

组件组合方式对两相 PDE 总压损失和峰值压力影响*

刘 鸿^{1,2}, 王家骅¹, 王政伟², 宫继双¹, 唐 豪¹, 张靖周¹

(1 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016 2 江苏工业学院 机械与能源工程学院, 江苏 常州 213016)

摘 要: 为了提高脉冲爆震发动机 (PDE) 的综合性能, 在冷态条件下研究了螺旋钝体组件和扰流片钝体组件的总压损失, 同时研究了它们在不同工作频率下的爆震波压力, 将两者结合起来进行比较, 确定相应组件的损失是有效总压损失还是无效总压损失。研究表明: 激波反射器能反射、会聚强激波, 增加爆震波峰值压力, 因此它的总压损失大部分为有效损失; 对于两相混气, 平面火焰发生器和中心锥的总压损失基本为无效损失; 总体上讲, 螺旋钝体组件优于扰流片钝体组件。

关键词: 脉冲爆震发动机; 有效总压损失; 无效总压损失; 峰值压力

中图分类号: V235 22 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2010) 01-0099-07

Effect of test-parts assembly modes on total pressure loss and peak pressure in two-phase pulse detonation engine

LIU Hong^{1,2}, WANG Jia-hua¹, WANG Zheng-wei², GONG Ji-shuang¹, TANG Hao¹, ZHANG Jing-zhou¹

(1 Coll. of Energy and Power, Nanjing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China

2 Coll. of Mechanical and Energy, Jiangsu Polytechnic Univ., Changzhou 213016, China)

Abstract In order to improve the comprehensive performance of Pulse Detonation Engine (PDE), the total pressure loss of spiral obstacle assembly and circular annular obstacle assembly was investigated under the environmental condition while the pressure of detonation wave of two assemblies was also studied at various operation frequency. The results of the total pressure loss and detonation wave pressure were compared to determine whether their total pressure loss was effective or not. It is showed that the cone reflector assembly can reflect and focus strong shock waves and improve peak pressure of detonation wave, so its total pressure loss is mainly effective. The generator of quasirplane waves (QPW) and central cone total pressure loss is basically ineffective for two-phase mixture. As a whole, the performance of spiral obstacle assembly is better than that of circular annular obstacle assembly.

Key words Pulse Detonation Engine; Effective total pressure loss; Ineffective total pressure loss; Peak pressure

1 引 言

脉冲爆震发动机 (PDE) 作为一种新概念推进装置^[1~3], 以其优越的热力性能、简单的系统结构和低廉的制造成本在未来飞行器的推进系统方面有着诱人的应用前景。目前, PDE 研究正处于从基础研究和关键技术研究向应用研究过渡的阶段。PDE 应用研究的目的是提高 PDE 的综合性能, 即提高 PDE 的有效推力, 减小油耗和提高推重比。提高爆震波压力, 同时减小 PDE 总压损失是提高 PDE 综合性能的

两个关键技术。

为了提高爆震波压力和缩短 DDT 距离, 一般采用钝体增强混气紊流强度以改善燃油蒸发、掺混及强化燃烧, 钝体通常为螺旋型或轴对称扰流片。PDE 内安装钝体必然引起总压损失, 总压损失会减小混气充填速度, 增加膨胀过程机械功损失从而减小 PDE 有效推力。研究表明, PDE 内安装强化燃烧装置可使有效推力下降 25% 左右^[4]。PDE 总压损失由两部分组成, 即有效总压损失和无效总压损失。有效总压损失是改善混气形成和强化燃烧必须付出的代价, 以

* 收稿日期: 2009-05-05 修订日期: 2009-09-03。

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (50776045)。

作者简介: 刘 鸿 (1974—), 男, 博士生, 研究领域为燃烧学。Email: coldsnowjs@163.com

得到高的紊流强度及理想的混气分布,从而提高爆震波的压力和缩短 DDT 距离。另一部分损失为无效损失,这部分总压损失对提高 PDE 的爆震波压力和缩短 DDT 距离作用不大,反而使有效推力下降。因此, PDE 优化设计的目的是减小无效总压损失。

迄今为止,国内外对 PDE 研究主要针对单项性能,例如研究 PDE 爆震波压力^[5,6],或研究 PDE 总压损失^[7],或研究 PDE 工作频率等^[8,9],尚未见对爆震波压力和总压损失同时研究的报道。本文研究冷态下不同 PDE 结构方案的总压损失,同时在热态下研究不同工作频率下的爆震波压力,而且将两者结合起来进行比较,对提高 PDE 的综合性能有重要意义。

2 试验设备、试验件、工况及数据处理

2.1 试验设备、测试仪器

试验在内径为 61 mm,长 1030 mm 的 PDE 样机上进行,如图 1 所示,空气为氧化剂,燃料为液态汽油。采用一台罗茨风机供气,气源出口表压最大可达 7×10^4 Pa 流量为 $1.25 \text{ m}^3/\text{s}$ 左右;燃油泵为 WP6 加力泵改装,油压最高达 5.0 MPa 最大流量为 200 g/s。自主开发计算机采集系统,采集卡为 NI 公司的 6135 型高频数据卡,采样频率为 2.5 MHz。用高频可调点火器来控制高能电嘴,点火能量为 0.3~0.5 J。爆震管内燃气压力由 PCB 动态压力传感器 (M113A26 频响 500 kHz) 测量,压力信号通过放大后经转换器输入计算机。为了真实反映爆震管内的压力大小,在 PDE 出口光管处安装有一个传感器,它距推力壁 990 mm,距爆震管出口 40 mm。气动阀进口总压和爆震管出口总压由皮托管及 U 形管在冷态时测量。

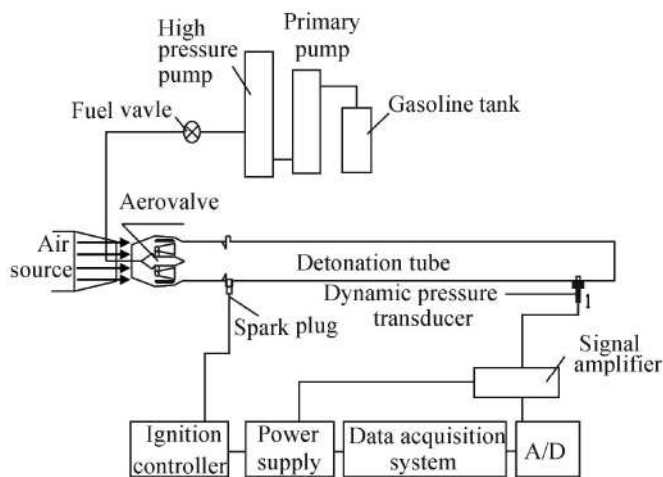


Fig 1 Schematic configuration of experimental setup for PDE

2.2 试验件

试验件分两大类,即螺旋钝体紊流发生器试验组件和扰流片式紊流发生器试验组件。螺旋钝体和扰流片钝体的堵塞比为 43% 左右,螺旋钝体由 $\phi 8$ mm 的钢元制作,螺距为 70 mm 左右。绕流片高 7.5 mm 左右,相邻两片绕流片的距离为 85 mm 左右,螺旋钝体和绕流片钝体长度基本相同,为 635 mm 左右。平面火焰发生器外围两圈均布 23 个 $\phi 8$ mm 的圆孔,中间均布 4 个 $\phi 6$ mm 的圆孔。激波反射器锥体半锥角为 20° ,激波反射器后孔板距锥体 10 mm 左右。在冷、热态试验过程中,基本组件结构参数不变,通过改变不同组件的组合方式,形成不同的试验方案。

螺旋钝体紊流发生器试验组件有 4 种结构:

(1) 螺旋原型试验件

原型试验件由气动阀、点火装置和螺旋钝体紊流发生器组成,如图 2 所示。

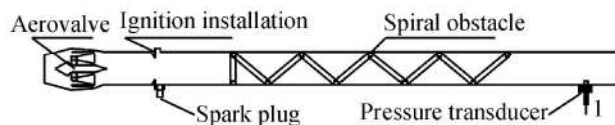


Fig 2 Schematic configuration of prototypical spiral obstacle

(2) 螺旋原型 + 激波反射器试验件

试验件由气动阀、点火装置、螺旋钝体紊流发生器和激波反射器组成,如图 3 所示。

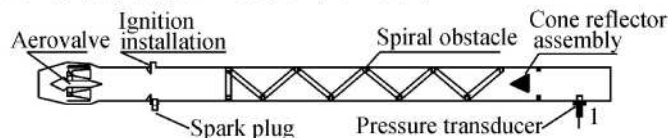


Fig 3 Schematic configuration of prototype plus cone reflector assembly

(3) 螺旋原型 + 平面火焰发生器试验件

试验件由气动阀、点火装置、平面火焰发生器和螺旋钝体紊流发生器组成,如图 4、5 所示。

(4) 螺旋原型 + 平面火焰发生器 + 激波反射器试验件

试验件由气动阀、点火装置、平面火焰发生器、螺旋钝体紊流发生器和激波反射器组成,如图 6 所示。

扰流片式紊流发生器试验组件有 6 种结构:

(1) 绕流片原型试验件

原型试验件由气动阀、点火装置和扰流片式紊流发生器组成,如图 7 所示。

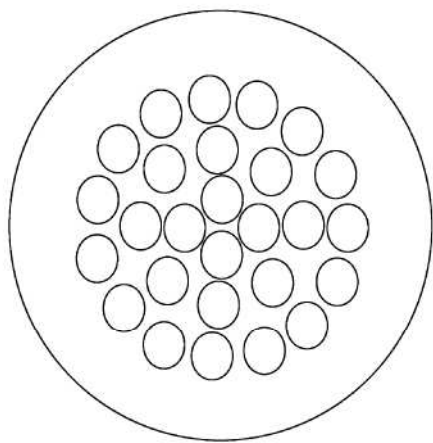


Fig 4 Schematic configuration of the generator of quasi-plane waves (GQPW)

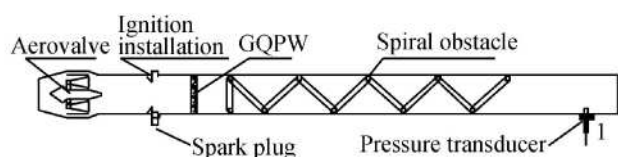


Fig 5 Schematic configuration of prototype plus GQPW

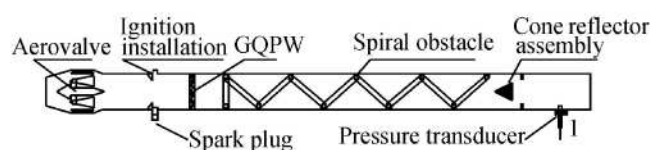


Fig 6 Schematic configuration of prototype plus GQPW plus cone reflector assembly

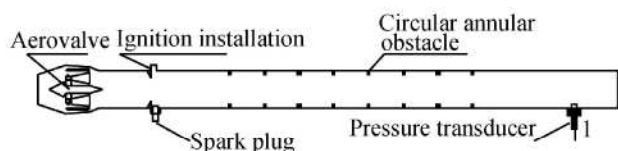


Fig 7 Schematic configuration of prototypical circular annular obstacle

(2) 绕流片原型 + 平面火焰发生器试验件

试验件由气动阀、点火装置、平面火焰发生器和扰流片式紊流发生器组成, 如图 8 所示。

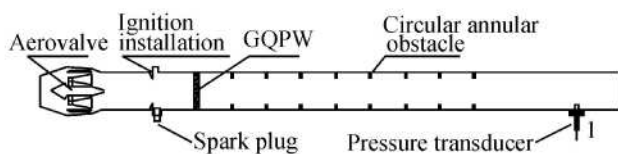


Fig 8 Schematic configuration of prototype plus GQPW

(3) 绕流片原型 + 中心锥试验件

试验件由气动阀、点火装置、中心锥和扰流片式紊流发生器组成, 如图 9 所示。

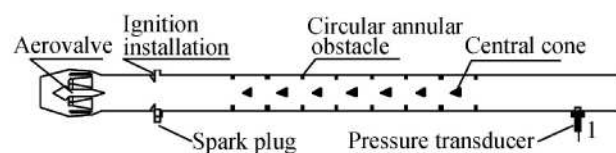


Fig 9 Schematic configuration of prototype plus central cone

(4) 绕流片原型 + 中心锥 + 激波反射器试验件

试验件由气动阀、点火装置、中心锥、扰流片式紊流发生器和激波反射器组成, 如图 10 所示。

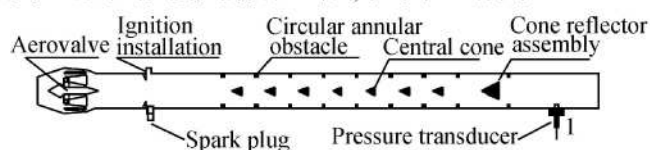


Fig 10 Schematic configuration of prototype plus central cone plus cone reflector assembly

(5) 绕流片原型 + 平面火焰发生器 + 中心锥试验件

试验件由气动阀、点火装置、平面火焰发生器、中心锥和扰流片式紊流发生器组成, 如图 11 所示。

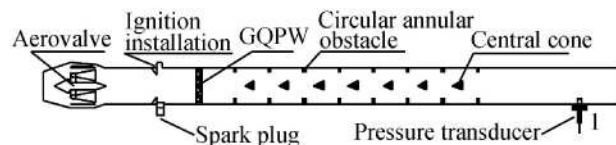


Fig 11 Schematic configuration of prototype plus GQPW plus central cone

(6) 绕流片原型 + 平面火焰发生器 + 中心锥 + 激波反射器试验件

试验件由气动阀、点火装置、平面火焰发生器、中心锥、扰流片式紊流发生器和激波反射器组成, 如图 12 所示。

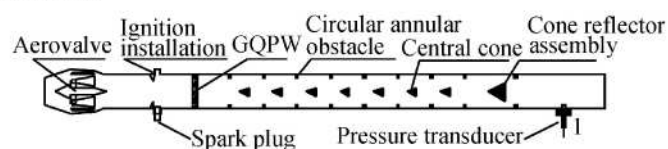


Fig 12 Schematic configuration of prototype plus GQPW plus central cone plus cone reflector assembly

PDE 各组件的功能为: (1) 气动阀起间歇进气作用, 同时还对燃油进行气动雾化。点火装置为半 V 型钝体, 保证在高速气流中点火成功。20. 螺旋紊流发生器和扰流片式紊流发生器的作用为增加 PDE 内紊流强度以利于可爆混气的形成和强化燃烧。(8) 激波

反射器主要作用为组织激波反射,使钝体附近形成热点,进而发展为爆震波^[10]。(5)平面火焰发生器使局部火焰发展为平面火焰,以利于强化燃烧。③扰流片之间安装中心锥的设计思想主要是为了增加相邻扰流片间的紊流强度。

2.3 试验工况

设定 PDE 工作频率为 30 Hz、40 Hz、50 Hz,改变平面火焰发生器、强化燃烧装置和激波反射器的组合进行综合对比试验。采用地面冲压进气,风机出口总压设定为 7×10^4 Pa,风机出口空气温度比环境温度高 30℃ 左右。冷态测量时,为了减小爆震管内钝体产生的强紊流对出口速度的影响,在爆震管后连接 900 mm 长的光管。若忽略光管的总压损失,那么所测光管出口的总压即为爆震管出口总压,进而可求出爆震管的出口速度分布。

2.4 冷态工况数据处理

由于气动阀进口截面为内径 40 mm 的圆管,根据对称性测量该截面上水平径向五个点的总压(如图 13 所示),间距为 5 mm,则进口截面的平均总压为

$$\overline{p_{in}^*} = \frac{0.5 \sum (p_i^* + p_{i+1}^*) A_i}{\sum A_i} \quad i = 1, 2, 3, 4$$

式中 A_i 表示对应面积,上标“*”表示总压。

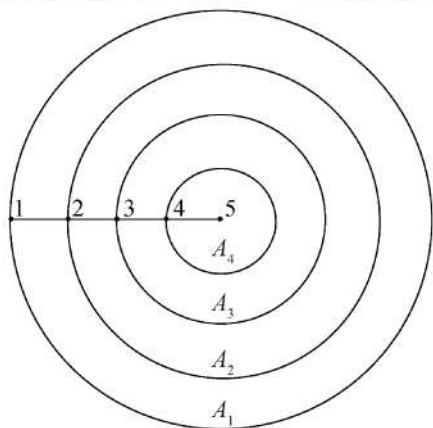


Fig 13 Schematic configuration of total pressure measure at inlet section of aerovalve

爆震管出口截面为内径 61 mm 的圆管,同理根据对称性测量该截面水平径向四个点的总压,间距为 10 mm (如图 14 所示)。因为出口截面的静压为环境大气压力,所以每个测量点对应的速度为

$$V_i = \sqrt{\frac{2(p_i^* - p_o)}{\rho}} \quad i = 1, 2, 3, 4$$

式中出口截面密度 $\rho = \frac{p_o}{gT}$

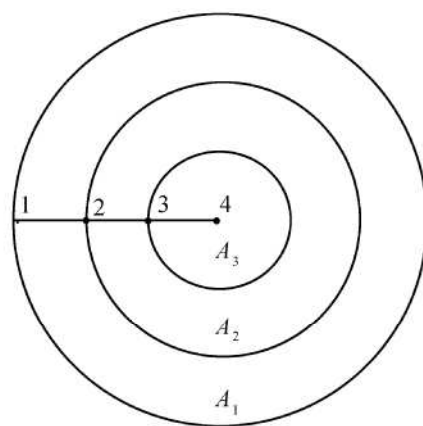


Fig 14 Schematic configuration of total pressure measure at outlet section of detonation tube

式中 p_o 为环境大气压力, R_g 为空气气体常数,温度 T 取为 333 K。

出口截面的平均速度为

$$\overline{V} = \frac{0.5 \sum (V_i + V_{i+1}) A_i}{\sum A_i} \quad i = 1, 2, 3$$

这样,以出口截面动压头定义的总压损失系数可以由下式求得

$$\xi = \frac{\overline{p_{in}^*} - p_o}{\rho \overline{V}^2} - 1$$

事实上,总压损失是客观存在的,而参考截面的选取是相对的;不同的参考截面得到的总压损失系数不一样,但总压损失应该相同。由于冷态时出口截面的动压头容易计算,因此统一以出口截面动压头定义总压损失系数。此外,由于冷态和热态工作时密度相差很大,所以在同样的速度下总压损失不同,但总压损失系数 ξ 在冷态和热态是相同的,它同样能反映热态工作时总压损失的大小。

3 试验结果及讨论

3.1 冷态试验结果及讨论

由上述可知,只要分别做气动阀、气动阀加改善点火装置的冷吹试验,就能得到气动阀的总压损失系数 $\xi_{\text{aerovalve}}$ 和气动阀加点火装置的总压损失系数 $\xi_{\text{aerovalve+ Ignition installation}}$, 则点火装置的总压损失系数 $\xi_{\text{Ignition installation}} = \xi_{\text{aerovalve+ Ignition installation}} - \xi_{\text{aerovalve}}$ 。依次类推,就可以求出螺旋钝体紊流发生器和扰流片式紊流发生器试验件每一组件的总压损失系数,如表 1、2 所示。

从表 1、2 可知,气动阀的总压损失系数最大,其次为中心锥、紊流发生器、平面火焰发生器、激波反射器等。

Table 1 Total pressure loss coefficient of each subassembly with spiral obstacle

Subassembly	Aerovale	Ignition installation	GQPW	Spiral obstacle	Cone reflector assembly
ξ	6.16	0.855	3.87	5.055	3.29

Table 2 Total pressure loss coefficient of each subassembly with circular annular obstacle

Subassembly	Aerovale	Ignition installation	GQPW	Circular annular obstacle	Central cone	Cone reflector assembly
ξ	6.16	0.855	3.87	4.525	6.07	3.29

以下分析各组件总压损失形成机理:

(1)气动阀总压损失最大, 主要由气动阀喉道处的高速气流造成的。当气体总压损失系数和密度一定时, 总压损失与速度的平方成正比。风机出口总压头为 0.07 MPa 时, 气动阀喉道处速度超过 180 m/s, 此外高速气流的拐弯和出口截面的突然扩大也产生了很大的总压损失。

(2)扰流片之间中心锥的总压损失也较大, 主要是由于扰流片和锥体下游流场相互干扰引起的。

(3)紊流发生器的总压损失主要由于钝体下游的回流区引起。扰流片钝体由 8 片扰流片构成, 每片扰流片的平均总压损失系数为 0.566, 螺旋钝体的圈数为 10 圈, 第一圈为环形, 若取第一圈的平均总压损失系数为 0.566, 那么其余每圈的平均总压损失系数为 0.5。相同的堵塞比下, 由于螺旋钝体不堵塞在同一个截面上, 所以每圈的平均总压损失系数比扰流片小。

(4)平面火焰发生器为多孔板, 堵塞比为 56% 左右。由于堵塞比大, 总压损失也较大。

(5)激波反射器总压损失较大 ($\xi=3.29$), 比单独锥体和孔板的总压损失系数相加值大。这是由于激波反射锥体和孔板距离较近 (为了组织激波反射), 锥体回流区延伸至孔板截面, 堵塞了部分通道面积, 导致实际堵塞比增加, 从而增加了总压损失。

3.2 热态试验结果及讨论

3.2.1 PDE 爆震波压力曲线

螺旋原型加激波反射器 PDE 压力曲线如图 15 所示。

由图 15 可知: (1)频率 $f=30\sim 50\text{ Hz}$ 时都能产生爆震波; (2)频率越高, 爆震波平均峰值压力 $\bar{p}$ 越大。当 $f=30\text{ Hz}$ 时, 平均峰值压力 $\bar{p}=1.8\text{ MPa}$ 左右; 当 $f=40\text{ Hz}$ 时, 平均峰值压力 $\bar{p}=3.0\text{ MPa}$ 左右; 当 $f=50\text{ Hz}$ 时, 平均峰值压力 $\bar{p}=3.3\text{ MPa}$ 左右。这主要是由于频率增加导致 PDE 壁面温度升高, 使两相混气和壁面换热增强, 大大改善了燃油的蒸发, 从而提高了爆震波压力。(3)在同一频率下, 爆震波峰值压力

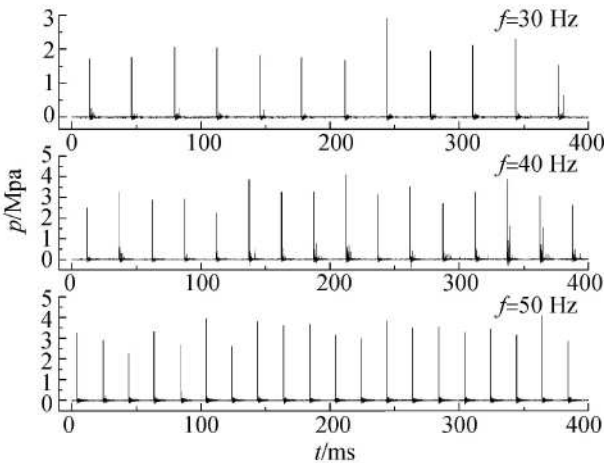


Fig 15 Pressure curve vs time of PDE with spiral prototype plus cone reflector assembly

有脉动, 平均脉动幅值超过 25% 以上。对于多循环工作的 PDE, 由于每次参加循环的两相混气蒸发有随机性, 从而引起爆震波压力的脉动。

3.2.2 不同结构 PDE 峰值压力和总压损失比较

不同结构 PDE, 在不同频率下爆震波平均峰值压力和总压损失系数如表 3 表 4 所示。

由表 3 可知:

(1)螺旋钝体原型 PDE 的总压损失系数较小 ($\xi=12.07$), 但只在频率 $f=40\sim 50\text{ Hz}$ 时才能产生爆震波。

(2)原型加激波反射器虽然总压损失系数 ξ 比原型增加 27%, 但在频率 $f=30\text{ Hz}$ 时, 平均峰值压力 $\bar{p}$ 比原型增加 80%; 频率 $f=40\text{ Hz}$ 时, 平均峰值压力 $\bar{p}$ 比原型增加 71%; 频率 $f=50\text{ Hz}$ 时, 平均峰值压力 $\bar{p}$ 比原型增加 65%。因此, 激波反射器增加的总压损失大部分为有效损失。

(3)原型加平面火焰发生器的总压损失系数 ξ 比原型增加 32%, 但平均峰值压力 $\bar{p}$ 变化不大 (甚至略有下降), 因此增加的总压损失是无效总压损失。对气态燃料, 平面火焰发生器可以将局部火焰扩展为平面火焰, 增加火焰前锋面积, 能起到强化燃烧的作用。但对两相混气, 平面火焰发生器对爆震波峰值压力的影响比较复杂: 首先, 安装平面火焰发生器后由

Table 3 Parameter contrast of PDE with spiral obstacle assembly

Test parts assembly	Prototype			Prototype+ cone reflector assembly			Prototype+ GQFW			Prototype+ GQFW + cone reflector assembly		
Frequency /Hz	30	40	50	30	40	50	30	40	50	30	40	50
$\bar{p}$ /MPa	1.0	1.75	2.0	1.8	3.0	3.3	1.2	1.4	1.5	1.8	1.8	2.3
ξ	12.07			15.36			15.94			19.23		

Table 4 Parameter contrast of PDE with circular annular obstacle assembly

Test parts assembly	Prototype			Prototype+ GQFW			Prototype+ central cone			Prototype+ central cone+ cone reflector assembly			Prototype+ GQFW + central cone+ cone reflector assembly		
Frequency /Hz	30	40	50	30	40	50	30	40	50	30	40	50	30	40	50
$\bar{p}$ /MPa	1.4	1.4	1.35	1.2	1.2	1.2	1.25	1.25	1.4	1.75	1.6	1.75	1.25	1.3	1.3
ξ	11.54			15.41			17.61			20.9			21.48		

于总压损失增加,使气动雾化喷嘴喉道处速度降低,燃油雾化质量变差;其次,混气中未蒸发的油珠撞在平面火焰发生器的迎风面,形成二次油膜。由于该处气流速度较低,所以雾化的油珠尺寸较大,混气质量变差。如果平面火焰发生器使燃油雾化、蒸发变差的负面影响大于它强化燃烧的正面影响,那么原型加平面火焰发生器的平均峰值压力比原型有所下降。

(4)原型加平面火焰发生器及激波反射器的总压损失系数 ξ 比原型增加 59%,比原型加激波反射器增加 25%,但它的平均峰值压力比原型加激波反射器的小。因此在两相混气中,平面火焰发生器增加的是无效总压损失。

由表 4 可知:

(1)扰流片式原型 PDE 的总压损失系数 ξ 仅为 11.54,但由于强化燃烧不够,在频率 $f=30\ 40\ 50\ \text{Hz}$ 时未能产生爆震波,只存在较强的激波。

(2)原型加平面火焰发生器使总压损失增加,同时爆震波平均峰值压力 $\bar{p}$ 反而下降,这是由于平面火焰发生器使燃油雾化、蒸发恶化造成的。

(3)原型加中心锥的总压损失系数 ξ 比原型增加 53% 左右,但它的爆震波平均峰值压力 $\bar{p}$ 和原型相比反而下降。这主要是因为油珠撞在锥体表面形成油膜,燃油雾化、蒸发恶化引起的。

(4)原型加中心锥及激波反射器的总压损失系数 ξ 比原型增加 81%,而在频率 $f=30\ 40\ 50\ \text{Hz}$ 时平均峰值压力比原型分别提高 25%,14%,30% 左右。这说明增加的大部分总压损失为无效损失。

(5)原型加平面火焰发生器和中心锥的总压损

失系数 ξ 比原型增加 86%,但它的 $\bar{p}$ 和原型相比反而下降。这说明增加的总压损失全部为无效损失。

(6)原型加平面火焰发生器、中心锥及激波反射器的总压损失系数 ξ 比原型增加一倍以上,但 $\bar{p}$ 比原型增加不多 ($f=40\ \text{Hz}$ 时,增加约为 14%; $f=50\ \text{Hz}$ 时,增加约为 18%; $f=30\ \text{Hz}$ 时, $\bar{p}$ 还略有下降)。因此,增加的总压损失大部分为无效损失。

4 结 论

(1)在强激波下游安装激波反射器,可以在激波反射器附近触发爆震波,提高爆震波峰值压力,因此安装激波反射器引起的总压损失大部分为有效损失。关键问题是如何进一步优化设计激波反射器,在不影响触发爆震波的前提下,尽量减小它的总压损失。

(2)两相混气下游安装钝体必须慎重。因为在 PDE 内安装中心锥和平面火焰发生器首先会增加 PDE 的总压损失,减小气动雾化喉道处的气流速度,从而增加油雾场的 SMD;其次油珠随气流运动过程中会撞在钝体表面形成油膜,油膜在低速下雾化质量变差,导致爆震波的峰值压力下降。

(3)螺旋钝体由于不堵塞在同一个截面,所以实际堵塞比比计算堵塞比(以环形截面计算)小,因此它每圈的实际平均总压损失比同样堵塞比的扰流片钝体小。对于螺旋钝体,因为钝体表面有利于激波反射及火焰、激波的相互作用,所以产生的热点可以螺旋传播,缩短 DDT 距离,提高爆震波峰值压力。因此,总体上螺旋钝体组件优于扰流片钝体组件。

(下转第 110 页)

- [17] Zheng Z Y, Zhang J, Hao Z Q, et al. Paper airplane propelled by laser plasma channels generated by femtosecond laser pulses in air [J]. *Optics Express*, 2005, 13(26): 10616~ 10621.
- [18] Pakhomov A V, Gregory D A, Thompson M S. Specific impulse and other characteristics of elementary propellants of ablative laser propulsion [J]. *AAA Journal*, 2002, 40(4): 947~ 952.
- [19] Sinko J E, Mukundarajan V, Porter S, et al. Time-resolved force and ICCD imaging of study of TEA CO₂ laser ablation of ice and water [R]. *High power laser ablation VI, Proceedings of SPIE*, 2006, 6261: 626131-1~ 12.
- [20] Kafalas P, Ferdinand Jr A P. Fog droplet vaporization and fragmentation by a 10.6 μ m laser pulse [J]. *Appl Opt*, 1973, 12(1): 29~ 33.
- [21] Legner H H, Hamilton D. CW laser propulsion [J]. *J. Energy*, 1978, 2(2): 85~ 94.
- [22] 李修乾, 洪延姬, 陈景鹏, 等. 激光推力器液体工质注入系统设计 [J]. 军械工程学院学报, 2006, 18(1): 1~ 4.
- [23] 李修乾, 洪延姬, 王 军, 等. 水滴烧蚀激光推进性能测试 [J]. 强激光与粒子束, 2006, 18(3): 401~ 404.
- [24] 李修乾, 洪延姬, 崔村燕, 等. 液体工质激光推进冲量耦合系数实验测试 [J]. 推进技术, 2007, 28(5): 526~ 529. (LI Xiu-qian, HONG Yan-ji, CUI Cun-yan, et al. Measurements of impulse coupling coefficient for laser propulsion with liquid propellants [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2007, 28(5): 526~ 529.)
- [25] 李修乾. 水工质激光推进性能实验研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2010.

(编辑: 梅 瑛)

(上接第 104 页)

参考文献:

- [1] Goracke D B, Levack D J H. Tripropellant engine drive cycle consideration for SSTO application [R]. *AAA* 95-2950.
- [2] Manskid. Cycles for earth-to-orbit propulsion [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1998, 14(5): 558~ 604.
- [3] Colasurdo G, Pastrone D, Casalino L. Optimal performance of a dual-fuel single-stage rocket [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1998, 35(5): 667~ 671.
- [4] Cooper M, Jackson S, Austin J, et al. Direct experimental impulse measurements for detonations and deflagrations [R]. *AAA* 2001-3812.
- [5] 李建中, 王家骅, 范育新, 等. 煤油气动阀式脉冲爆震发动机爆震波压力特性试验 [J]. 推进技术, 2005, 26(5): 443~ 447. (LI Jian-zhong, WANG Jia-hua, FAN Yu-xin, et al. Detonation pressure properties of kerosene aero-valve pulse detonation engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2005, 26(5): 443~ 447.)
- [6] 郑殿峰, 王家骅, 张会强, 等. 扰流片对汽油 P 空气脉冲爆震发动机爆震波压力的影响 [J]. 推进技术, 2004, 26(5): 549~ 552. (ZHENG Dian-feng, WANG Jia-hua, ZHANG Hui-qiang, et al. Effects of parameters of turbulence generator on the detonation wave in air-breathing gasoline-air pulse detonation engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2004, 26(5): 549~ 552.)
- [7] 刘 鸿, 王家骅, 张义宁, 等. $\phi 180$ mm 脉冲爆震发动机热力性能研究 [J]. 航空动力学报, 2007, 22(10): 1627~ 1631.
- [8] 黄希桥, 严传俊, 范 玮, 等. 提高脉冲爆震发动机工作频率的实验研究 [J]. 燃烧科学与技术, 2005, 11(5), 438~ 442.
- [9] 张义宁, 王家骅, 张靖周. 频率 30-50Hz 两相脉冲爆震发动机研究 [J]. 航空学报, 2006, 27(6): 993~ 997.
- [10] Witt B de, Ciccarelli G, Zhang F, et al. Shock reflection detonation initiation studies for pulse detonation engines [R]. *AAA* 2004-3747.

(编辑: 梅 瑛)