

旋转爆震发动机液态燃料预爆器设计及 爆震燃烧特性研究^{*}

张开晨¹, 李建中¹, 金武¹, 袁丽², 李夏飞¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 航空发动机热环境与热结构工业和信息化部重点实验室, 江苏 南京 210016;
2. 陆军工程大学 国防工程学院, 江苏 南京 210007)

摘要: 为了解决液态燃料旋转爆震发动机点火起爆困难和结构紧凑等问题, 进行了以液态航空煤油为燃料的预爆器设计, 包括离心/预膜复合燃油雾化喷嘴、点火/传焰凹腔、三枝管预爆室等结构。以液态航空煤油/氧气为工作介质, 进行了离心/预膜复合燃油雾化喷嘴雾化特性和预爆器爆震燃烧特性试验研究, 获得了离心/预膜复合燃油雾化喷嘴雾化粒径变化规律, 以及预爆器内爆震波压力、传播速度等变化规律。研究表明: 离心/预膜复合燃油雾化喷嘴的雾化效果随气流流量和油压增加而改善, 预爆器接近出口位置(PCB5处)爆震波峰值压力可超过3.80MPa, 爆震波传播速度可达1800m/s; 随着当量比增加, 预爆器内过驱爆震位置提前, 有利于缩短预爆器的长度。

关键词: 旋转爆震发动机; 预爆器; 爆震燃烧特性

中图分类号: V231.22

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2019) 09-2067-08

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 180648

Investigation on Design and Detonation Combustion Characteristics of Liquid-Fuel Initiator for Rotating Detonation Engine

ZHANG Kai-chen¹, LI Jian-zhong¹, JIN Wu¹, YUAN Li², LI Xia-fei¹

(1. Key Laboratory of Aero-Engine Thermal Environment and Structure, Ministry of Industry and Information Technology, College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. School of National Defense Engineering, The Army Engineering University of PLA, Nanjing 210007, China)

Abstract: To solve difficulties of ignition and compact structure in liquid-fuel rotating detonation engine, an initiator with liquid aviation kerosene as fuel was designed. It includes centrifugal/pre-film composite fuel atomizing injector, ignition/transmission flame concave cavity and three-branches pipe initiator chamber. The atomization characteristic of the centrifugal/pre-film composite fuel atomizing injector and detonation combustion characteristic of the initiator were experimentally studied with liquid aviation kerosene and pure oxygen. The change rules of atomized particle sizes behind the centrifugal/pre-film composite fuel atomizing injector were obtained. The detonation combustion characteristics such as pressure and flame propagation speed in the initiator were gained. The results show that, the atomization effect improves with increases in fuel pressures and airflow rate. Near the exit of the initiator (location of PCB5), the peak pressure of the detonation waves exceeds 3.80MPa

^{*} 收稿日期: 2018-10-17; 修订日期: 2019-01-21。

基金项目: 国家自然科学基金 (51476077)。

作者简介: 张开晨, 硕士生, 研究领域为爆震燃烧技术。E-mail: kc Zhang1004@nuaa.edu.cn

通讯作者: 李建中, 博士, 教授, 研究领域为航空宇航推进理论与工程。E-mail: ljzh0629@nuaa.edu.cn

引用格式: 张开晨, 李建中, 金武, 等. 旋转爆震发动机液态燃料预爆器设计及爆震燃烧特性研究[J]. 推进技术, 2019, 40(9): 2067-2074. (ZHANG Kai-chen, LI Jian-zhong, JIN Wu, et al. Investigation on Design and Detonation Combustion Characteristics of Liquid-Fuel Initiator for Rotating Detonation Engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(9):2067-2074.)

and the maximum velocity reaches 1800m/s. With the increase of equivalence ratio, the positions of the overdriven detonation waves in the initiator are advanced, which are beneficial to shorten the length of the initiator. The research results provide ideas for the design of the initiator using liquid fuel.

Key words: Rotating detonation engine; Initiator; Detonation combustion characteristics

1 引 言

旋转爆震燃烧自 20 世纪 60 年代开始研究至今, 尽管技术难度大, 但一直受到各国的重视, 美国、俄罗斯、法国、波兰等国开展了大量的理论和试验研究, 各国都强调了旋转爆震燃烧的应用^[1]。旋转爆震发动机(Rotating detonation engine, RDE)是一种基于旋转爆震燃烧的新概念发动机, 与传统爆震发动机相比, RDE 具有结构相对简单、单次点火、工作范围宽广、连续输出推力等独特的优点^[2], 有望推动航空航天推进技术领域的跨越式发展。

Voitsckhovskii 等^[3-4]以乙炔和空气为燃料, 最早实现了气态燃料的旋转爆震, 由于气态燃料掺混难度较小且点火能量要求低, 试验中以火花塞方式点火能够保证起爆时减少系统结构, 减轻整体重量。Cullen 等^[5]采用相同的火花塞方式点火, 但在燃烧室中加装隔膜装置来控制爆震波的单方向传播, 从而一方向形成爆震波, 另一方向只形成较弱的激波, 点火成功率提高, 但增加隔膜装置使燃烧室内的结构更加复杂, 并且限制了发动机的再启动。德克萨斯大学的 Braun 等^[6]采用旋流方式向环形燃烧室喷注燃料并以火花塞点火也能够形成单向旋转爆震波, 但该方式起爆能否成功受到反应物掺混及点火位置湍流发展等影响, 起爆不稳定。Kindracki 等^[7]在试验中采用了两种方式点火: 火花塞和预爆管, 试验中火花塞点火能量为 1.6J, 点火成功率为 40% 左右, 而预爆管以任意方向如切向、垂直布置均可以起爆, 其成功率可达 95% 以上。刘世杰等^[8]采用多级收缩的热管点火, 燃料为高活性 H_2/O_2 混合物, 在热管中装入 Shchelkin 扰流装置并且管截面收缩, 从而在极短距离内产生强热射流, 点火能量足够起爆氢气的旋转爆震波。彭磊等^[9]分别采用小能量点火装置、高能量点火装置以及预爆管三种方式点火起爆 RDE, 对于较强活性的氢气旋转爆震, 在稳定工作流量范围内小能量火花塞就能够稳定点火起爆, 但预爆管点火产生旋转爆震波的时间要比前两种更短。刘宇思等^[10]在切向布置的预爆管中增加薄膜, 得到了持续一定时间的旋转爆震波, 对比未增加薄膜时的对照组, 增加薄膜解决了燃烧室内的回火, 防止混气的提

前燃烧, 使爆震波前有足够的新鲜混气实现自持而不会熄灭。

目前, 国内外已对旋转爆震发动机的点火方式提出了很多方案, 包括火花塞、燃烧丝、爆炸块及预爆管^[11-13]等。相比其它方式, 最可靠并且应用最广泛的点火方式为预爆管, 以较小的初始点火能量获得能量较强的爆震波, 能够缩短起爆旋转爆震波的时间。但很多文献中预爆器以直管方式布置, 以点火成功为目标, 对于预爆器部件及布置的研究很少; 且在工程应用中, 液态燃料相对气态燃料, 储能更高, 安全性更好, 航空发动机大多采用液态燃料作为推进剂, 若预爆器以气态燃料起爆需要增加额外的燃料存储装置, 不利于减轻重量。

为了减轻整体质量, 探索适合工程应用的预爆器结构, 同时适用于下一步关于多点火源起爆, 本文以航空煤油为燃料, 氧气为氧化剂, 开展液态燃料预爆器短距离起爆系统的设计工作, 并进行了预爆器的雾化特性和爆震燃烧特性试验。试验中改变空气流量和供油压力来探索雾化粒径的变化规律, 同时采用压力传感器(PCB)获取数据分析预爆器内爆震波压力、传播速度等爆震燃烧特性。

2 试验系统

预爆器试验系统如图 1 所示, 主要由煤油供给系统、氧气供给系统、预爆器模型、点火装置、控制系统及数据采集系统组成。预爆器的主要部件包括离心/预膜复合燃油雾化喷嘴、点火/传焰凹腔、三枝管预爆室等结构。预爆器的工作介质为煤油和氧气, 氧气由氧气瓶供应, 通过改变限流喉道前后压差控制流量; 煤油存放在油罐中, 由高压氮气挤压进入管路, 试验前对不同氮气压力下煤油流量进行标定。试验中打开球阀, 当电磁阀由控制系统通电开启后, 煤油喷入预爆室与氧气形成可爆混气, 混气的初始温度为 303K, 初始压力为常压。试验中所用的电磁阀均为防爆电磁阀, 使用压强为 0~5MPa, 响应时间在 10ms 量级, 充分满足试验要求。预爆室采用火花塞点火, 火花点燃混气形成火焰, 火焰加速与激波耦合最终形成稳定的爆震波, 通过 PCB 测量爆震波的压力参数。因为主要目标是研究预爆室产生的爆震波

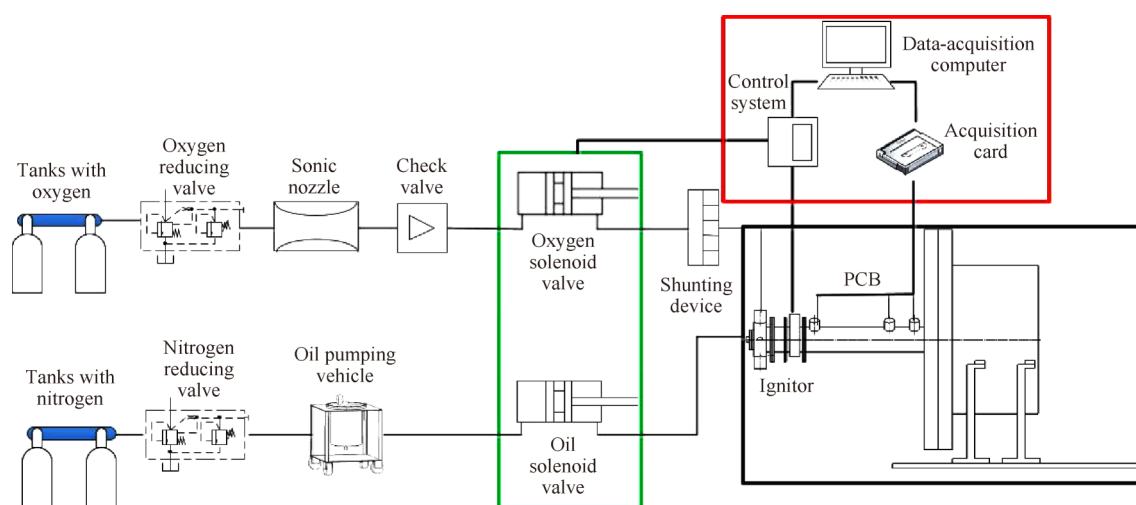


Fig. 1 Schematic of the experimental system

的能量,故对RDE模型做了简化,通过法兰连接内外环模拟RDE结构。

2.1 离心/预膜复合燃油雾化喷嘴

目前液态燃料爆震燃烧研究表明,液态燃料相比于气态燃料更难产生爆震,主要的技术难点之一是液态燃料的精细雾化和快速蒸发,当液滴直径小于 $10\mu\text{m}$ 时,液态燃料的爆震波传播模式才与气相燃料相似。爆震燃烧雾化方式通常有直射式喷嘴、喷油环等,本文设计了一种基于离心喷嘴与气助雾化结构相结合的离心/预膜复合燃油雾化喷嘴,其结构如图2所示。与传统燃烧室中的旋流器进气方式不同,设计的旋流器由两根支管进气,为了让气流分布均匀,故令气流先经过外圈第二级旋流器后部分进入第一级旋流器。离心喷嘴出口粒径较小的油滴受第一级旋流器中气流的轴向运动影响较大,被吹往下游,大粒径油滴受气流轴向作用影响相对较小,更容易溅射到唇口;第二级旋流器使气流产生旋流,增加了与液滴的掺混距离,另外管中轴线附近压力较低从而可以形成回流区有利于点火,通过减小第二级与唇口最窄距离至 1.7mm 增加唇口内外相对气流速度,加强气动力改善雾化。由于氧气流量为 50g/s ,根据已有喷嘴不同压力下的煤油流量选取当量比,标准工况下流量为 5usgal/h 的喷嘴在油压为 $0\sim 3\text{MPa}$ 时流量变化范围为 $0\sim 7\text{g/s}$,对应低当量比 ϕ 为 0.40 , 0.48 ,而 8.5usgal/h 的喷嘴低当量比下初步雾化效果弱,对应高当量比 ϕ 为 $0.58\sim 0.98$ 。两种喷嘴的喷雾锥角均为 60° ,喷雾类型为半实心。

2.2 凹腔设计

考虑预爆室内可燃混气的快速充填,在有限时间内充填更多可燃混气,保证预爆室混气平均充填

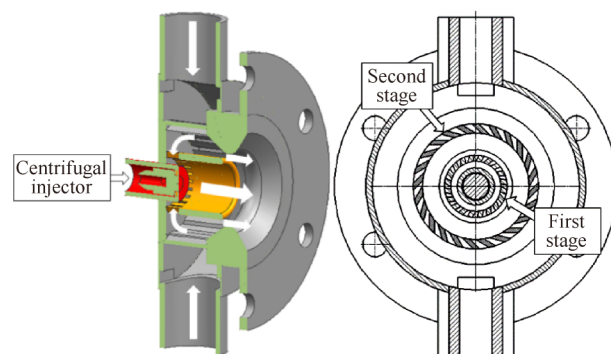


Fig. 2 Sketch of the injector

速度不低于 25m/s 。由于火花塞最小点火能量 $E_{\min}$ 与混气速度 $V^{0.4}$ 成正比^[14],高速气流使火花塞放电产生的电火花无法点燃混气,因此既要保证预爆室较高的充填速度,又要保证火花塞附近低流速,故本文选用凹腔结构。通过管中增加突扩段,前后以法兰连接,形成单独的凹腔部件,如图3所示。凹腔段的长度为 60mm ,高度(不包含火花塞安装座)为 8mm ,宽度为 22mm 。凹腔除了能够降低火花塞附近气流速度以外,火花塞附近形成的初始火焰能够沿着凹腔快速周向传播,使得火焰充满预爆室整个截面的位置和时间均提前;另外凹腔中湍流涡会提高预爆室的湍流强度,有利于提高燃油蒸汽和氧气掺混形成可燃混气,并促使火焰锋面褶皱变形,增加火焰面的放热面积,提高放热速率,有利于缩短缓燃向爆震转换时间和距离。

2.3 预爆室结构设计

考虑减少预爆室内混气流动损失和减轻质量,且混气充填时可能会在强化燃烧装置处形成油膜,影响油气空间分布,此外混气形成需要一定距离,预爆室长度不宜太短,故在预爆室内未安装强化燃

烧装置。为了保证光滑管道的预爆室在较短距离内缓燃向爆震转换,同时考虑旋转爆震发动机为单次点火起爆,需要携带氧化剂量较少,因此选择活性更高的氧气作为氧化剂。爆震理论认为:爆震室直径大于某一临界直径即可在管内形成爆震波,即: $d \geq \lambda/\pi$,其中 λ 为可爆混合物的胞格尺寸^[15],考虑点火能量、混气形成及DDT距离的需要,选取预爆室的直径为44mm,长度为480mm(包括凹腔的长度)。

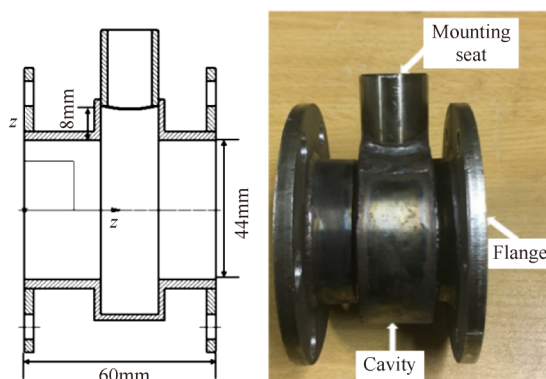


Fig. 3 Sketch and mockup of the cavity

目前RDE预爆室的设计主要考虑提高点火成功率,忽略实际应用。本文结合RDE的实际结构提出一种新的布置方式,将预爆室放置在RDE的内筒空间里,利用RDE内部空间,如图4所示。在总管末端增加三根内径为25mm的分枝管,管径大于临界直径^[16],单根分枝管由直管-弯管-直管连接组成,三根分枝管的出口总横截面积与总管相同,三根分枝管的存在使点火位置增加,后续工作中能够在此基础上探索点火位置数量对于旋转爆震波起爆的影响。共布置5个PCB,PCB1距离凹腔90mm,从前往后,相邻两个PCB距离分别为150mm,50mm,90mm以及50mm,PCB4布置在分枝管的直管与弯管交界处,与PCB3之间距离按照轴向距离计算,与PCB5的距离按弯管中轴线长度计算。

2.4 测控方法

试验中保持氧气的流量固定,改变氮气气源的压力来改变煤油的质量流量,进而控制试验的当量比。先供氧气吹除管中上次试验残余已燃气体,30ms后打开油路电磁阀,根据试验前计算的爆震室中气流速度来预估混气充填时间,在此基础上增加50%的时长确保混气能够完全填充管路,程序控制火花塞点燃混气,火花塞安装座与头部雾化结构的轴

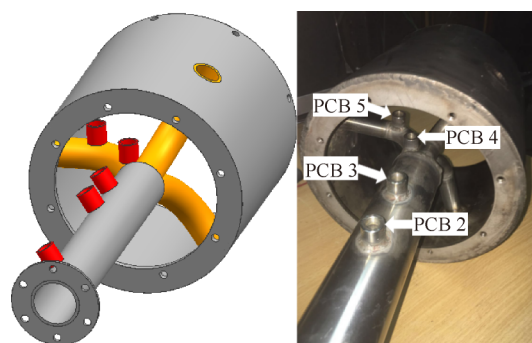


Fig. 4 Mockup of the initiator for RDE

向距离约35mm。

本文采用的PCB共五路,通过NI公司的数据采集系统(USB-6366)进行数据采集,NI高频采集模块(DAQ)采用USB总线技术,可支持8通道同步模拟输入,最大单通道的采样频率可高达2MHz/s,并具有16位的ADC分辨率。高频PCB的谐振频率 $\geq 500\text{kHz}$,上升时间 $\leq 1.0\mu\text{s}$ 。

3 试验结果及分析

3.1 离心/预膜复合燃油雾化特性

试验时采用激光粒度分析仪测量离心/预膜复合燃油雾化喷嘴的雾化粒径。测量位置选取距离出口处35mm,约为火花塞的位置。考虑安全因素,采用空气作为辅助雾化气体。

索太尔平均直径(Sauter mean diameter, SMD)反应了液滴群总体积与总表面积的比值,相同体积的液体表面积越大,SMD越小,雾化效果越好,该参数在燃烧研究中广泛应用。图5是以供油压力为横坐标,不同空气流量 Q_{air} 辅助雾化时油雾的SMD变化规律,由于煤油流量大于5usgal/h喷嘴,唇口处产生油膜要厚于后者,故相同 Q_{air} 下标况流量8.5usgal/h的复合雾化效果弱于5usgal/h的喷嘴。对于两种喷嘴,

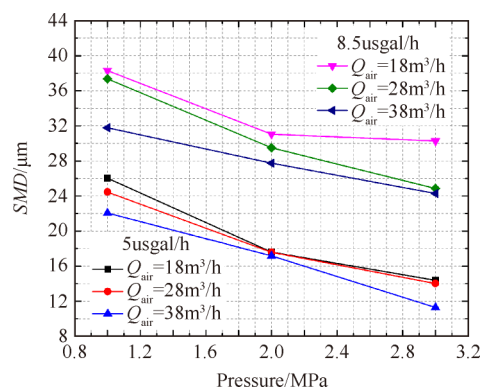


Fig. 5 SMD versus pressure at different volume flows

随着供油压力的增加,任意 Q_{air} 下煤油的 SMD 不断减小,雾化效果依赖于供油压力且受油压影响较大。当供油压力不变时,由于唇口内外侧气流流向相反, Q_{air} 增加使内外侧相对速度更高,油膜被撕裂后形成的煤油液滴 SMD 也相应地减小,两种喷嘴都表现为随着 Q_{air} 增加,液滴的 SMD 减小。对于设计雾化结构,增加油压和加大 Q_{air} 都可以使煤油的 SMD 更小,但由于油压增加较难,所以应主要考虑气助雾化方式。

3.2 当量比对爆震燃烧特性影响

本文试验工况下氧气流量为定值,改变煤油流

量获得不同的当量比。标况流量为 5 usgal/h 的喷嘴供油压力为 2 MPa 和 3 MPa ,对应当量比 $\phi=0.40, 0.48$; 8.5 usgal/h 的喷嘴供油压力为 $1 \text{ MPa} \sim 3 \text{ MPa}$,对应 $\phi=0.58, 0.81$ 和 0.98 。

图6为 $\phi=0.40 \sim 0.98$ 时预爆室内的压力特性曲线,其中 $\phi=0.40, 0.48$ 和 0.81 下产生了规律性的爆震波。随着爆震波沿程发展,压力曲线的峰值不断增加,在分枝管上 PCB4 处由于管径改变产生激波反射碰撞,此外还有弯管对爆震波的压缩作用,峰值压力达到最大,分别为 3.81 MPa , 5.26 MPa 和 6.42 MPa ,之后过驱爆震向稳定的爆震过渡,压力曲线的峰值降

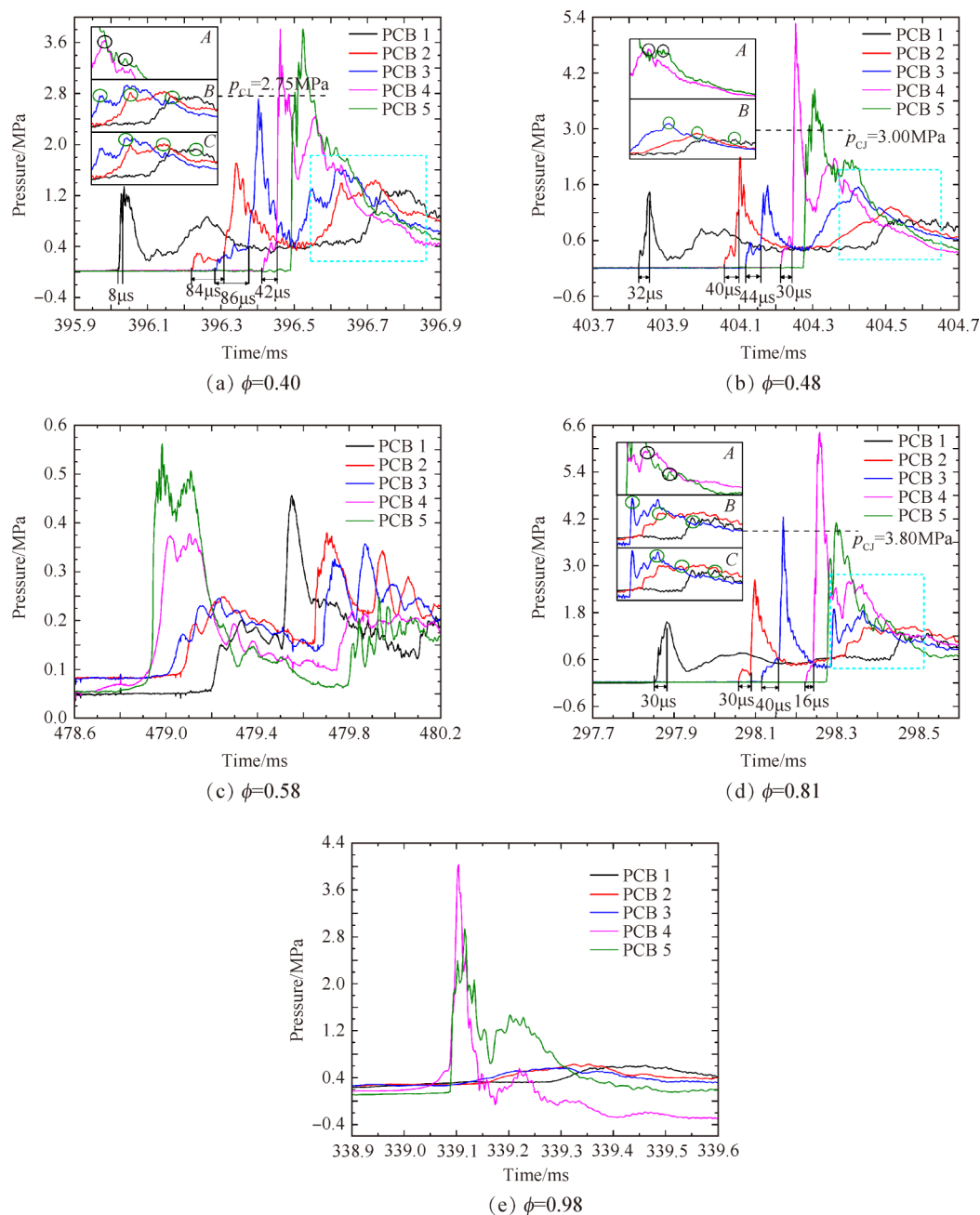


Fig. 6 Pressure versus time under different equivalence ratios

低。对比三种当量比下的压力峰值,同一位置处基本满足随着 ϕ 增加,峰值压力增加的规律,图6(b)中PCB3的压力峰值略低于图6(a)中同一位置,可能的原因是该点实际当量比低于正常状态下的当量比。图6(c),(e)为 $\phi=0.58$ 及0.98时压力曲线,由于管径减小更容易组织爆震燃烧,故分枝管内产生爆震,压力回传引起总管中压力变化,两者在总管中未产生爆震原因不一样:图6(c)工况根据图5可知管中雾化效果较差,而图6(e)工况由于煤油流量较大,离心力作用下壁面煤油增多,吸热导致爆震波未产生。

$\phi=0.40\sim 0.48$,雾化效果改善,图6(a),(b)中对应位置峰值压力增加。对比 $\phi=0.48$ 和 $\phi=0.81$,雾化效果变弱,以两种当量比下PCB1处峰值压力为例,此时距离头部雾化结构较近,受雾化影响明显, $\phi=0.48$ 时峰值压力为1.71MPa, $\phi=0.81$ 时峰值压力为1.55MPa,虽然当量比增加,但是由于雾化效果变弱,峰值压力略微下降。

由CHEMKIN计算常温常压下 $\phi=0.40, 0.48, 0.81$ 时,爆震波理论峰值压力 $p_{CJ}=2.75\text{MPa}, 3.00\text{MPa}, 3.80\text{MPa}$ 。实测峰值压力对比理论峰值压力,图6(a),(b)中,在PCB4位置产生过驱爆震,而图6(d)中PCB3的位置已经产生了过驱爆震,不同于前两种当量比下在分枝管中产生过驱爆震,总管中产生过驱爆震的原因因为PCB3附近存在爆炸中心,爆炸产生的强激波与反应区耦合成了过驱爆震波。三种当量比下产生过驱爆震的位置逐渐提前,说明当量比向恰当比接近时,DDT的距离在减小,与文献[17]的结论相符。

爆震波由前导激波与其耦合的反应区组成,图6(a),(b),(d)陡然升起的压力曲线前存在较低的压力波动,这个压力波动就是由前导激波扫过PCB产生的压力变化,对于图6(a),(b),(d)中PCB2与PCB3位置,其前导激波的扰动时间大致相当,而到了PCB4处,由于产生过驱爆震,火焰加速导致前导激波扰动时间迅速减小。对比三种工况下同一PCB所测压力曲线,随着 ϕ 的增加,前导激波扰动的时间明显缩短,这主要是化学反应的强度增加从而导致管内火焰速度加快。三种当量比下的PCB5位置由于爆震波充分发展,前导激波产生的扰动消失,压力曲线呈现典型的爆震压力曲线。

当在总管过渡到三根分枝管时,由于实物的连接处无法完全光滑过渡,爆震波碰撞到分枝管连接

处产生了回传压力波,压力波动位于图6(a),(b),(d)中蓝色区域,为方便观察,在左上角增加了该区域的局部放大图,按照传播路径分别显示,其中圆圈代表回传压力波的峰值。分枝管内回传压力波传播路径如图6(a),(b),(d)中A所示;对于总管,在图6(a),(d)中有B,C两道回传压力波,图6(b)则只有B一道回传压力波,由于混气分布具有一定的随机性,即便预爆管的结构一定,起爆后爆震波碰撞连接处产生的回传压力波也是随机的。回传压力波的压力大致呈现衰减的趋势,在图6(a)的B上出现PCB2处压力反而高于PCB3处压力,原因可能为该处管中依然在燃烧,燃烧产生的压缩波又强化了回传压力波。

图7为不同当量比下的爆震波速度图,某点处的爆震波速度 V_{dw} 由相邻两个PCB的距离除以其压力曲线达到第一个压力峰值的时间差得到,即 $V_{dw} = \frac{\Delta x}{\Delta t}$ 。 V_{dw} 不断增加,一方面是DDT的过程,火焰由缓燃转捩为爆震,火焰速度会大大加快;另一方面则是三根分枝管的管径减小,强化燃烧导致火焰加速,结合上文中在分枝管内产生了过驱爆震,其火焰加速的幅度即图中线的斜率会更大。

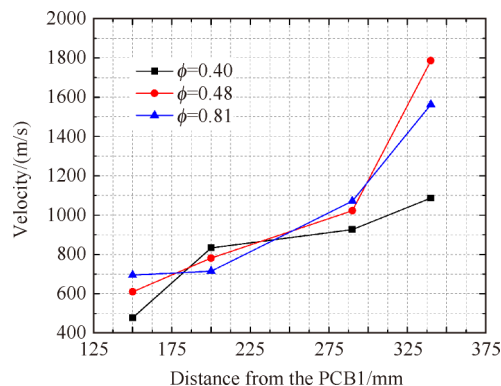


Fig. 7 Flame propagation velocity of detonation wave under different equivalence ratios

PCB1~PCB2位置(图7中第一列点)雾化效果较好,随着 ϕ 增加, V_{dw} 增加;PCB2~PCB3位置,结合上文分析 $\phi=0.48$ 时可能局部贫油,该处实际当量比低于0.40,而雾化效果优于 $\phi=0.81$ 工况,故 V_{dw} 低于 $\phi=0.40$ 工况,高于 $\phi=0.81$ 工况;在PCB3~PCB4位置(第三列点),随着DDT的发展,由压力曲线可知, $\phi=0.81$ 工况相对于其余两种工况的过驱爆震位置提前,故该当量比下爆震波平均速度最高, $\phi=0.48$ 相对 $\phi=0.40$ 工

况富油,爆震波速度略高;当爆震波运动到PCB4~PCB5位置,传播速度受到雾化效果与当量比两种因素影响,对比 $\phi=0.81$ 与 $\phi=0.48$ 两种工况,虽然当量比增加有利于速度提高,但SMD增加产生了不利影响,部分小液滴到小管径分枝管中又重新聚合为较大液滴,从而分枝管内混气速度反而降低, $\phi=0.48$ 工况下最大速度可以达到1800m/s。管中爆震波速度有一定损失,一是液态煤油挥发性较差,管中存在大量离散液滴破碎后的云雾,使前导激波后反应区放热损失大,未完全燃烧,而化学反应释放的能量只有部分提供前导激波加速,前导激波以较低的速度与反应区耦合,该种原因导致的爆震波传播速度降低至700m/s~800m/s^[14];二是运动距离较远,部分液滴未能随气流一起运动到分枝管段,实际管中当量比要低于设计时的当量比。

3.3 预爆器爆震波参数对比

由于液态燃料旋转爆震发动机设计流程时间较长,本文的预爆器设计的验证主要参考文献[18],表1为相关预爆器参数的对比。参考文献使用 H_2/O_2 混气起爆了汽油/富氧旋转爆震波,本文选取 $\phi=0.48$ 工况,布置方式相同,压力接近其两倍,速度相近,在相同进气条件下点火起爆的能量能够得到保证。

Table 1 Comparison of relevant parameters between the reference and this paper

Parameters	Reference	This paper
Pressure/MPa	2.0	3.9
Velocity/(m/s)	2100	1800
Diameter/mm	12	25
Arrangement	Vertical	Vertical

4 结 论

本文对采用液态煤油为燃料的预爆器雾化特性和爆震燃烧特性开展了研究,主要得到的结论如下:

(1)离心/预膜复合燃油雾化结构思路可行,并且具有良好的雾化效果,雾化效果随油压和辅助雾化的气流流量增加而改善。

(2)设计的液态燃料预爆器在接近出口位置(PCB5处)可以获得峰值压力超过3.80MPa,传播速度可达1800m/s的爆震波,能够满足点火需求。

(3)液态燃料短距点火起爆通过改善雾化实现,在管中无强化燃烧装置情况下,试验中在PCB2处距离点火位置240mm左右即可产生爆震波,并且随当

量比增加,过驱爆震位置提前,后续可以进一步缩短、减重。

下一步将结合设计的预爆器开展以液态煤油为燃料的RDE的起爆工作,同时针对多枝管结构开展多点火源对于旋转爆震波起爆过程影响的相关工作。

致 谢: 感谢国家自然科学基金资助。

参考文献:

- [1] Rui Z, Dan W, Wang J. Progress of Continuously Rotating Detonation Engines[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2016, 29(1): 15-29.
- [2] Anand V, Gutmark E J. Rotating Detonations and Spinning Detonations: Similarities and Differences[J]. *AIAA Journal*, 2018, 56(5): 1717-1722.
- [3] Voitsekhevskii B V, Mitrofanov V V, Topchiyan M E. Structure of the Detonation Front in Gases (Survey)[J]. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, 1969, 5(3): 267-273.
- [4] Voitsekhevskii B V. Stationary Spin Detonation[J]. *Soviet Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*, 1960, 129(3): 157-164.
- [5] Cullen R E, Nicholls J A, Ragland K W. Feasibility Studies of a Rotating Detonation Wave Rocket Motor. [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1966, 3(6): 893-898.
- [6] Braun E, Dunn N, Lu F. Testing of a Continuous Detonation Wave Engine with Swirled Injection[C]. *Florida: 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2010.
- [7] Kindracki J, Wolański P, Gut Z. Experimental Research on the Rotating Detonation in Gaseous Fuels-Oxygen Mixtures[J]. *Shock Waves*, 2011, 21(2): 75-84.
- [8] 刘世杰. 连续旋转爆震波结构、传播模态及自持机理研究[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2012.
- [9] 彭磊,王栋,李飞,等. 点火方式对旋转爆震发动机工作特性的影响[J]. *推进技术*, 2016, 37(11): 2193-2200. (PENG Lei, WANG Dong, LI Fei, et al. Effects of Ignition Method on Operating Characteristics of Rotating Detonation Wave Engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(11): 2193-2200.)
- [10] 刘宇思,王健平,石天一,等. 两种点火方式下的 H_2/O_2 连续爆轰实验研究[C]. 哈尔滨:中国力学大会2011暨钱学森诞辰100周年纪念大会, 2011.
- [11] Wang Y, Le J, Wang C, et al. A Non-Premixed Rotating Detonation Engine Using Ethylene and Air[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2018, 137: 749-757.
- [12] Zhuang Ma, Shujie Zhang, Mingyi Luan, et al. Experimental Research on Ignition, Quenching, Reinitiation

- and the Stabilization Process in Rotating Detonation Engine [J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2018, 43(39): 18521–19529.
- [13] 严 宇, 张 锋, 洪 流, 等. 旋转爆震发动机中爆震波不稳定传播特性实验研究[J]. 推进技术, 2017, 38(12): 2797–2804. (YAN Yu, ZHANG Feng, HONG Liu, et al. Experimental Research on Unsteady Propagation Properties of Detonation Waves in Rotating Detonation Engines [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(12): 2797–2804.)
- [14] 王家骅, 韩启祥. 脉冲爆震发动机技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2013.
- [15] Brophy C, Netzer D, Forster D. Detonation Studies of JP-10 with Oxygen and Air for Pulse Detonation Engine Development [C]. *Cleveland: 34th AIAA/ASME/SEA/AS-EE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 1998.
- [16] 范 玮, 严传俊, 李 强, 等. 脉冲爆震火箭发动机试验[J]. 推进技术, 2006, 27(5): 385–389. (FAN Wei, YAN Chuan-jun, LI Qiang, et al. Experiment on Pulse Detonation Rocket Engines [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2006, 27(5): 385–389.)
- [17] 丁永强, 范 玮, 李 强, 等. 当量比对脉冲爆震火箭发动机爆震特性影响的实验研究[J]. 机械科学与技术, 2005, 24(11): 1371–1373.
- [18] 刘道坤. 液态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: 朱立影)