

文章编号: 1000-8055(2007)06-0869-04

脉冲爆震发动机尾喷管的实验

范 玮, 严传俊, 李 强, 胡承启, 叶 斌
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 选取 3 类 10 种有代表性的脉冲爆震发动机尾喷管进行了试验. 研究表明, 各种喷管对性能均有提高; 对每类喷管均存在一最佳面积比, 使推力增益最大; 在受试的尾喷管中, 收敛扩张喷管增益最大, 达 24%; 填充系数对喷管性能增益影响甚微.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 脉冲爆震发动机; 尾喷管; 推力增益; 实验研究

中图分类号: V231.22

文献标识码: A

Experimental investigation on pulse detonation engine nozzles

FAN Wei, YAN Chuairjun, LI Qiang, HU Chengqi, YE Bin

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: 10 nozzles from 3 typical types are chosen under experimental tests. The results show that all nozzles can augment the thrust of baseline pulse detonation engine(PDE) and there is an optimal nozzle area ratio where thrust augmentation is maximized. Amongst all tested nozzles, the maximal augmentation of 24% is attained by a convergent-divergent nozzle. Moreover, it is validated that fill-fraction has little effect on thrust augmentation.

Key words: aerospace propulsion system; pulse detonation engine (PDE); nozzle; thrust augmentation; experimental study

脉冲爆震发动机(pulse detonation engine, 简称 PDE)是一种利用脉冲式爆震波产生高温、高压燃气发出的冲量来产生推力的新型推进系统,它比利用等压燃烧的常规发动机具有更高的热循环效率^[1].虽然利用爆震燃烧存在着理论上的优势,但研究人员面对的一个主要技术挑战是如何将爆震燃烧器潜在的高热循环效率转化为实际 PDE 的高的推进效率.

尾喷管是脉冲爆震发动机的重要部件,其作用就是将爆震室排出的高温高压燃气所包含的热能通过尾喷管中继续膨胀转变为动能,以便获得尽可能大的推力,对提高发动机的推进性能起

着重要的作用. PDE 喷管与冲压发动机喷管在许多方面类似,它用来控制燃烧室压力和把热力学能量转变为推力.与冲压发动机喷管不同的是, PDE 喷管还影响发动机的工作频率.

脉冲爆震发动机尾喷管流动是周期性的、非定常的,存在复杂的激波、膨胀波、接触面的相互作用,即使在同一过程的不同时刻,喷管经历的流态也可能存在较大的差别.因此, PDE 喷管流场与常规发动机的稳态流喷管流场完全不同,要设计出对于每个工作过程都适合的喷管显然是不可能的.这给喷管的分析与设计带来了很大的挑战.

与普通的稳态流动喷管相比,脉冲爆震发动

收稿日期: 2006-06-05; 修订日期: 2006-10-10

基金项目: 国家自然科学基金资助(50106012; 50336030); 教育部新世纪优秀人才计划资助(NCET-04-0960)

作者简介: 范玮(1966),女,江西抚州人,教授、博士生导师,博士,主要从事燃烧学和脉冲爆震发动机应用基础的研究.

机喷管所采用的增推机制有所不同,它既要充分利用强激波中的能量,又要充分利用高温高压爆震产物中的能量.从强激波中提取能量可采用爆震管部分填充可爆混合物的方法;而从爆震产物中提取能量则是采用将其在喷管中进行膨胀加速的方法.所以,在喷管设计过程中需要确定两个主要设计参数:填充系数和喷管面积比. PDE 的填充系数定义为爆震管内填充可爆混合物的容积与包含喷管在内的发动机总容积之比.显然,发动机的填充系数越小,燃气膨胀率就越高,对于激波能量的利用效率也就越高.但另一方面,发动机中所含燃料越多,供产生推力的能量就越大.因此在工程实际中,需要根据具体情况斟酌选取.此外,部分填充状态对其下游流场具有一定程度的影响,因此在设计过程中应首先确定部分填充系数;而对 PDE 而言,设计的面积比仅在某一时刻(设计压比点)为喷管的最佳面积比,而实际上,喷管的绝大部分流动过程都处于非设计状态.可以这样说,脉冲爆震发动机喷管是始终工作在非设计状态下的.当喷管压比高于设计压比时,由于燃气未能完全膨胀将会引起欠膨胀损失;当喷管压比低于设计压比时,由于燃气过度膨胀,将会引起过膨胀损失.因此,喷管设计点应尽可能选取在离喷管的欠膨胀状态和过膨胀状态较近,以期产生最小的推力损失.

在过去的几年里,关于脉冲爆震发动机尾喷管已进行了一些数值模拟和试验研究^[2-8].不过,由于研究者们所采用的喷管结构型式、燃料、初始条件等各不相同,因而对于最佳喷管几何形状,很难得出一致的结论,有时甚至得出互相矛盾的结论^[5,8].收敛、扩张和拉伐尔喷管由于几何形状的不同,导致其中的流动、波间相互作用不同,从而引起推力增益的差别.一般地说,带有尾喷管均会比无喷管的推力更大,收敛喷管适用于背压很低时,它有利于提高爆震室内初压,使平均压力保持在一个较高值;扩张喷管能增加压力的作用面积,并充分膨胀高压爆震气体;而收敛-扩张喷管在高空条件下,能在排气和充填过程中保持爆震室有足够的压力,适用于高亚音速流动. Allgood 等^[6]通过实验研究认为,最优喷管面积比是填充系数的函数关系.当填充系数小于等于 0.5 时,最优的结构形式是无尾喷管 PDE;当填充系数增加并达到 1 时,收敛喷管能够提高推力.在他们的实验中,扩张喷管也能提高性能.但是,与收敛喷管不同,扩张喷管和无喷管的基准 PDE 对点火延迟

很敏感.

迄今,对有关喷管的作用和有效形式还没有达成共识,也没有发展出脉冲爆震发动机喷管设计理论.

为了丰富 PDE 尾喷管的试验研究数据库,为脉冲爆震发动机设计提供第一手资料,本文选取了几类有代表性的尾喷管,在出口是常温、常压的条件下进行了试验,得出了相应的研究结论,对 PDE 尾喷管的设计有一定参考价值.

1 受试尾喷管的结构形式和实验条件

根据国外脉冲爆震发动机喷管研究情况和初步结论,选择了几种不同几何尺寸的典型圆锥型收敛喷管、收敛-扩张喷管和扩张喷管进行研究.喷管长度取为 10 cm,基准爆震管长度为 1.2 m,喷管长度与爆震管长度比 $\beta = L_{\text{nozzle}} / L_{\text{Det_tube}} = 100 / 1200 = 0.08 < 0.1$,所以喷管的部分填充效应可忽略不计.喷管进出口面积比 AR 从 0.3(收敛)到 4.3(扩张)变化(AR 选取 0.3, 0.36, 0.5, 1, 2, 4 和 4.3),收敛扩张喷管的面积比选为 $AR = 0.3 \times 2$, $AR = 0.3 \times 4$, $AR = 0.5 \times 2$, 其中 $AR = 0.3 \times 2$ 表示收敛扩张喷管喉道面积与喷管进口面积比为 0.3,扩张段出口面积与喉道面积比为 2.图 1 是实验研究过的 PDE 尾喷管实物.



图 1 PDE 尾喷管试验件实物照片

Fig. 1 Pictures of tested PDE nozzles

喷管实验是在内径为 50 mm,爆震管长度 1.2 m 的基准 PDE 实验模型上进行的,喷管出口是常温常压.实验模型采用化学恰当比的航空煤油/氧气为可爆混合物,压缩氮气为隔离气体,实验装置和基准 PDE 工作情况参见文献[9-10],工作频率设定在 15 Hz.采用 kistler9331B 拉压力传感器,测量了带各种喷管的 PDE 在各种工况下的

瞬态推力曲线, 将实验测取的瞬态推力波形对时间进行积分, 然后除以周期可得平均推力, 平均推力增益是将带喷管时的平均推力减去无喷管时的平均推力, 再除以基准 PDE 的平均推力得到. 平均推力既与推力峰值有关, 也与推力作用时间有关, 涉及推力曲线下的面积. 由此可得各种喷管在各工况下的推力增益. 由于此前已进行过填充系数 FR 为 1 的喷管实验^[10], 所以, 这里主要进行了填充系数为 0.68 的实验, 然后将其与相应的填充系数 FR 为 1 的结果进行比较, 以期得出填充系数对喷管作用影响的初步结论.

2 喷管试验结果与分析

图 2 为带扩张喷管实验模型稳定工作在 15 Hz 时, 推力传感器测得的瞬态推力曲线图例. 由图可见, 对扩张喷管, 每循环瞬态推力峰值大约为

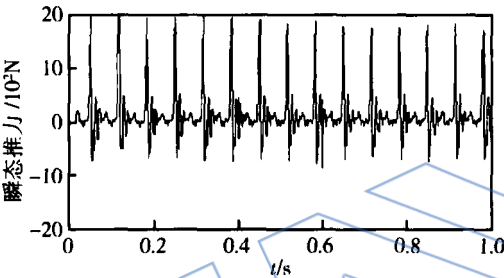


图 2 15 Hz 带扩张喷管实验模型上测得的瞬态推力曲线

Fig. 2 Measured thrust trace at 15 Hz with divergent nozzle

2000 N. 各种类型喷管的瞬态推力峰值和不同填充系数时的推力增益列于表 1, 其中在填充系数为 0.68 时无喷管的基准(参考)推力为 40 N, 在填充系数为 1 时的参考推力为 75 N. 可见, 各种喷管对 PDE 实验模型的平均推力都有一定的增益.

在圆锥型收敛喷管中, $AR=0.36$ 的喷管对 PDE 实验模型推力增益最大, 约为 18.7%. 带圆锥型收敛喷管的 PDE 实验模型其推力时域波形的峰值较不带喷管 PDE 实验模型的峰值有所下降. 这主要是由于圆锥型收敛喷管的收敛段受到爆震管内高温高压气体作用, 在排气过程的前段产生向后的推力, 减小了瞬态推力波形的峰值. 但是, 由于圆锥型收敛喷管可以维持爆震管内压力和延长排气过程时间, 使得每次爆震的推力作用时间有所增加, 从而增加了每次爆震的总推力. 因此, 圆锥型收敛喷管对推力有增益.

在圆锥型扩张喷管中, $AR=2$ 的喷管对 PDE 实验模型推力增益最大, 约为 15.5%. 带圆锥型扩张喷管的 PDE 模型其推力时域波形的峰值较不带喷管 PDE 实验模型的峰值有所增加. 这主要是由于圆锥型扩张喷管的扩张段增大了压力作用的面积, 在排气过程的前段产生向前的推力, 增加了推力时域波形的峰值.

由实验结果可见, 收敛或扩张面积比不是越大越好, 也不是越小越好, 而是存在一个最佳值. 这就要求进行各种类型、尺寸喷管的详细试验, 尽快丰富 PDE 喷管的试验数据库.

表 1 不同喷管的平均推力增益和推力峰值对比

Table 1 Comparison of averaged thrust augmentation and peak thrust with different nozzles

面积比 AR	平均推力增益 (填充系数 0.68)	平均推力增益 (填充系数 1)	瞬态推力 峰值/N
无喷管(基准 PDE)	1($T_{ref}=40\text{ N}$)	1($T_{ref}=75\text{ N}$)	1800~1900
收敛喷管($AR=0.3$)	1.5%		1400~1500
收敛喷管($AR=0.36$)	18.7%	18.28%	1400~1500
收敛喷管($AR=0.5$)	13.25%		1400~1500
直延喷管($AR=1$)	9.75%		1800~1900
扩张喷管($AR=2$)	15.5%		1900~2000
扩张喷管($AR=4$)	12%		~2000
扩张喷管($AR=4.3$)	5.3%	6.05%	~2000
收敛-扩张喷管(0.3×2)	1.5%		~1000
收敛-扩张喷管(0.3×4)	24%		~1000
收敛-扩张喷管(0.5×2)	9.5%		1400~1500

收敛喷管和扩张喷管中推力增益随喷管面积比的变化如图 3 所示, 图中同时标明了两个填充系数时的喷管推力增益. 由图可见, 在此两种填充系数下, 喷管作用受填充系数 FR 的影响甚微, 这与文献[6]中的结论一致.

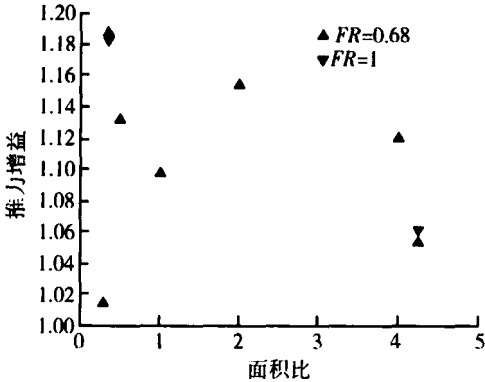


图 3 收敛喷管和扩张喷管中推力增益随喷管面积比变化图 ($f = 15\text{ Hz}$)

Fig. 3 Thrust augmentation with convergent and divergent nozzles vs. area ratio

在收敛扩张喷管中, $AR = 0.3 \times 4$ 的喷管对 PDE 实验模型推力增益最大, 约为 24%. 收敛扩张喷管可以看作是圆锥型收敛喷管和圆锥型扩张喷管的组合.

以上关于喷管对 PDE 实验模型性能影响的结论是在本研究的特定条件下得到的. 由于 PDE 工作的影响因素很多, 至今很难分离出单个参数的公认的影响规律. 为了系统地确认喷管对 PDE 实验模型性能的影响, 还需要进行大量的实验研究.

3 结 论

研究了 10 种不同结构形式的、不同尺寸的尾喷管对脉冲爆震发动机实验模型推力性能的影响. 在本研究的特定条件下, 通过实验研究得出结论:

- (1) 各种喷管对脉冲爆震发动机的推力均有提高.
- (2) 对不同类型喷管, 存在一个最佳面积比, 此时推力性能增益最大.

(3) 收敛扩张喷管的推力性能增益最大, 达到 24%.

(4) 在研究的两种填充系数下, 喷管作用受填充系数的影响甚微.

参考文献:

[1] Bussing T R A, Pappas G. An introduction to pulse detonation engines[R]. AIAA Paper 94-0263, 1994

[2] Danieau Z R, Desbordes D. Effects of nozzles of different length and shape on propulsive performance of pulsed detonation [A]. Detonation and High Speed Deflagration: Fundamentals and Control[C]. Moscow: Elex-KM Publishers, 2001

[3] Stuessy W S, Wilson D R. Influence of nozzle geometry on the performance of a pulse detonation engine[R]. AIAA Paper 97-2745, July 1997

[4] Cooper M, Shepherd J E. The effect of transient nozzle flow on detonation tube impulse[R]. 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit 11-14 July 2004, Fort Lauderdale, Florida: AIAA 2004-3914

[5] Yungster S. Analysis of nozzle effects on pulse detonation engine performance[R]. 41st AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA 2003-1316

[6] Allgood D, Gutmark E, Hoke J, et al. Performance measurements of multicycle pulse detonation engine exhaust nozzles[R]. 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 2005-222

[7] Kaemming T A, Dyer R S. The thermodynamic and fluid dynamic function of a pulsed detonation engine nozzle [R]. 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit 11-14 July 2004, Fort Lauderdale, Florida: AIAA 2004-3916

[8] Kailasanath K. A review of research on pulse detonation engine nozzles[R]. AIAA Paper 2001-3932, 2001

[9] 李强, 范玮, 严传俊, 等. 脉冲爆震火箭发动机模型实验研究[J]. 西北工业大学学报, 2005, 23(5): 549-552

LI Qiang, FAN Wei, YAN Chuanjun, et al. Experimental investigation of pulse detonation rocket engine model[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2005, 23(5): 549-552

[10] 范玮, 严传俊, 李强, 等. 脉冲爆震火箭发动机研究[R]. 昆明: 中国航空学会第十三届燃烧与传热质学术讨论会, 2005: 7-18