

多循环脉冲爆震发动机概念化设计*

张 群, 严传俊, 范 玮, 黄希桥, 王治武

(西北工业大学 航空动力与热力工程系, 陕西 西安 710072)

摘 要: 为发展一种基于多循环爆震试验的新的脉冲爆震发动机结构设计方法, 以汽油为燃料、空气为氧化剂, 在内径为 50mm 的脉冲爆震发动机模型内产生了充分发展的脉冲爆震, 根据试验结果对脉冲爆震发动机的结构参数进行了设计, 设计结果更接近工程实际。研究发现, 当发动机结构尺寸一定时, 决定推力壁压力等效作用时间的经验常数 K 不是一个定值, 而是随爆震频率的增大按一定函数关系减小, 当爆震频率增大到一定程度时, 经验常数的变化幅度逐渐减小并最终趋于常值 3.90。根据得到的经验性的函数关系计算出单次爆震的经验常数 K 为 5.35。

关键词: 脉冲爆震发动机; 结构参数; 设计

中图分类号: V231.22

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2003) 06-0500-05

Conceptual design of multi-cycle pulse detonation engines

ZHANG Qun, YAN Chuang-jun, FAN Wei, HUANG Xi-qiao, WANG Zhi-wu

(Dept. of Aeroengine Engineering, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an 710072, China)

Abstract: The purpose of this study is to develop a new method based on the multi-cycle detonation results. Fully developed repetitive C-J detonation waves are produced successfully by PDE model with its diameter 50mm using gasoline as fuel and air as oxidizer. The structural parameters of PDE are determined, which are more similar to the actual situation. It is found that experience constant (K) is not a fixed value and it decreases with increasing of the frequency by some function. When the frequency is increased to some extent, the experience constant (K) decreases flatly and tends to a fixed value of 3.90. According to the experimental function obtained, the experience constant (K) of single-cycle detonation equals to 5.35 by calculation.

Key words: Pulse detonation engine; Structural parameter; Design

1 引 言

脉冲爆震发动机(PDE)是一种利用脉冲式爆震波产生推力的新概念发动机^[1~4]。具有热循环效率高,结构简单,重量轻,推重比大,单位燃料消耗率低等优点,可用于无人驾驶飞机、靶机、引诱飞机、靶弹、高超声速隐身侦察机、远程导弹、战略飞机等的动力装置,将成为本世纪新型动力装置。

脉冲爆震发动机按使用自由来流或机载氧化剂,能分别以吸气式发动机或火箭发动机 PDRE(Pulse Detonation Rocket Engine)方式工作。目前,大部分脉冲爆震发动机都是通过实验室供给燃料和氧化剂的

火箭方式来工作的^[1~4],因而当前的设计工作也是针对 PDRE 进行的。此前对 PDE 进行的结构设计大多是以单次爆震的试验结果为基础的^[5],与发动机的实际工作状况有很大差异,为了使设计结果更接近工程实际,本文根据多次连续爆震波试验结果对脉冲爆震发动机的结构参数进行了新的设计。

2 试验装置

两相脉冲爆震发动机原理性试验模型装置示意图如图 1 所示,由供油、供气系统,爆震点火及频率控制系统,混合室,爆震室,压力测量系统以及数据采集系统等组成。模型试验器由内径 50mm 的钢管加工

* 收稿日期: 2002-12-15; 修订日期: 2003-04-01。基金项目: 国家自然科学基金(50106012); 国家“八六三”基金(2002AA722102)。

作者简介: 张 群(1976—),男,博士生,研究领域为燃烧学。

而成。爆震室(包括混合室)的头部封闭,尾端敞口。爆震室长 1.30m,混合室长 0.20m。在混合室出口处安装火花塞,由频率在 1Hz~ 100Hz 内连续可调的爆震点火及频率控制系统控制起爆。实验采用汽油为燃料,压缩空气为氧化剂^[6~8]。供气、供油由相应的调节阀控制,供油量由浮子流量计测定,供气量由涡街流量计测定。在推力壁处(位置 1)放置一压力传感器,沿轴向(位置 2,位置 3,位置 4)分别放置了 3 个压力传感器来测量爆震室内的压力。在混合室头部,供油系统采用直射式喷嘴,空气采用切向进气方式,这有利于燃料的雾化及与空气的掺混。

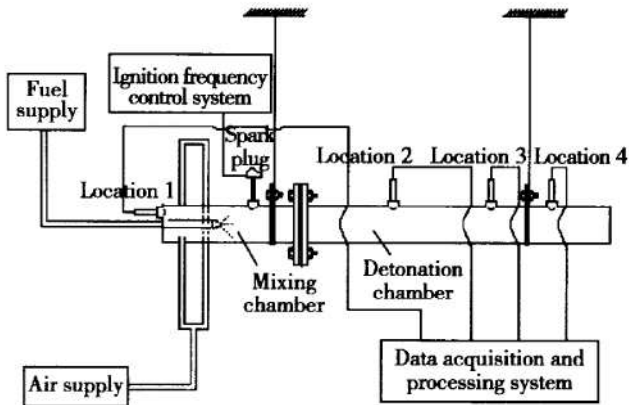


Fig. 1 Experimental setup

3 发动机设计原则

根据理论分析与试验测试,脉冲爆震发动机平均推力可归纳为下式^[9]

$$\overline{F} = K \frac{\Delta p_K}{U_{CJ}} V f \tag{1}$$

式中 Δp_K 与 U_{CJ} 是爆震波的特性参数,当燃料和余气系数一定时,它们是常量,其中 $\Delta p_K = p_k - p_0$; $p_k = \left| \frac{\gamma+1}{2\gamma} \right|^{\frac{2\gamma}{\gamma-1}} p_{CJ}$; p_0 为大气压力; p_{CJ} 为爆震波峰值压力。可以看出,发动机的平均推力与经验常数 K ,发动机容积 V 及工作频率 f 成正比,因而对于给定的推力目标,对发动机进行设计的关键在于确定上述参数的范围。

3.1 经验常数 K

在脉冲爆震发动机工作过程中,单次爆震循环的冲量为

$$I = A \int_0^T \Delta p(t) dt \tag{2}$$

其中 A 为推力壁截面积, $\Delta p(t)$ 为推力壁压力差, T 为爆震循环周期。

上式的冲量可等价 $(p_k - p_0)$ 与等效作用时间 t_w 的乘积(如图 2),即

$$I = A(p_k - p_0)t_w \tag{3}$$

其中推力壁上压力的等效作用时间 $t_w = K t_{CJ}$, K 为经验常数,爆震波的传播时间为

$$t_{CJ} = l / U_{CJ}$$

其中 l 为发动机总长, U_{CJ} 为爆震波速度。

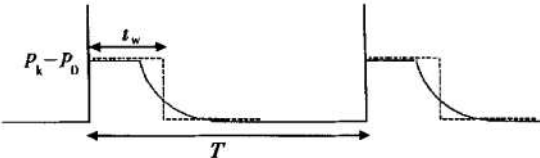


Fig. 2 Refined pressure trace on thrust wall in the analytical model

式(3)中, A 一定, p_k , t_{CJ} 均可由上述公式求得,关键在于 K 的确定。根据式(2)对推力壁压力积分求得冲量,代入式(3)求得

$$K = \frac{\int_0^T \Delta p(t) dt}{\left| \frac{\gamma+1}{2\gamma} \right|^{\frac{2\gamma}{\gamma-1}} p_{CJ} - p_0 \left| \frac{l}{U_{CJ}} \right|} \tag{4}$$

图 3~ 图 5 分别是爆震频率为 10Hz, 20Hz, 30Hz 时测得的推力壁处燃气压力波形图。根据在不同爆震频率下的试验结果测量得到了 K 值(如表 1)。图 6 是根据表 1 中的试验数据拟合的曲线,可见,经验常数是随爆震频率呈指数关系变化的,而不是一个定值^[5,9]。

$$K = 3.8687 + 1.48496e^{-0.10729f} \tag{5}$$

Table 1 Experience constants obtained at different cycle frequencies

f/Hz	5	10	15	20	30
K	4.74	4.37	4.16	4.06	3.92

从图 6 可见,当进行单次爆震试验时,即 $f \rightarrow 0$ 时, K 为 5.35。随着爆震频率的增大,经验常数逐渐减小,当进行较高频率爆震试验(例如频率大于 30Hz)时,经验常数变化很小并逐渐趋于一常值 3.87。从图中也可以看出,在爆震频率从 30Hz 到接近发动机频率极限的宽广工作范围内,经验常数的变化幅度只有 0.05,也即当发动机在高频率下工作时, K 可近似认为等于常数 3.9。

在多循环脉冲爆震发动机中,经验常数的减小主要是发动机排气时间变短的结果,在单次爆震中,排气

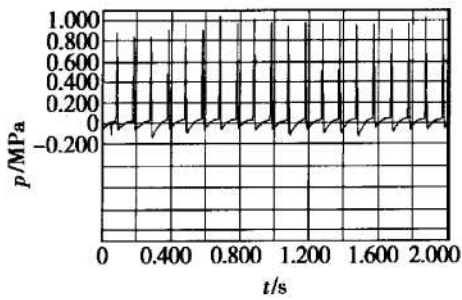


Fig. 3 Pressure history measured at the thrust wall ($f = 10\text{Hz}$, $\alpha = 1.3$)

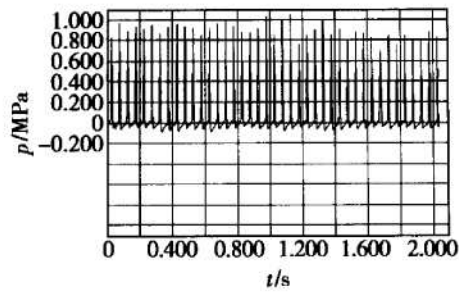


Fig. 4 Pressure history measured at the thrust wall ($f = 20\text{Hz}$, $\alpha = 1.3$)

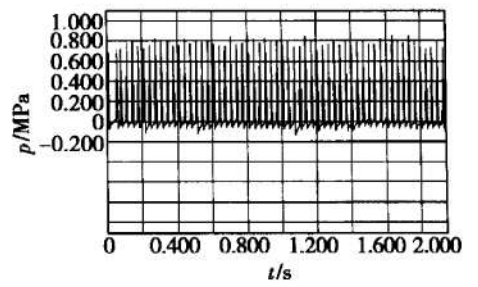


Fig. 5 Pressure history measured at the thrust wall ($f = 30\text{Hz}$, $\alpha = 1.3$)

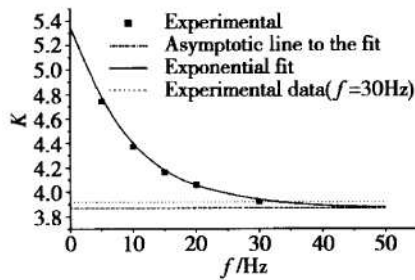


Fig. 6 Experience constant as a function of cycle frequency

过程是完全独立的,而在多次爆震循环中,排气过程是与进气过程相互影响,相互耦合的。随着爆震频率的增大,进气速度的加快,可爆混气停留时间减小,排气过程也会相应变短,从而导致推力壁压力作用时间变短,并最终引起经验常数的减小。在此爆震频率增大的过程中,排气过程与进气过程的耦合作用逐渐趋于稳定,进气过程的变化对排气过程的影响也越来越小,因而经验常数的变化逐渐变小并趋于常值。

3.2 发动机长度边界

脉冲爆震发动机长度应大于爆燃向爆震转变距离,即

$$L > L_{\text{DDT}}$$

实际上,一般选 $L > L_{\text{DDT}} \geq 10 \lambda^{[5]}$, 其中 λ 为燃料胞格尺寸,在环境条件 ($p_0 = 101.3\text{kPa}$, $T = 373\text{K}$) 下,汽油的胞格尺寸为 42mm , 故有 $L > L_{\text{DDT}} \geq 10 \lambda = 420\text{mm}$ 。爆燃向爆震转变距离 L_{DDT} 是与爆震室内部结构状况有关的,根据我们的模型脉冲爆震发动机试验装置,选取发动机长度 $L > L_{\text{DDT}} \geq 500\text{mm}$ 。同时,在设计发动机时也要考虑到工程应用的实际需要,因而发动机长度不宜过大,目前的脉冲爆震发动机目标应用平台通常要求发动机长度不超过 2m , 故这里选取发动机长度 $2000\text{mm} > L > L_{\text{DDT}} \geq 500\text{mm}$ 。

3.3 发动机直径边界

脉冲爆震发动机截面尺寸不是任意选取的,有一

定的限制条件,一般来说,截面直径要大于所选燃料的胞格尺寸。

$$d \geq \lambda \pi \quad (7)$$

本文的脉冲爆震发动机以液态汽油为燃料,汽油的胞格尺寸为 42mm ($p_0 = 101.3\text{kPa}$, $T = 373\text{K}$), 故取 $d \geq 20\text{mm} > \lambda \pi$ 。而截面直径过大则需要较大的点火能量,也即要求一套相应复杂的点火系统,很大程度上增大了发动机的体积和重量。这里我们选取发动机的最大截面直径为 200mm 。

3.4 工作频率

脉冲爆震发动机的最高工作频率取决于单次爆震的最小循环周期

$$f_{\text{max}} = 1/t_{\text{cycle}} \quad (8)$$

单次爆震的循环周期主要由可爆混气填充爆震室时间、爆震波在爆震室中传播时间和爆震产物排出爆震室的时间组成:

$$t_{\text{cycle}} = t_{\text{fill}} + t_{\text{detonation}} + t_{\text{exhaust}} \quad (9)$$

爆震波在爆震室中传播时间与爆震产物排出爆震室的时间之和也即推力壁上压力的作用时间,图7为试验中测得的推力壁压力作用时间随爆震频率的变化关系,不难看出,推力壁上压力的作用时间是随爆震频率的增加而逐渐减小的,拟合后的关系曲线为

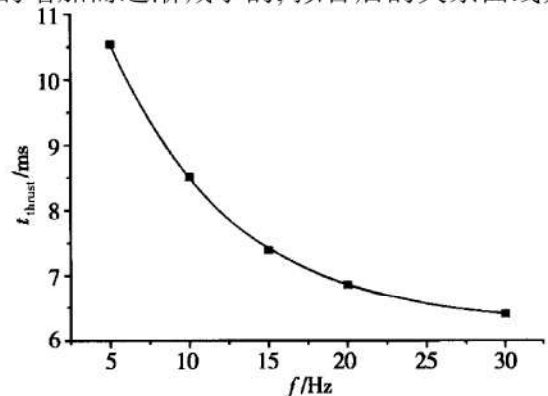


Fig. 7 Time of pressure on the thrust wall as a function of cycle frequency

$$t_{\text{thrust}} = t_{\text{detonation}} + t_{\text{exhaust}} = 6.22789 + 8.25585e^{-0.12937f} \quad (10)$$

在本实验条件下,爆震波在爆震室中的传播时间 $t_{\text{CJ}} = 1/U_{\text{CJ}} = 0.8753\text{ms}$, 则上式可写为

$$t_{\text{thrust}} = (7.115 + 9.431e^{-0.12937f}) t_{\text{CJ}} \quad (11)$$

爆混气的填充时间一般远远大于爆震波在爆震室内的传播时间,最短填充时间通常为 $(16 \sim 20) t_{\text{CJ}}^{[9]}$, 这里取 $20t_{\text{CJ}}$, 则最短爆震循环时间为

$$t_{\text{cycle}} = t_{\text{thrust}} + t_{\text{fill}} = t_{\text{thrust}} + 20t_{\text{CJ}} = (27.115 + 9.431e^{-0.12937f}) \frac{1}{U_{\text{CJ}}} \propto l \quad (12)$$

整理得

$$f_{\text{max}} (27.115 + 9.431e^{-0.12937f_{\text{max}}}) \frac{1}{U_{\text{CJ}}} = 1 \quad (13)$$

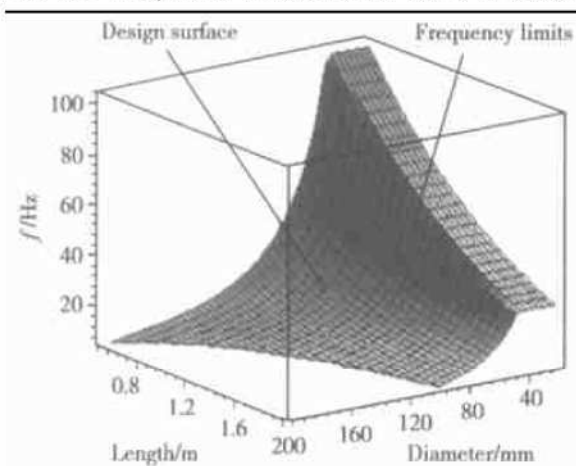
由上式可知,当可爆混气油气比一定时,对应于一定的爆震室长度,存在一个发动机最大工作频率。在发动机工作中,处于偏贫油状态时爆震波速较低,计算得到的最大频率为一个较小的保守估计,能够满足较大油气比下的设计要求。故在这里采取贫油设计,暂取 $\alpha = 1.3$, 此时根据理论计算可得爆震波速

$U_{\text{CJ}} = 1713.7\text{m/s}$, 则解上式可得

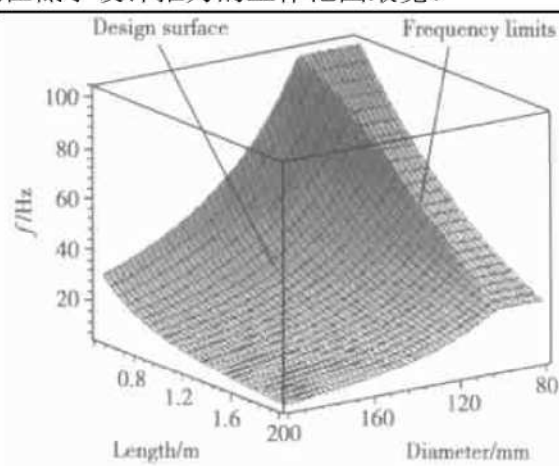
$$f_{\text{max}} = 153.92603e^{-0.8238l} \quad (14)$$

4 设计结果

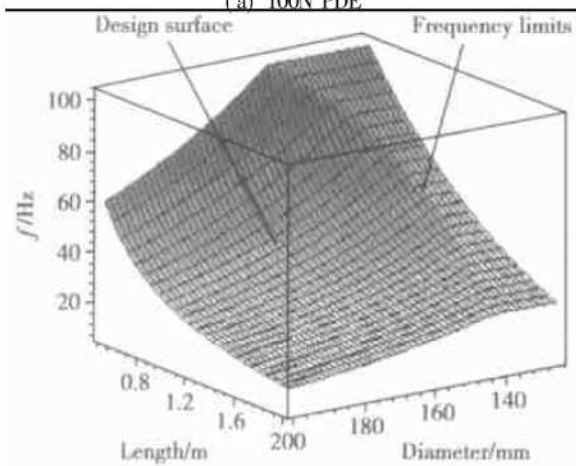
根据上述设计原则,对推力为 100N , 500N , 1000N , 1500N 的脉冲爆震发动机进行了设计,如图8所示。从图中可见,随着设计推力的增大,发动机的结构尺寸也应相应增大,且发动机截面尺寸的增大对增大推力效果更为显著。实际中,根据一定推力要求设计的发动机,尺寸是确定的,发动机在设计曲面工作时处于额定工作状态,低于设计曲面时产生的推力减小,高于设计曲面时产生推力增大,但发动机的工作频率不是无限增大的,而是要低于频率限制面,也即发动机结构尺寸一定时,存在一个最大推力值。同时,在设计发动机时,发动机的工作域度也是一个重要的方面,当设计曲面距频率极限较远时,发动机频率可增大范围较为宽广,推力增大范围也大,而当设计曲面距频率极限较近时,发动机推力可增大幅度不大,当设计曲面处于频率极限时,设计推力即为发动机能够达到的最大推力,发动机在低于设计推力的工作范围最宽。



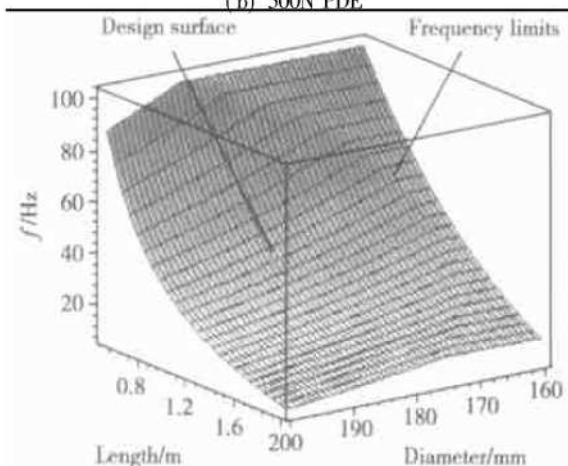
(a) 100N PDE



(b) 500N PDE



(c) 1kN PDE



(d) 1.5kN PDE

Fig. 8 Values of the frequency, length and diameter for PDE with different thrust

5 结 论

(1) 建立了脉冲爆震发动机结构参数设计方法, 并根据该方法对不同推力水平的发动机进行了设计。

(2) 在发动机设计过程中, 存在发动机工作域度问题, 当设计点靠近频率限制面时, 推力增大的域度变小, 反之增大。

(3) 利用积分法确定了 K 值, 发现经验常数随爆震频率的增大呈指数关系减小, 并拟合建立了经验常数随爆震频率变化的关系曲线。

(4) 推力壁上压力的作用时间随爆震频率的增大呈指数关系减小。

(5) 爆震频率极限随发动机长度呈指数关系减小, 建立了爆震频率极限随发动机长度变化的关系曲线。

参考文献:

- [1] Eidelman S, Grossmann W. Pulsed detonation engine: experimental and theoretical review[C]. *AIAA* 92-3168.
- [2] Stuessy W S, Wilson D R. Experimental investigation of an annular multi-cycle pulsed detonation wave engine[C]. *36th*

Aerospace Sciences Meeting, Reno, 1997.

- [3] Bratkovich T E, Amio M, Williams J T, et al. An introduction to pulse detonation rocket engines[C]. *AIAA* 97-2742.
- [4] Brophy C M, Netzer D W, Forster D. Detonation studies of JP-10 with oxygen and air for pulse detonation engine development[C]. *AIAA* 98-4003.
- [5] Chao T, Wintenberger E, Shepherd J E. On the design of pulse detonation engines[R]. *GALCIT Report FM00-7, Graduate Aeronautical laboratories, California Institute of Technology, Pasadena, CA 91125, 2001.*
- [6] 张 群, 严传俊, 范 玮, 等. 直径对脉冲爆震发动机性能的影响[J]. *工程热物理学报*, 2002, 23(2).
- [7] 张 群, 严传俊, 范 玮, 等. 填充系数对脉冲爆震发动机压力波影响的实验研究[J]. *燃烧科学与技术*, 2002, 8(5).
- [8] 严传俊, 范 玮, 黄希桥, 等. 新概念脉冲爆震发动机的探索性研究[J]. *自然科学进展*, 2002, 12(10).
- [9] Zitouni R, Desbordes D. Propulsive performances of pulsed detonations[J]. *Combust. Sci. and tech.* 1999, 144: 93~ 114.

(编辑: 朱立影)

(上接第 490 页)

今后将通过弹道优化进一步提高性能, 还应当考虑气动阻力, 考虑更细节的运载器质量模型和发动机性能计算模型。但下一步研究中, 首要的问题是如何实现推进剂组成的连续变化。

4 结 论

建立了渐变式三组元发动机实现单级入轨的控制方程, 得到了液氢燃料比和余氧系数的变化规律。结果表明渐变式三组元发动机的性能比传统三组元发动机和渐变式氢氧发动机的性能都高。

如果能实现推进剂组成的连续变化, 则渐变式三组元发动机将非常有前途。

参考文献:

- [1] Martin J A. Effect of tripropellant engine on earth to orbit vehicles[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1985, 22(6).
- [2] Goracke D B, Levack D J H. Tripropellant drive cycle consideration for SSTO application[R]. *AIAA-95-2950.*
- [3] Manski D. Cycles for earth to orbit propulsion[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1998, 14(5).
- [4] Colasurdo G, Pastrone D, Casalino L. Optimal performance of a dual-fuel single stage rocket[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1998, 35(5).
- [5] Huang W D, Wang K C, Chen Q Z. Effects of rocket engine on single stage to orbit[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1997, 35(2).

(编辑: 朱立影)