

原理模型脉冲爆震发动机性能参数的实测与分析*

西北工业大学 范玮** 严传俊 何立明 汪林全 雷恒仁

【摘要】应用爆震波理论对原理模型脉冲爆震发动机(PDE)中的压力及平均推力作了理论分析,且按实际给定参数进行了计算。并在自行研制的模型脉冲爆震发动机上对这两个参数进行了实测。对理论值与实测值的比较分析表明,该原理模型PDE能产生脉冲爆震波和推力。

主题词: 脉冲爆发 发动机 压力 推力

分类号: V 237

脉冲爆震发动机(PDE)利用脉冲式爆震波产生推力。这种发动机热循环效率高,燃料消耗率低,经济性好;结构简单,可靠性高;推重比大(大于20),比冲高(可达2000 s以上),工作范围广,引起发达国家的广泛重视^[1]。燃烧室中穿越爆震波的压比 P_2/P_1 (爆震波后的压力/环境压力)是表征爆震波的特征量,是否产生了爆震波,从 P_2/P_1 的值就能判断出来,而平均推力 F 的大小将直接关系到该推进系统的有效性。

1 爆震波特性的理论分析

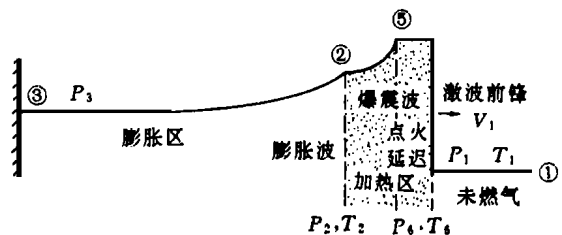
考虑在等截面管中传播的一维爆震波,将参考坐标系取在爆震波上,因此研究的即为定常爆震波^[2]。跨越爆震波的各守恒方程及状态方程为:

$$\rho_1 V_1 = \rho_2 V_2, \quad c_{p1} T_1 + (1/2) V_1^2 + q = c_{p2} T_2 + (1/2) V_2^2$$

$$P_1 + \rho_1 V_1^2 = P_2 + \rho_2 V_2^2, \quad P_1 = \rho_1 R T_1, \quad P_2 = \rho_2 R T_2$$

下标“1”代表未燃气体,下标“2”代表已燃气体。

在一端封闭、一端开放的爆震腔中,压力分布如图1所示。在管子封闭端激发爆震波,爆震波向管子开口端传播。爆震波可看成是强激波加薄的火焰面,强激波用来触发燃烧,薄的火焰面用于释放能量。激波以爆震速度 V_1 相对于未燃气运动,提高未燃气体的压力和温度。激波后未燃气体有



1996年9月收稿;1996年11月收到修改稿。

* 本文系国家自然科学基金,编号:59386027和863计划资助项目,编号:863-2-2-1-4

** 西安市西北工业大学航空动力与热力工程系 710072

一个稳定高压区(P_s),称为 Von Neumann 尖峰,用于点火延迟。当化学反应开始以后,就向气体加热,使气体温度上升,压力下降,加热区的厚度决定于完成燃烧反应所需时间。状态 2 的温度、压力与密度远高于状态 1。状态 2 的压力与密度低于 Von Neumann 区的数值,但温度高于 Von Neumann 区的数值。在闭端与加热区之间有一个膨胀区,以保证闭端气流壁面法向速度为零。闭端压力 P_3 远低于爆震波后压力 P_2 。

早在 1899 年,Chapman 提出定常爆震波发生在上 Chapman-Jouguet(即上 C-J)点上,故此类爆震波通常称为 C-J 爆震,它的一大重要特性就是“已燃气体以状态 2 的音速离开爆震波”,即爆震波相对于已燃气体的马赫数 $Ma_2 = 1$,亦即 $V_2 = a_2$ 。对于穿越理想气体的 C-J 爆震波的压比及温度比可由连续、动量、能量及状态方程表达为:

$$P_2/P_1 = (1 + \gamma M a_1^2)/(1 + \gamma_2) \quad (1)$$

$$T_2/T_1 = (m_2/m_1)(\gamma_2/\gamma_1)(1/M a_1^2)(1/\gamma M a_1^2)^2/(1 + \gamma_2)^2 \quad (2)$$

Ma_1 为爆震波相对于未燃气体的马赫数。在爆震管中计算流体特性所要求的一个重要参数是已燃气体相对于爆震腔壁的速度 V_{2c} 或马赫数 Ma_{2c} 。因为考虑的是 C-J 爆震,则 $Ma_2 = 1$,并考虑燃料/空气射入的初始速度分量为 V_0 ,可得:

$$Ma_{2c} = (Ma_0 + Ma_1) [(m_2/m_1)(\gamma_1/\gamma_2)(T_1/T_2)]^{1/2} - 1 \quad (3)$$

式中 Ma_0 为未燃气体相对于爆震腔壁的马赫数。因此, P_3 可由下式求得:

$$P_3/P_1 = (P_2/P_1) \{1 - [(\gamma_2 - 1)/2] Ma_{2c}^2\}^{2\gamma_2/(\gamma_2 - 1)} \quad (4)$$

平均推力计算式^[1]:

$$\bar{F} = \frac{\int F(t) dt}{t_c} = F(t_d + t_r)/t_c \quad (5)$$

式中: $F(t)$ 为瞬时或不稳定推力, F 为在爆震和膨胀时间内作用的有效峰值推力, $F \approx (P_3 - P_1)A$, A 为有效作用面积, $t_c = t_d + t_r + t_f$ 为一个循环的时间, $t_d = L/(V_1 + V_0)$ 为爆震波传播时间, $t_r = L/a_2$ 为膨胀波传播时间, $t_f = L/V_0$ 为混气填充所需时间。由(5)式可看出,加大有效推力壁面积 A ,增大点火能量以便提高初速 V_0 ,均能提高 $\bar{F}$ 。

利用(1)及(4),(5)式可写成:

$$\bar{F} \approx A P_1 \left[\frac{1 + \gamma M a_1^2}{1 + \gamma_2} \right] \left[1 - \frac{\gamma_2 - 1}{2} Ma_{2c}^2 \right]^{2\gamma_2/(\gamma_2 - 1)} - 1 \left[\frac{t_d + t_r}{t_c} \right] \quad (6)$$

由以上各式均可看出,若要从理论上确定跨越爆震波的压比 P_2/P_1 及平均推力,一个必要步骤就是要估算试验中所用预混气的理想爆震速度 V_1 及 Ma_{10} 。由质量守恒方程可得:

$$V_1 = \rho_2 V_2 / \rho_1 = \rho_2 a_2 / \rho_1 = (\rho_2 / \rho_1) (\gamma_2 R_2 T_2)^{1/2} \quad (7)$$

为了确定 V_1 ,需要先假定 P_2 和 T_2 ,计算给定条件下的平衡成份,再进行迭代求解,计算 P_2 和 T_2 。迭代收敛后用其值通过(7)式求得 V_1 ^[2,3]。

在求解 V_1 的过程中,计算 P_2/P_1 与 $\bar{F}$ 时所需的混和物反应前后的特性参数,如 γ_1 、 γ_2 、 m_1 及 m_2 等,均可同时求出,再利用上述诸式便可顺利求得 P_2/P_1 与 $\bar{F}$ 。

为考虑实用性和安全性,本试验采用的燃料为汽油,氧化剂为压缩空气,且按化学恰当比配制,进气初速 $V_0 = 17.5 \text{ m/s}$,点火频率(不同于爆震频率)为 60 Hz , $P_1 = 0.101325 \text{ MPa}$ (因管子一端敞口)。爆震前后的混气均按理想气体处理,可算得理想爆震波速度 $V_1 = 1898.2 \text{ m/s}$, $Ma_1 = 5.8$,爆震波前后的压比 $P_2/P_1 = 19.83$, $\bar{F} = 3.822 \text{ N}$ 。

2 试验测试系统和实测结果与理论值的比较

本试验测试系统原理图如图 2 所示。采用压电晶体传感器测量动态压力 P ,电阻应变式推

力传感器测量瞬态推力 $F(t)$ 。实测结果如图 3 和图 4 所示。动态压力 P 可看作是在管中传播的爆震波在该测试点上同一时刻的压力叠加。可近似地将其峰值取作 P_{20} 。由于电阻应变式推力传感器频响较低,故测试结果不能准确地反映出瞬态推力的尖峰脉冲,而是在频响时间内的平均值。由测试结果可见,本原理试验模型产生的是准稳态脉冲爆震。试验测得结果为: $P_{2\max} = 1.86 \text{ MPa}$, 即 $P_2/P_1 = 18.36$, 平均推力 $\bar{F} \approx 3.234 \text{ N}$ 。对比理论值与实测值发现,两者尚有一些差距,这主要有以下几方面的原因:首先,在求解爆震波速度 V_1 时没

有考虑两相流的因素,忽略了爆震燃烧产物的离解,并且把爆震前后的混气当作理想气体处理。所以计算所得只是理想爆震波速度,提供了 M_{a1} 所能达到的最佳上限值,指明了提高性能

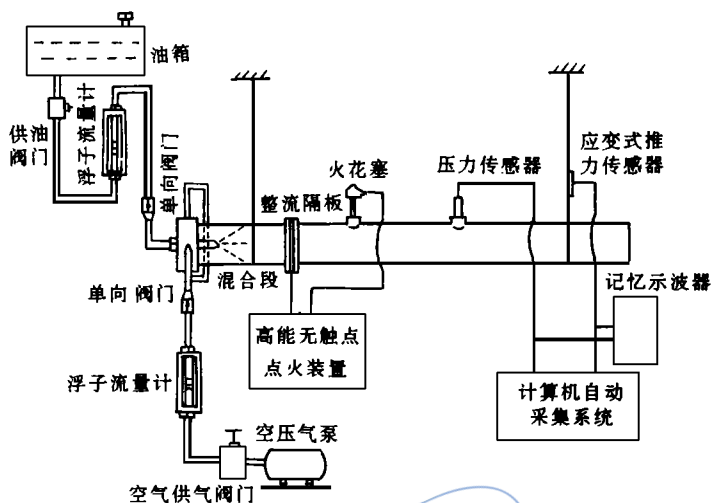


图2 脉冲爆震试验测试系统

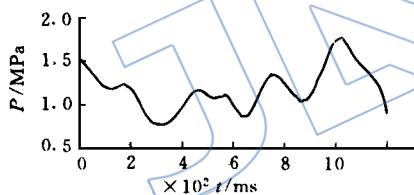


图3 爆震腔内某点压力的变化曲线

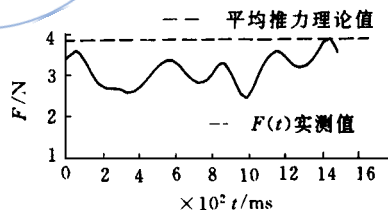


图4 PDE 的瞬态推力变化曲线

的方向,但实际速度定小于理想速度;其次,计算基于“点火完毕即形成爆震波”的假设,实际情况要经过一段过渡,才能由爆燃转变成爆震,基于这一假设计算所得的 M_{a1} 也偏大。

结束语 从模型脉冲爆震发动机原理性试验可见,本试验模型成功地产生了脉冲爆震波和推力。采用的脉冲爆震发动机平均推力的计算公式^[2]所计算的 PDE 平均推力与实测值基本符合,这也证明了该公式的近似较合理,可用于今后的研究中。

参 考 文 献

- 1 Bussing J, Pappas G. An Introduction to Pulse Detonation Engine AIAA 94-0263, 1994
- 2 M J 左克罗, J D 霍夫曼. 气体动力学. 北京: 国防工业出版社, 1984: 376-386
- 3 严传俊, 刘军, 范玮等. 脉冲爆震发动机工作原理与循环分析. 推进技术, 1996, 17(3): 56-63

(责任编辑 杨再荣)

surfaces in our method. The results of digital simulation for the spiral bevel gears used in a Chinese aeroengine show that the presented method describes the tooth shape and tooth contact characteristics more conveniently and efficiently, and can determine optimal cutting adjustment parameters for obtaining spiral bevel gears with good contact quality.

Key Words Digital Simulation Spiral bevel gears Curved surface

FRETTING FATIGUE OF DOVETAIL JOINT UNDER COMBINED CYCLIC LOADING

Xu Qi

(Yancheng Polytechnical Institute, Yancheng 224003)

Pan Shengcai

(5th Dept. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016)

ABSTRACT The state-of-art in research on fretting fatigue of dovetail joint in aircraft engine at home and abroad was sized up. Stress analysis of dovetail joint part was carried out. Experimental equipment was designed and set up. A number of tentative experiments was conducted. It is confirmed that the experimental technique and equipment can offer a great deal of data for designing.

Key Words Tenon Cyclic Loads Fatigue

PRESSURE AND AVERAGED THRUST OF A PULSED DETONATION ENGINE MODEL

Fan Wei, Yan Chuanjun, He Linling, Wang Linqun, Lie Hengren

(7th Dept. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

ABSTRACT A mode of Pulsed Detonation Engine (PDE) has been made. Its pressure and averaged thrust were analysed and calculated according to detonation wave theory, and then were measured with two sensors in testing of the PDE model. The comparison of the calculated results with the measured data shows that the PDE model can produce the pulsed detonation wave and thrust.

Key Words Impulsive burst Engines Pressures Thrust

EFFECTS OF FILM COOLING ON INTERNAL HEAT TRANSFER COEFFICIENTS OF BLADES

Tao Zhi

(4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

Cai Yi

(Chinese Gas Turbine Establishment, Jiangyou 610500)

ABSTRACT Effects of film cooling on the internal heat transfer coefficients of turbine blades were investigated numerically and the key factors have been found out as the film cooling hole distance ratio and the inlet Reynolds number. The local heat transfer coefficient variations were discussed both for the pressure and the suction sides of blades. Numerical results showed that, for the pressure side the internal heat transfer coefficient was much enhanced and could be doubled, as compared with the no-hole passages at the same range.