

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。研究结果表明, 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 Univ. 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。Email: fanyuxin@nuaa.edu.cn

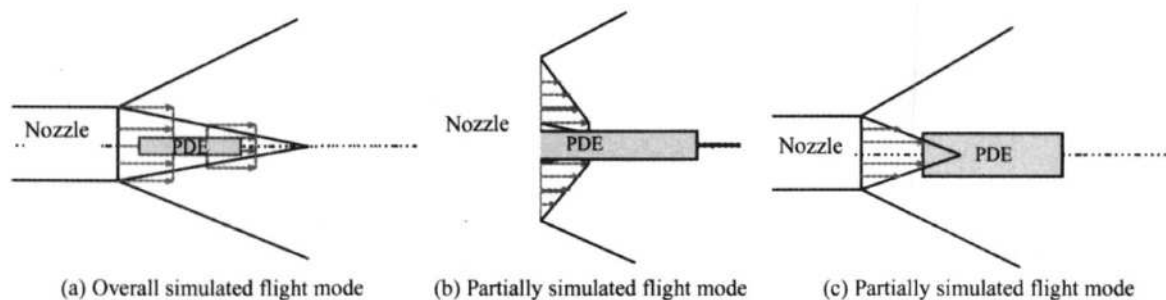


Fig 1 Simulated flight mode of PDE

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

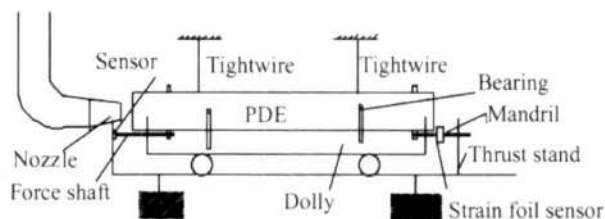


Fig. 2 Experimental system

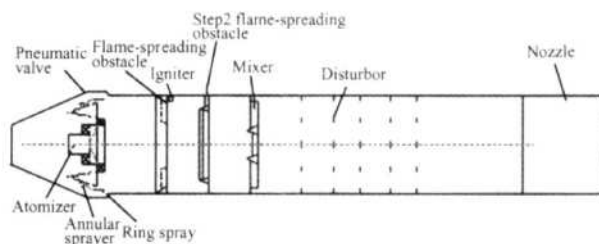


Fig. 3 PDE structure

$10 \sim 85 \text{ m/s}$ 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 3Q 5Q 7Q 9Q 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。

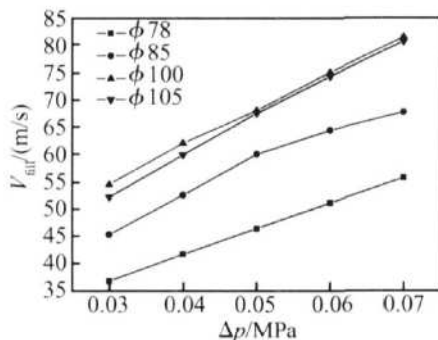


Fig 4 Mean filling velocity under different d_c and Δp

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

$\sigma = \frac{q_{\text{dc}} - q_{\text{PDE}}}{q_{\text{dc}}}$, 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。

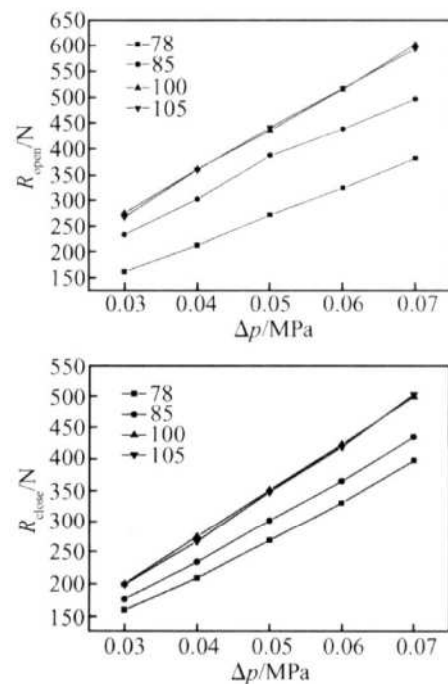


Fig 5 Negative thrust under different nozzle

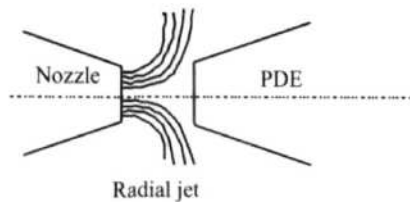


Fig 6 Flow field out of the nozzle when pneumatic valve closed

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 $I_v = 1372.5 \text{ N} \cdot \text{s/m}^{1/6}$, 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 $T_{CR} = 10 \frac{L}{v_{ej}}$, v_{ej} 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 $v_{ej} = 1300 \text{ m/s}$ 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。

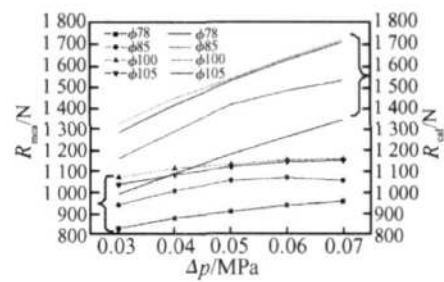


Fig 7 Variable thrust with mutative intake pressure

(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 $F_{testmea}$, 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

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

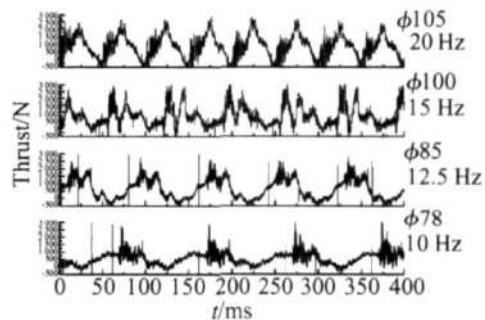


Fig 8 Dynamic thrust curve under different nozzle size

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 nozzels

d_c / mm	78	85	100	105
f / Hz	10	12.5	15	20
F_{neg} / N	220	310	430	580
$F_{testmea} / \text{N}$	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]. *AAA 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).

(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]. *AAA* 2004-996
- [3] Naraghi M H N. RTE-a computer code for three dimensional rocket thermal evaluation[M]. New York: *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

- [3] Douglas P H, Paxson D E, Povinelli L A. An assessment of pulse detonation engine performance estimation methods based on experimental results[R]. *AAA* 2005-3831
- [4] Kaemmerling T A, Dyer R S, Perkins H D. The NASA GRC & AFRL/PR critical PDE verification test[R]. *AAA* 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]. *GALCIT 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)

- [6] Chieng C C, Launder B E. On the calculation of turbulent heat transport downstream from an abrupt pipe expansion[J]. *Number 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]. *AAA 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] Vaidinir 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: 刘梦威)