

文章编号: 1672-9897(2006)03-0013-05

脉冲爆震发动机喷管实验研究

李牧, 严传俊, 郑龙席, 王治武, 黄希桥

(西北工业大学动力与能源学院, 西安 710072)

摘要:在直管脉冲爆震发动机上安装不同类型的喷管, 利用推力传感器测量了不同频率下发动机的瞬态推力和平均推力。结果表明: 台架对瞬态推力的测量结果具有明显影响, 推力峰值明显落后于推力壁压力峰值, 而且随频率的变化推力峰值的大小发生明显的变化; 发动机平均推力随频率的增加呈非线性递增, 与没有喷管的发动机平均推力相比, 收敛引射组合喷管增推比最高, 其次是收敛喷管, 扩张喷管在较低的工作频率下能够增推, 但是在较高的频率下扩张喷管会产生较明显的负推力。收敛喷管在高频工作时增推比有所下降。引射喷管位于发动机出口截面下游 $-0.3 \sim 1$ 倍发动机出口直径的范围内具有较高的增推效果。

关键词: 脉冲爆震发动机; 收敛喷管; 扩张喷管; 引射喷管

中图分类号: V231.2; V434.1 **文献标识码:** A

Experimental investigation on pulse detonation engine nozzles

LI Mu, YAN Chuan-jun, ZHENG Long-xi, WANG Zhi-wu, HUANG Xi-qiao
(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Test results from an experimental investigation of the effect of nozzle on the thrust of a straight tube pulse detonation engine are presented. Transient thrust measured by load cell are much dependent on thrust sled dynamic characteristic: thrust peak lags behind pressure peak of thrust wall significantly and changes as operating frequency increases. Average thrust level increases non-linearly with operating frequency. On the contrast to the thrust of non-nozzle PDE, convergent nozzle with an ejector has the highest thrust augmentation, the second is convergent nozzle without ejector. Divergent nozzle can augment thrust only when operating frequency is very low, and augmentation ratio of convergent nozzle decreases as frequency increases. When located in the range of $-0.3 \sim 1$ times nozzle diameter downstream of the PDE outlet, ejector has higher thrust augmentation.

Key words: pulse detonation engine; convergent nozzle; divergent nozzle; ejector nozzle

0 引言

由爆震波的特性可知, 爆震波后的气体具有高温、高压、高速的特点, 爆震波传到爆震管出口时, 具有相当可观的膨胀能力, 在没有经过膨胀的情况下直接排出发动机外, 形成强大的球面激波, 产生巨大噪声的同时浪费了很大一部分能量^[1], 因而简单直管爆

震室推进效率较低。针对如何提高脉冲爆震发动机的推进效率, 国内外很多研究人员进行了大量的工作^[2], 直喷管、收敛喷管、扩张喷管、拉瓦尔喷管、塞式喷管以及引射喷管都有研究。但结论却不尽相同, 同一种喷管在不同的工况下得出的结论不同^[3], 单循环的和多循环的也不相同。

国外针对扩张喷管的设计和研究进行了很多工

• 收稿日期: 2005-08-10; 修订日期: 2006-03-14

基金项目: 国家自然科学基金重点资助项目(批准号: 50336030)

作者简介: 李牧(1979-), 男, 山东滕州人, 博士生. 研究方向为燃烧学. E-mail: limu_eric@mail.nwpu.edu.cn

作,但多为单次爆震试验^[2,4]。当喷管内填充可燃混合物时,比冲下降;当喷管内没有填充可燃混合物时,比冲增加,研究结果表明在扩张喷管中钟形扩张喷管具有最高的比冲增益,而且随着喷管容积的增加有上升的趋势。数值模拟结果表明扩张喷管能够有效地利用爆震波后的高能区域的能量。多循环爆震过程中,喷管中存在上一个循环排出的高速流动的低压废气,在不同的外界压力下将产生不同的底部阻力,因而其性能有待进一步研究证实。

收敛喷管和收敛扩张喷管可以维持爆震室内较高的初始压力^[5],从而抬高整个循环的压力水平,有利于比冲的增加,但是收敛喷管会产生反射激波,熵增加剧,导致较大的总压损失,又会降低比冲。

对于脉冲式喷气推进系统,射流出口后再加一个引射喷管能够大幅度提高推力,并降低噪声^[6-10]。引射喷管中射流边界在一定程度上可自动变化以适应可用降压比的改变;在低的可用降压比范围内,推力系数高于固定 CD 喷管而接近简单收敛喷管;在高的可用降压比范围内,推力系数大于简单收敛喷管而接近固定 CD 喷管^[11]。在计算和试验中发现射流温度在一定范围内的增加,非稳态引射比是增加的^[6],这与稳态引射器随射流温度增加增推比下降的规律完全不同。对于脉冲爆震发动机而言,其引射过程可分为3个阶段和相应的三种作用机制即:激波的压缩加速,射流卷吸,惯性和压差作用,其引射性能优于稳态引射^[12]。

1 实验装置

1.1 研究平台与方法

吸气式发动机的推力同时取决于出口平面参数和进口平面参数,工作状态发生变化时,进气阻力也随之变化,因而不利于对尾喷管的研究。火箭式发动机产生的推力仅与出口平面的气流参数有关,因而是

研究尾喷管性能的最佳平台。本文实验是在宽广频率范围内稳定工作的火箭式脉冲爆震发动机模型机上进行的,发动机通过多个径向连接的进气管供气,以消除由进气产生的轴向力。该模型机可以稳定工作到33.5Hz。爆震室内径120mm,总长1.6m,采用多个双流体喷嘴供油,液滴索太尔平均直径20~30 μm ,经过一段距离的混合形成可燃混合物,进入点火区域,点火采用普通汽油机点火系统,点火能量50mJ;爆震室后缘加工螺纹用于连接喷管。发动机使用压缩空气和汽油。推力测量采用 Kistler9321B 型拉压力压电式传感器,电荷放大器采用 Kistler5015,响应频率0~30kHz。压力传感器安装在发动机最前端的推力壁上。发动机和喷管安装在动架上,动架通过推力传感器与静架相连,如图1。

喷管在影响推进效率的同时,会对爆震室内的流动过程产生较大的影响,比如隔离和填充过程等。为便于比较各种喷管对发动机推力的影响,在实验过程发动机的供油量和供气量根据没有安装喷管的纯脉冲爆震发动机理论需要量设定,当量比1.2。无论发动机安装何种形式的喷管,在同样的工作频率下供油供气量均相同。

1.2 喷管设计

对于锥形收敛喷管或者收敛扩张喷管,收敛角度和出口面积是两个重要的参数。收敛角度过大,则会增加激波的反射强度,引起较大的熵增和总压损失;角度过小则导致喷管长度增加,本文取收敛半角为5°。出口面积主要取决于流量和可用能的要求,随着频率的提高,平均流量和可用能以近似线性的速度增加,因而为了适应宽广的频率范围,出口面积不宜过小,同时面积过小还会带来喷管长度的增加,本文取出口直径100mm,面积比0.695。

扩张喷管的设计难度较大。钟形喷管效率高但

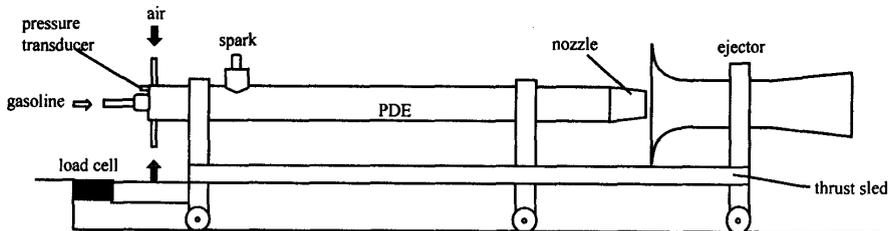


图1 推力测量台架示意图

Fig.1 Sketch of experimental setup

是设计加工难度较大,而且并不一定能够适应多循环工作条件。为了满足爆震波后高温高压气体的膨胀需要,可以适当增加面积比,但是过大的面积会增加喷管容积和底部面积,当喷管入口总压下降到很低时将发生较严重的分离,同时将产生可观的负推力;另外还要考虑飞行状态下,较大的出口面积会增加底部阻力的份额。取扩张半角为 5° ,出口直径150mm,通过螺纹与发动机相连接。

目前有关脉冲爆震发动机引射喷管还没有形成系统的设计方法,非稳态引射喷管的设计方法也很少。影响非稳态引射喷管性能的参数很多,比如:引射喷管长度、直径、形状、与主射流出口的相对位置,射流频率、温度、射流品质以及二次流参数等等。但对于一定频率下地面台架上稳定工作的脉冲爆震发动机,其排气射流品质是特定的。

笔者设计的引射喷管分为三个部分,包括进气唇口段、中间混合段和出口段。为便于安装,三段全部采用螺纹连接,唇口外缘通过4根螺杆同发动机相固连,引射喷管与发动机的距离可以通过螺杆来连续调节。唇口半径50mm,喉部直径150mm。中间段为直管段,内径150mm。出口段为简单锥形扩张喷管,扩张半角为 5° ,出口直径200mm。引射喷管总长与喉部直径之比为3.5,如图2所示。

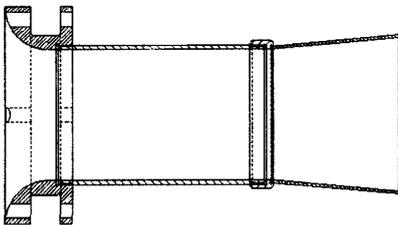


图2 引射喷管

Fig.2 Ejection nozzle

实验时采用引射喷管和收敛喷管组合进行,如图1,这样可以缩小爆震排气射流直径,以减小引射喷管唇口外径要求,从而降低在飞行条件下的阻力,同时可提高引射喷管内径与爆震管出口射流直径的比值。当可用压降高于收敛喷管临界值时,在收敛喷管中未能完全膨胀的气流可以在引射喷管内继续膨胀超声速,其作用相当于拉瓦尔喷管;当等于或低于临界压力时出口气流直径小于引射器直径,形成主射流和二次流通道。定义引射器入口前缘截面与收敛喷管出口截面之间的距离为引射器的轴向位置,用 x 表示, x 为正值表示引射器入口在发动机出口下游,负值表

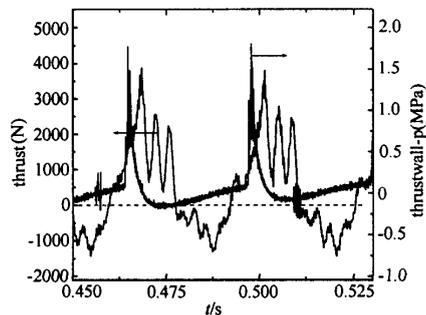
示引射器与发动机出口重叠。

2 推力测量结果及分析

2.1 推力测量与分析

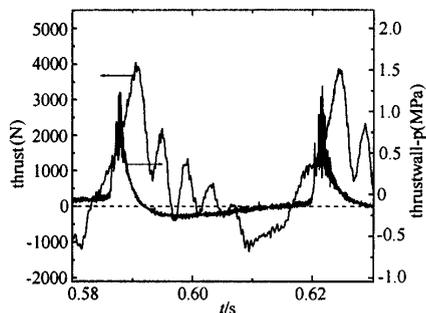
由于台架本身是一个比较复杂的弹簧振动系统,同时发动机内部结构和进排气系统复杂导致受力点无法确定,在受到冲击以后台架和发动机本身存在变形,推力传感器测量结果仅反映了动架的位移与时间的关系,没有考虑发动机及动架加速度项,因而测量曲线与实际瞬时推力不可能取得一致而且推力测量值相对瞬时值存在必然的滞后。另外台架本身还存在多个共振频率和最高响应频率,推力峰值测量值的大小与工作频率有关,频率不同将导致多循环过程中瞬时推力与台架系统相位差的变化,因而瞬时推力测量结果与台架特性存在必然的联系,但力传感器能够正确的反应发动机平均推力的大小,其大小等于推力测量结果的时间平均。

图3(a)~(d)分别给出了纯脉冲爆震发动机(无喷管),加收敛喷管,加扩张喷管,加收敛引射组合喷管($x=5\text{cm}$)在工作频率为30Hz时的瞬态推力和推力壁压力测量结果。



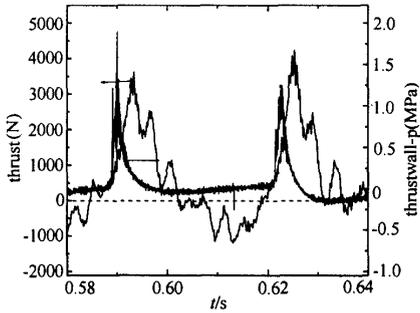
(a) 无喷管

(a) without nozzle

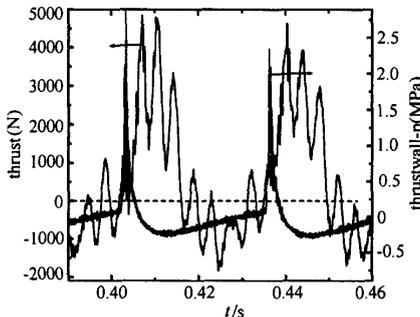


(b) 加收敛喷管

(b) With convergent nozzle



(c) 加扩张喷管
(c) With divergent nozzle



(d) 加收敛引射组合喷管 ($x = 5\text{cm}$)
(d) With convergent & ejector nozzle ($x = 5\text{cm}$)

图3 脉冲爆震发动机加装各种喷管的瞬时推力和推力壁压力测量曲线(30Hz),图中虚线表示推力零点

Fig.3 Thrust and thrustwall pressure histories of PDE with different nozzles at frequency 30Hz, dash line illuminates zero point of thrust

2.2 喷管对平均推力的影响

图4给出了在不同频率下各种喷管推力的变化曲线,可见推力随频率的提高而不断增加,试验结果表明,推力与频率的关系是非线性递增的,在一定的范围内,频率越高,单位频率推力增加越大。比较结果显示组合喷管($x = 5\text{cm}$)在推力上具有明显的优势,其次是收敛喷管,扩张喷管推力水平最低。在较高的频率下,收敛喷管推力增长减慢。

显然安装收敛喷管在多数条件下相对于纯爆震管是能够增加推力的,25Hz时达到了最高增推比1.23;在30Hz时产生的推力却小于纯爆震管,此时对应的平均流量为 1.04kg/s ,流密(单位面积流量)达到了 135kg/s/m^2 。在纯爆震管上增加扩张喷管后,平均推力在较低的频率下有所增加,但是随着频率的增加,增推比呈下降趋势,如图5,20Hz以上时使用扩张

喷管带来了推力的负增长。图5还给出了组合喷管相对于纯爆震管的增推特性,该组合喷管最大能增加40%的推力,最小也能提供15%的推力增益。由于收敛喷管在高频时增推比下降,从而导致组合喷管相对于纯爆震管的增推比在30Hz时相对25Hz大幅下降,但是组合喷管相对于收敛喷管的增推性能却是增加的。

图6给出了25Hz时,爆震管加收敛喷管后,推力与引射器轴向位置 x 的关系。可见,推力在 $x = 0$ 附近达到了最大值;随着 x 的增大,推力逐渐减小,当 x 大于爆震管出口直径的1倍以上时,引射器将产生负推力,使得总推力小于不加引射器时的推力。当 $x < 0$ 时,随 $|x|$ 的增大,推力逐渐减小,呈下降趋势,在实验范围内仍然大于基准推力。可见在 $-0.3 < x < 1$ 的范围内具有明显的增推效果。

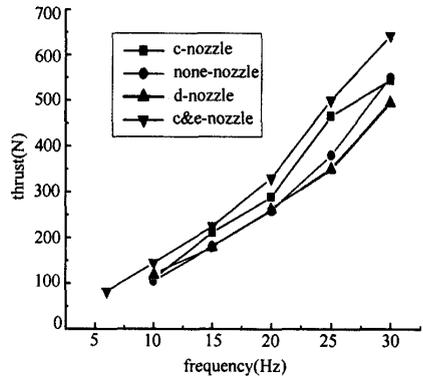


图4 不同频率下加各种喷管推力比较(组合喷管 $x = 5\text{cm}$)

Fig.4 Thrusts vs frequency for different nozzles (for combined nozzle $x = 5\text{cm}$)

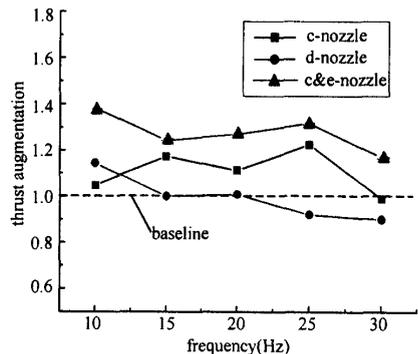


图5 不同频率下各喷管的增推比(组合喷管 $x = 5\text{cm}$)

Fig.5 Thrust augment ratio vs frequency for different nozzles (for combined nozzle $x = 5\text{cm}$)

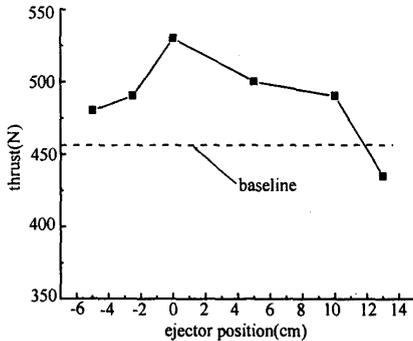


图6 引射器位置对推力的影响,工作频率25Hz,虚线为带有收敛喷管的发动机25Hz时推力

Fig. 6 Thrust vs ejector position at frequency 25Hz, dash line illuminates thrust of PDE with convergent nozzle

3 结论

通过对脉冲爆震发动机加装各种喷管后推力初步研究,得出如下结论:

在一定的频率范围内,直管脉冲爆震发动机推力随工作频率的增加呈非线性增加。综合比较目前试验中采用的各种喷管,收敛引射组合喷管性能最佳,其次是收敛喷管,扩张喷管在较低的工作频率下性能比纯爆震管略有提高,但是在较高的频率下扩张喷管会产生较明显的负推力。收敛喷管在高频工作时由于超临界时间在整个循环中所占比例增加性能有所下降。引射喷管相对于发动机出口截面存在一个最佳增推位置,在发动机出口下游 $-0.3 \sim 1$ 倍出口直径的范围内具有明显的增推效果。

参考文献:

- [1] YUNGSTER S. Analysis of nozzle effects on pulse detonation engine performance [R]. AIAA 2003-1316.
- [2] KAILASANATH K. A review of research on pulse detonation engine nozzles [R]. AIAA 2001-3932.
- [3] KAILASANATH K. Recent developments in the research on pulse detonation engines [J]. AIAA Journal, 2003, 41(2).
- [4] MARCIA ANN COOPER. Impulse generation by detonation tubes [D]. Doctor thesis of california institute of technology, Pasadena, California. 2004.
- [5] FUHA MA. Thrust chamber dynamics and propulsive performance of airbreathing pulse detonation engines [D]. doctor thesis, the Pennsylvania State University, Dec. 2003.
- [6] JACK WILSON, DSNIEL E PAXSON. Unsteady ejector performance: an experimental investigation using a resonance tube driver [R]. NASA/TM-2002-211474.
- [7] DANIEL E PAXSON. Unsteady ejector performance: an experimental investigation using a pulsejet driver [R]. NASA/TM-2002-211711.
- [8] DANIEL E PAXSON, MARK P WERNET. An experimental investigation of unsteady thrust augmentation using a speaker-driven jet [R]. NASA/TM-2004-212909.
- [9] RASHEED A, TANGIRALA V, PINARD P F, et al. Experimental and numerical investigation of ejectors for pde applications [R]. AIAA 2003-4971.
- [10] KATHLEEN M T, RENE F, STEFANIE M M. Thrust augmentation in an unsteady supersonic ejector [R]. AIAA 2004-0866.
- [11] 唐狄毅, 廉小纯. 航空燃气轮机原理 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1990.
- [12] 李牧, 严传俊. 脉冲爆震发动机引射模态数值模拟和验证 [J]. 航空动力学报, 2005, 20(4).