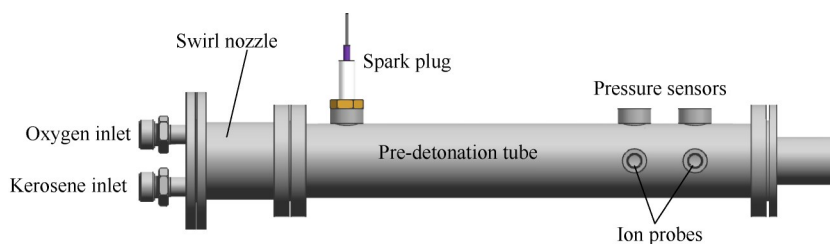


Fig. 4 Structure diagram of the pre-detonation igniter

2.3 旋转爆震燃烧试验系统

本文采用的旋转爆震发动机试验系统如图5所示,试验系统由供给系统、控制系统、测量系统、点火系统和发动机模型组成。预爆震管和主爆震室燃料与氧化剂的供给时序控制和相关参数测量采用同一套控制与测量系统进行。供给系统分为预爆供给系统和发动机主爆震室供给系统。预爆震管采用氧气/煤油为工质,供给系统由高压氧气源,煤油源以及减压阀、电磁阀、阻火器等管路附件组成;主爆震室供给系统由空气源、燃油源、供给管路和调节阀等组成。主爆震室进气采用换热器间接加热的方式模拟总温,所以来流空气为纯净空气。空气加温具体流程为先点燃空气加热器进行换热器预热,达到预定状态后切换为发动机进气,通过调节加热器的供油量可以实现来流总温的调节。

发动机热态试验开始前先进行预爆震管点火器试验。首先用氮气对点火器供氧管路进行吹扫,目的是清除管路内可能积存的燃油蒸汽,防止氧气与油气接触时爆燃;然后关闭氮气阀,打开氧气阀,对供氧管路进行置换,使氧气管路电磁阀前充满氧气;最后以预设的控制时序对预爆震管进行点火试验。点火器工作正常则进行发动机热态试验。发动机试验时先将进气调至设定状态,通过比例阀控制发动机供油流量;然后预爆震管点火器点火,同时测量系统采集试验数据。

测量系统的动态数据由LTT采集系统采集,该系统共有16个并行通道,每通道频响为2.5MHz,可以同时采集高频压力传感器、离子探针的信号;高频压力使用PCB113B26石英动态压力传感器测量。动态

压力传感器和离子火焰探针设置在预爆震管出口处以及旋转爆震燃烧室的相应位置。传感器安装位置具体如图6所示,预爆震管出口附近布置动态压力测点PCB1和PCB2,离子探针测点Ion1和Ion2与PCB1和PCB2分别在同一截面上;燃烧室外壁面布置的动态压力测点PCB_{ij}和离子探针测点Ion_{ij}。

整个试验系统的燃油、氧化剂供给控制和点火时刻控制由课题组自行开发的12路控制器进行控制,稳态和动态试验数据的采集也同时由控制器输出信号触发。

3 结果与讨论

3.1 预爆震管出口压力对旋转爆震波形成的影响

本次试验工况为来流总温740K,总压0.2MPa,空气流量1.37kg/s,煤油流量为125g/s。试验时预爆震管安装方式为切向安装。为便于对比,无论预爆震管内产生的爆震波需要多长时间,统一认为预爆震管出口处动态压力传感器或者离子火焰探针采集到信号的时刻是旋转爆震燃烧室的点火时刻。文中所列各试验工况都进行了多次重复试验,相同工况下旋转爆震波触发时间略有差异,图7为预爆震波峰值压力5MPa左右时重复四次的试验结果,同一个压力波两次扫过壁面上同一个动态压力传感器的间隔时间基本不变的时刻作为旋转爆震波稳定传播时刻,点火时刻到旋转爆震波稳定时刻的时间间隔 T_{DDT} 为旋转爆震波触发时间,图7中可以看到旋转爆震触发时间分别为37,33.4,31,31.3ms,分析数据时各工况都选取最接近其重复试验平均值的一组。

图8是在两次试验中测得的预爆震管出口动态

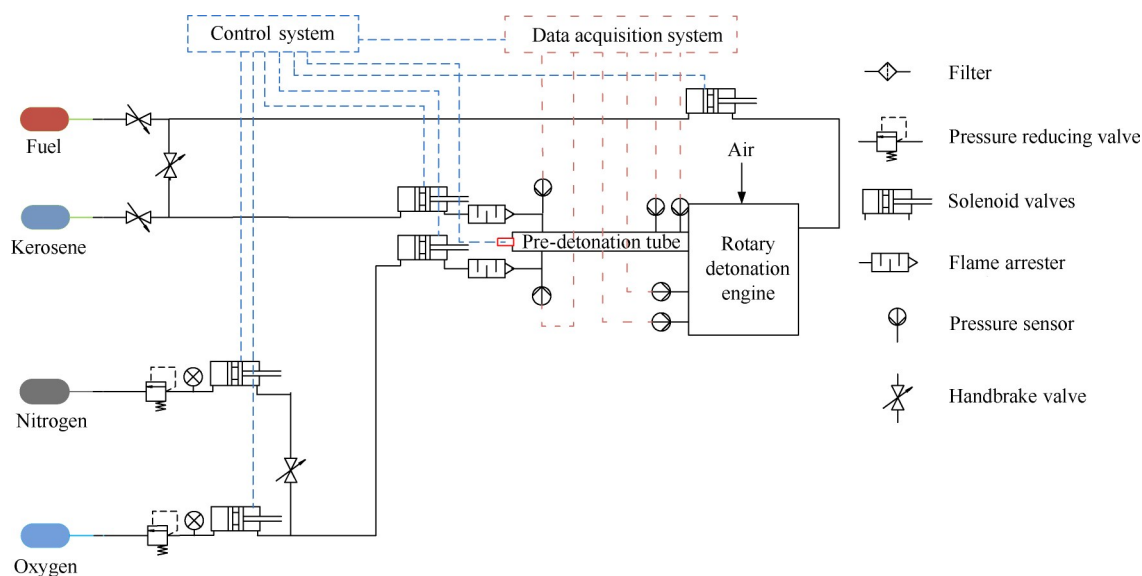


Fig. 5 Testing system of rotary detonation engine

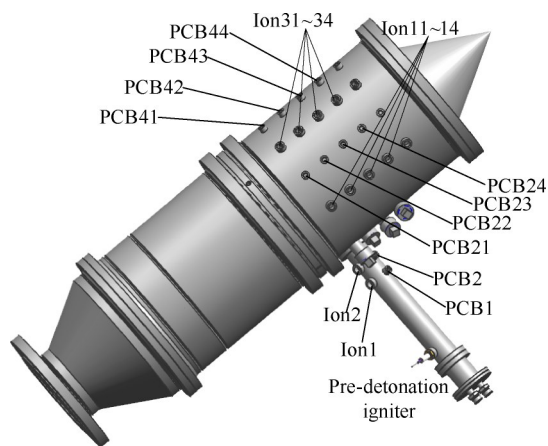


Fig. 6 Measuring positions on the test prototype

压力测点 PCB2 以及爆震燃烧室壁面上动态压力测点 PCB21 和 PCB41 处的压力随时间的变化。图 8(a) 和图 8(c) 是起爆过程压力时序, 图 8(b) 和图 8(d) 分别是旋转爆震波稳定时刻的局部放大图。

为研究预爆震波峰值压力对燃烧室内旋转爆震波触发的影响, 通过调节预爆震管供油流量实现预爆震波压力峰值变化。预爆震点火系统供氧压力和流量一定, 调节燃油流量, 在当量比为 1.0~1.1 时, 获得了最高的预爆震波压力峰值 5MPa; 在当量比 0.5~0.6 时, 预爆震波峰值压力约 1.75MPa。试验中发现,

无论预爆震管出口峰值压力高或者低, 旋转爆震都没有直接形成, 这是因为预爆震管出口面积较小, 而且预爆震波进入旋转爆震燃烧室时压力向较大空间传播导致爆震波解耦。在预爆震波峰值压力为 5MPa 时, 从点火时刻到燃烧室内形成稳定传播的旋转爆震波的时间 t_{DDT} 为 33.4ms; 在预爆震波峰值压力为 1.75MPa 时, t_{DDT} 增加到了 71.4ms, 即对于使用预爆震管点火的旋转爆震发动机来说, 预爆震波峰值压力越大, 旋转爆震波形成所需时间越短。由旋转爆震波形成稳定传播模态时刻的动态压力时序局部放大图可以看到, 在预爆震波峰值压力较高时, 预爆震波解耦后的激波呈现双波对撞的传播模态: 在图 8(b) 中, 在旋转爆震波形成前, 传感器 P21 和 P41 采集到了小幅的压力周期性波动, PCB41 波动的周期是 PCB21 的两倍, 说明激波对撞点在 PCB41 传感器附近。在激波沿周向传播时, 可燃混气燃烧为激波注入能量, 使激波强度逐渐加强; 激波传播为双波对撞时, 混气被激波扫过的次数在相同时间内比单波增加一倍, 激波的双波对撞加速了混气的燃烧过程, 使旋转爆震波形成时间缩短。在预爆震波压力峰值较低时, 切向安装的预爆震管难以在旋转爆震燃烧室内形成对撞的双波, 所以旋转爆震波形成时间较长。旋转爆震波形成过程是由单个激波诱导还是双波对

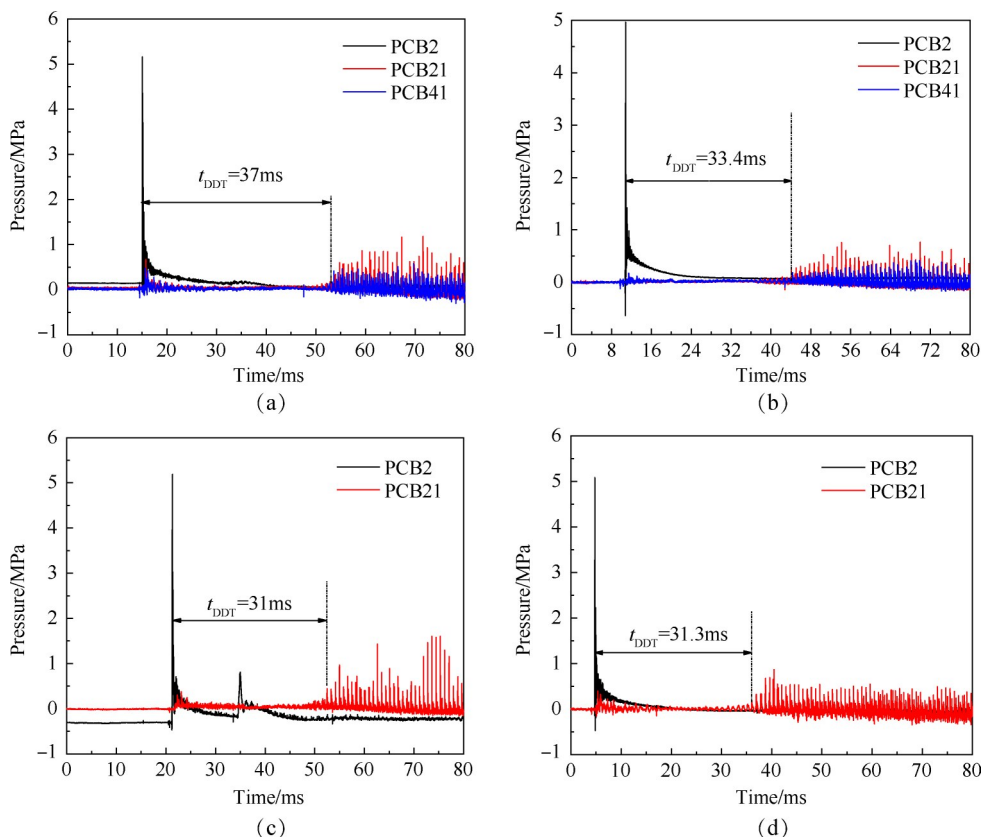


Fig. 7 Dynamic pressure in the positions of RDE chamber and the outlet of pre-detonation tube in several repeat tests

撞诱导产生直接影响到了旋转爆震波的传播模态,从图8(b)中可以看出,双波对撞的激波诱导了双波对撞的旋转爆震波。

3.2 当量比对旋转爆震波形成的影响

为了在有限的飞行器空间内尽量多装燃油,增加航程,提高燃料密度是有效途径之一。在冲压旋转爆震发动机试验中验证高密度烃与空气混气是否能够组织旋转爆震燃烧也很有必要。本次试验采用与美国JP-10燃料性质类似的高密度烃HD-01为燃油,试验来流工况为总温740K,总压0.3MPa,根据试验台给出的空气流量调节所需当量比的燃油流量。本次试验预爆震管点火器的氧气和煤油按当量比1供给,由于预爆震管点火器的可靠性已得到验证,所以之后的试验里预爆震管出口未安装动态压力传感器,而使用离子火焰探针检测点火器是否正常工作。图9(a)~(d)分别是当量比为0.8,0.9,1.0和1.1时旋转爆震波的DDT时间,预爆震管内火焰扫过出口附近的离子探针Ion2时,探针两个电极短路,两端电压值从5V降为0,将此刻作为旋转爆震燃烧室的点火时刻。可以看到在当量比为1的工况下,触发旋转爆震所需要的时间最短。对于液态碳氢燃料/纯净空气旋转爆震来说,触发旋转爆震的关键因素有两个:(1)足够的点火能量;(2)燃油快速雾化蒸发形成可

爆混气。在试验中由于高总温来流条件,燃油的雾化蒸发较好;预爆震管点火器出口形成了充分发展的爆震波,提供了足够的点火能量,所以在变当量比条件时,旋转爆震波的触发时间主要受当量比影响。

3.3 来流总温对旋转爆震波形成的影响

试验燃烧室模型进气喉道为5mm的环缝,出口喉道面积略小于燃烧室截面积,所以燃烧室内静压基本上为常压。在变总温试验中,来流模拟总压为0.35MPa,总温分别为473,573,673,740K。燃烧室入口喉道处为临界状态,所以喉道 Ma 保持1不变。每个工况燃油流量按当量比1供给,燃油为航空煤油。预爆震管点火器也按当量比1设置其供给参数。图10为4个不同来流总温时旋转爆震波形成时间,可以看出触发旋转爆震的时间随着来流总温的升高而缩短,在总温大于673K以后,旋转爆震波触发时间基本不变。试验中燃烧室来流总压不变,总温提高,燃烧室内静压和流动 Ma 不变,气流静温和速度提高。当燃烧室压力较低时,燃油蒸发速率随温度升高而单调增加;当气流速度增大时,燃油液滴和环境空气的传热传质大幅增强,导致液滴蒸发速率显著加快。对于液态碳氢燃料的喷雾燃烧过程,燃油液滴蒸发过程的特征时间相对最长,是整个燃烧速率的控制过程,在旋转爆震燃烧过程中燃油的蒸发也同样是

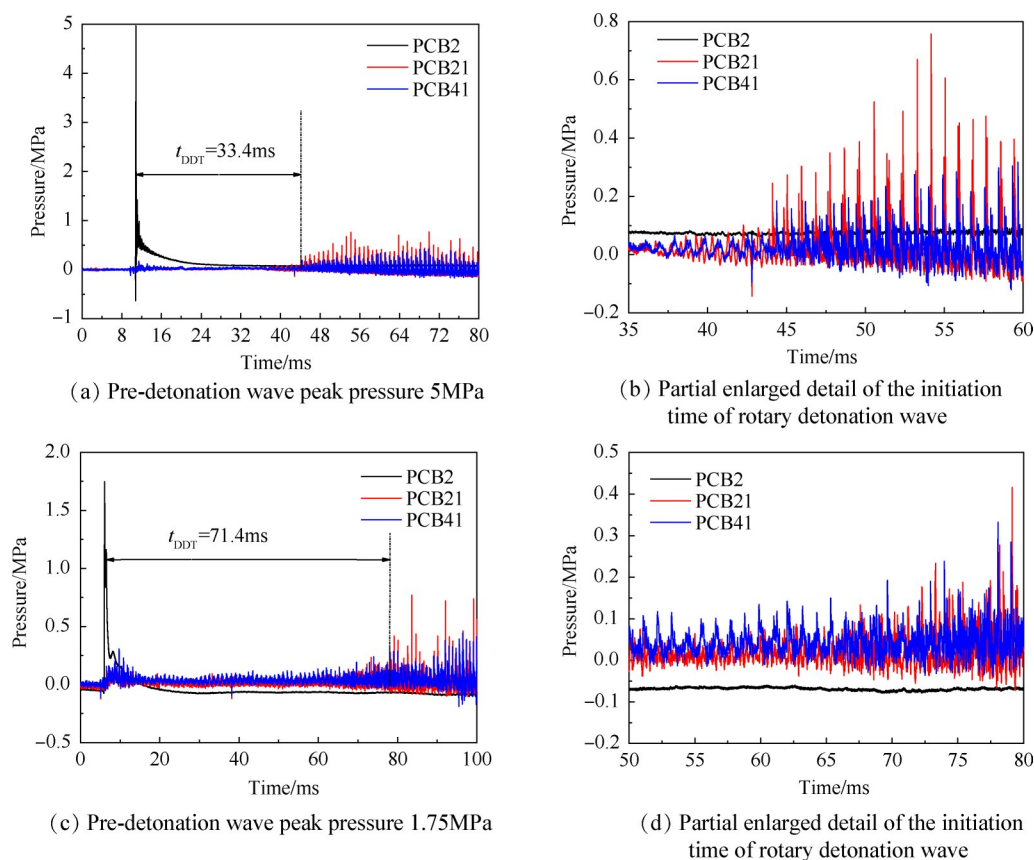


Fig. 8 Dynamic pressure in the positions of RDE chamber and the outlet of pre-detonation tube

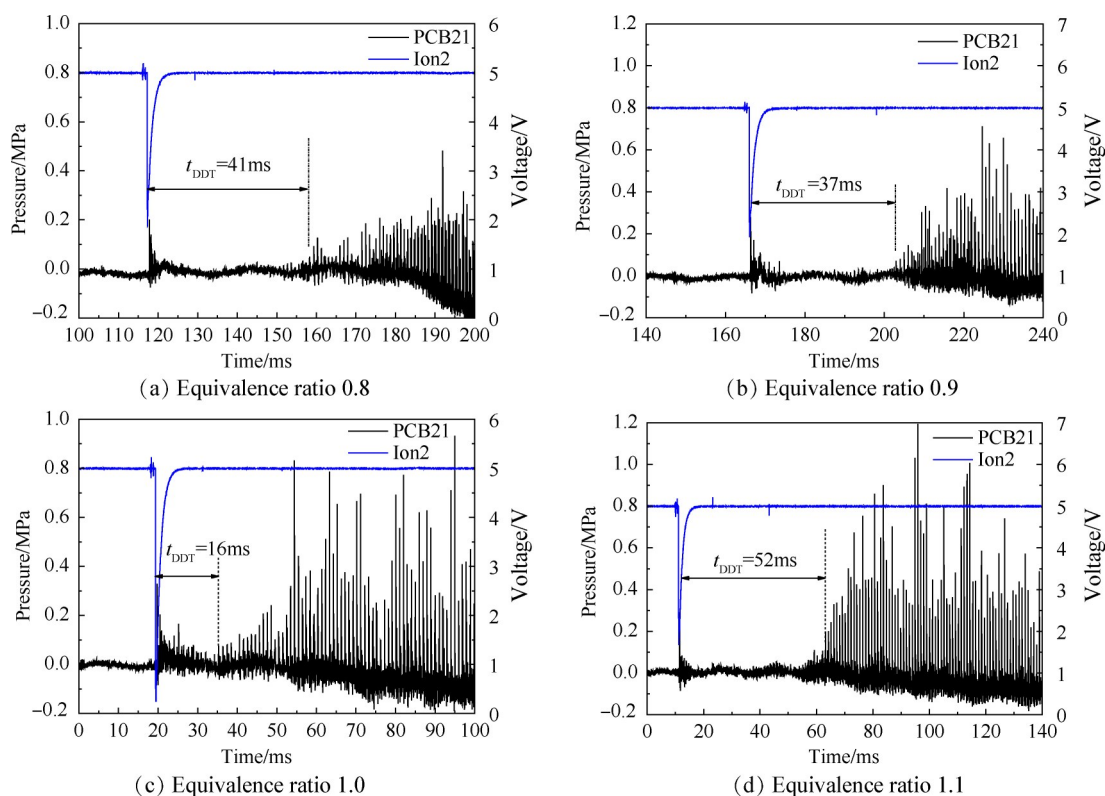


Fig. 9 Initiation time of the rotary detonation wave in the condition of various equivalence ratio

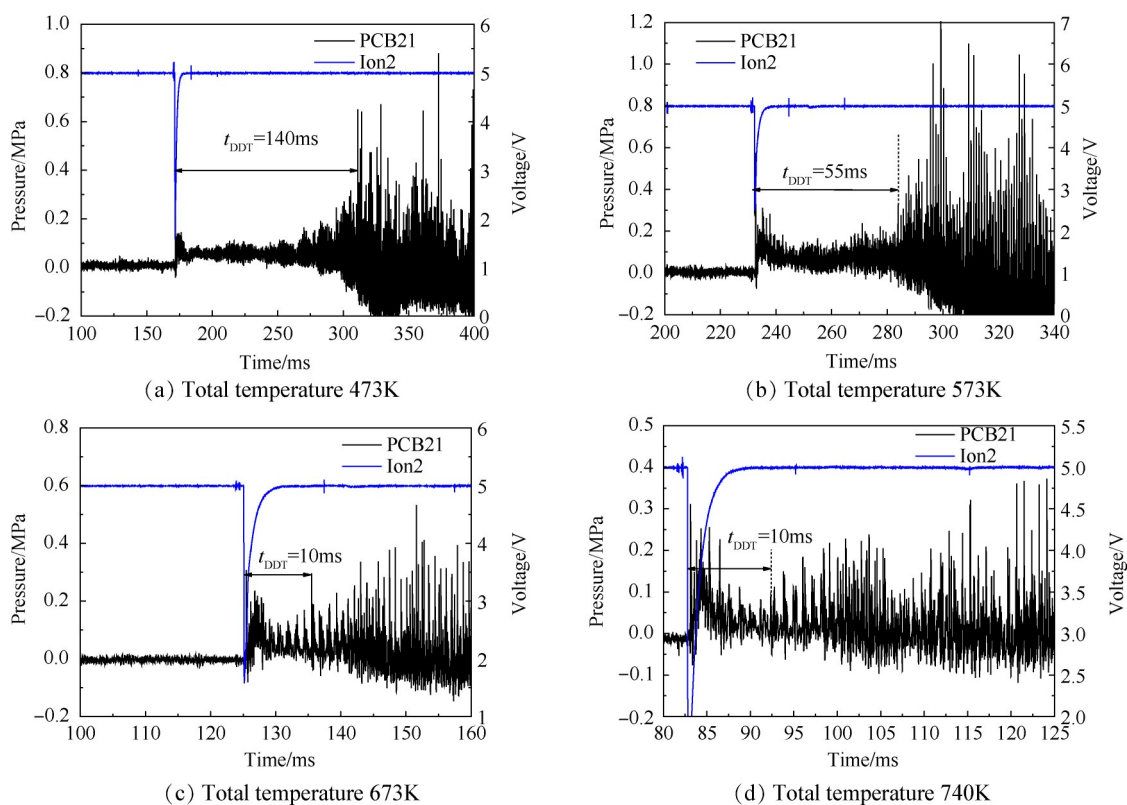


Fig. 10 Initiation time of the rotary detonation wave in the condition of various inlet total temperatures

其控制过程,所以本次试验中来流总温是通过影响燃油的蒸发过程进而影响了液态碳氢燃料/空气混气的旋转爆震波起爆时间。

3.4 预爆震管安装方式对旋转爆震波形成的影响

为了解预爆震管安装方式对旋转爆震波形成过程的影响,将预爆震管安装方式由切向安装改为垂

直安装进行了试验,见图11。本次试验工况为来流总温 740K,总压 0.5MPa,空气流量 3.07kg/s。图12是不同供油当量比时预爆震管出口的离子火焰探针和主燃烧室上动态压力传感器测得的信号时序图,图中可

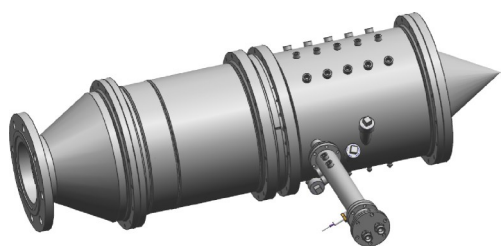


Fig. 11 Structure diagram of the RDE when the pre-detonation tube mounted vertically

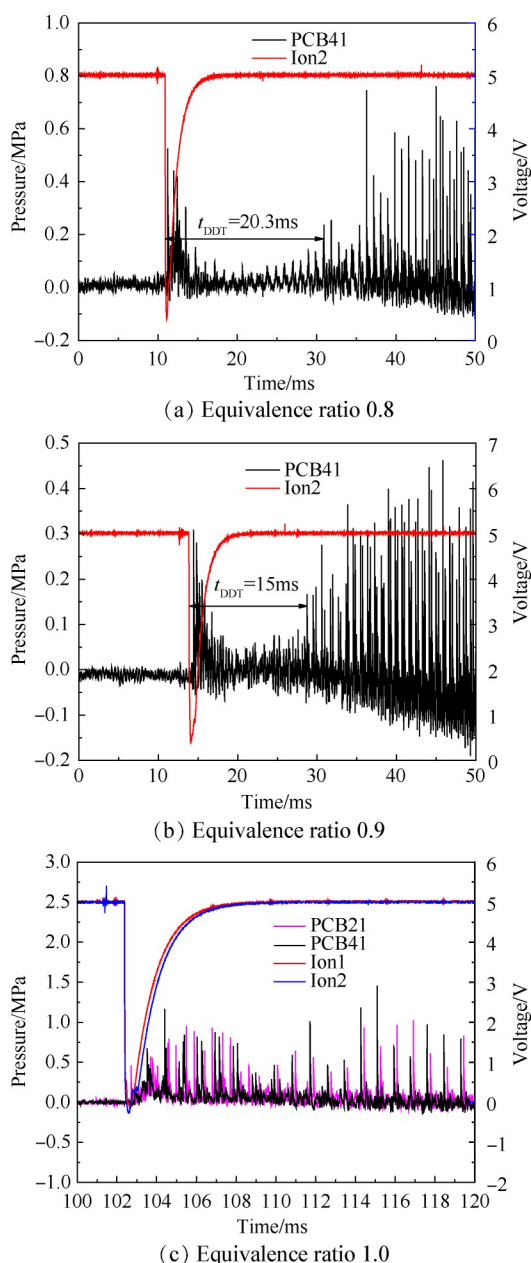


Fig. 12 Initiation of the rotary detonation wave when the pre-detonation tube mounted vertically

以看到,不同当量比时,旋转爆震波触发时间相比于3.2节对应的工况都有所缩短,并且在当量比为1时,形成稳定的旋转爆震波时间不到1ms,可以认为旋转爆震波直接起爆。点火器垂直安装时预爆震波会直接撞击燃烧室内筒壁面,反射激波在点火位置处形成的局部高温高压有利于在燃烧室内形成较强的对撞激波,混气经过激波诱导燃烧释放能量又可以增强激波,传播数周后逐渐强化为旋转爆震燃烧波,这样使得垂直安装预爆震管时旋转爆震波形成时间有所缩短。当量比为1时,直接起爆的对撞双波相比于单波模式新鲜混气填充高度下降,传播几周之后较弱的旋转爆震波逐渐解耦,对撞双波转变为单波传播模态。由此可见,预爆震管起爆旋转爆震时,垂直安装预爆震管可能获得比切向安装更好的效果。南京理工大学刘道坤^[24]的研究中也发现在某些工况下,预爆震管垂直安装在燃烧室壁面时能够触发旋转爆震燃烧,而在切向安装时不能触发旋转爆震波。

4 结论

通过本文研究,得到以下结论:

- (1) 氧/煤油预爆震点火器能够可靠触发液态碳氢燃料/纯净空气混气的旋转爆震燃烧,航空煤油和高密度烃都可以作为旋转爆震发动机的燃料。
- (2) 预爆震管点火器出口爆震波峰值压力较高时,爆震波在燃烧室内衰减为对撞的激波可以加速旋转爆震波的DDT过程。
- (3) 高总温来流时,液态碳氢燃料/纯净空气旋转爆震波的形成主要受当量比的影响,当量比为1时,旋转爆震波形成所需时间最短。
- (4) 变来流总温时,总温通过影响燃油的蒸发过程进而影响液态碳氢燃料/纯净空气混气的旋转爆震波起爆时间,总温高于673K时,旋转爆震波起爆时间不大于10ms。
- (5) 预爆震管点火器垂直安装时,预爆震管出口强激波与内筒反射激波耦合可能直接起爆旋转爆震波,预爆震管垂直安装比切向安装更有利于旋转爆震波的产生。

参考文献

- [1] Kailasanath K. Review of Propulsion Applications of Detonation Waves[J]. *AIAA Journal*, 2000, 38(9).
- [2] Wolan'ski P. Detonative Propulsion[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2013, 34: 125-158.
- [3] Liu Shijie, Lin Zhiyong, Sun Mingbo, et al. Thrust Vec-

- toring of a Continuous Rotating Detonation Engine by Changing the Local Injection Pressure[J]. *Chinese Physics Letters*, 2011, 28(9).
- [4] 王健平, 张树杰, 姚松柏. 连续爆轰发动机的研究进展[J]. 宇航总体技术, 2019, 3(2): 1-11.
- [5] 谢峤峰, 王 兵, 董 琨. 基于连续旋转爆震的推进技术研究进展[J]. 气体物理, 2020, 5(1): 1-23.
- [6] Frolov S M, Zvegintsev V I, Ivanov V S, et al. Hydrogen-Fueled Detonation Ramjet Model: Wind Tunnel Tests at Approach Air Stream Mach Number 5.7 and Stagnation Temperature 1500K [J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2018, 43(15): 7515-7524.
- [7] Hishida M, Fujiwara T, Wolanski P. Fundamentals of Rotating Detonations[J]. *Shock Waves*, 2009, 19(1).
- [8] Bykovskii F A. Continuous Spin Detonation in Annular Combustors[J]. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, 2005, 41(4): 449-459.
- [9] Bykovskii F A, Zhdan S A, Vedernikov E F. Continuous Spin Detonations[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2006, 22(6): 1204-1216.
- [10] Bykovskii F A, Vedernikov E F. Continuous Detonation of a Subsonic Flow of a Propellant[J]. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, 2003, 39(3): 323-334.
- [11] Bykovskii F A, Zhdan S A, Vedernikov E F. Continuous Detonation in the Regime of Self-Oscillatory Ejection of the Oxidizer. 1. Oxygen as an Oxidizer[J]. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, 2010, 46(3): 344-351.
- [12] Kindracki J, Wolanski P, Gut Z. Experimental Research on the Rotating Detonation in Gaseous Fuels-Oxygen Mixtures[J]. *Shock Waves*, 2011, 21(2): 75-84.
- [13] Miller S J, King P I, Schauer F R, et al. Ignition Design for a Rotating Detonation Engine[R]. AIAA 2013-1174.
- [14] Dyer R, Naples A, Kaemming T, et al. Parametric Testing of a Unique Rotating Detonation Engine Design[R]. AIAA 2012-0121.
- [15] 刘世杰, 刘卫东, 林志勇, 等. 连续旋转爆震波传播过程研究(I): 同向传播模式[J]. 推进技术, 2014, 35(1). (LIU Shi-jie, LIU Wei-dong, LIN Zhi-yong, et al. Research on Continuous Rotating Detonation Wave Propagation Process (I): One Direction Mode [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(1).)
- [16] 刘世杰, 林志勇, 刘卫东, 等. 连续旋转爆震波传播过程研究(II): 双波对撞模式[J]. 推进技术, 2014, 35(2). (LIU Shi-jie, LIN Zhi-yong, LIU Wei-dong, et al. Research on Continuous Rotating Detonation Wave Propagation Process (II): Two-Wave Collision Propagation Mode [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(2).)
- [17] 王 超, 刘卫东, 刘世杰, 等. 高总温来流下的连续旋转爆震验证试验[J]. 推进技术, 2016, 37(3). (WANG Chao, LIU Wei-dong, LIU Shi-jie, et al. Validating Experiment of Continuous Rotating Detonation [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(3).)
- [18] 杨成龙, 马 虎, 武晓松, 等. H₂/Air 旋转爆震发动机起爆实验研究[J]. 工程热物理学报, 2016, 37(5).
- [19] 郑 权, 翁春生, 白桥栋. 当量比对液体燃料旋转爆轰发动机爆轰影响实验研究[J]. 推进技术, 2015, 36(6). (ZHENG Quan, WENG Chun-sheng, BAI Qiao-dong. Experimental Study on Effects of Equivalence Ratio [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(6).)
- [20] 李宝星, 翁春生. 液态燃料对连续旋转爆轰发动机爆轰特性的影响[J]. 爆炸与冲击, 2018, 38(2).
- [21] 李宝星, 王 中, 许桂阳, 等. 煤油燃料旋转爆轰波起爆与传播特性实验研究[J]. 兵工学报, 2020, 41(7): 1339-1346.
- [22] 王 放, 翁春生, 李宝星, 等. 连续旋转爆轰波传播过程试验研究[J]. 固体火箭技术, 2018, 41(6): 688-693.
- [23] 张开晨. 连续旋转爆震室起爆特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019.
- [24] 刘道坤. 液体燃料旋转爆震发动机起爆过程研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2017.

(编辑: 张 贺)