

脉冲爆震发动机热力循环性能分析

陈鑫, 于锦禄, 何立明, 杨帆

(空军工程大学工程学院, 陕西 西安 710038)

摘要 分析了混合气体中燃烧产生的爆震波的传播机理,建立了爆震波传播过程中参数的基本关系。在不同进气增压比条件下,对爆震波的特性参数进行了计算,得出了爆震波前后气流参数的变化关系并计算了爆震燃烧循环过程的热效率和爆震燃烧不可逆过程中熵增随爆震波前马赫数的变化规律。最后将爆震燃烧循环与布莱顿循环、甘福利循环进行比较,结果表明:爆震燃烧循环具有更高的有效循环功和循环热效率。

关键词 脉冲爆震发动机;爆震波;热力循环;热效率

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2011.02.001

中图分类号 V231 **文献标识码** A **文章编号** 1009-3516(2011)02-0001-05

脉冲爆震发动机(Pulse Detonation Engine, PDE)是一种利用间歇式爆震波生成的高温、高压燃气来产生推力的新概念发动机。爆震波本质上是激波后面跟着一个爆燃波,相当于一个热力活塞,所以它能产生极高的燃气压力(1-10 MPa)、燃气温度(大于2 800 K)及爆震波传播速度(约2 000 m/s)。由于爆震波的传播速度极快,爆震燃烧可近似认为是超声速等容燃烧过程。

研究混合气体燃烧产生的爆震波的传播机理和特性参数的计算方法可为脉冲爆震发动机的设计和实验研究提供理论依据。1889年,前苏联著名的物理学家B. A. Мизельсон创造性地提出了爆震燃烧波的传播机理^[1]。随后,Н. Н. Семеньй, Я. Б. Зельдович, Д. А. Франк - Каменецкий, К. И. Щелкий^[2]等人发展了他的理论并进行了实验研究。Kentfield^[3]、Dyer^[4]研究了脉冲爆震发动机的热力循环过程, Eidelman^[5]等人使用数值模拟的方法研究了PDE的性能。邱华^[6]等人研究了理想循环的单管自吸气式脉冲爆震发动机热力循环过程。

本文对爆震燃烧波的热力学参数进行了计算,并对带爆震燃烧过程的热力循环与布莱顿循环、甘福利循环的性能进行了比较分析。

1 爆震燃烧波的传播机理及参数计算

混合气体中燃烧产生的爆震波可以看作是由2层组成,见图1。第1层是一道很薄很强的绝热压缩波。气流经过它时瞬时被加热燃烧,压力、温度急剧升高。但是由于它的厚度非常小(仅与分子的自由行程相当),其中的燃烧过程并未扩展传播。燃烧经过的区域形成了第2层,该层紧紧连接在激波的后面,厚度比第一层要大一些。因此,爆震燃烧可以看作是激波后面紧跟一个燃烧波。

爆震波参数可由I区(激波区)和II区(燃烧区)的参数顺序求得。

质量守恒方程见式(1),动量守恒方程见式(2),能量守恒方程见式(3)^[7]:

$$\rho_2 V_2 = \rho_3 V_3 = \dot{m} \quad (1) \quad p_2 + \rho_2 V_2^2 = p_3 + \rho_3 V_3^2 \quad (2) \quad q_1 = c_p (T_3 - T_2) + \frac{V_3^2 - V_2^2}{2} \quad (3)$$

* 收稿日期:2010-04-21

基金项目:国家“863”创新基金资助项目(2009XXX215);空军工程大学学术基金资助项目(XS0901009)

作者简介:陈鑫(1976-),男,河南三门峡人,副教授,主要从事航空燃气涡轮发动机和脉冲爆震发动机的原理及实验技术研究。E-mail:smx_chenxin@yahoo.cn

由音速计算式可得： $\frac{M_3^2}{M_2^2} = \frac{V_3^2 a_2^2}{V_2^2 a_3^2} = \frac{V_3^2 T_2}{V_2^2 T_3}$ 。

整理可得：

$$\frac{p_3}{p_2} = \frac{1 + \gamma M_2^2}{1 + \gamma M_3^2} \quad (4)$$

$$\frac{v_3}{v_2} = \frac{M_2^2 (1 + \gamma M_2^2)}{M_3^2 (1 + \gamma M_3^2)} \quad (5)$$

$$\frac{T_3}{T_2} = \frac{p_3 v_3}{p_2 v_2} = \frac{M_2^2 (1 + \gamma M_2^2)^2}{M_3^2 (1 + \gamma M_3^2)^2} \quad (6)$$

$$\frac{q_1}{c_p T_2} + 1 = \frac{M_3^2 (1 + \gamma M_2^2)^2 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_3^2\right)}{M_2^2 (1 + \gamma M_3^2)^2} - \frac{\gamma - 1}{2} M_2^2 \quad (7)$$

其中单位加热量 $q_1 = \frac{H_u}{\alpha L_0}$ 式中各变量含义见文献[8]。联立式(4)

- (7), 计算可得不同进气增压比 π 条件下爆震波前后气流参数

随爆震波前马赫数的变化规律见图 2-4。图中所标识的点 D、曲线 DE、曲线 DA 分别对应着 Rayleigh - Hugoniot 曲线^[9] (见图 5) 上的 C - J 爆震点 U、强爆震曲线 UA、弱爆震曲线 UC。

在不同进气增压比条件下, 爆震波后马赫数 M_3 随爆震波前马赫数 M_2 的变化规律见图 2。从图 2 中可以看出, 曲线由弱爆震和强爆震 2 部分组成。随着进气增压比 π 的增大, 爆震波前压力增大, 爆震波强度减弱, 所以爆震波前马赫数减小, 曲线整体左移。在强爆震 DE 区域, 随着波前马赫数 M_2 的增大, 爆震波后马赫数 M_3 减小。

爆震波前后压力比 p_3/p_2 、温度比 T_3/T_2 随爆震波前马赫数 M_2 的变化规律见图 3-4。从图中可以看出, 在强爆震 DE 区域, 随着爆震波前马赫数 M_2 的增大, 爆震波前后压力比和温度比都增大, 说明燃料燃烧产生的化学能主要转化为气体的压力势能和内能, 向动能的转化量减小; 而随着进气增压比 π 的增大, 爆震波前后压力比增大, 温度比减小, 但当增压比 $\pi > 10$ 以后, 这种变化就不很明显。

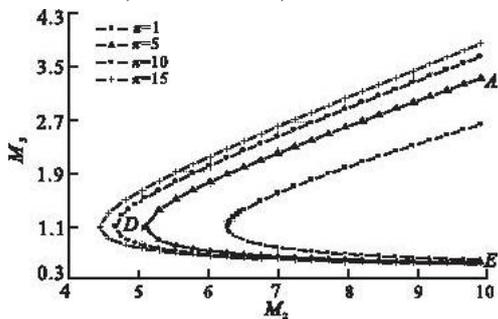


图 2 爆震波后马赫数随爆震波前马赫数的变化规律
Fig. 2 The variety law of the backwards and forwards mach number of the detonation wave

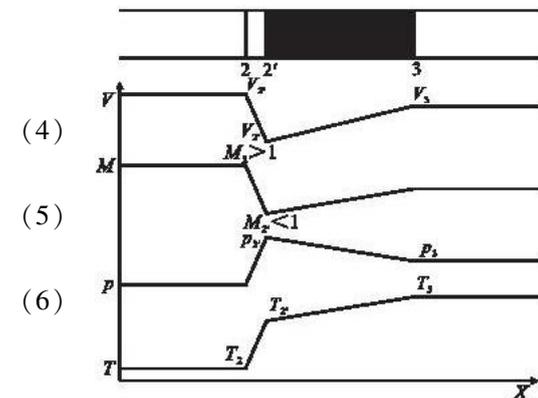


图 1 爆震波结构及气流参数变化示意图
Fig. 1 The structure of detonation wave and variety of airflow parameter

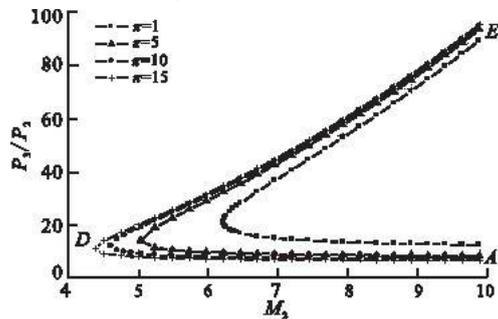


图 3 爆震波前后压力比随爆震波前马赫数的变化规律
Fig. 3 The pressure ratio variety law with forwards mach number of the detonation wave

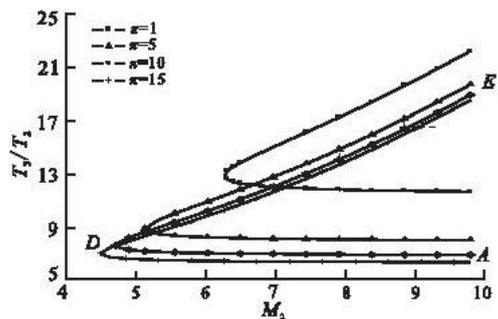


图 4 爆震波前后温度比随爆震波前马赫数的变化规律
Fig. 4 The temperature ratio variety law with forwards mach number of the detonation wave

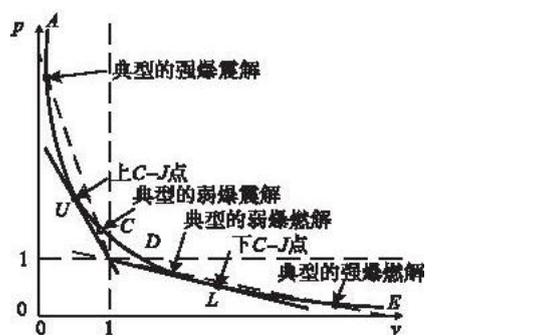


图 5 Rayleigh - Hugoniot 曲线上爆震和爆燃的求解域
Fig. 5 The detonation and deflagrate's calculation field on Rayleigh - Hugoniot curve

2 带爆震燃烧的热力循环参数计算

带爆震燃烧的热力循环过程见图6,由绝热压缩过程1-2、爆震燃烧过程2-3、绝热膨胀过程3-4和定压放热过程4-1组成。

对绝热过程1-2、3-4有:

$$\frac{v_2}{v_1} = \left(\frac{p_1}{p_2}\right)^{\frac{1}{\gamma}}, \frac{v_4}{v_3} = \left(\frac{p_3}{p_4}\right)^{\frac{1}{\gamma}} \quad (8)$$

由定压放热过程4-1可得:

$$\frac{T_4}{T_1} = \frac{v_4}{v_1} = \frac{v_4 v_3 v_2}{v_3 v_2 v_1} = \frac{v_3}{v_2} \left(\frac{p_3}{p_2}\right)^{\frac{1}{\gamma}} \quad (9)$$

将式(4)-(5)代入上式整理可得:

$$\frac{T_4}{T_1} = \frac{M_3^2}{M_2^2} \left(\frac{1 + \gamma M_2^2}{1 + \gamma M_3^2}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}} \quad (10)$$

因此,在定压放热过程4-1中的单位放热量为:

$$q_2 = C_p(T_4 - T_1) = C_p T_1 \left[\frac{M_3^2}{M_2^2} \left(\frac{1 + \gamma M_2^2}{1 + \gamma M_3^2}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}} - 1 \right] \quad (11)$$

循环热效率为:

$$\eta_t = 1 - \frac{q_2}{q_1} = 1 - \frac{C_p T_1}{q_1} \left[\frac{M_3^2}{M_2^2} \left(\frac{1 + \gamma M_2^2}{1 + \gamma M_3^2}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}} - 1 \right] \quad (12)$$

爆震燃烧不可逆过程中的熵增^[8]为:

$$\frac{\Delta S}{R} = \frac{\gamma}{\gamma-1} \ln\left(\frac{T_3}{T_2}\right) - \ln\left(\frac{p_3}{p_2}\right) \quad (13)$$

计算可得不同进气增压比 π 条件下带爆震燃烧的热力循环热效率 η_t 和爆震燃烧不可逆过程中熵增 $\frac{\Delta S}{R}$

随爆震波前马赫数 M_2 的变化规律见图7-8。

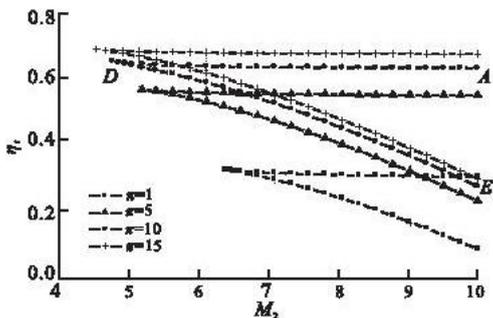


图7 循环热效率随爆震波前马赫数的变化规律

Fig.7 The cycle thermal efficiency variety law with forwards mach number of the detonation wave

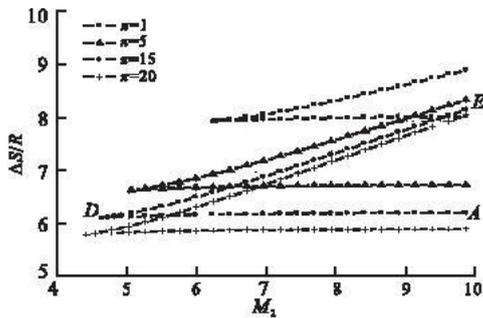


图8 不可逆过程中的熵增随爆震波前马赫数的变化规律

Fig.8 The entropy increase variety law with forwards mach number of the detonation wave in irreversible process

从图中可以看出,随着爆震波前马赫数 M_2 的增加,在强爆震 DE 区域,不可逆过程中的熵增损失 $\frac{\Delta S}{R}$ 增大,所以循环热效率 η_t 减小;而在弱爆震 DA 区域,不可逆过程中的熵增损失增加不大,所以循环热效率略有减小。因此,循环热效率的最高值出现在 $C-J$ 爆震点 D 上。

在 $C-J$ 爆震点 D 处,爆震波后马赫数 $M_3 = 1$ ^[9]。所以可得:

$$\frac{p_3}{p_2} = \frac{1 + \gamma M_2^2}{1 + \gamma}, \frac{v_3}{v_2} = \frac{1 + \gamma M_2^2}{M_2^2 \gamma + 1}, \frac{T_3}{T_2} = \frac{1}{M_2^2} \left(\frac{1 + \gamma M_2^2}{1 + \gamma} \right)^2 \quad (14)$$

$$M_2^2 = A + \sqrt{A^2 - 1} \quad (15)$$

式中, $A = (\gamma^2 - 1) \frac{q_1}{2} + 1$, $a_2^2 = \gamma RT_2 = \gamma RT_1 \pi^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$ 。

由式(12)可得 $C-J$ 爆震燃烧过程中的热效率为:

$$\eta_t = 1 - \frac{C_p T_1}{q_1} \left[\frac{1}{M_2^2} \left(\frac{1 + \gamma M_2^2}{1 + \gamma} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma}} - 1 \right] \quad (16)$$

3 带 $C-J$ 爆震燃烧循环与布莱顿循环、甘福利循环的比较

布莱顿循环和甘福利循环参数的计算方法请参阅文献[8], 本文不再赘述。

3 种热力循环的比较和有效循环功 l_e 随等熵压缩过程 1-2 增压比 π 的变化规律见图 9-10。

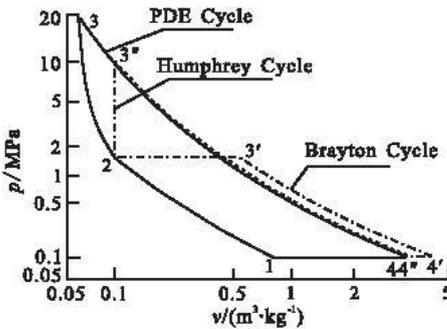


图 9 爆震燃烧循环与布莱顿循环和甘福利循环的比较

Fig. 9 The comparison between detonation cycle with the Brayton cycle and the Humphrey cycle

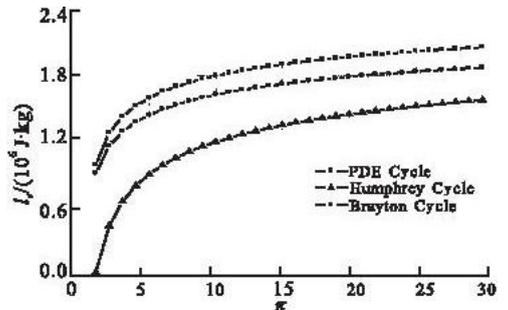


图 10 有效循环功随增压比的变化规律

Fig. 10 The efficiency cycle power variety law with pressure ratio

从图中可以得出, 带 $C-J$ 爆震燃烧循环的有效循环功 l_e (图 9 中四边形 1-2-3-4-1 所围成的面积) 明显高于布莱顿循环, 略高于甘福利循环, 这同时也佐证了其循环的热效率高于其它循环的结论。

3 种热力循环的循环热效率 η_t 随等熵压缩过程的增压比 π 的变化规律见图 11。

从图中可以得出, 爆震燃烧循环热效率 η_t 比甘福利循环、布莱顿循环都要高。例如: 当等熵压缩过程的增压比 $\pi = 6$ 时, 爆震燃烧循环热效率 $\eta_t = 0.57$, 分别比布莱顿循环 ($\eta_t = 0.339$) 和甘福利循环 ($\eta_t = 0.514$) 高 68.1% 和 10.9%。

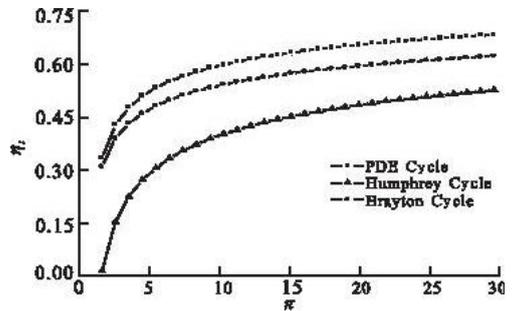


图 11 循环热效率随增压比的变化规律

Fig. 11 The pressure ratio variety law with cycle thermal efficiency

4 结论

通过对爆震燃烧过程的性能参数和热力循环参数计算表明:

1) 在强爆震区域, 随着爆震波前马赫数的增大, 虽然爆震波前后压力比和温度比都增大, 但是不可逆过程的熵增损失增大, 所以循环热效率降低, 热效率的最大值出现在 $C-J$ 爆震点处;

2) 当进气增压比 $\pi > 10$ 以后, 即使压力再升高, 爆震波前后压力比、温度比的变化幅度也不大, 此结论可为脉冲爆震发动机的设计提供参考;

3) 爆震燃烧循环的有效循环功和循环热效率均高于布莱顿循环和甘福利循环。当增压比 $\pi = 6$ 时, 爆震燃烧循环的热效率分别比布莱顿循环和甘福利循环高 68.1% 和 10.9%。

参考文献:

- [1] Курант Г, Фридрих К. Сверхзвуковые течения и ударные волны[M]. Москва:ИЛ, 1950.
- [2] Абрамович Г. Н. Прикладная газовая динамика[M]. Москва:Наука, 1976.
- [3] Kentfield J A C. The thermodynamics of air breathing pulse detonation engines[R]. AIAA 2001 – 3982.
- [4] Dyer R S, Каеминг Т А. The thermo dynamic basis of pulsed detonation engine thrust production[R]. AIAA 2002 – 4072.
- [5] Eidelman S. Review of propulsion applications and numerical simulations of the pulsed detonation engine concept [J]. Propulsion and power, 1991, 7(6): 857 – 865.
- [6] Hua Qiu, Cha Xiong, Chuanjun Yan. The thermodynamic performance of ideal single – tube airbreathing pulse detonation engine [R]. AIAA 2006 – 5137.
- [7] Нечаев Ю Н. Термодинамический анализ рабочего процесса пульсирующих детонационных двигателей[M]. Москва: ВВИА им Н Е Жуковского, 2002.
- [8] 何立明, 王旭, 骆广琦. 工程热力学[M]. 北京:航空工业出版社, 2005.
HE Liming, WANG Xu, LUO Guangqi. Engineering thermodynamics[M]. Beijing: Aero industry publishing house, 2005. (in Chinese)
- [9] 严传俊, 范玮. 燃烧学[M]. 西安:西北工业大学出版社, 2005.
YAN Chuanjun, FAN Wei. The theory of combustion[M]. Xi'an: The publishing house of the northwest industry university, 2005. (in Chinese)

(编辑:徐敏)

The Analysis of Pulse Detonation Engine Thermodynamic Cycle Performance

CHEN Xin, YU Jin – lu, HE Li – ming, YANG Fan

(Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi' an 710038, China)

Abstract: The propagation mechanism of detonation wave procreant in mixed gas is analyzed. The basic relation between the parameters of the detonation wave in propagation process is established. At the different pressure ratios, the detonation wave characteristic parameters are calculated, the backwards and forwards mach numbers of the detonation wave are obtained. The calculation method of thermal efficiency and entropy production with detonating combustion is deduced. At the different pressure ratios, the variety rule of thermal efficiency and entropy production are calculated. Finally, the detonation cycle is compared with Brayton cycle and Humphrey cycle, the results show that the detonation cycle is higher than the Brayton cycle and the Humphrey cycle in cycle thermal efficiency.

Key words: pulse detonation engine; detonation wave; thermodynamic cycle; thermal efficiency