

文章编号: 1000-8055(2007)10-1627-05

$\phi 180$ mm 脉冲爆震发动机热力性能研究

刘 鸿^{1,2}, 王家骅¹, 张义宁¹, 唐 豪¹, 张靖周¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 江苏工业学院 机械工程系, 常州 213016)

摘 要: 采用经验数据和计算相结合的方法预估直径 180 mm、长度为 2.2 m 带气动阀的脉冲爆震发动机(Pulse Detonation Engine, 简称 PDE)的性能, 并考虑 PDE 内的总压损失。计算结果和实测结果基本吻合。计算中发现, 由于考虑了 PDE 内总压损失, PDE 推力比理想情况低, 油耗比理想情况大。该计算方法对预估实际 PDE 工作性能具有较大的参考价值。

关 键 词: 航空、航天推进系统、脉冲爆震发动机 (PDE); 爆轰; 性能预估; 总压损失

中图分类号: V235.22

文献标识码: A

Investigation on thermodynamic performance of pulse detonation engine with $\phi 180$ mm

LIU Hong^{1,2}, WANG Jia hua¹, ZHANG Yi ning¹,
TANG Hao¹, ZHANG Jing zhou¹

(1. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,
Nanjing, 210016, China; 2. Department of Mechanical Engineering,
Jiangsu Polytechnic University, Changzhou, 213016, China)

Abstract: The performance of Pulse Detonation Engine (PDE) with aerovavle of diameter 180 mm、length 2.2 m was pre-estimated by using a method combining experiential data and computation, at the same time the total pressure loss inside the PDE was taken into account. The computational results basically match the results obtained from the experiments. It was found that the thrust of PDE was lower than that in ideal case and specific fuel consumption (SFC) was larger than that in ideal case, due to that the total pressure loss was considered. This computational method is valuable for pre-estimating the performance of PDE in actual operation.

Key words: aerospace propulsion system; pulse detonation engine (PDE); detonation; performance pre-estimation; total pressure loss

脉冲爆震发动机(PDE)是一种利用脉冲式爆震波产生高温、高压燃气来产生推力的新概念发动机^[1-4], 由于其优越的热力学性能, 简单而轻巧的结构以及广泛的实用性^[5], 越来越受到国内外

相关研究领域的关注。但为了在较短的时间和距离内产生爆震波, 一般要在爆震管内加入掺混器和扰流片以改善可燃混气的混合性能和强化燃烧, 从而引起总压损失。目前, 尚未有相应的模型

收稿日期: 2007-02-08; 修订日期: 2007-07-11

基金项目: 国防基础预研项目(A2520060227)

作者简介: 刘鸿(1974), 男, 江苏无锡人, 讲师, 博士, 主要从事燃烧领域研究。

在设计前较准确预估实际脉冲爆震发动机的性能.

国内外在该领域的研究主要有: ①数值模拟^[6-8], 计算时采用直接瞬时起爆, 不考虑 PDE 的总压损失, 数值模拟计算由于没考虑 PDE 的总压损失, 计算结果还是理想极限值; ②工程计算^[9], 忽略 PDE 的总压损失, 同时不考虑缓燃向爆震转捩过程(DDT)的时间. 由于工程计算忽略总压损失, 同时不考虑 DDT 时间对周期、推力和油耗的影响, 计算结果与实际 PDE 相差较大; ③经验公式^[10]: $R=1\,372\,5\frac{\pi}{4}D_{DC}^2L_{DC}f$, 式中 R , D_{DC} , L_{DC} 分别为平均推力、爆震室直径和长度, f 为工作频率. 该公式仅限于常压进气条件下, 因此经验公式不能揭示飞行马赫数变化和 PDE 前有机机械预压缩时对 PDE 性能的影响.

本文采用经验数据和计算相结合的方法, 提出用等容燃烧循环代替爆震燃烧循环, 该模型首先考虑爆震管内的总压损失, 其次考虑 DDT 时间对性能的影响, 对预估实际 PDE 工作性能具有较大的参考价值.

1 物理模型

1.1 以等容燃烧循环代替 PDE 循环

图 1 为有预压缩的 PDE 循环和等容燃烧循环(预压比 p^ϕ/p° , 比容比 v^ϕ/v°). 图中 $OO'DD'$ 为爆震燃烧循环, $OO'EE'O$ 为等容燃烧循环. 从图中可知, PDE 循环峰值压力比等容燃烧循环的峰值压力高, 而相应的比容 PDE 循环比等容燃烧循环略小. 国外研究表明两者循环热效率相近^[11], 因此在计算中采用等容燃烧循环代替 PDE 循环.

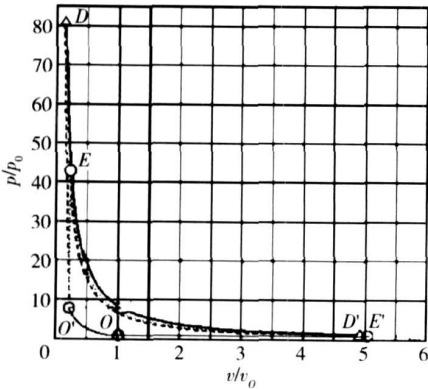


图 1 预压缩的 PDE 循环和等容循环

Fig. 1 Thermodynamic cycles with constant volume and detonative combustion with precompression

1.2 PDE 内总压损失对推力的影响

为了改善可燃混气的掺混性能和强化燃烧, PDE 内安置一定数量的钝体, 气流经过钝体产生总压损失, 使 PDE 喷口前总压下降, 引起推力减小和油耗升高. 为了简化计算, 假设 PDE 内高温燃气的膨胀过程仍为理想等熵过程, PDE 燃烧室内气流参数为均匀的平均参数. 由于 PDE 内总压损失最终反映在尾喷口前总压降低, 假设总压损失集中在尾喷口前截面. 燃气膨胀时, PDE 燃烧室内的压力、温度和密度相应降低, PDE 内瞬时燃气质量减小, 它等于瞬时排气量.

1.3 PDE 工作周期的时间划分

两相混气爆震波压力特性如图 2 所示.

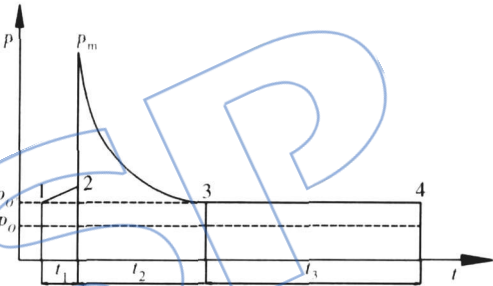


图 2 两相爆震波压力曲线

Fig. 2 Pressure curve of two phase detonation Vs time

由图 2 可知, 多循环两相混气爆震波压力曲线的特点为: ①峰值压力和爆震波传播速度比气态混气低; ②一般无明显压力平台(即爆震波后等压段)

PDE 一个工作周期可分为三阶段: ①第一阶段为缓燃转变为爆震燃烧阶段, 即 DDT 过程. 压力由 p^ϕ 点上升至 p_m 点, DDT 过程时间为 t_1 . 点 p_m 相当于气态混气反应的爆震波波后压力, 在用等容燃烧代替爆震燃烧计算中, p_m 就是等容加热的压力最高点; ②第二阶段为膨胀阶段, 由 p_m 膨胀到进气压力 p_3 (即 p_1), 推力主要由该阶段产生, 过程时间为 t_2 ; ③第三阶段为燃烧产物排空和充填阶段(包括隔离段充填). 这阶段气动阀打开, 进气道残余冷却燃气作为惰性气体隔离新鲜混气和高温爆震燃烧产物. 然后 PDE 内燃烧产物一边排出, 一边进入新鲜混气, 该阶段持续的时间为 t_3 . p_4 是燃气膨胀终了, 爆震室进行吹除、充填过程的压力, 它的压力应等于气动阀进气压力 p_1 , 但大于环境压力 p° . PDE 的工作周期 $T_c = t_1 + t_2 + t_3$, 工作频率 $f = 1/T_c$.

对带气动单向阀 PDE, 气动阀关闭在点火以

后(即 PDE 内反压大于进气压力时),由于点火存在延迟时间,因此点火需提前.只要点火延迟时间(包括气动阀关闭时间)小于进气时间,点火延迟时间不会影响 PDE 工作周期.

2 PDE 性能计算

2.1 工作周期计算

(1) DDT 时间 t_1 , 由实验测定.

(2) 膨胀时间 t_2 瞬时排气量为 $\rho V_c A_c dt$ (ρ , V_c 分别为出口截面瞬时密度和速度, A_c 为出口截面积). 由于 PDE 内燃气排出, PDE 燃烧室内密度下降 $\Delta\rho$, 瞬时连续方程 $\Delta\rho L_{DC} A_{DC} = \rho V_c A_c \Delta t$ (L_{DC} , A_{DC} 分别为爆震室长度和爆震室截面积), 计算 V_c 时考虑 PDE 的总压损失, 总压损失系数 $\xi = \Delta p / (0.5 \rho V^2) - 1$, 由冷态测定, 式中 Δp 为冷态进口总压与环境压力之差, ρ 和 V 分别是喷管出口截面的密度和速度. 尽管冷态和热态时在同样的速度下总压损失不同, 但总压损失系数在冷态和热态是相同的. 在膨胀过程中, 爆震室瞬时密度、温度逐渐降低, 导致瞬时压力逐渐降低. 取时间步长为 0.01 ms, 直到瞬时压力等于气动阀进气压力 p_1 为止, 则可计算出膨胀时间. 膨胀中不同时刻爆震室的压力、温度和密度认为是均匀的. 燃气膨胀分两段:

①当 $p_o/p^*(t) \leq v_{cr}$ 时(p_o 为环境压力, v_{cr} 为临界压力比, $p^*(t)$ 为喷口前的瞬时总压, $T^*(t)$ 为喷口前的瞬时总温)

$$V_c = \sqrt{2 \frac{k R_g T^*(t)}{k+1}}$$

②当 $p_o/p^*(t) > v_{cr}$ 时

$$V_c = \sqrt{2 \frac{k R_g T^*(t)}{k-1} \left[1 - \left(\frac{p_o}{p^*(t)} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}$$

(3) 混气充填和吹除时间(包括隔离段充填) $t_3 = (L_{DC} + \Delta L) / V_{fill}$ (ΔL 为隔离段距离, V_{fill} 为充填速度), 多循环工作时, 由于混气和热壁面热量交换, 混气温度随进气距离的增加而增加; 同时由于总压损失使静压随进气距离的增加而下降. 热态 V_{fill} 采用先测定冷态 V_{fill} , 后经热态修正得到. 燃烧时, DDT 过程由于混气压力、温度升高、体积膨胀, 为了使爆震波在管口恰好赶上混气的膨胀波(即可燃混气恰好膨胀至管口), 充填长度 L_{DC} 可略短一些, 以防混气溢出.

2.2 推力计算

若不考虑气动阀漏气对推力的影响, 推力由

两部分组成: ①当气动阀关闭时, 这时高压燃气膨胀, 产生正推力. 膨胀过程的平均正推力 $\bar{R}_1 = -p_i A_{in} (t_1 + t_2) / T_c + \sum [\bar{q}_m \bar{V}_c + (\bar{p}_c - p_o) A_c] \Delta t / T_c$, 式中 p_i 为迎风面压力, A_{in} , A_c 分别为进口面积和出口截面面积, $\bar{V}_c$, $\bar{p}_c$ 分别为 Δt 时间内出口截面的平均流速和平均压力, $\bar{q}_m$ 为 Δt 时间内的平均流量, p_o 为环境压力; ②当气动阀开, 排空燃气同时进气, 这时产生负推力. 该过程为稳态, 进气、吹除过程的平均负推力 $\bar{R}_2 = \{\rho_h V_{in}^2 A_c - [\rho_h V_{in}^2 + (p_{in} - p_o) A_{in}] t_3 / T_c$, 式中 ρ_h 为膨胀到 p_1 时的热燃气的密度, A_{in} , ρ_h , V_{in} 和 p_{in} 分别为进口截面面积和相应的密度、速度、压力, 因此平均净推力 $\bar{R} = \bar{R}_1 + \bar{R}_2$.

2.3 油耗计算

混气当量比为 1 时, 油耗(单位: kg/N · h) $SFC = 9.81 \times 3.600 \times 0.067 \bar{\rho}_{DC} L_{DC} A_{DC} f / \bar{R}$, 式中 $\bar{\rho}_{DC}$, L_{DC} , A_{DC} 和 f 分别表示为爆震燃烧室的平均密度、长度、截面积和工作频率. $\bar{\rho}_{DC}$ 是由进气温度和压力确定的.

2.4 循环热效率计算

循环热效率主要取决于燃气膨胀终了时的出口温度. $\eta = (h_o + q - h_E) / q$, 式中 h_o 为化学反应前的焓, q 为加入燃气的热量, h_E 为高压燃气膨胀到进气压力时的焓. 当混气当量比为 1 时, 每公斤汽油和 14.7 kg 的空气恰好反应, 因此加热量为每公斤汽油的放热量 $q_c / (1 + 14.7)$. 因为爆震波的传播速度很快(1 500~3 000 m/s), 燃气来不及膨胀, 所以采用定容过程处理, 忽略循环散热量.

3 计算结果和实验结果比较

3.1 研究对象和工况

计算对象管径为 $\phi = 180$ mm, 长度为 2.2 m, 带气动阀的 PDE 样机, 如图 3 所示. PDE 进口总压为 0.155 MPa, 进气温度为 300 K, 总压损失系数 ξ 为 13.5, DDT 时间取 $t_1 = 3$ ms.

3.2 计算结果和实验对比

计算结果: $T_c = 42.75$ ms, $f = 23$ Hz, 平均推力 $\bar{R} = 1\,003.2$ N, 油耗 $SFC = 33.7$ kg/N · h, 热效率 $\eta = 22.42\%$.

图 4 为计算瞬时推力曲线, 图 5 为实验测瞬时推力曲线.

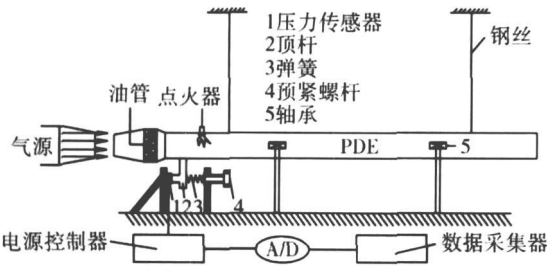


图 3 PDE 推力测量系统示意图

Fig.3 Scheme of PDE thrust testing system

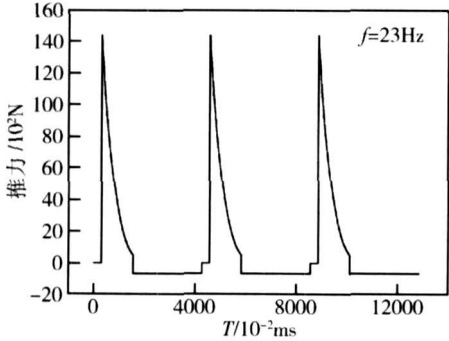


图 4 计算推力/时间曲线

Fig.4 Computational thrust curve V s time

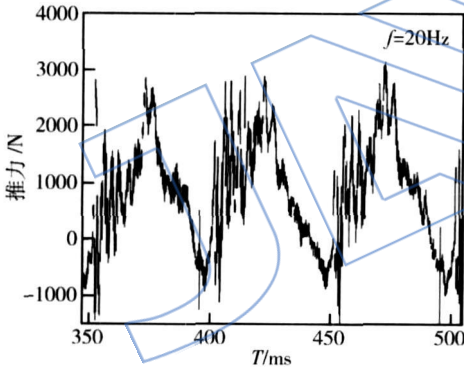


图 5 实验测推力/时间曲线

Fig.5 Experimental thrust curve V s time

(1)从图 4、图 5 可知:实验所测瞬时推力峰值点比计算推力峰值点约小 80%;在一个周期中,实验所测瞬时推力峰值点的出现比计算值大约晚 20 ms;整个进气、吹除过程的计算瞬时推力为负值,而相应实验测量瞬时推力只有小部分为负值.因为实验测量时,在某一时刻一部分推力通过传感器表现出来,另一部分转变为发动机的惯性.惯性力抵消了一部分进气时的负推力,所以实测负推力段较短.由于惯性力在一个周期内积分为零,PDE 惯性力对直接测量平均推力无影响^[2].虽然计算瞬时推力曲线和 PDE 实验瞬时推力曲线完全不同,但计算平均推力等于 PDE 的实际平均推力.实验测量 PDE 平均推力为 83 kg

(包括外阻约 20 kg),和计算平均推力值基本吻合,误差在 0.7% 左右.

(2)实验所测油耗与计算值偏差较大,实际油耗比计算值高 18%.这主要因为实验中油路采用自适应控制:①当高温燃气膨胀时,由于进气压力 p_1 小于进油压力 p_f ,因此高温燃气先膨胀到 p_f 以下,这时就提前开始供油,这部分油喷进了膨胀的燃气和隔离段(隔离段气体是进气道内降温的燃气);②点火后 PDE 内反压升高,气动阀关闭,但由于 $p_1 < p_f$,爆震室压力仍低于供油压力,因此油路仍在供油,这部分油喷在燃气内.因此,实验所测油耗远大于计算值.

(3)亚声进气 PDE 由于进气压力低,因此油耗高;为了降低油耗,发挥 PDE 的潜在优势,PDE 宜在超声进气的飞行器上使用.

4 结 论

(1)用等容燃烧循环近似 PDE 循环,对 PDE 内总压损失合理处理和实验测定的平均推力基本吻合,说明该方法可以近似预估 PDE 性能.

(2)由于采用自适应供油方式,使实验所测油耗比计算值高 18%.

(3)该模型还需通过实验进一步检验并不断改进、完善.

参考文献:

[1] Goracke D B , Levack D J H. Tripropellant engine drive cycle consideration for SSTO application[R]. AIAA 95 2950.

[2] Manski D. Cycles for earth to orbit propulsion[J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(5): 558 604.

[3] Colasurdo G, Pastrone D, Casalino L. Optimal performance of a dual fuel single stage rocket[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1998, 35(5): 667 671.

[4] 范育新,王家骅,李建中,等.脉冲爆震发动机净推力系数研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2004, 36(3): 273 277.

FAN Yuxin, WANG Jiahua, LI Jianzhong, et al. Experimental investigation on net thrust characteristics of pulse detonation engine[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2004, 36(3): 273 277.

[5] Mawid M, Park T, Sekar B. Performance analysis of a pulse detonation device as an afterburner[R]. AIAA 2000 3474.

[6] LI C, Kailasanath K. A numerical study of reactive flows in pulse detonation engines[R]. AIAA, 2001 3933.

[7] Kailasanath K, Patnaik G, LI C. Computational studies of pulse detonation engines: a status report[R]. AIAA, 99 2634.

[8] Ebrahimi H B, Mohanraj R, Merkle C L. Numerical simulation of a pulsed detonation engine with hydrogen fuels [J]. Journal of Propulsion and Power, 2002, 18 (5) : 1042-1048.

[9] Roy G D, Frolov S M , Borisov A A, et al. Pulse detonation propulsion: challenges, current status, and future perspective[J]. Progress in Energy and Combustion Science , 2004, 30: 545-672.

[10] Chao T W, Wintenberger E, Shepherd J E. On the design of pulse detonation engines, GALCIT report FM 00-7[R]. Graduate Aeronautical Laboratories, California Institute of Technology, Pasadena: CA 91125, 2001.

[11] Talley D, Coy E. Constant volume limit of pulsed propulsion for a constant ideal gas[J]. Journal of Propulsion and Power, 2002, 18(2): 400-406.

[12] 张义宁, 王家骅, 张靖周. 多循环吸气式脉冲爆震发动机推力直接测量[J]. 推进技术, 2006, 27(5) : 459-468.
ZHANG Yining, WANG Jiahua, ZHANG Jingzhou. Impulse of cyclic air-breathing pulse detonation engine[J]. Journal of propulsion technology, 2006, 27(5) : 459-468.

