

南京航空航天大学
论文集

(二〇〇八年) 第13册

能源与动力学院

(第7分册)

南京航空航天大学科技部编

二〇〇九年五月

Z427/1033(2008)-(13)

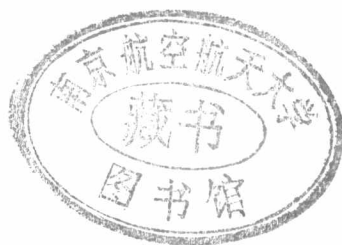


NUAA2009044461



能源与动力学院

205



2009044461

(13)

目录

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期
1	范育新 王家骅 曹梦源	副高 正高 本科生	023 023 023	模拟冲压进气条件对PDE推力测量影响	推进技术	2008年29卷2期
2	宫继双 范育新 王家骅	硕士生 副高 正高	023 023 023	两相多循环扇形PDE试验研究	航空动力学报	2008年23卷11期
3	毛军逵 刘震雄 郭文	副高 硕士生 研究员	023 023 624所	小间距冲击凹柱面板换热特性实验	推进技术	2008年29卷2期
4	刘震雄 毛军逵 卜继兴	硕士生 副高 高工	023 023 624所	冲击凹柱面板的流场结构实验	推进技术	2008年29卷1期
5	刘震雄 毛军逵 郭文 江和甫	硕士生 副高 研究员 研究员	023 023 624所 624所	Experimental Investigations of a Double Jet Impingement/Film Structure's Cooling Effectiveness	Heat Transfer-Asian Research	2008年37卷4期
6	韩启祥	副高	023	双旋流器单头部模型燃烧室冷态流场试验	航空动力学报	2008年23卷8期
7	韩启祥 王家骅	副高 正高	023 023	旋转阀式脉冲爆震发动机非稳态进气过程数值模拟	南京航空航天大学学报	2008年40卷1期
8	李慎佩 韩启祥	硕士生 副高	023 023	旋转阀式脉冲爆震发动机原理样机的设计与验证试验	中国工程热物理学会燃烧学学术会议	2008年
9	周鸿 韩启祥	硕士生 副高	023 023	一种高频爆震发动机的探索研究	中国工程热物理学会燃烧学学术会议	2008年
10	徐磊 常海萍 潘金栋	博士生 正高 硕士生	023 023 023	旋转条件下带出流孔的受限空间内冲击换热	推进技术	2008年29卷2期
11	朱映山 P Herve 常海萍	博士生 教授 正高	023 法国 023	金属在高温状态下复折射率的确定	工程热物理学报	2008年29卷12期
12	王宏大 常海萍 常国强	硕士生 正高 博士生	023 023 023	封闭腔体内水和钠钾合金热驱动换热数值分析	工程热物理学报	2008年29卷9期
13	常国强 常海萍 王宏大	博士生 正高 硕士生	023 023 023	封闭小通道内液态碱金属热驱动换热实验研究	工程热物理学报	2008年29卷4期
14	张净玉 常海萍	副高 正高	023 023	粉末气溶胶抑制热喷流红外辐射数值模拟	南京航空航天大学学报	2008年40卷1期
15	王京 常海萍 张彦军 王慧元	硕士生 正高 硕士生 硕士生	023 023 023 023	飞行状态下含离散颗粒热喷流红外辐射特性数值研究	江苏省工程热物理学术会议	2008年
16	王玉梅 常海萍 常国强 常飞	硕士生 正高 博士生 硕士生	023 023 023 023	简易层板结构隔热屏流动换热特性数值研究	江苏省工程热物理学术会议	2008年
17	潘金栋 常海萍	硕士生 正高	023 023	几种颗粒材料红外消光性能的定量分析	江苏省工程热物理学术会议	2008年
18	李卉芸 常海萍 鞠生宏 金峰	硕士生 正高 本科生 副高	023 023 023 023	基于神经网络的复折射率反演方法研究	江苏省工程热物理学术会议	2008年
19	张彦军 常海萍 王京	硕士生 正高 硕士生	023 023 023	飞行状态下尾喷流气溶胶分布特性数值研究	江苏省工程热物理学术会议	2008年
20	王京 常海萍 张彦军 王慧元	硕士生 正高 硕士生 硕士生	023 023 023 023	含离散颗粒热喷流红外辐射特性数值研究	中国工程热物理学术会议	2008年
21	潘金栋 常海萍 王兴凯	硕士生 正高 硕士生	023 023 023	一种颗粒材料光学常数的反演方法	中国工程热物理学术会议	2008年
22	赵国艳 常海萍 金峰 金展秀	硕士生 正高 副高 本科生	023 023 023 023	基于蒙特卡洛方法的辐射光谱的计算	中国工程热物理学术会议	2008年

目录

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期
23	朱映山 P Herve 常海萍 Ionut Julie Cedelle	博士生 教授 正高	023 法国 023 法国 法国	双色反射技术在温度测量上的应用	中国工程热物理学术会议	2008年
24	常飞 常海萍 常国强 唐婵 单学庆	硕士生 正高 博士生 硕士生 工程师	023 023 023 023 606所	波纹曲面气膜冷却特性数值模拟	中国工程热物理学术会议	2008年
25	张彦军 常海萍 王京	硕士生 正高 硕士生	023 023 023	飞行状态下尾喷流气溶胶分布特性数值研究	中国工程热物理学术会议	2008年
26	唐豪 黄玥	正高 博士生	023 023	Overview of Current Activities on PDE and Pulse Detonation Propulsion in China	44nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit	2008年
27	杨事民 唐豪 黄玥	硕士生 正高 博士生	023 023 023	超然冲压发动机隔离段流场抗反压能力数值模拟	长春理工大学学报	2008年1期
28	杨事民 唐豪 黄玥	硕士生 正高 博士生	023 023 023	带凹腔的超声速燃烧室燃烧流场数值模拟	航空发动机	2008年3期
29	杨事民 唐豪	硕士生 正高	023 023	超然冲压发动机不同燃烧室结构流场数值模拟	飞机设计	2008年2期
30	黄玥 唐豪	博士生 正高	023 023	多管PDE共用喷管性能的数值模拟研究	中国工程热物理学会燃烧学学术会议	2008年
31	杨事民 唐豪 黄玥	硕士生 正高 博士生	023 023 023	凹腔超声速燃烧室燃烧流场数值模拟	南京工业大学学报	2008年30卷1期
32	李春野 唐豪	硕士生 正高	023 023	两相微型PDE掺混特性的三维数值模拟	中国工程热物理学会燃烧学学术会议	2008年
33	杨事民 唐豪 黄玥	硕士生 正高 博士生	023 023 023	凹腔超声速燃烧室氢气燃烧流场数值模拟	火箭推进	2008年1期
34	李建中 王家骅	中级 正高	023 023	共用尾喷管多管脉冲爆震发动机数值模拟研究	空气动力学学报	2008年26卷1期
35	李建中 王家骅 唐豪	中级 正高 正高	023 023 023	煤油/空气三管脉冲爆震发动机共用尾喷管研究	航空动力学报	2008年23卷5期
36	李建中 王家骅	中级 正高	023 023	煤油/空气脉冲爆震发动机气动阀研究	南京航空航天大学学报	2008年40卷3期
37	白涛涛 吉洪湖 罗明东 黄伟 施小娟 斯仁	硕士生 正高 博士后 博士生 初级 硕士生	023 023 023 023 023 023	弹用涡扇发动机排气系统红外辐射特征数值计算研究	中国工程热物理学术会议	2008年
38	范训 吉洪湖 胡娅萍 曹广州	硕士生 正高 博士生 博士生	023 023 023 023	发动机进口支板过冷水滴撞击特性的数值模拟	中国工程热物理学术会议	2008年
39	林兰之 吉洪湖 李娜 刘常春	硕士生 正高 博士生 硕士生	023 023 023 023	二元引射喷管红外辐射特性的数值研究	中国工程热物理学术会议	2008年
40	施小娟 吉洪湖 罗明东	初级 正高 博士后	023 023 023	发动机背负式安装无人机的排气系统红外特性的计算研究	航空动力学报	2008年23卷4期
41	袁艳平 吉洪湖 杜雁霞	博士后 正高	023 023 解放军理工大学	相变储能单元融化过程的传热强化	南京航空航天大学学报	2008年40卷2期
42	曹广州 吉洪湖 袁艳平	博士生 正高 副高	023 023 西南交大	模拟刷式封严泄漏流动的多孔介质模型	航空动力学报	2008年23卷3期

目录

序号	姓名	职称	单位	论文题目	刊物、会议名称	年、卷、期
43	纪国剑 吉洪湖 曹广州	博士生 正高 博士生	023 023 023	旋转对小间距蓖齿-蜂窝结构封严特性的影响	南京航空航天大学学报	2008年40卷2期
44	纪国剑 吉洪湖	博士生 正高	023 023	直通蓖齿封严结构压损规律和临界特性的研究	航空动力学报	2008年23卷3期
45	纪国剑 吉洪湖	博士生 正高	023 023	台阶蓖齿与衬套轴向位置和转速对封严特性影响的实验	航空动力学报	2008年23卷3期
46	纪国剑 吉洪湖	博士生 正高	023 023	直通蓖齿静止衬套上磨损槽对泄漏特性影响的数值研究	航空动力学报	2008年23卷8期
47	李娜 吉洪湖	博士生 正高	023 023	涡扇发动机涡轮空气系统流动和传热性能的CFD分析	航空动力学报	2008年23卷11期
48	李娜 吉洪湖	博士生 正高	023 023	基于CBS有限元的流动-传热-变形耦合计算方法	南京航空航天大学学报	2008年40卷5期
49	黄伟 吉洪湖 罗明东 李鹏 宫禹 高潮	博士生 正高 博士后 中级 硕士生 副高	023 023 023 外单位 023 023	低速排气非对称二元喷管红外辐射特征实验研究	南京航空航天大学学报	2008年40卷1期

模拟冲压进气条件对 PDE 推力测量影响*

范育新, 王家骅, 曹梦源

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 研究了射流模拟冲压进气条件下, 气源喷口尺寸和气源压头对脉冲爆震发动机 (PDE) 地面台架试验推力测量的影响, 分析地面台架试验中阻力和测量推力随模拟进气条件变化的规律。研究表明, PDE 充填速度随气源压头或气源喷口尺寸的增加而增加; PDE 阻力随气源压头的增加线性增加, 随喷口尺寸增加而增加; 喷口尺寸在 78~105 mm 内, PDE 台架测量推力随喷口尺寸增加而增加。

关键词: 脉冲爆震发动机; 射流; 推力; 阻力

中图分类号: V235.22

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2008) 02-0225-05

Influence of simulative flight condition on thrust measurement of pulse detonation engine

FAN Yu-xin, WANG Jia-hua, CAO Meng-yuan

(Coll. of Energy and Power, Nanjing Uni. of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Influence of nozzle size and the jet flow dynamic pressure at nozzle exit under simulative flight condition on test bench thrust value of pulse detonation engine was studied. Variation law of test bench resistance along with diversification simulative flight condition was analyzed. It showed that the filling velocity and resistance of PDE increasing with nozzle size and flow dynamic pressure at nozzle exit, and resistance increasing linearly with flow dynamic pressure. Thus test bench thrust increased with nozzle size in the range from 78 to 105 mm.

Key words: Pulse detonation engine (PDE); Jet flow; Thrust; Drag

1 引言

由于脉冲爆震发动机 (Pulse Detonation Engine, 简称 PDE) 具有循环热效率高、结构简单的优点, 近几十年来吸引了国内外大量的研究机构进行研究, 获得了大量的理论计算和实验研究数据^[1], PDE 的研究也日趋工程化。虽然大量的理论计算和分析模型都对 PDE 包括热效率、推力和冲量等性能进行了描述^[2,3], 但 PDE 实验研性能的文献不多, 2003 年 11 月美国 NASA 在高压燃烧实验设备上进行了纯 PDE 和 PDE/涡轮组合动力的性能评价的论证实验^[3,4], 实验在一个单管、高频工作的 PDE 上进行, PDE 采用的预爆管结构, 尺寸未介绍, 切向进气, 模拟了 Ma 数为 0~3 的高空飞行条件下, 对 PDE 的基准性能进行

了包括推力、冲量和油耗等在内的系统评估试验, 同时还用波音公司的爆震发动机循环分析和设计评价系统进行了性能预报并与实验结果进行了比较。由此可以看出美国 PDE 研究正在向工程应用推进。

为使研究工作接近工程应用, 采用圆形自由射流下游高速气流模拟 PDE 飞行冲压进气, 进行地面台架试验。模拟 PDE 飞行环境的模式有三种, 即: 完全模拟飞行环境、部分模拟飞行环境和部分模拟进气模式。

完全模拟飞行环境 (图 1(a)) 是指: PDE 置于射流等速核心区, PDE 内外流动都可以模拟飞行环境, 只要 PDE 仍处于射流核心, PDE 前后移动不会改变内外模拟条件, 完全模拟飞行环境需要大流量气源, 此外 PDE 外部流动和飞行器有关, 可以不模拟。

* 收稿日期: 2007-01-17; 修订日期: 2007-08-20。

作者简介: 范育新 (1967—), 女, 博士, 副教授, 研究领域为燃烧学。E-mail: fanyuxin@nuaa.edu.cn

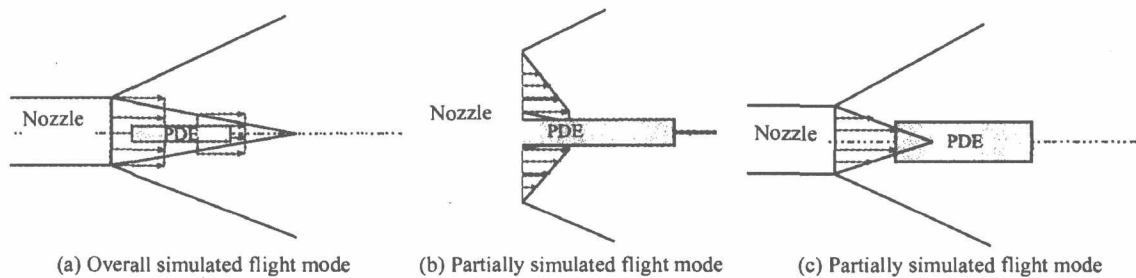


Fig. 1 Simulated flight mode of PDE

部分模拟飞行环境(图1(b))是指:仅PDE头部置于射流等速核心区,可以完全模拟PDE飞行进气,但不能模拟PDE外部流动,该模拟飞行环境模式,可以减小射流供气能力,而对PDE充填速度无影响。

部分模拟进气模式(图1(c))是指:PDE头部仅部分置于射流核心区,不但PDE外流不能模拟飞行环境,而且内流也不能模拟均匀气流,但由于可以大大减小射流供气能力,普通实验室只要配有有一定流量的风机即可实现,降低试验成本,因此本文采用该模式进气。

在模拟飞行进气条件下,PDE测量得到的推力不是PDE真实推力,而是真实推力和迎面阻力及PDE侧表面阻力共同作用的结果。对于本文研究的部分模拟进气模式,由于PDE仅部分处于射流核心区,PDE侧表面和部分进口面处于核心射流外围的混合区内。在气源压头一定时,减小喷口尺寸,PDE迎面和侧表面阻力减小,使测量推力增加。同时喷口尺寸减小,又使PDE平均充填速度减小,降低PDE工作频率,使测量推力降低。因此在同样气源压头下,由于喷口尺寸不同,造成推力的测量结果不同。

为使台架推力测量能反映发动机真实推力,本文研究部分模拟进气模式下气源喷口尺寸不同对PDE台架推力的影响,为PDE的样机研究和工程应用提供技术支持。

2 试验设备、测试仪器、试验件及工况

2.1 试验系统及测试仪器

冷态试验系统如图2所示。PDE结构如图3所示。

(1)采用两台罗茨风机作为气源模拟飞行进气,气源的出口压头最高可达0.07 MPa,采用不同收缩形喷口,可模拟飞行速度 $Ma=0.2\sim 0.9$ 。

(2)PDE样机直径180 mm,长2 m,结构如图3所示,与气源喷口间距为40 mm,充填爆震室速度为

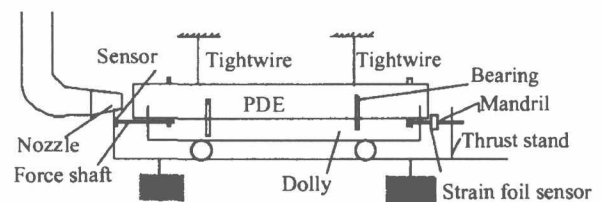


Fig. 2 Experimental system

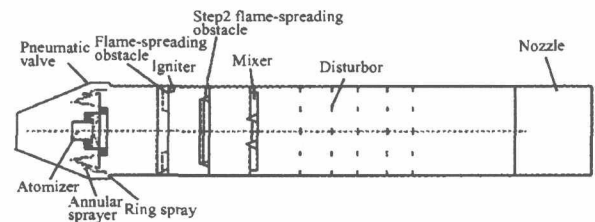


Fig. 3 PDE structure

10~85 m/s,工作频率最大可达25 Hz。

(3)冷态的阻力测量采用应变式力传感器(量程50 kg,工作范围 $-50\sim 80\text{ }^{\circ}\text{C}$),安装在PDE尾部。PDE热态试验时的动态推力测量采用美国PCB公司的高频响动态推力传感器200B05,安装在试车台前端支架上,PDE的推力经过传力顶杆作用在推力传感器上。

(4)整个试验系统由台架、小车和PDE样机组成。PDE样机由钢丝悬挂,调整钢丝长度可以调节PDE高度,台架允许PDE作轴向运动,四个轴承确保PDE样机与气源之间的同轴度,顶杆通过弹簧预紧将PDE顶紧在压电传感器上。

(5)冷态试验时,不测压电传感器上的力,只测安装在PDE尾部的应变式力传感器上的力即阻力。由于PDE自身重力由钢丝承受,且轴承并不影响其轴向运动,故PDE在工作时轴向只有弹簧的预紧力以及PDE自身的阻力。风机工作后的PDE温度会比风机工作前高 $30\sim 50\text{ }^{\circ}\text{C}$,为减小温度对应变量的影响,安装时调整风机工作后为零预紧力。

(6) 热态试验时, 取下 PDE 尾部的应变式力传感器, 改用顶杆顶紧, 可测 PDE 工作时的动态推力^[5]。

2.2 试验件

试验件有 $\phi 78, \phi 85, \phi 100$ 和 $\phi 105$ 四种尺寸的收缩形喷口, 每种喷口长度都为 300 mm。

2.3 试验工况:

气源压头为 0.07 MPa, 流量为 3 kg/s。每种喷口分别在 0.03 ~ 0.07 MPa 压力下, 测 PDE 在气流作用下的稳态阻力和出口速度, 出口速度分别取 30, 50, 70, 90 cm 四个位置测量。冷态试验中 PDE 进气道前装有与进气道进口处直径大小相同的挡板时, 模拟气动阀关, 没有挡板时, 模拟气动阀开。

热态试验时, 在 0.03 ~ 0.07 MPa 的进气压头下, 四种不同喷口下的 PDE 工作。

3 试验结果及分析

3.1 不同喷口平均 PDE 充填速度测量

PDE 平均充填速度 v_{fill} 取四个测量点的平均值, 其随压头 Δp 和喷口直径 d_c 变化的试验结果如图 4 所示。

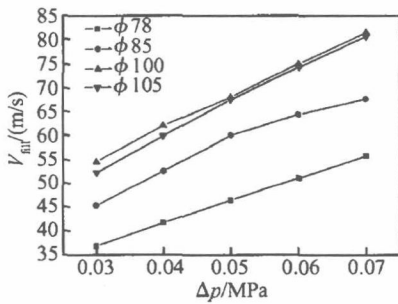


Fig. 4 Mean filling velocity under different d_c and Δp

由图 4 可知:

(1) 当 d_c 一定, Δp 增加时, 或 Δp 一定, d_c 增加时, v_{fill} 增加。由于 d_c 增加, PDE 进口处于射流核心区部分增加, 与 PDE 平均压头 Δp 增加具有一样的效果。

(2) 喷口尺寸从 100 mm 增至 105 mm, v_{fill} 变化不大。分析认为是由于射流核心区尺寸变化很小。当喷口尺寸大于 105 mm 时, 由于气源能力限制, Δp 不能达到 0.07 MPa。

3.2 气源喷口流量损失研究

已知 PDE 充填速度, 可计算得到进入 PDE 内流量 q_{PDE} , 已知喷口面积, 喷口速度, 可以通过气动函数表计算出从喷口流出的流量 q_{dc} , 定义流量损失系数

$$\sigma = \frac{q_{dc} - q_{PDE}}{q_{dc}}$$

计算得到 σ 随 d_c 变化如表 1 所示。 Δp 变化对 σ 影响不大。

Table 1 Mass flow loss coefficient variable (σ) change with nozzle diameter (d_c)

d_c /mm	78	85	100	105
σ	11%	18%	30%	30%

由图 4 可知, 喷口尺寸 d_c 增加可以增加 PDE 充填速度, 但从表 1 可知由于侧流增加, 气源利用率下降。

3.3 不同喷口 PDE 阻力测量结果

不同喷口尺寸, 气动阀开阻力 (R_{open}) 和关阻力 (R_{close}) 随压头变化如图 5 所示。由图 5 可知:

(1) 喷口尺寸一定, R_{open} 和 R_{close} 随 Δp 基本成线性变化; 而 d_c 增加 R_{open} 和 R_{close} 增加, 这是由于喷口尺寸增加使气源出口气流溢流增加, 导致 PDE 阻力增加。

(2) 当喷口直径增加到一定值, 例如当直径为 100 mm 时, 再增加喷口尺寸则阻力增加不大, 这是由于喷口尺寸增加到 100 mm 后, 由表 1 可知溢流流量不变, 因而对 PDE 阻力影响不变。

(3) 气动阀开、关的阻力比较接近。这是由于喷口与 PDE 间距离小, 气流速度高, 出现径向环形射流 (如图 6 所示), 出口气流未作用在侧壁, 抵消了迎面阻力增加。

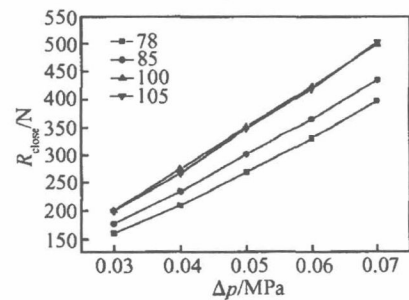
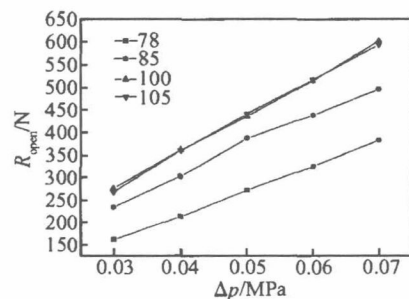


Fig. 5 Negative thrust under different nozzle

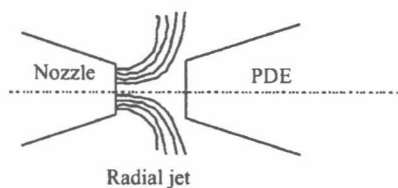


Fig. 6 Flow field out of the nozzle when pneumatic valve closed

3.4 喷口尺寸对 PDE 台架推力影响半经验计算结果

PDE 地面台架测量推力 F_{mea} 为

$$F_{mea} = F_{cal} - F_{neg} \quad (1)$$

式中 F_{cal} 指理论计算推力; F_{neg} 指 PDE 工作时的阻力。

理论推力 F_{cal} 的计算可简化为

$$F_{cal} = I_v V f = I_v A L f = \frac{\pi}{4} I_v D^2 L f \quad (2)$$

对于 JP-10 煤油固壁 PDE 的 $I_v = 1372.5 \text{ N} \cdot \text{s}/\text{m}^{[6]}$, 汽油与 JP-10 接近, 在设计时可暂取此值估算。 D, L, f 分别为 PDE 直径、长度、频率。

$$f = \frac{1}{T} = \frac{1}{L/v_{fill} + T_{DDT} + T_{CR}} \quad (3)$$

式中 $T_{CR} = 10 \frac{L}{v_{cj}}^{[6]}$, v_{cj} 为爆震波传播速度, $v_{fill}, T_{DDT}, T_{CR}$ 分别为充填速度, DDT 时间, 超燃、膨胀时间。

R_{neg} 为气动阀开和关两个阶段的平均阻力

$$R_{neg} = \frac{T_{fill} \times R_{open} + (T - T_{fill}) R_{close}}{T} = \frac{\frac{L}{v_{fill}} \times R_{open} + \left(T - \frac{L}{v_{fill}}\right) R_{close}}{T} \quad (4)$$

式中 R_{open} 为气动阀开阶段的阻力, R_{close} 为气动阀关阶段的阻力。

对于本文的 PDE 结构, 有 $D = 0.18 \text{ m}, L = 2.3 \text{ m}$, 估算取 $v_{cj} = 1300 \text{ m/s}$ 和 $T_{DDT} = 3 \text{ ms}, T_{CR} = 10 \times \frac{2.3}{1300} = 15.4 \text{ ms}$, 代入式(1), (2), (3), (4) 并求解, 可计算得到 PDE 台架测量推力 F_{mea} 、理论推力 F_{cal} 与充填速度之间的关系, 而 PDE 充填速度与喷口直径、压头相对应, 因此可得 PDE 台架测量推力、理论推力在不同喷口下随压头的变化如图 7 所示。

由图 7 可知:

(1) $\phi 180 \text{ mm}$ PDE 台架测量推力随压头和喷口直径增加而增加。

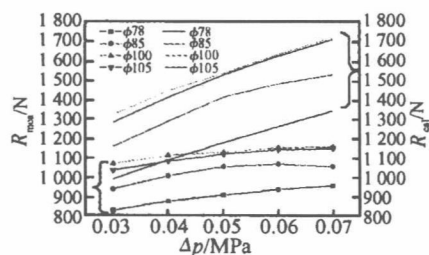


Fig. 7 Variable thrust with mutative intake pressure

(2) 当前气源压头为 0.07 MPa, 流量为 3 kg/s 左右的罗茨风机允许最大喷口为 105 mm, 在该喷口下, 地面台架测量推力最大。

(3) 当减小喷口尺寸和压头时, 虽然减小了流动阻力, 但引起充填速度和工作频率降低, 理论推力下降, 从而使测量推力下降。

3.5 喷口尺寸对 PDE 台架推力影响试验结果及分析

图 8 是在四种喷口下 PDE 工作时用动态推力传感器测得的推力曲线, 通过积分推力曲线可算得四种喷口下的实测试验平均推力 $F_{test-mea}$, 见表 2 所示, 与图 7 中计算所得推力 F_{mea} 接近, 但都比计算值低, 这是因为在式(1)未考虑 PDE 燃烧过程中由于气动阀漏气和 PDE 内钝体产生的阻力损失, 实际上式(1)应为

$$F_{mea} = F_{eff} - F_{neg} \quad (5)$$

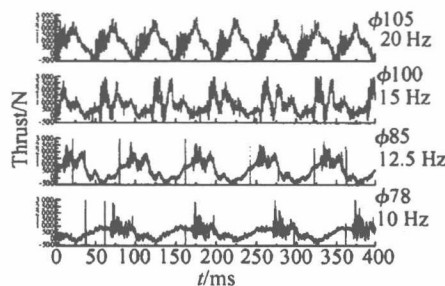


Fig. 8 Dynamic thrust curve under different nozzle size

式中 F_{eff} 为有效推力, 应在理论推力 F_{cal} 上打一折扣, 即 $F_{eff} = F_{cal} \cdot \eta$, η 值由 PDE 结构决定, 可通过试验给出。

表 2 中工作频率低于计算的频率, 主要是 DDT 时间较长。

Table 2 Average test bench thrust under different nozzles

d_c/mm	78	85	100	105
f/Hz	10	12.5	15	20
F_{neg}/N	220	310	430	580
$F_{test-mea}/\text{N}$	596	742	844	860

4 结 论

用小流量气源可以进行 PDE 的冲压进气模拟试验研究,该模拟方式即部分模拟进气模式能大大降低对气源供气能力的要求,简化试验条件。在该模拟方式下:

(1) 当气源压头一定时, PDE 充填速度随喷口尺寸增加而增加; 喷口尺寸一定时, PDE 充填速度随气源压头增加而增加。

(2) PDE 阻力随气源喷口和气源压头增加而增加, 台架测量推力随压头增加和喷口尺寸增加而增加。

(3) 在模拟冲压进气条件下, 地面台架测量的推力并不是 PDE 的真实推力, 必须对台架测量推力进行修正。

参考文献:

- [1] Kailasanath K. Recent developments in the research on pulse detonation engines[J]. *AIAA Journal*, 2003, 41(2).
- [2] Paxson D E. Performance evaluation method for ideal air-breathing pulse detonation engines[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2004, 20(5).

- [3] Douglas P H, Paxson D E, Povinelli L A. An assessment of pulse detonation engine performance estimation methods based on experimental results[R]. *AIAA* 2005-3831.
- [4] Kaemming T A, Dyer R S, Perkins H D. The NASA GRC & AFRL/PR critical PDE verification test [R]. *AIAA* 2005-4207.
- [5] 范育新,王家骅,李建中,等. 脉冲爆震发动机扩焰器试验研究[J]. *推进技术*, 2006, 27(2). (FAN Yu-xin, WANG Jia-hua, LI Jian-zhong, et al. Experimental investigation on devices of flame spreading in pulse detonation engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2006, 27(2).)
- [6] Chao T W, Wintenberger E, Shepherd J E. On the design of pulse detonation engines[R]. *CALCIT Report FM.00-7*, 2001.
- [7] 范育新,王家骅,李建中,等. 脉冲爆震发动机(PDE)工作过程控制和协调试验研究[J]. *推进技术*, 2004, 25(6). (FAN Yu-xin, WANG Jia-hua, LI Jian-zhong, et al. Experimental investigation on working process of pulse detonation engine (PDE)[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2004, 25(6).)

(编辑:梅 瑛)

(上接第 198 页)

换热与否对内壁面温度的数值大小有明显的影 响。表明此种情况下高温燃气的热辐射不能忽略, 必须引入到温度场的求解之中。

参考文献:

- [1] 张小英,朱谷君,王先炜. 矢量喷管壁温分布的数值计算研究[J]. *航空动力学报*, 2003, 18(5): 634~638.
- [2] Liu Q, Lukey E A, Cinnellaz P, et al. Coupling heat transfer and fluid flow solvers for multi disciplinary simulations[R]. *AIAA* 2004-996.
- [3] Naraghi M H N. RTE-a computer code for three dimensional rocket thermal evaluation[M]. Newyork: *Tara Technologies LLC*, 2002.
- [4] Leonard B P. A stable and accurate convective modeling procedure based on quadratic upstream interpolation[J]. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 1979, 29:59~98.
- [5] Yakhot V, Orzag S A. Renormalization group analysis of turbulence; basic theory[J]. *Journal of Scientific Computing*, 1986, 1:3~11.

- [6] Chieng C C, Launder B E. On the calculation of turbulent heat transport downstream from an abrupt pipe expansion [J]. *Numerical Heat Transfer*, 1980, 3:189~207.
- [7] Kader B. Temperature and concentration profiles in fully turbulent boundary layers[J]. *Int. J. Heat Mass Transfer*, 1981, 24(9):1541~1544.
- [8] Huang P, Bradshaw P, Coakley T. Skin friction and velocity profile family for compressible turbulent boundary layers [J]. *AIAA Journal*, 1993, 31(9):1600~1604.
- [9] 陶文铨. 数值传热学[M]. 西安:西安交通大学出版社, 2001.
- [10] 西格尔 R, 豪厄尔 J R. 热辐射传热[M]. 北京:科学出版社, 1990.
- [11] Valdimir P Solovjov, Brent W Webb. An efficient method for modeling radiative transfer in multicomponent gas mixtures with soot[J]. *Journal of Heat Transfer*, 2001, 123: 450~457.
- [12] Back L H, Massier P F, Gier H L. Convective heat transfer in a converging-diverging nozzle [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 1964, 7:549~568.

(编辑:刘萝威)

文章编号: 1000-8055(2008)11-2068-07

两相多循环扇形 PDE 试验研究

宫继双, 范育新, 王家骅

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 设计了一台内径 90 mm、外径 200 mm、长度 1 500 mm, 扇形角约为 60° 的气动阀式扇形 PDE, 试验研究了孔板式气动阀和旋流式气动阀两种结构的工作特性, 成功实现了扇形 PDE 在两相混气中最高 40 Hz 频率连续工作; 研究了扇形管内不同结构激波反射器对爆震波触发的影响, 试验发现, 逆流安装的激波反射器对爆震波触发有利。

关 键 词: 扇形 PDE; 气动阀; 激波反射器

中图分类号: V235.22

文献标识码: A

Experimental investigation on two-phase and multi-cycle sector-PDE

GONG Ji-shuang, FAN Yu-xin, WANG Jia-hua

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A sector-PDE (pulse detonation engine) with an internal diameter of 90 mm and an external diameter of 200 mm was designed. Its length is 1 500 mm and its sector angle is 60°. Two types of air-valves (orifice type and vortices type, respectively) were used to get appropriate mixture of air and oil, and their performances on detonation were compared. The results indicated that the designed PDE could operate at a frequency up to 40 Hz. In addition, the text gives the results of different shock-wave reflectors' comparison: the inverted reflector has high performance on initiating detonation.

Key words: sector-PDE; air-valve; shock-wave reflector

脉冲爆震发动机 (Pulse detonation engine, 简称 PDE) 是一种全新概念的发动机, 由于其较高的循环热效率, 简单的结构及其宽广的工作范围受到越来越多关注。传统发动机是基于等压燃烧的热力循环, 热效率比爆震燃烧的要低, 特别是加力燃烧室燃烧时, 其循环热效率更低。将脉冲爆震发动机与传统发动机相结合作为加力部分, 或用在涡扇发动机外涵来增推, 可以提高传统发动机的性能。

20 世纪 90 年代后期, 美国空军开始投资 PDE, 他们拟定把 PDE 应用在成熟的发动机上, 如在涡扇发动机外涵采用 PDE, 以替代发动机的

加力燃烧室。Mawid^[1] 的理论计算认为, 这种发动机的性能明显高于传统涡扇发动机, 当外涵以 100 Hz 的频率工作时, 发动机的推力、耗油率和单位推力等性能比带加力燃烧室的涡扇发动机改善一倍。此外, Mawid^[2-3] 等人还研究了将脉冲爆震装置放在涡扇发动机的涡轮后面, 使用外涵道的空气与燃料掺混后再与核心机的高温燃气混合进入脉冲爆震装置来产生加力, 通过改变高温燃气的量以及喷管参数获得了这种加力燃烧室的性能, 表明这种加力燃烧室比传统的加力燃烧室具有更加优越的性能。

从目前公开发表的文献看, 为了接近工程应

收稿日期: 2007-11-09; 修订日期: 2008-03-10

基金项目: 航空科学基金(2006ZB52)

作者简介: 宫继双(1982—), 男, 河北承德人, 硕士生, 主要从事燃烧领域研究。

用, PDE 研究正由气相燃料转向液相燃料, 对于使用空气/液体燃料的两相多循环 PDE, 实现成功起爆的关键在于以下几个方面^[4]: ①在较短时间内形成均匀的可爆混气; ②适时的可靠点火, 有效的组织快速燃烧; ③利用燃烧波叠加形成的激波, 通过合理的结构设计, 使爆震管内局部受限空间混气在激波的作用下发生微尺度爆炸从而触发爆震波的形成. 在 PDE 的工程应用中, 另一个研究方向是由单管向多管发展, 这可以使进排气满足准稳态, 采用多个圆形爆震管虽然更便于组织

爆震燃烧, 但容积利用率低, 扇形结构管可以很好的弥补以上缺点, 但由于其结构的不对称性, 使 PDE 的起爆较圆形管难度更大. 本文为实现在扇形爆震管内两相混气的成功设计了两种结构的气动阀和两种激波反射器, 试验研究了在不同气动阀结构和强化燃烧装置结构下的 PDE 性能.

1 试验系统

试验系统(如图 1 所示)由供气系统、供油系统、控制系统、测量系统和试验段组成.

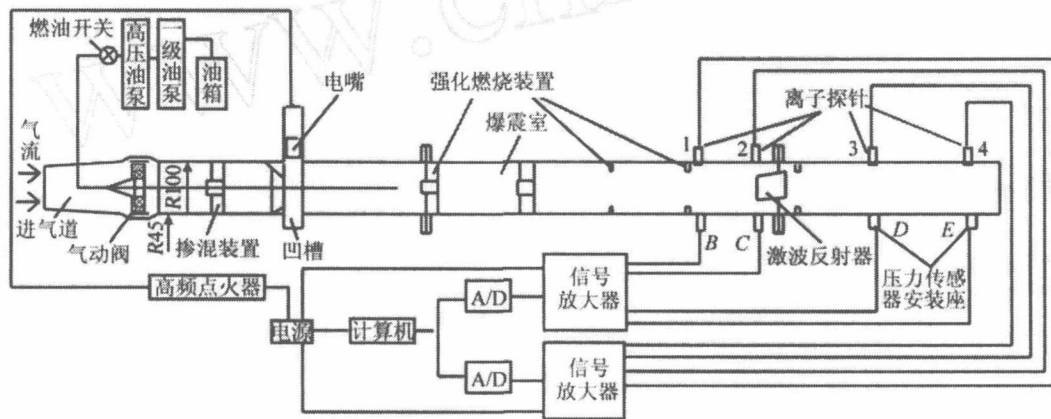


图 1 试验系统示意图

Fig. 1 Schematic of experimental setup for PDE

供气系统是由一台罗茨风机(功率 132 kW)和相应的供气管路组成, 在出口处表压约为 7500 mm 水柱, 流量约为 1.5 kg/s;

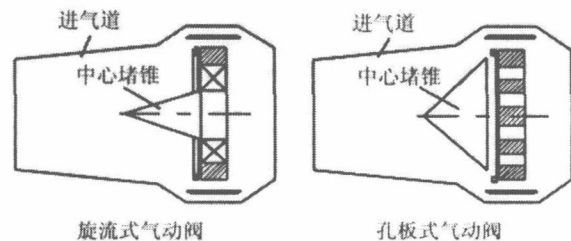
供油系统供油由两级泵组成, 一级增压泵是航空用油泵, 它将油从油箱抽出后经高压泵再次增压后供给试验段的喷油嘴, 由回油阀控制回油量以及供油压力;

控制系统包括供油控制和点火控制. 供油控制采用自适应供油, 即当爆震管内压力小于供油压力时喷嘴喷油, 当爆震管内压力大于供油压力时停止喷油. 点火采用高频可调控制器来控制高能电嘴点火频率, 点火能量 0.5 J;

测量系统主要是针对压力、火焰传播速度的测量, 选用 NI PXI-6135 型同步采样多功能数据采集卡. 压力测量选用美国 PCB 公司的高频响动态压力传感器, 将压力传感器安装在爆震管壁面上, 采用水冷方式冷却传感器, 保证安全准确地测量爆震室内压力值; 火焰波速度使用汽车火花塞作为离子探针测量.

PDE 扇形截面内径 90 mm, 外径 200 mm, 扇形面积约占环形面积的 1/6. PDE 内部结构由气

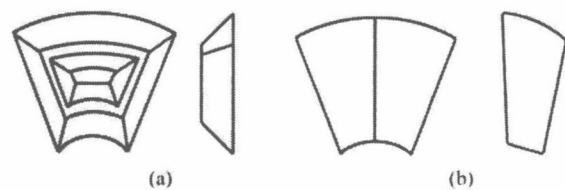
动阀、强化燃烧装置和激波反射器等组成, 如图 1 所示. 试验设计了两种气动阀, 即旋流式气动阀和孔板式气动阀, 如图 2 所示, 设计了两种激波反射器, 如图 3 所示.



旋流式气动阀

孔板式气动阀

图 2 两种结构的气动阀
Fig. 2 Two types of air valves



(a)

(b)

图 3 两种不同类型的激波反射器
Fig. 3 Two types of shock-wave reflectors

2 试验方案

试验采用普通燃油汽油作为燃料. 首先, 在爆震管内部结构不变情况下分别进行两种气动阀比较试验. 其次, 在采用同一气动阀(旋流式气动阀)情况下, 将V形激波反射器图3(b)顺流和逆流安装(如图4)进行试验比较; 最后, 对逆流装V形激波反射器与开孔激波反射器如图3(a)进行了比较.

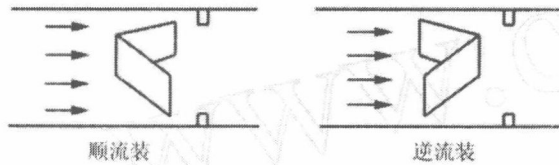


图4 V形激波反射器两种不同安装方式

Fig. 4 Fixing ways of V shock-wave reflector

3 试验结果及分析

3.1 不同结构气动阀对PDE工作影响

3.1.1 爆震管出口气流速度的测量

爆震管长度为1500 mm, 内部掺混器, 扰流片、激波反射器等钝体位置不变, 只分别安装两种结构的气动阀, 在出口各个测点的位置如图5所示, 分别用 $v_{旋}$ 和 $v_{孔}$ 表示旋流式和孔板式气动阀出口速度值, 如表1所示. 由表1可得到平均速度 $\bar{v}_{旋} = 55.5 \text{ m/s}$, $\bar{v}_{孔} = 68.1 \text{ m/s}$, 根据流量连续方程, 可以计算出旋流式气动阀喉道处气流速度约 $\bar{v}_{旋喉} = 120 \text{ m/s}$ 左右, 孔板式气动阀喉道处的速度约为 $\bar{v}_{孔喉} = 150 \text{ m/s}$. 根据文献[6], 对于两相混气, 当 $SMD < 10 \mu\text{m}$ 时, 两相混气与气相的可爆

表1 各测点速度值(单位 m/s)

Table 1 Air velocity at different position (unit: m/s)

测点	$v_{旋}$	$v_{孔}$
1	54.1	73.5
2	49.8	77.2
3	54.8	65.4
4	60.0	60.2
5	60.4	67.8
6	59.4	66.9
7	52.5	64.6
8	56.4	61.7
9	52.5	75.3

震极限相同. 对于气动雾化喷嘴 $SMD \propto \frac{1}{v_a^{1.2}}$ [5], 由此可知, 只有当雾化气流速度达220 m/s以上时, SMD 才可达 $10 \mu\text{m}$ 以下[6], 因此两种气动阀均不能形成好的可爆混气, 为此在爆震管内设置了各种强化掺混装置, 目的是在较短的距离内尽快的形成爆震波.

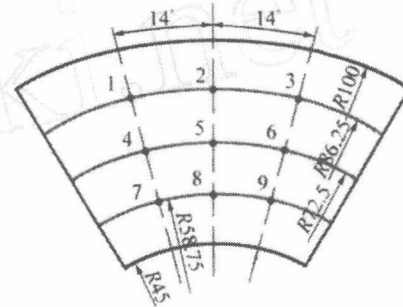


图5 测速点

Fig. 5 Location of measurement

3.1.2 两种气动阀热态性能比较

分别安装旋流式和孔板式气动阀, 气动阀后面爆震管的长度均为1500 mm, 内部设置的多种钝体在两种试验状态下安装方式不变, 试验测量了压力信号和火焰传播速度, 测点位置如图1所示.

图6~图8和图9~图11是频率为25 Hz, 30 Hz和40 Hz分别安装旋流式和孔板式气动阀时爆震管C, D, E三点压力时序图. 图12是某个周期内的离子探针和压力传感器测得信号的放大图. 离子探针1, 2, 3和4对应的时刻分别为 T_1 , T_2 , T_3 和 T_4 , 压力传感器测点B, C, D和E, 对应的压力 p_B , p_C , p_D 和 p_E . 用离子探针可以计算出相邻两个离子探针之间的火焰传播平均速度, 即 $v_{ij} = \frac{L_{ij}}{(T_j - T_i)}$, L_{ij} 表示第*i*个离子探针和第*j*个离子探针之间的距离. 每个频率下取多个周期计算得出火焰传播速度的平均值, 如表2所示.

由图6~图11各个频率下压力时序图和表2可知:

1) 由图6~图11可以看出, 在设定的各频率下, 比较爆震管光滑段测点E处压力 p_E 的值, 可知孔板式气动阀的压力高于旋流式气动阀的压力. 如前所述, 由于使用孔板式气动阀的PDE气流速度大于使用旋流式气动阀的情况, 使得喉道处的气动雾化效果较好, 混气中油珠较细小, 更有利于触发爆震.

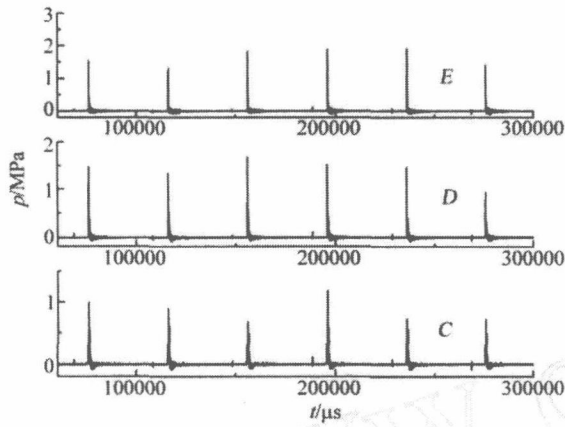


图 6 25 Hz 时测点压力时序图(旋流式气动阀)
Fig. 6 History of pressure at different location
($f = 25$ Hz, Vortices type)

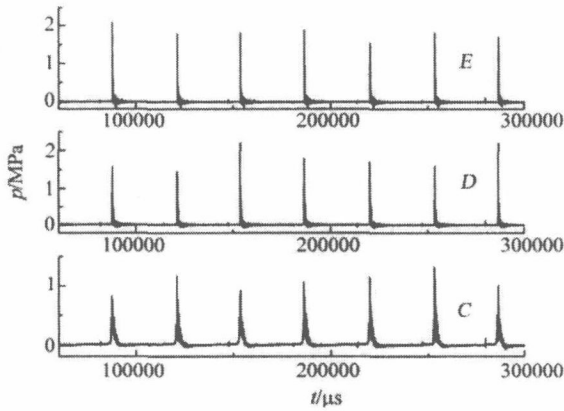


图 7 30 Hz 时测点压力时序图(旋流式气动阀)
Fig. 7 History of pressure at different location
($f = 30$ Hz, Vortices type)

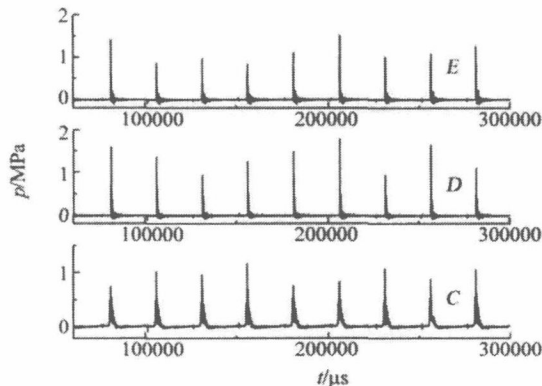


图 8 40 Hz 时测点压力时序图(旋流式气动阀)
Fig. 8 History of pressure at different location
($f = 40$ Hz, Vortices type)

2) 由图 9~图 11 及表 2 可知,安装孔板式气动阀的 PDE 成功地实现了连续爆震,工作频率可

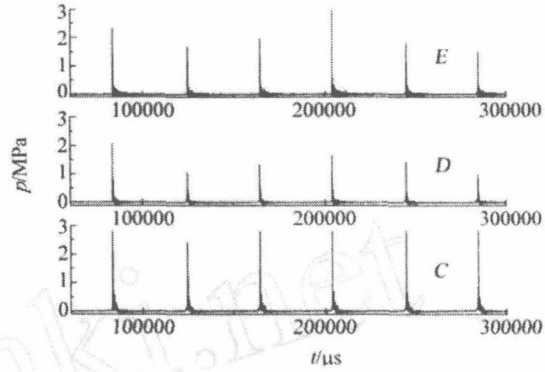


图 9 25 Hz 时测点压力时序图(孔板式气动阀)
Fig. 9 History of pressure at different location
($f = 25$ Hz, Orifice type)

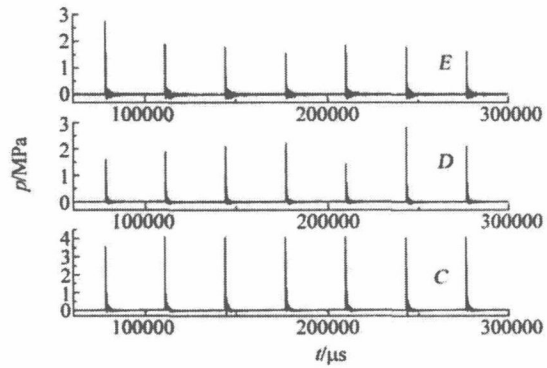


图 10 30 Hz 时测点压力时序图(孔板式气动阀)
Fig. 10 History of pressure at different location
($f = 30$ Hz, Orifice type)

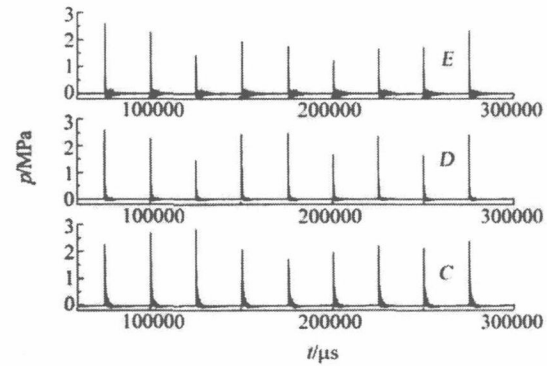


图 11 40 Hz 时测点压力时序图(孔板式气动阀)
Fig. 11 History of pressure at different location
($f = 40$ Hz, Orifice type)

达 40 Hz,并且爆震管光滑段的压力 p_E 各个频率下均在 1.5 MPa 以上,表 2 中光滑爆震管中火焰传播速度值 v_{34} 大于 1000 m/s,根据文献[6-7],认为已经形成充分发展的爆震波;但对于采用旋流式气动阀的 PDE 在 40 Hz 时测点 E 压力在 1.5

MPa 以下,火焰传播速度仅为 827.1 m/s,分析认为由于燃油雾化不好,且充填速度低导致充填时间增加,DDT 时间增加,工作频率下降.在 30 Hz, 25 Hz 时虽然爆震管后端光滑段压力达到 $p_E = 1.5$ MPa 以上,但由表 2 可以看出其火焰波传播速度一直在 900 m/s 以下,对于其是否触发了爆震波还有待进一步试验验证.

表 2 不同频率下燃烧火焰传播速度(单位:m/s)

频率/Hz	气动阀类型	v_{12}	v_{23}	v_{34}
25	孔板式	838.9	1517.2	1026.2
	旋流式	574	760.2	650.3
30	孔板式	975.6	1258.3	1170.2
	旋流式	481.9	833.3	752.8
40	孔板式	963.9	1170.2	1375.0
	旋流式	761.9	872.5	827.1

3) C 传感器安放在激波反射装置的前端,安装孔板式气动阀 PDE 的压力上升的很大,这是由于激波在向出口传播时遇到反射装置时向进口反射,与后来的激波火焰等相互叠加,促使区域反应加速,能量迅速释放所致,其对爆震的触发有利;而采用旋流式气动阀,由于混气形成过程中,油珠较大,激波反射器的作用不像前者那样明显了.

4) 如表 2 所示,在设定的各个工作频率下,2 号、3 号离子探针之间的火焰平均速度 v_{23} 最大,其原因是,当火焰传播经过激波反射器时,由于该处强烈的紊流同样也加速了火焰的传播;在 3 号、4 号离子探针之间爆震管是光滑段,火焰速度 v_{34} 趋于稳定;同时, v_{34} 随频率的升高增加,分析认为随着 PDE 工作频率的升高,单位时间内喷入燃料增加,燃烧释放的总能量也随之增加,因此每个周期内爆震管内储存能量增加,爆震管壁面温度随工作频率增加而增加,从而促进油珠的蒸发,使混气的可爆品质得到提高,因此火焰传播速度增加了.

5) 试验发现安装在爆震管同一截面的离子探针和压力传感器感受到爆震波的时间有差异,如图 12 所示,前者提前大约 $50\mu\text{s}$ 左右的时间.对测试系统的分析认为,为了保护压力传感器免于高温受损,使用水对其冷却,如图 13 所示,并且压力传感器距离爆震管内壁距离为 50 mm,按表 2 的燃烧波速度,可以估算强激波从冷却水管传播

到压力传感器所在处需要约为 $50\mu\text{s}$,因此可以认为激波和燃烧波是耦合的,即产生了爆震波.另外,在图 12 中 C 曲线振荡较大,是由于测点 C 传感器安放在激波反射器前端,该处发生着强烈的激波与火焰的相互作用.

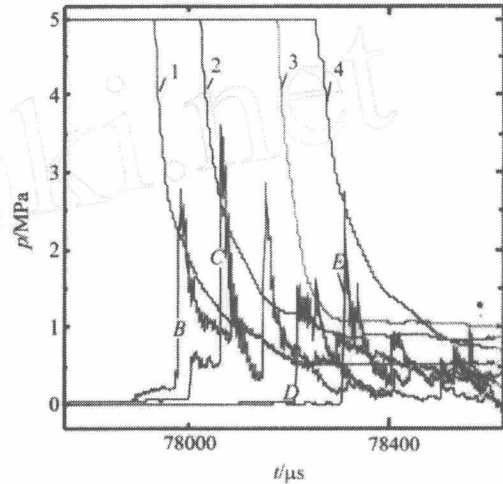


图 12 某个周期下压力信号和离子信号放大图

Fig. 12 Enlarged map of pressure and ionization signal

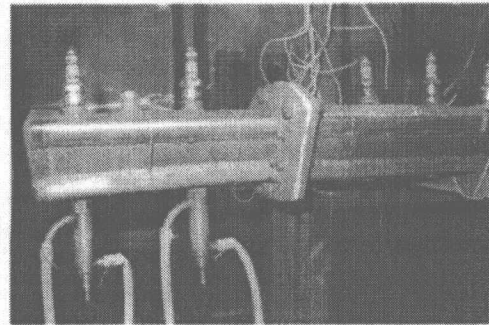


图 13 爆震管尾部照片

Fig. 13 Photograph of detonation tube's afterbody

3.2 激波放射器的比较试验

为了比较激波反射器对激波作用的效果,将爆震管长度缩短为 967 mm,采用旋流式气动阀,这样爆震管内不能产生爆震波,仅有激波存在,激波反射器的设计阻塞比均为 43%.其他结构不变.增加了两个离子探针测两个测点之间的平均火焰传播速度,如图 14.

3.2.1 V 形激波反射器顺流逆流安装比

图 15 和图 16 是用离子探针测出的火焰传播速度.从图可以看出:①火焰传播速度在 1 和 2 离子探针之间出现速度峰值,分析认为是由于混气被点着以后经过传焰装置和掺混器时,由于这些装置后面强烈紊流,使得火焰迅速加速,随着后面流场趋于均匀,火焰恢复正常加速;②当激波反射

器逆流装后,在 4 和 5 离子探针之间的速度会出现第二个峰值,分析认为火焰在反射器前由于反射激波向爆震管中心汇集使燃烧加速,而流过激波反射器时经过一个扩张的通道,气体热力参数沿扩张段会连续下降,因而火焰速度下降;③顺流装时速度持续增大,分析认为火焰在反射器前反射激波向爆震管壁面反射而流过反射器时激波经过一个收缩段时,受马赫反射的影响,气体参数会连续升高,火焰传播速度能持续提高。

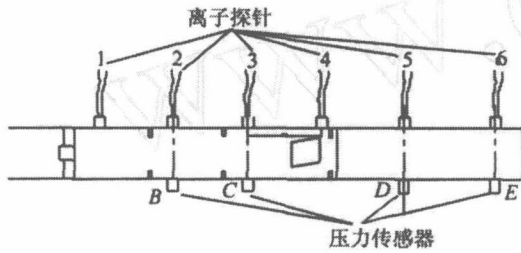


图 14 离子探针和压力传感器的布置示意图
Fig. 14 Schematic of pressure transducers and ionization probes' position

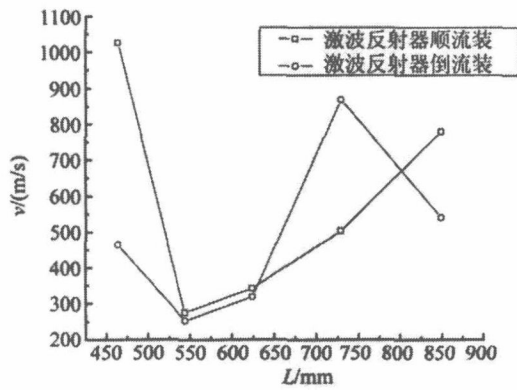


图 15 $f = 50$ Hz 爆震管内沿程火焰传播速度分布
Fig. 15 Velocity of flame along PDE tube ($f = 50$ Hz)

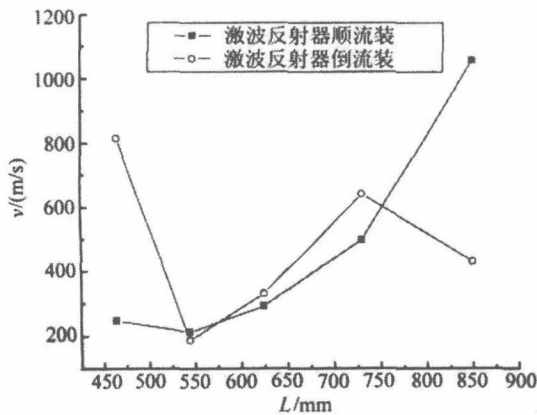


图 16 $f = 25$ Hz 爆震管内沿程火焰传播速度分布
Fig. 16 Velocity of flame along PDE tube ($f = 25$ Hz)

图 17 和图 18 是两种状态下 E 点的压力时序图。从图中可以看出,在设定的频率下,激波反射器逆流安装时的激波压力要高于顺流安装,主要原因在于逆流安装后激波反射器对激波的汇聚增强^[4],结合图 15 和图 16,认为逆流安装的激波反射器对提高激波触发爆震的能力更有利。

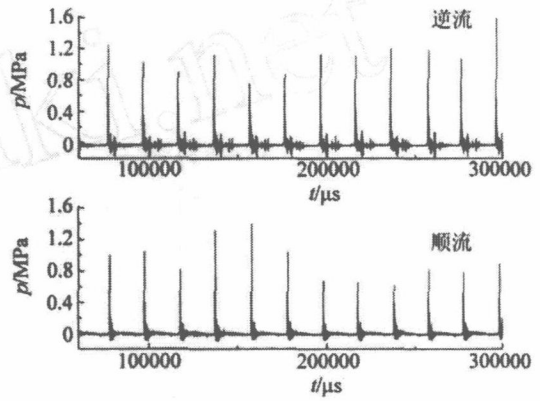


图 17 频率为 50 Hz 时压力时序图
Fig. 17 Pressure time sequences at 50 Hz ($f = 50$ Hz)

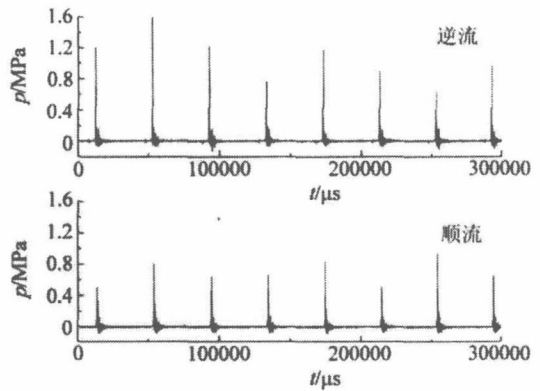


图 18 频率为 25 Hz 时压力时序图
Fig. 18 Pressure time sequences at 25 Hz ($f = 25$ Hz)

3.2.2 不同激波反射器的比较试验

两个激波反射器分别均采用逆流安装进行试验,如图 19 所示。

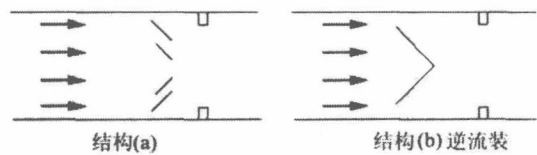


图 19 两种激波反射器的安装方式
Fig. 19 Fixing ways of two types of shock-wave reflector

图 20 和图 21 给出的是两种激波反射器的在 50 Hz 和 30 Hz 频率下 E 测点压力时序图。

比较图 20 和图 21 可以看出,在较高频时(50 Hz),结构(a)激波反射器强化激波的效果不如结构(b);在较低频时(30 Hz),结构(a)激波反射器

效果好于结构(b)激波反射器.分析认为:在频率高时,壁温不同对混气的蒸发作用可以弥补两种情况下燃油雾化的差异,(a)结构虽然阻力小,雾化好,但其流速大,带走每个循环下的热量多,对下个循环的燃油蒸发不利;而在低频时,由于填充时间较长,上一循环燃烧放热很快被气流换热,所以两种情况下壁面温度均不高,故气动雾化后爆震管内油雾 SMD 大是主要矛盾,采用(b)结构使得爆震管的流动阻力增大,气动阀喉道处的气流速度更低,气动雾化效果更差,而采用结构(a)激波反射器,由于中间有缝隙,使得气流在流经激波反射器时,阻力降低,气动阀喉道处的气流速度相对较大,能够形成相对较好雾化效果.

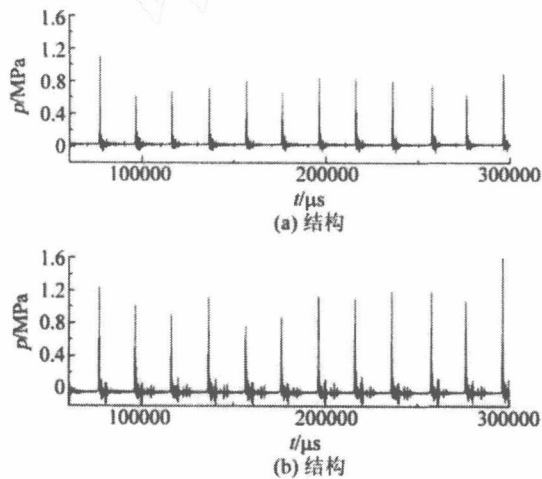


图 20 频率为 50 Hz 时压力时序图

Fig. 20 Pressure time sequences at 50 Hz ($f = 50$ Hz)

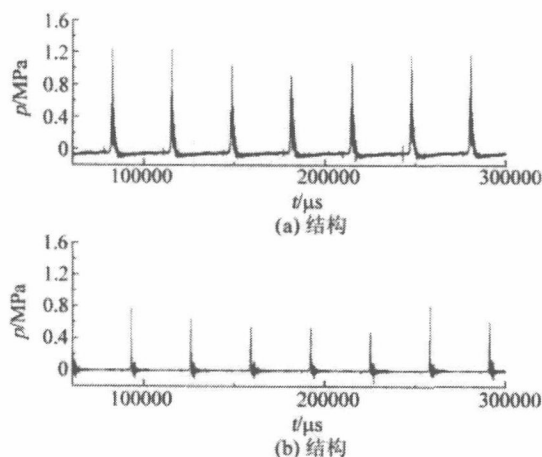


图 21 30 Hz 时压力时序图

Fig. 21 Pressure time sequences at 30 Hz ($f = 30$ Hz)

4 结 论

由以上结果分析,可得到如下结论:

1) 设计了一台内径 90 mm,外径 200 mm,长度 1500 mm,扇形角约为 60° 的扇形 PDE,以汽油为燃料,采用孔板式气动阀成功实现了扇形 PDE 的起爆,并可稳定工作频率达 40 Hz;

2) 对于采用气动阀与气动雾化喷嘴一体化设计的 PDE,在保证气动阀的单向阀性能的前提下应尽量减小气动阀的阻力,以确保气动雾化喷嘴的燃油雾化质量;

3) 激波反射器设计与所设计 PDE 的工作频率有关,工作频率对壁面温度的影响从而影响混气中油珠的蒸发;采用逆流安装的形式要好于顺流安装;

4) 所设计的旋流式扇形 PDE 气动阀对于触发爆震的难度大于孔板式气动阀,但是作为推力壁要求的单向性能二者有待进一步研究.

参考文献:

- [1] Mawid M, Park T, Sekar B. Performance analysis of a pulse detonation device as an afterburner [R]. AIAA 2000-3474.
- [2] Marwid M, Park T. Towards replacement of turbofan engines afterburners with pulse detonation devices [R]. AIAA 2001-3470, 2001.
- [3] Mawid M, Park T, Sekar B, et al. Turbofan engine thrust augmentation with pulse detonation afterburners-nozzle influence [R]. AIAA 2002-4073.
- [4] 张义宁. 提高两项脉冲爆震发动机工作频率的研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2007.
ZHANG Yining. Investigation on increasing operating frequency of two-phase pulse detonation engine [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)
- [5] 范育新. 大管径气动阀式两相脉冲爆震发动机几个关键技术研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2005.
FAN Yuxin. Investigation on several key technologies of two phase valveless large-scale pulse detonation engine [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005. (in Chinese)
- [6] Roy G D, Frolov S M, Borison A A, et al. Pulse detonation propulsion: challenges, current status, and future perspective [J]. Progress in Energy and Combustion Science, 2004, 30: 546-672.
- [7] 张义宁,王家骅,张靖周. 频率 30~50 Hz 两相脉冲爆震发动机研究[J]. 航空学报, 2006, 27(6): 993-997.
ZHANG Yining, WANG Jiahua, ZHANG Jingzhou. Investigation on two phase pulse detonation engine at the frequency 30~50 Hz [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(6): 993-997. (in Chinese)