

文章编号: 1000-8055(2007)10-1622-05

PDE 在模拟冲压进气条件下的台架推力修正

范育新, 王家骅, 李 杨

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 研究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) 地面台架测量推力的影响及消除外阻对测量推力的影响的措施. 研究结果表明, 由于 PDE 外阻存在使 PDE 地面台架测量推力偏小, 采用 PDE 进气道前装承力锥的方法, 可以消除 PDE 外阻对 PDE 地面台架试验推力测量的影响, 获得 PDE 实际内流推力. 在试验结果基础上, 提出一个 PDE 地面台架试验内流推力修正公式并在试验中得到验证.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 脉冲爆震发动机; 射流; 台架推力; 阻力

中图分类号: V235 22

文献标识码: A

Thrust correction on the test bench of pulse detonation engine under air-breathing condition

FAN Yuxin, WANG Jiahua, LI Yang

(College of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: Influences of nozzle size and flow dynamic pressure at fan exit on test bench thrust value of pulse detonation engine were studied. Means of eliminating these influences were explored. The results show that the test bench thrust is on the low side due to the outer resistance of PDE. The outer resistance is managed to be removed by a force sustained shell installed outside of the inlet, thus true thrust is achieved. A thrust correction model was brought forward and validated by test.

Key words: aerospace propulsion system; pulse detonation engine (PDE); jet; test bench thrust; resistance

和传统的喷气推进装置相比, 脉冲爆震发动机具有热效率高、结构简单、比冲大等优点^[1,2]. 并且由于 PDE 能简单地由吸气工作方式切换到火箭工作方式, 因此 PDE 的应用前景很广. 从公开发表的文献看, 美国空军研究实验室、海军研究生院及各大航空发动机公司都在进行 PDE 的研究. 其中以 Bussing 为代表的 ASI 公司在 1999 年就已进行了以乙烯/空气为混合器、接近实际发动机尺寸的 PDE 研究^[3,4]. 据报道, 美国空军实验室研究的 PDE 已经在 Long-EX 飞机上进行了试飞,

但试飞结果并没有公开发表. 随着 PDE 研究的深入, 美国研究机构的研究结果公开发表的已越来越少, 但可以肯定的是, PDE 研究已日趋向工程化推进.

为接近工程应用, 我们在燃用液体燃料的气动阀式 PDE 的试验研究中都采用气源喷口下游高速射流模拟 PDE 飞行冲压进气条件. 理想的射流模拟试验应该满足: (1) 气源喷口直径应大于 PDE 进口直径 2~3 倍, 使 PDE 处于射流核心区; (2) PDE 应距离气源喷口一定距离, 以保证

收稿日期: 2006-09-21; 修订日期: 2007-03-14

作者简介: 范育新(1967), 女, 江苏无锡人, 博士, 副教授, 主要从事燃烧学研究.

PDE 正常的进气流场(如图 1 所示). 但这种模拟通常需要大的气源能力, 比如对于直径 180 mm 的 PDE, 当管内充填速度为 85 m/s、需要流量 3 kg/s 时, 气源喷口直径至少应大于 360 mm, 流量应至少大于 12 kg/s. 对于一般的试验室研究要达到这种条件比较困难, 试验的费用也太大.

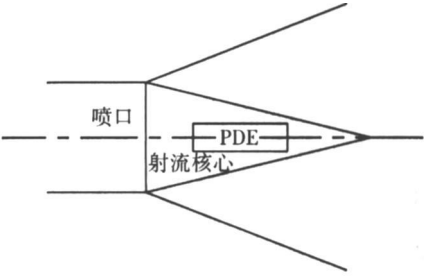


图 1 理想的射流模拟飞行冲压进气
Fig. 1 Perfect simulation mode of ram intake

为了减小试验供气量, 试验研究中采用部分模拟飞行冲压进气即将 PDE 进气区域置于射气源喷口一定轴向距离处, 进气口仅部分处于核心射流区(如图 2 所示). 在这种模拟条件可以大大减少试验用气量, 但也带来 PDE 推力、阻力测量值的不可比性. 如改变喷口尺寸或喷口至 PDE 之间距离, 由于 PDE 处于核心射流区的位置不同, 导致 PDE 承受的外流阻力发生变化, 即使 PDE 发出的内流推力相同(内流推力是指 PDE 出口和进口的冲量差^[5], 不考虑 PDE 外阻), 地面台架测量推力也不同. 地面台架试验测到 PDE 推力不是 PDE 的内流推力, 而是 PDE 的内流推力和 PDE 外阻共同作用结果, 比内流推力小.

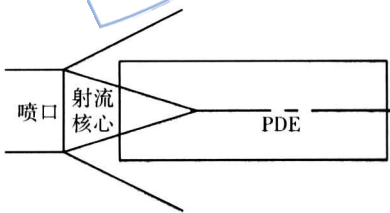


图 2 部分模拟飞行冲压进气
Fig. 2 Partial simulation mode of ram intake

为了满足在部分模拟冲压进气条件下 PDE 推力测量结果的可比性, 给出 PDE 的内流推力是有意义的. 因此本文的研究目的就是为消除外阻对 PDE 推力测量结果的影响, 试图得出在部分模拟冲压进气试验条件下地面台架测量结果与 PDE 内流推力之间的关系, 为 PDE 工程应用研究提供依据.

1 消除 PDE 表面阻力对推力测量影响措施

PDE 外阻对推力测量的影响研究结果表明, PDE 阻力随气源喷口直径和气源压头增加而增加, 台架测量推力随压头增加或喷口尺寸增加而增加^[6]. 为了消除 PDE 外阻对推力测量的影响, 本文采用一个和进气道形状相同的锥形承力锥, 承力锥壁厚 2 mm, 罩在 PDE 进气道外面, 与进气道锥面之间的间隙不超过 3 mm. 为使承力锥和 PDE 进气道外壁面间无气流流动, 在 PDE 进气口和承力锥端面都焊一个密封法兰, 两者之间安装密封垫, 试验时用顶杆压紧. 承力锥除了密封端面外与 PDE 不接触, 气流作用在承力锥上的力通过安装边直接传到固定架上, 不作用在 PDE 上, 如图 3 所示. 这样就使本来作用在 PDE 上的力通过承力锥传递到固定架上. 为了不影响气源出口流场, 同时又能减少气流对 PDE 侧壁面作用的阻力, 承力锥的安装法兰边距离 PDE 进口较远(达 600 mm), 安装法兰边也较宽(达 200 mm)阻挡了气流对 PDE 后部侧壁的阻力作用, 因此, 加上承力锥后可以认为基本消除了作用在 PDE 上的外阻.

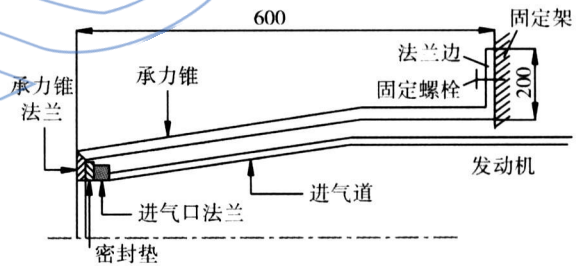


图 3 承力锥与 PDE 进气道的连接安装图(单位: mm)
Fig. 3 Sketch of force sustained shell linked with inlet of PDE

2 试验设备、测试仪器、试验件及工况

2.1 试验设备、测试仪器

冷态试验系统如图 4 所示. PDE 结构如图 5 所示.

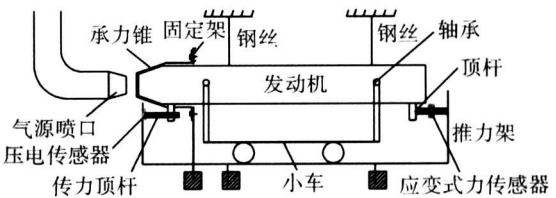


图 4 试验装置图
Fig. 4 Scheme testing apparatus and system

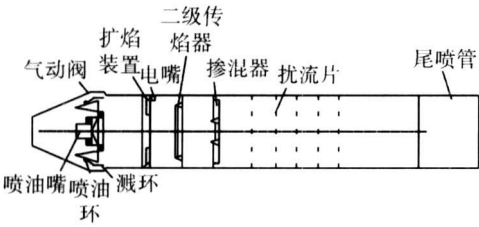


图 5 PDE 结构

Fig. 5 Scheme of testing PDE structure

1) 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, 可得到速度为 $Ma=0.2\sim 0.9$ 的气源喷流。

2) PDE 样机直径 180 mm, 长 2 m, 结构如图 5 所示, 与气源喷口间距为 40 mm, 充填爆震室速度为 10~85 m/s, 工作频率最大可达 25 Hz。

3) PDE 阻力测量采用应变式力传感器(量程 50 kg, 工作范围 -50~80 ℃), 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, 4 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, 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 自身的负推力, 为减小温度对应变量的影响, 安装时调整为零预紧力。

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

2.2 试验件

试验件有 $\phi 78$, $\phi 85$, $\phi 100$ 和 $\phi 105$ mm 四种尺寸的收缩形喷口, 每种喷口长度都为 300 mm, 装在气源输送管出口, 输送管直径 200 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 30 000~70 000 Pa 压力下, 测 PDE 在气流作用下的稳态负推力和出口速度, 出口速度分别取距壁面 30, 50, 70, 90 cm 4 个径向位置测

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 30 000~70 000 Pa 的进气压头下, 测四种不同喷口下的 PDE 瞬时推力。

3 试验结果及分析

3.1 不同喷口 PDE 阻力测量结果

在保持气源喷口到 PDE 的距离不变($\delta=40$ mm), 测量不同喷口尺寸下, 当气动阀开启和关闭状态下的阻力随气源压头变化曲线, 如图 6 所示。

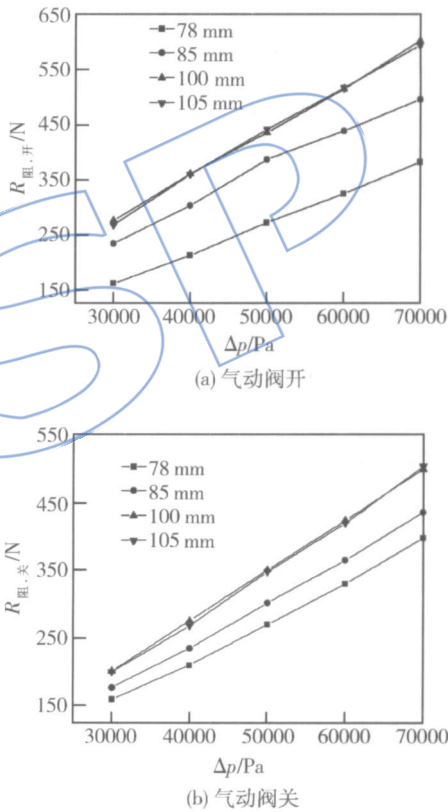


图 6 不同喷口 PDE 阻力

Fig. 6 Drag on PDE downstream different nozzle

由图 6 可知:

(1) 喷口尺寸一定, $R_{阻}$ 随气源压头 Δp 成线性变化, 当 Δp 增加时无论气动阀开或关, $R_{阻}$ 都增加。这是由于气源压头增加, 气源出口气流增加, 使 PDE 进口处溢流增加从而使 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, 再增加喷口尺寸则负推力(阻力)增加不大, 这是由于喷口尺寸增加到一定值后, 过多的溢流仅作用在 PDE 侧面外层, 对 PDE 阻力影

响较小。

(3) 比较图 6(a) 和(b) 发现, 在喷口直径为 78 mm 时, 气动阀开、关阻力变化不大; 而在其余较大喷口直径下, 气动阀关时阻力比气动阀开时阻力小, 分析认为这就是因为非理想模拟试验条件造成的, 由于 PDE 距离气源出口太近, 使气源出口处流场发生了变化。在气动阀关时, 喷口出口处溢流呈锥形环状射流(通过在喷口前喷水观察实际流场验证了该计算结果), 溢流产生的阻力主要作用在 PDE 进口端面上, 从流线上可看出, 由于锥形环状射流的引射作用, 在环状射流的两侧产生回流区, 回流的作用使溢流作用在侧壁的力与推力方向一致。

气动阀开时, 喷口越大、气源压头越大, 溢流流量越大, 因而作用在外部阻力越大。关闭气动阀后所有喷口出口流量都为溢流, 虽然溢流量最大, 但锥形射流作用外部的力小, 且没有内阻, 因此气动阀关闭后阻力小于气动阀开启时。

3.2 加上承力锥后的冷态阻力变化

3.2.1 气动阀开启时, 各喷口加承力锥与不加时阻力比较

为去除外阻, 在 PDE 进气道外加上承力锥, 测量各种喷口直径下加承力锥后的阻力变化。加承力锥比不加承力锥阻力(如图 6(a)) 小, 两者之差 ΔR 即外阻, 结果如图 7 所示。

从图 7 可知: 外阻 ΔR 随压头或喷口尺寸增加而增加。

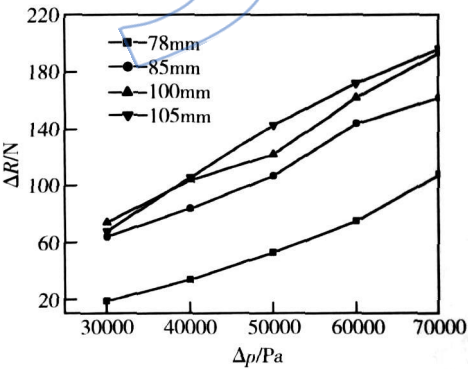


图 7 气动阀开启时 ΔR 随喷口尺寸和压头变化
Fig. 7 ΔR varied with nozzle size and dynamic pressure when pneumatic valve opened

3.2.2 气动阀关闭后, 加承力锥后的冷态阻力变化

气动阀关闭后, 测量加承力锥后的阻力并与前测量的无承力锥的阻力(如图 6(b)) 相减, 得到气动阀关闭时的外阻 ΔR 变化, 如图 8 所示。

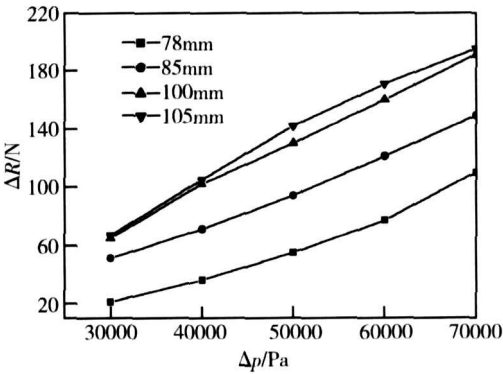


图 8 气动阀关闭时 ΔR 随喷口尺寸和压头变化
Fig. 8 ΔR varied with nozzle size and dynamic pressure when pneumatic valve closed

比较图 7 和图 8 可以发现气动阀开启和关闭时的 ΔR 接近相同。

4 PDE 地面台架测量推力修正

根据以上实验结果可知, PDE 台架测量推力并非 PDE 的内流推力, 其中包含了 PDE 的外阻, 外阻还随气源条件的变化而变, 为获得 PDE 的内流推力, 针对本试验系统提出如下推力修正模型。

由于 PDE 外阻存在使 PDE 地面台架测到推力偏小, 消除 PDE 外阻测到的推力才是实际内流推力, 因此

$$\overline{R_{\text{内}}} = \overline{R_{\text{测}}} - \overline{\Delta R}$$

$R_{\text{内}}$, $R_{\text{测}}$, ΔR 分别表示 PDE 平均内流推力, 台架测量平均推力和平均外阻。

根据 PDE 的工作过程, PDE 一个周期 T 内的时间可以表示为

$$T = T_{\text{fil}} + T_{\text{iso}} + T_{\text{DDT}} + T_{\text{CJ}} + T_{\text{dil}}$$

T_{fil} 为进混气时间; T_{iso} 为进隔离段空气时间; T_{DDT} 为亚声燃烧时间; T_{CJ} 为爆震波在管内传播时间; T_{dil} 为膨胀时间。

其中: 设气动阀开启时间为 T_o ; 气动阀关闭时间为 T_c 。

$$T_o = T_{\text{fil}} + T_{\text{iso}}$$

$$T_c = T_{\text{DDT}} + T_{\text{CJ}} + T_{\text{dil}}$$

$$\overline{\Delta R} = \frac{\Delta R_{\text{开}} T_o + \Delta R_{\text{关}} T_c}{T}$$

由前面试验结果可知, 气动阀关闭和气动阀开启时的外阻基本接近, 简化计算假设气动阀关闭时阻力和气动阀开启时外阻相同。

则有: $\overline{\Delta R} = \frac{\Delta R_{\text{开}}}{1} = \Delta R_{\text{关}}$

因而, $\overline{R_{\text{内}}} = \overline{R_{\text{测}}} - \overline{\Delta R_{\text{开}}} = \overline{R_{\text{测}}} - \overline{\Delta R_{\text{关}}}$

5 推力修正模型的试验验证

图 9 是不加承力锥时四种喷口下,用动态推力传感器测得的 PDE 瞬时推力曲线,图 10 是加承力锥后四种喷口下测得的动态推力曲线.通过积分推力曲线可算出平均推力,即为台架测量平均推力,见表 1.

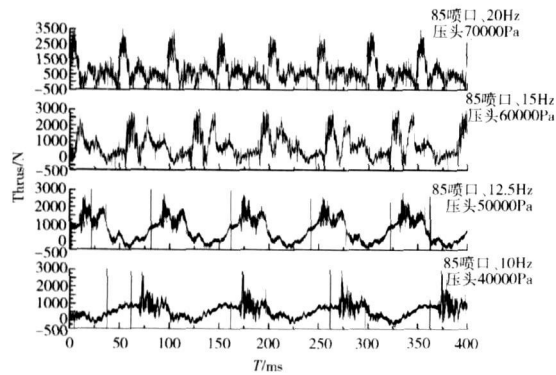


图 9 不加承力锥时四种喷口下的推力曲线
Fig. 9 Thrust curve of PDE without force sustained shell

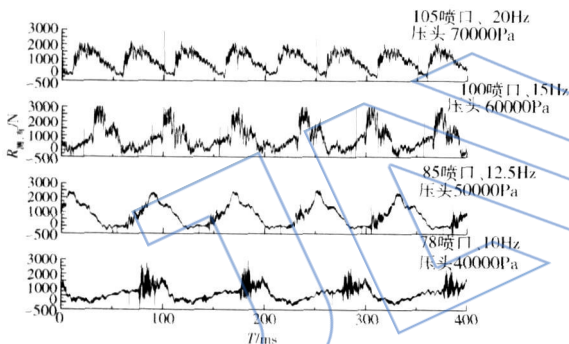


图 10 加承力锥时四种喷口下的推力曲线
Fig.10 Thrust curve of PDE with force sustained shell

表 1 四种喷口下测量和计算推力值(当量比 $\varphi=1$)

Table 1 Measured and calculated thrust value of different nozzle(equivalent ratio $\varphi=1$)

喷口直径 d_c /mm	78	85	100	105
f /Hz	10	12.5	15	20
气源喷口压头 Δp /Pa	30 000	40 000	60 000	70 000
PDE 充填速度/(m/s)	35	53	75	85
冷态时的测量平均 ΔR /N	25	80	145	190
台架测量平均推力 (即无承力锥) $R_{测,无}$ /N	596	742	844	860
计算平均内流推力 $R_{内}$ /N	621	822	989	1 050
测量平均内流推力 (即有承力架) $R_{测,有}$ /N	620	772	866	882

从表 1 看出,加上承力锥后,确实使台架测量平均推力有所增加,但推力增加不多,并未达到去除外阻后理论计算应有的推力值.这主要是热态试验时由于高频的爆震力很大,且高温下材料产生变形,很难使进气口与承力锥端面密封严,从端面的漏气损失随着工作频率的增加而增加.

6 结 论

- (1) 采用部分模拟冲压进气条件可以大大减少试验用气量,降低试验费用,但在该模拟试验进气条件下,气源喷口尺寸和气源压头都影响 PDE 外阻,从而影响台架测量推力,地面台架测量推力并不是 PDE 的内流推力.
- (2) 利用冷态阻力测量来修正台架测量推力,是获得 PDE 内流推力的一种近似方法,但还需改进试验条件,获取模型修正的准确参数.

参考文献:

[1] Helman D, Schreeve R, Eidelman S. Detonation pulse engine[R]. AIAA 86-1683.

[2] Kailasanath K. Review of propulsion application of the pulse detonation waves[J]. AIAA JOURNAL, 2000, 38 (9): 1698-1708.

[3] Bussing T R. A rotary valve multiple pulse detonation engine(RVMPDE)[R]. AIAA 95-2577.

[4] Hinkey J, Bussing T, Aand K L. Pulse detonation engine preliminary design considerations[R]. AIAA 95-2578.

[5] Foa J V. Elements of flight propulsion[M]. New York: Wiley, 1960: 261-263.

[6] 范育新,王家骅,曹梦源.模拟冲压进气条件对 PDE 推力测量影响[C] // 中国工程热物理学会燃烧学学术年会.武汉:中国工程热物理学会,2006,10.

[7] 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): 171-175.

FAN Yuxin, WANG Jiahua, LI Jianzhong. Experimental investigation on obstacles of flame spreading in pulse detonation engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 27 (2): 171-175.