

障碍物对脉冲爆震火箭发动机性能影响的实验研究^{*}

王 云, 范明华, 刘赛南, 范 玮

(西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

摘 要: 为了探究障碍物对脉冲爆震火箭发动机在无阀自适应工作方式下性能的影响, 采用汽油为燃料, 富氧空气为氧化剂, 开展了工作频率为20Hz的无阀式多循环实验研究。实验中使用Shchelkin螺旋、螺旋凹槽、环形凹槽和孔板作为障碍物, 并分析了其对起爆和推进性能的影响。研究表明, Shchelkin螺旋、螺旋凹槽和环形凹槽在阻塞比 $BR=0.36$, 0.46 和 0.56 时都可实现PDRE的稳定工作, 孔板在 $BR=0.56$ 时无法实现爆震的起始; Shchelkin螺旋的DDT距离和DDT时间最短; 实验测得的平均推力较理想流动模型理论值有13.3%~39.3%的亏损, $BR=0.36$ 的Shchelkin螺旋推力损失最小; 螺旋凹槽与环形凹槽的DDT距离和DDT时间较长, 没有明显的推力增益。

关键词: 脉冲爆震火箭发动机; 无阀自适应; 障碍物; DDT距离; 推进性能

中图分类号: V231.2 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2021) 04-0834-08

DOI: 10.13675/j.cnki. tjj. 200242

Experimental Study on Effects of Obstacles on Performance of Pulse Detonation Rocket Engines

WANG Yun, FAN Ming-hua, LIU Sai-nan, FAN Wei

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to explore the effects of obstacle shapes on the performance of pulse detonation rocket engines under valveless self-adaptive working mode, the multi-cycle experiment was carried out with the operating frequency of 20Hz. Gasoline was utilized as fuel, and oxygen-enriched air as oxidizer. Shchelkin spirals, spiraling grooves, annular grooves and orifice plates were selected as obstacles in the experiment, and their effects on initiation and propulsion performance were analyzed. The results indicate that, fully developed detonation waves are successfully obtained in the PDRE when Shchelkin spirals, spiraling grooves and annular grooves with blockage ratio of 0.36, 0.46 and 0.56 are used as obstacles, while there is no transition to detonation occurred when the blockage ratio of orifice plates is 0.56. The DDT distance and DDT time of Shchelkin spirals are the shortest. The average thrust measured in the experiments is 13.3%~39.3% lower than the theoretical value of the ideal model, and the thrust loss of Shchelkin spirals with blockage ratio of 0.36 is the smallest. The DDT distance and DDT time of spiraling grooves and annular grooves are longer, and there is no obvious effect of enhancing thrust.

Key words: Pulse detonation rocket engines; Valveless self-adaptive; Obstacle shapes; DDT distance; Propulsive performance

^{*} 收稿日期: 2020-04-19; 修订日期: 2020-05-22。

基金项目: 国家自然科学基金面上项目 (51876179)。

作者简介: 王 云, 博士生, 研究领域为新概念推进技术及燃烧与流动。E-mail: wangyun0521@mail.nwpu.edu.cn

通讯作者: 范 玮, 博士, 教授, 研究领域为新概念推进技术及燃烧与流动。E-mail: weifan419@nwpu.edu.cn

引用格式: 王 云, 范明华, 刘赛南, 等. 障碍物对脉冲爆震火箭发动机性能影响的实验研究[J]. 推进技术, 2021, 42(4): 834-841. (WANG Yun, FAN Ming-hua, LIU Sai-nan, et al. Experimental Study on Effects of Obstacles on Performance of Pulse Detonation Rocket Engines[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(4):834-841.)

1 引言

脉冲爆震发动机(Pulse detonation engine, PDE)是一种由脉冲式爆震波产生的高温高压气体提供推力的新型推进系统^[1]。由于PDE具有热循环效率高、结构简单等优势,吸引了各国学者对其进行了广泛的研究^[2-5]。自身携带氧化剂的PDE称为脉冲爆震火箭发动机(Pulse detonation rocket engine, PDRE),其工作方式和PDE是相同的。传统的PDRE一个工作循环包括以下几个过程:(1)新鲜可燃混合物的填充;(2)爆震波的起始;(3)爆震波传播及燃烧产物的排出;(4)隔离气体的填充。无阀式PDRE相较于传统的PDRE减少了机械阀门的使用与隔离气体的携带,降低了系统的复杂性,同时由于在工作循环中减掉了过程(4),可以缩短循环周期,能够有效提高PDRE的工作频率上限,因此更具工程应用价值。研究者针对以汽油为燃料、富氧空气为氧化剂的两相无阀式PDRE的特征时间分布^[6-7]以及氧化剂浓度和填充压力^[8-9]等进行了相关研究,实现了无阀式PDRE的高频工作。

PDRE中主要是采用低能量点火源点燃爆震管内的可燃混气,通过爆燃向爆震转变(Deflagration to detonation transition, DDT)的方式来实现爆震波的起始。在使用DDT方式起始爆震波的研究中,为了实现PDRE的快速短距起爆,研究人员通常采用各种形式的障碍物来加速DDT过程。Huang等^[10]将Shchelkin螺旋和孔板组合使用进行了煤油加温的两相爆震实验,实验结果表明两者组合可以更好地加速实现爆震的起始,且增加整流锥可以有效改善吸气式脉冲爆震发动机的工作稳定性并提高工作频率。Li等^[11]利用孔板和涡流产生器进行了Jet-A的两相爆震实验,两者可以加速DDT过程,并讨论了燃油蒸发量对爆震起始的影响。Li等^[12]利用Shchelkin螺旋和螺旋凹槽进行了两相爆震实验,发现两者都可有效促进爆震的起始。Goodwin等^[13]、Na'inna等^[14]和Cicarelli等^[15]分别利用数值计算和实验研究了孔板阻塞比 BR 对乙烯、丙烷、甲烷等气态燃料的火焰加速过程的影响,结果表明, $BR=0.3\sim 0.6$ 可以较快地加速DDT过程,更大或更小的 BR 会使DDT距离急剧增大。

平均推力和比冲是决定PDRE推进性能的主要参数。研究人员通过理论推导、数值计算和实验研究建立了PDRE平均推力和比冲的计算模型,并评估了热损失、流阻损失、液滴尺寸等对平均推力和比冲

的影响。Wintenberger等^[16]建立了单循环PDRE的推力分析模型。Cooper等^[17]利用悬摆法测量了单次爆震的冲量,障碍物的使用会带来25%左右的冲量损失,爆震无法起始会带来30%~50%的冲量损失。Radulescu等^[18]建立了热损失对单次爆震冲量影响的分析模型,模型计算结果与Cooper等^[17]的实验结果基本吻合。Kawane等^[19]通过数值计算与实验研究了热损失与摩擦对爆震管冲量的影响,研究表明,长径比的增加会带来冲量损失的增加,长径比为49的电抛光管会带来11%的冲量损失。Li等^[20]采用直接测量法进行了煤油氧气PDRE推进性能的实验研究,满填充时约有7%的推力损失。Li等^[12]利用直接测量法评估了Shchelkin螺旋和螺旋凹槽对推力的影响,由于螺旋凹槽的流阻更小,使用螺旋形凹槽的PDRE可产生较大的推力,但随着频率的提高增推效果下降。Wang等^[21]利用直接测量法研究了频率对吸气式脉冲爆震发动机的推进性能的影响,由于液滴直径和流阻损失的影响,所测比冲比理论值低37%~45%。Sato等^[22]、Endo等^[23]、Li等^[24]和Wang等^[25]分别通过理论、数值计算和实验对部分填充效应进行了研究,部分填充会带来最高20%~40%的比冲增益,而过填充会导致比冲下降。以上研究证明多种形状的障碍物均可加速DDT过程,且障碍物的使用会带来一定的推力损失,但对不同障碍物加速DDT过程的快慢及带来的推力损失没有进行比较评估。

本文基于Wang等^[8]提出的PDRE无阀自适应方式,对装有不同障碍物PDRE的起爆和推进性能进行实验研究。实验中采用安装在同一截面上离子探针和压力传感器来同步测量爆震管内不同位置处的火焰传播速度和压力脉动,利用推力传感器对PDRE的推力进行直接测量,分析两相PDRE的工作状态,讨论了障碍物与推进性能的关系。

2 方法

2.1 实验系统介绍

实验系统图如图1所示,由动架、静架、爆震管、供气系统、供油系统、点火系统和数据采集系统等组成。推力传感器通过螺栓固定在动架和静架之间,PDRE固定在动架上。爆震管内径30mm,总长625mm,分为喷射混合段、障碍物段和光滑管段,其中喷射混合段长122.5mm,障碍物段长195mm,光滑段长307.5mm。实验采用汽油作为燃料,氧气与氮气分压比为40%:60%的富氧空气作为氧化剂。实验中采用无阀自适应的方式控制汽油与富氧空气的供给,

汽油与富氧空气从爆震管头部以同轴的方式进入并填满爆震管,采用火花塞(50mJ)点燃,火花塞距爆震管封闭端80mm,火焰经过障碍物段和光滑管段加速向出口传播。

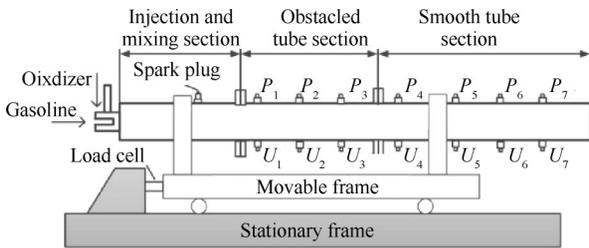


Fig. 1 Schematic of the PDRE system

实验选取了 Shchelkin 螺旋、螺旋凹槽、环形凹槽和孔板四种障碍物来研究障碍物形状对 PDRE 起爆特性的影响。障碍物形状如图 2 所示,其中 Shchelkin 螺栓的截面形状为圆,螺旋凹槽的截面形状为长轴是短轴 2 倍的半椭圆,环形凹槽的深度与宽度相等,孔板为环宽与环厚相等的圆环,Shchelkin 螺旋和螺旋凹槽的螺距及孔板和环形凹槽的布置间距均与管径相等。Shchelkin 螺旋的直径、螺旋凹槽的短轴、环形凹槽的深度和孔板的环宽均取 3mm, 4mm, 5mm 三种尺寸,三种尺寸的 Shchelkin 螺旋和孔板的 BR 分别对应 0.36, 0.46, 0.56。在后文中,三种尺寸的螺旋凹槽和环形凹槽的对应 BR 同样采用 0.36, 0.46, 0.56 表示。

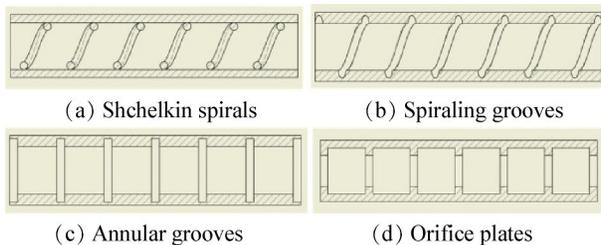


Fig. 2 Four kinds of obstacle shapes used in experiments

为监测爆震管内障碍物段和光滑管段的火焰锋面位置和压力振荡情况,在爆震管壁面不同位置的同一截面上分别安装离子探针^[26]和压电式压力传感器(SINOCERA CY-YD-205,频响 500kHz,测量误差 $\pm 72.5\text{mV/MPa}$),压力传感器安装座有循环水冷系统,用于冷却传感器,以避免由于传感器温漂带来的测量误差。离子探针和压力传感器的位置如图 1 所示,从前向后依次标记为 $U_1\sim U_7, P_1\sim P_7$ 。为避免与障碍物干涉,装有 Shchelkin 螺旋和螺旋凹槽的爆震管上 $U_1\sim U_7, P_1\sim P_7$ 距爆震管封闭端的距离分别为 160, 220, 280, 355, 415, 475, 535mm, 装有孔板和环形凹槽的爆

震管上 $U_1\sim U_7, P_1\sim P_7$ 距爆震管封闭端的距离分别为 150, 210, 270, 355, 415, 475, 535mm。PDRE 的瞬态推力通过安装在动架和静架之间的压电式推力传感器(Kistler 9331B,灵敏度 3.845pC/N,测量范围 $\pm 20\text{kN}$)直接测量。离子探针、压力传感器和推力传感器的信号分别经信号放大器处理后,接入高速采集仪(DEWETRON 3020),采样频率为 200kHz。

2.2 推力理论值计算模型

根据 Winternberger 等^[16]建立的计算模型,对于一端封闭打开一端开口的直爆震管,推力来自于封闭端两侧的压差,多循环运行的平均推力计算公式为

$$F = 4.3 \frac{(p_3 - p_1)}{U_{CJ}} Vf \quad (1)$$

式中 U_{CJ} 为 C-J 速度; V 为爆震管的体积; f 为工作频率; p_1 为反应物的初始压力,等于爆震管外的环境压力; p_3 为推力壁上的压力。

p_3 和 C-J 压力(p_{CJ})之间存在以下关系

$$p_3 = \left(\frac{\gamma + 1}{2\gamma} \right)^{\frac{2\gamma}{\gamma-1}} p_{CJ} \quad (2)$$

式中 γ 为燃烧产物的比热比。爆震波速度和爆震波后的热力学参数可由 NASA CEA 程序计算得到。

Wintenberg 的模型是基于爆震管预混满填充的假设。本研究使用的燃料是液态汽油,燃料和氧化剂分别注入爆震管中。与许多气态爆震研究不同,爆震管没有填充预混合燃料/氧化剂混合物,汽油油滴的分布与氧气的供给密切相关。因此,填充可燃混合物的爆震管长度可以近似地认为等于填充氧化剂的爆震管长度。

爆震管的填充分数为

$$\delta = \frac{\dot{m}_{O,actual}}{\dot{m}_{O,ideal}} = \frac{\dot{m}_{O,actual}}{\rho_0 Vf} \quad (3)$$

式中 $\dot{m}_{O,actual}$ 为氧化剂填充流量, ρ_0 为氧化剂密度。

理论上,由于多余的可燃混合物直接从爆震管开口端排出,而爆震管外的反应物是无约束的,不会产生推力。因此,若实验中经式(3)计算得到的 $\delta > 1$, PDRE 的理论推力可由式(1)和式(2)计算得到。

3 结果与讨论

3.1 爆震形成的判定

混合物的 C-J 爆震特征参数可以通过 NASA CEA 程序计算得到,由于汽油的组分复杂,这里采用

性质相近的正辛烷来替代汽油进行计算。利用 NASA CEA 计算实验工况参数下 C-J 参数,得到的 U_{CJ} 为 2105.7m/s, p_{CJ} 为 2.95MPa。由于该软件只能计算气态燃料的 C-J 参数,受两相因素的影响,试验中实际得到的 U_{CJ} 和 p_{CJ} 会略低于 CEA 的计算结果。实验中通过采集系统可以获得每个循环中离子探针和压力传感器初次感受到信号的时刻和随后信号的实时变化,将火焰的轴向传播速度和压力传感器采集到的峰值压力与 U_{CJ} 和 p_{CJ} 进行比较,可以判定是否有爆震产生。火焰的轴向速度可以通过计算得到^[27]:假设 n 和 $n+1$ 离子探针初次感应信号的时刻分别为 t_n 和 t_{n+1} ,两者间隔距离为 Δx ,则火焰在两个离子探针之间的平均速度为 $v = \Delta x / (t_{n+1} - t_n)$ 。考虑到障碍物和燃油液滴尺寸对爆震传播的影响,将火焰速度和对应位置的峰值压力是否分别超过 80% 的 U_{CJ} 和 p_{CJ} ,作为爆震是否起始的判据^[25,28-29],同时 DDT 距离可以定义为从封闭端到两个离子探针中间位置的距离,DDT 时间定义为从点火开始到火焰到达起爆位置所用的时间。

图 3 为阻塞比 $BR=0.56$ 的 Shchelkin 螺旋作用下 $P_1 \sim P_7$ 的压力变化曲线图,图中选取了一次多循环实验中的 10 个循环。从图 3 中可以看出,各循环的压力峰值存在一定差异,总体趋势相同,各循环 P_3, P_4, P_5, P_6, P_7 的压力峰值稳定在 3MPa 左右。图 4 为图 3 中 10 个循环的火焰速度图。如图 4 所示,在火焰加速阶段,各循环火焰速度在相同位置的速度大小存在差异,爆震起始的位置也有所不同,其中 8 个循环的 DDT 距离为 317.5mm, 2 个循环的 DDT 距离为 385mm。在光滑管段的传播过程的火焰速度稳定在 2km/s,为 U_{CJ} 的 95%。综合图 3 和图 4 可以认为实验中产生了充分发展的爆震波。

3.2 障碍物对起爆特性的影响分析

装有各障碍物 PDRE 的工作状态如图 5 所示。装有 Shchelkin 螺旋、螺旋凹槽和环形凹槽障碍物的

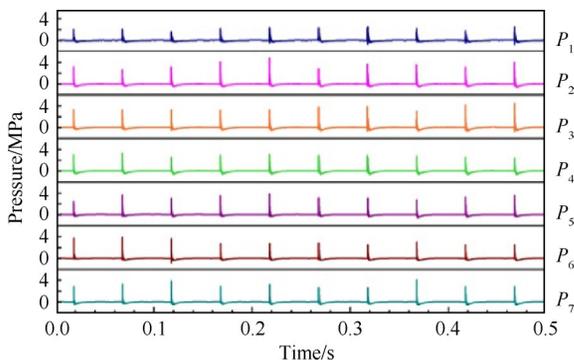


Fig. 3 Pressure profiles of Shchelkin spirals with $BR=0.56$

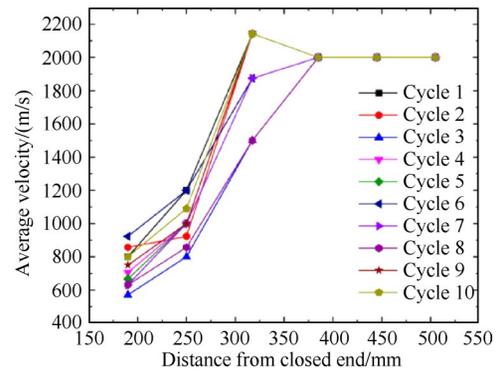


Fig. 4 Flame speeds of Shchelkin spirals with $BR=0.56$

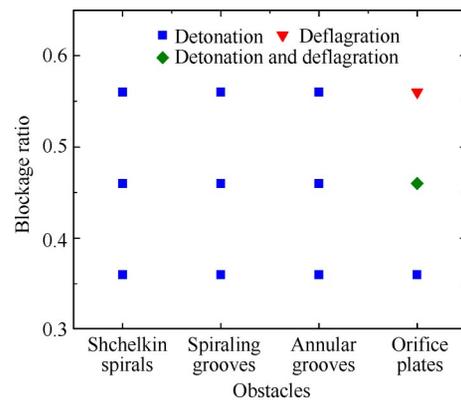


Fig. 5 Working states of the PDRE with different obstacles

PDRE 均能实现稳定工作,装有孔板障碍物的 PDRE 在孔板 $BR=0.36$ 时可以实现稳定工作,孔板 $BR=0.46$ 时,约有 10% 的循环中没有爆震产生,而在孔板 $BR=0.56$ 时,各循环中均无爆震发生。大量关于孔板对气态燃料 DDT 过程影响的研究表明,孔板在 $BR=0.3 \sim 0.6$ 时,虽然激波在经过 BR 较大的孔板时发生的激波衍射带来的损失会增大,但较大的 BR 会增强流动的不均匀性,加快火焰的加速过程,综合两者的影响,孔板 $BR=0.3 \sim 0.6$ 对 DDT 过程的影响效果相近,但使用汽油作为燃料的实验结果与此不同。

图 6 为装有孔板 PDRE 的火焰速度图。如图所示,孔板 $BR=0.36$ 和 0.46 时,火焰在离开障碍物段时速度分别为 1423.2m/s 和 1288.6m/s,约为 67.5% 和 61.1% U_{CJ} ,随后在光滑管段中发生了爆震的起始。在孔板 $BR=0.56$ 时,火焰在离开障碍物段时速度仅为 941.9m/s,约为 44.7% U_{CJ} ,虽然在光滑管段中火焰继续加速,但最终加速到 1226.2m/s,约为 58.2% U_{CJ} ,没有触发爆震。由于汽油被选择作为燃料,燃料与氧化剂的填充效果也成为影响 DDT 过程的重要因素。填充混合物中汽油的油滴尺寸和分布受气流速度、障碍物形状、 BR 和填充距离等多种因素的影响,填充的效果远远不如气相混气均匀。障碍物的存在会影

响汽油的填充过程,随着 BR 的增加,更多的液滴被阻塞在喷射掺混段和障碍物段而不能向后填充,使得光滑管段的当量比低于填充当量比。孔板在同一截面上阻塞的面积远大于其他三种障碍物,阻塞最为严重,在 $BR=0.56$ 时,光滑管段中的当量比可能已接近或低于起爆极限,不利于爆震的起始。其它形状的障碍物的填充结果相对均匀,从而可以稳定地促进爆震的起始。

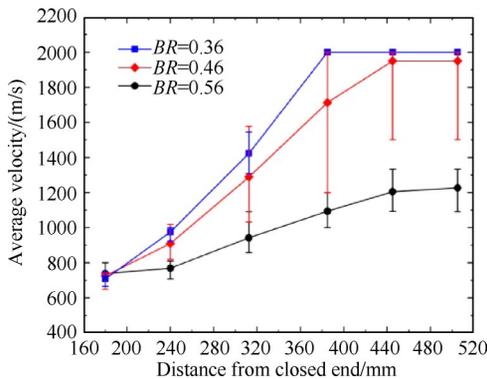
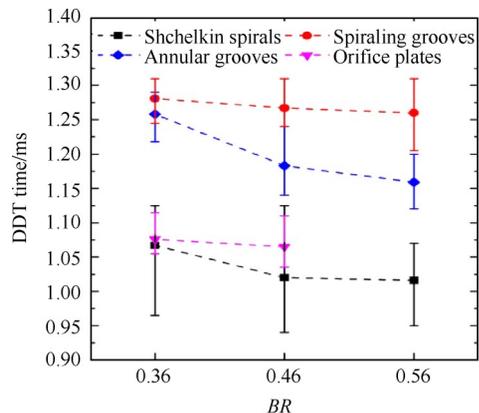


Fig. 6 Flame speeds of orifice plates

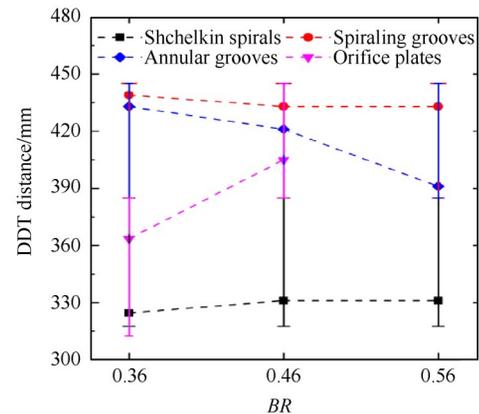
图7为装有各障碍物PDRE的DDT时间和DDT距离。从图7(a)中可以看出, BR 的增加会使各障碍物的DDT时间不同程度的减小。 BR 从0.36增大到0.56,Shchelkin螺旋、螺旋凹槽和环形凹槽的DDT时间分别缩短0.051,0.015,0.099ms,孔板 BR 从0.36增大到0.46,DDT时间缩短0.011ms。从图7(b)中可以看出, BR 的改变对不同障碍物DDT距离的影响不同, BR 增大会使Shchelkin螺旋和孔板DDT距离变长,而环形凹槽和螺旋的DDT距离变短。Shchelkin螺旋和螺旋凹槽的DDT距离受 BR 的影响较小, BR 从0.36增大到0.56分别只有6.5mm和6mm的增减。而孔板和环形凹槽受影响较大,孔板的 BR 从0.36增大到0.46,DDT距离增加41.5mm,环形凹槽 BR 从0.36增大到0.56,DDT距离缩短40mm。Shchelkin螺旋和螺旋凹槽的 BR 增加而增加的阻塞面积远小于孔板和环形凹槽增加的阻塞面积,所以Shchelkin螺旋和螺旋凹槽 BR 增大对DDT距离的影响不大。环形凹槽的 BR 增大可以有效地增大流动的不均匀性,加快火焰的加速过程,而孔板 BR 的增大会极大地降低填充效果,不利于火焰的加速和爆震的起始。

螺旋凹槽和环形凹槽均大于同阻塞比的Shchelkin螺旋和孔板的DDT时间和DDT距离。三个 BR 下螺旋凹槽的DDT时间分别比Shchelkin螺旋长0.214,0.247,0.244ms,DDT距离比Shchelkin螺旋长114.5,

102和102mm。环形凹槽 BR 为0.36和0.46时,其DDT时间比孔板长0.182ms和0.118ms,DDT距离比孔板长69.5mm和16mm。随着 BR 的增加螺旋凹槽和Shchelkin螺旋的DDT时间差距略有增加,DDT距离差距略有减小,而环形凹槽和孔板间的差距明显缩小。螺旋凹槽和环形凹槽对于流动的扰动效果远小于Shchelkin螺旋和孔板,且其对于激波的反射效果也不如后两者,所以其对火焰加速的促进效果较差。环形凹槽的 BR 增大对火焰加速有促进效果,而孔板 BR 的增大不利于爆震起始,从而两者的差距减小明显。



(a) DDT time



(b) DDT distance

Fig. 7 DDT time and DDT distance of the PDRE with different obstacles

3.3 障碍物对推进性能的影响分析

本研究中,实验中PDRE的推力采用直接测量法,由推力传感器进行测量。对PDRE的推力测量系统进行受力分析,由牛顿第二定律可知

$$F_t - F_f - F_c - F_p = m\ddot{x} \quad (4)$$

式中 F_t 为PDRE的瞬时推力, F_f 为动架和静架之间的摩擦力, F_c 为供给管路阻力, F_p 为推力传感器的测量力, m 为PDRE和动架的总质量, \ddot{x} 为PDRE和动

架的加速度。

将式(1)移项并忽略供给管路阻力及动架和静架之间的摩擦力,可得

$$F_l = F_p + m\ddot{x} \quad (5)$$

则 PDRE 的平均推力为

$$F_{\text{avg}} = \frac{1}{t_{\text{total}}} \int_0^{t_{\text{total}}} F_p dt + \frac{1}{t_{\text{total}}} \int_0^{t_{\text{total}}} m\ddot{x} dt \quad (6)$$

由于 $\int_0^{t_{\text{total}}} m\ddot{x} dt = 0$, 则

$$F_{\text{avg}} = \frac{1}{t_{\text{total}}} \int_0^{t_{\text{total}}} F_p dt \quad (7)$$

由此可见,实验中 PDRE 的平均推力可由推力传感器测量值求得。

由公式(3)计算可得本研究中爆震管的填充分数约为 1.6,处于过填充状态,因此本研究中 PDRE 的理论平均推力可由公式(1),(2)计算得到,约为 17.3N。

图 8 为装有各障碍物 PDRE 的平均推力和 Wintemberger 模型的计算结果。实验测得的平均推力与 Wintemberger 模型的计算结果存在不同程度的偏差。发生了爆震起始的工况,实验值比理论值低 13.3%~28.3%,而没有爆震的工况 ($BR=0.56$ 的孔板),实验值比爆震的理论值低 39.3%。在相同的 BR 下装有 Shchelkin 螺旋 PDRE 的平均推力大于其它障碍物。实验结果与理论值的偏差可能由以下原因导致。本实验中的爆震管中没有预先填满静止可爆混合物,氧化剂和燃料分别以固定的质量流量向爆震管中填充,爆震管中的可爆混合物有一定的初速度,在 DDT 过程和爆震传播过程中,少量的可爆混合物直接从爆震管开口端排出,而不会在爆震管中释放能量,同时由于液态燃料的使用,使得燃料在蒸发过程中需要吸收大量的能量,导致有效能量降低。实验中采用 DDT 方式实现爆震,为了加快 DDT 过程,使用了不同形状的障碍物,增加了爆震管中的流阻损失,使得推力有所损失。此外,爆震管中燃料分布不均匀,爆震起始和传播的光滑段中当量比小于 1.4,推力的理论计算值略大于实际值。

如图 8 所示,螺旋凹槽的平均推力分别为同 BR 的 Shchelkin 螺旋平均推力的 92.0%, 95.0% 和 89.2%,均小于后者。虽然螺旋凹槽的流阻损失小于 Shchelkin 螺旋,但其槽状结构会使得燃油在凹槽中富集,填充效果较差,且其 DDT 时间和 DDT 距离均为四种障碍物中最大。而 Shchelkin 螺旋对燃油的填充阻碍作

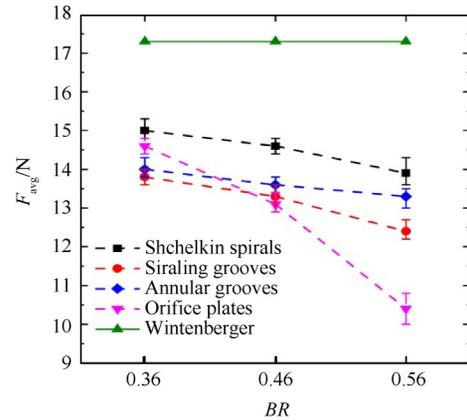


Fig. 8 Experimental values of average thrust vs Wintemberger values

用较小,燃油的填充效果较好,以及其最短的 DDT 距离和 DDT 时间,有效地降低了推力损失,使得 Shchelkin 螺旋的平均推力大于螺旋凹槽。Li 等^[12]的研究结果中螺旋凹槽的平均推力大于 Shchelkin 螺旋,与本研究的结果不同。主要由于其使用的障碍物段长度为本研究中的 1.8 倍,而在本研究中,195mm 的 Shchelkin 螺旋长度已经足够使爆震在 Shchelkin 螺旋段的尾部起始, Li 等使用的过长的 Shchelkin 螺旋带来了不必要的流阻损失,降低了 Shchelkin 螺旋的平均推力。螺旋凹槽长度增加可能会减小 DDT 距离和 DDT 时间,但其带来的流阻损失小于 Shchelkin 螺旋,使得推力损失也较小,从而与本研究结果不同。

$BR=0.36$ 时,环形凹槽的平均推力小于孔板的,在 $BR=0.46$ 和 0.56 时大于同阻塞比孔板的。随着孔板 BR 的增大,流阻损失也增大,而促进起爆的效果变差,使得孔板的平均推力下降明显,从而环形凹槽的平均推力超过孔板,但环形凹槽的平均推力仍小于 Shchelkin 螺旋。因此流阻小的障碍物虽然有利于减小排气过程中的流阻损失,但同样需要考虑其在加速 DDT 过程中的劣势,在某些工况下凹槽障碍物不能起到增推的效果。

随着障碍物 BR 的增加,PDRE 的推力均有不同程度的下降。 BR 的增加使得爆震管中的流阻损失增大,燃料填充的不均匀性也增大,使得推力的损失增大。 BR 从 0.36 增大到 0.56,装有 Shchelkin 螺旋、螺旋凹槽、环形凹槽和孔板 PDRE 的平均推力相较于其 $BR=0.36$ 时分别下降 7.3%, 10.1%, 5.0% 和 28.1%。环形凹槽相较于其他障碍物的 BR 增加,可以较大地缩短 DDT 距离和 DDT 时间,减少了推力的下降。由于孔板 $BR=0.56$ 时爆震无法起始,使得平均推力下降大,但孔板 BR 从 0.36 增大到 0.46,平均推力下降幅度

也较大,约为10.2%。

PDRE的混合物的比冲计算公式为

$$I_{sp} = \frac{I}{mg} = \frac{F_{avg}}{(\dot{m}_o + \dot{m}_{fuel})g} \quad (8)$$

式中 g 为当地重力加速度。在固定燃料与氧化剂填充的质量时,混合物比冲与仅与平均推力成正比比例相关。

装有各障碍物PDRE的比冲和Wintenberger模型的计算比冲如图9所示。实验测量的比冲值与Wintenberger模型(填充分数为1)的计算结果存在较大的偏差。发生了爆震起始的工况,实验值比理论值低45.8%~55.1%,而没有爆震的工况($BR=0.56$ 的孔板),实验值比爆震的理论值低62.0%。比冲损失主要来自可燃混合物的过填充,燃料与氧化剂直接排入大气中而没有产生推力,填充分数为1.6时,Wintenberger模型计算的比冲比填充分数为1时Wintenberger模型计算的比冲低37.5%。

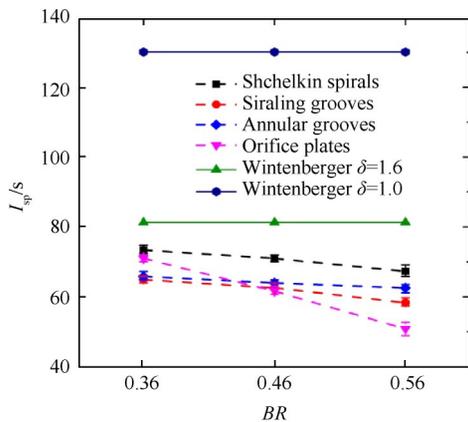


Fig. 9 Experimental values of mixture-based specific impulse vs Wintenberger values

4 结论

本文实验研究了不同障碍物对无阀自适应式汽油/富氧空气PDRE的起爆和推进性能的影响,可以得到如下结论:

(1)Shchelkin螺旋、螺旋凹槽和环形凹槽在阻塞比0.36,0.46和0.56时都可以加速DDT过程,孔板的作用随着阻塞比的增加而减弱,在阻塞比为0.46时,起爆率为90%,在阻塞比为0.56时,没有爆震的起始。

(2)螺旋凹槽和环形凹槽对于爆震起始的促进效果弱于Shchelkin螺旋和阻塞比较小的孔板,增加螺旋凹槽与环形凹槽的阻塞比有利于爆震的起始。

(3)障碍物阻塞比增大导致流阻损失增大而带来的推力损失大于其加快爆震起始带来的推力增益。

(4)实验测得的平均推力较理想流动模型理论值有13.3%~39.3%的亏损,虽然螺旋凹槽和环形凹槽的流阻损失较小,但同Shchelkin螺旋相比,没有明显的增推效果。

(5)实验测得的混合物比冲比恰好满填充的理论计算值低45.8%~62.0%,其中最主要的比冲损失来自于过填充。

致谢:感谢国家自然科学基金面上项目的资助。

参考文献

- [1] 严传俊, 范玮. 脉冲爆震发动机原理及关键技术[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2005.
- [2] Bartenev A M, Gelfand B E. Spontaneous Initiation of Detonations[J]. *Progress in Energy and Combustion Science*, 2000, 26: 29-55.
- [3] Kailasanath K. Recent Developments in the Research on Pulse Detonation Engines[J]. *AIAA Journal*, 2003, 41(2): 145-159.
- [4] Roy G D, Frolov S M, Borisov A A, et al. Pulse Detonation Propulsion: Challenges, Current Status, and Future Perspective[J]. *Progress in Energy and Combustion Science*, 2004, 30(6): 545-672.
- [5] Wolanski P. Detonation Propulsion[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2013, 34: 125-158.
- [6] 鲁唯, 范玮, 王可, 等. 无阀式脉冲爆震火箭发动机工作循环特性研究[J]. *推进技术*, 2018, 39(5): 971-978. (LU Wei, FAN Wei, WANG Ke, et al. Study on Cycle Processes of a Valveless Kerosene-Fueled Pulse Detonation Rocket Engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(5): 971-978.)
- [7] 李牧, 严传俊, 王治武, 等. 无阀两相脉冲爆震发动机循环过程实验分析[J]. *推进技术*, 2007, 28(1): 97-102. (LI Mu, YAN Chuan-jun, WANG Zhi-wu, et al. Experimental Analysis on Cycle Processes of Two-Phase Valveless Pulse Detonation Engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2007, 28(1): 97-102.)
- [8] Wang K, Fan W, Lu W, et al. Study on a Liquid-Fueled and Valveless Pulse Detonation Rocket Engine Without the Purge Process[J]. *Energy*, 2014, 71(1): 605-614.
- [9] Lu W, Fan W, Wang K, et al. Operation of a Liquid-Fueled and Valveless Pulse Detonation Rocket Engine at High Frequency[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2017, 36(2): 2657-2664.
- [10] Huang Y, Tang H, Zhang C. Studies of DDT Enhance-

- ment Approaches for Kerosene-Fueled Small-Scale Pulse Detonation Engines Applications[J]. *Shock Wave*, 2012, 22: 615-625.
- [11] Li J M, Teo C J, Chang P H, et al. Excessively Fuel-Rich Conditions for Cold Starting of Liquid-Fuel Pulse Detonation Engines[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2017, 33(1): 71-79.
- [12] Li J L, Fan W, Yan C J, et al. Performance Enhancement of a Pulse Detonation Rocket Engine[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2011, 33: 2243-2254.
- [13] Goodwin G B, Houim R W, Oran E S. Shock Transition to Detonation in Channels with Obstacles[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2017, 36(2): 2717-2724.
- [14] Na'inna A M, Phylaktou H N, Andrews G E. Effects of Obstacle Separation Distance on Gas Explosion: the Influence of Blockage Ratio [J]. *Procedia Engineering*, 2014, 84: 306-319.
- [15] Ciccirelli G, Fowler C J, Bardon M. Effect of Obstacle Size and Spacing on the Initial Stage of Flame Acceleration in a Rough Tube[J]. *Shock Wave*, 2005, 14(3): 161-166.
- [16] Wintenberger E, Austin J M, Cooper M, et al. Analytical Model for the Impulse of Single-Cycle Pulse Detonation Tube[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2003, 19(1): 22-38.
- [17] Cooper M, Jackson S, Austin J, et al. Direct Experimental Impulse Measurements for Detonations and Deflagrations [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2002, 18(5): 1033-1041.
- [18] Radulescu M I, Hanson R K. Effect of Heat Loss on Pulse-Detonation-Engine Flow Fields and Performance [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2005, 21(2): 274-285.
- [19] Kawane K, Shimada S, Kasahara J, et al. The Influence of Heat Transfer and Friction on the Impulse of a Detonation Tube[J]. *Combustion and Flame*, 2011, 158(10): 2023-2036.
- [20] Li J L, Fan W, Chen W, et al. Propulsive Performance of a Liquid Kerosene/Oxygen Pulse Detonation Rocket Engine [J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2011, 35(1): 265-271.
- [21] Wang Z W, Liang Z J, Zhang Y, et al. Direct-Connected Experimental Investigation on a Pulse Detonation Engine[J]. *Proc IMechE Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2017, 231(7).
- [22] Sato S, Matsuo A, Endo T, et al. Numerical Studies on Specific Impulse of Partially Filled Detonation Rocket Engines [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2006, 22(1): 64-69.
- [23] Endo T, Yatsufusa T, Matsuo A, et al. Homogeneous-Dilution Model of Partially Fueled Simplified Pulse Detonation Engines [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2007, 23(5): 1033-1041.
- [24] Li C P, Kailasanath K. Partial Fuel Filling in Pulse Detonation Engine [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2003, 19(5): 908-916.
- [25] Wang K, Fan W, Lu W, et al. Propulsive Performance of a Pulse Detonation Rocket Engine Without the Purge Process[J]. *Energy*, 2015, 79: 228-234.
- [26] 韩启祥, 王家骅, 王维来. 测量爆燃到爆震转捩距离的离子探针技术研究[J]. *航空动力学报*, 2003, 18(1): 97-100.
- [27] Li J, Lai W H, Chung K, et al. Uncertainty Analysis of Deflagration-to-Detonation Run-Up Distance[J]. *Shock Wave*, 2005, 14(5/6): 413-420.
- [28] Li Q, Kellenberger M, Ciccirelli G. Geometric Influence on the Propagation of the Quasi-Detonation in a Stoichiometric H_2-O_2 Mixture[J]. *Fuel*, 2020, 269(11).
- [29] Zhang B, Liu H, Li Y. The Effect of Instability of Detonation on the Propagation Modes near the Limits in Typical Combustible Mixtures [J]. *Fuel*, 2019, 253: 305-310.

(编辑:梅 瑛)