

脉冲爆轰发动机的系统性能分析¹⁾

李旭东²⁾ 王爱峰 王 春 姜宗林

(中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室, 北京 100190)

摘要 采用简化的脉冲爆轰推进装置模型, 利用热循环效率分析方法, 推导了包含进气道总压恢复系数的热循环效率公式. 并在特定来流条件下, 考察了一个爆轰循环中进气道总压恢复系数和燃烧室初始温度对热循环效率和比冲的影响. 研究发现, 降低来流总压损失有助于提高热循环效率, 而提高燃烧室初始温度能更有效地提高热循环效率. 据此, 提出了多级重起爆脉冲爆轰发动机概念, 利用在突扩截面上解耦的爆轰波的前导激波去再次压缩工质, 进一步提高工质的热力学参数, 从而提高脉冲爆轰装置的热循环效率. 推导了此种构型 PDE 的热循环效率计算公式, 并对多级重起爆脉冲爆轰发动机进行了原理性论证. 研究结果表明, 多级重起爆方法提高了燃烧室的爆前温度, 从而有效地提高脉冲爆轰发动机热循环效率. 最后, 关于出口工质的非完全膨胀的情况, 做了定性的阐述, 认为只有降低工质的出口压力, 才能更有效增加工质的出口动能, 从而提高热循环效率.

关键词 脉冲爆轰发动机, 热循环效率分析, 多级重起爆脉冲爆轰发动机

中图分类号: O381 **文献标识码:** A **文章编号:** 0459-1879(2010)03-0366-07

引 言

脉冲爆轰发动机 (pulse detonation engine, PDE) 是一种新型吸气式推进装置, 它利用在预混可燃气体中传播的爆轰波后瞬间产生的高温高压气体膨胀而产生推力. 与传统推进装置相比, PDE 具有热效率高, 结构简单的优点, 并具有系统上的高可靠性. 自 Hoffman 等^[1]的工作以来, 人们对其进行了大量实验和理论方面的研究. 同时, CFD 模拟技术在脉冲爆轰发动机的研究中也变得越来越重要. 但是, 在一些重要的系统级别性能如比冲评估上, 无论是实验还是数值计算都难以给出满意的答案. 目前的 PDE 实验都在地面进行, 在来流条件和所受外部阻力上与 PDE 真实飞行工况有着显著的差异. 而多数的数值模拟仅仅局限于 PDE 装置的局部如燃烧室, 或者特定的来流条件, 无法给出一般意义下的结果.

由于脉冲爆轰发动机依然是将热能转化为动能的装置, 因此仍然可以看作热机, 从而可以用热机的热循环效率概念来描述脉冲爆轰发动机的系统性能. 作为一个理论途径, 热循环效率分析避开了燃烧室内复杂波系带来的研究困难, 从能量方面定量

评估 PDE 系统级别的性能, 揭示了爆轰燃烧方式相对于等压燃烧, 等容燃烧的优势^[2-3], 因而可以对数值计算和实验研究作出有意义的指导. 本文给出了包含各种影响因素的热循环效率公式, 并试图从热循环效率这一系统级别的性能指标出发, 来说明在一个典型的 PDE 装置中, 进气道和燃烧室热力学过程对 PDE 工作性能的影响. 根据讨论结果, 本文提出了一种新型的 PDE 构型, 并对其热循环效率进行了讨论.

1 物理模型

为了讨论爆轰推进热效率的理论极限, 本文简化的 PDE 推进系统如图 1 所示. 这是一个典型的以氢气-空气为燃料的 PDE 构型. 空气来流在进气道中被压缩, 并在贮室 (reservoir) 内与燃料充分混合, 当阀门打开时, 氢氧混合物进入燃烧室, 经过爆轰燃烧过程, 混合物的压力和温度得到极大的提高, 最后在喷管中膨胀做功, 从而达到将热能转化为气流动能的目的.

将 PDE 工质的一个循环过程在温熵图上表示出来 (如图 2 所示). 0 表示来流的热力学状态, 1 表

2008-10-16 收到第 1 稿, 2009-10-09 收到修改稿.

1) 国家自然科学基金重点资助项目 (10632090).

2) E-mail: lixudo@gmail.com

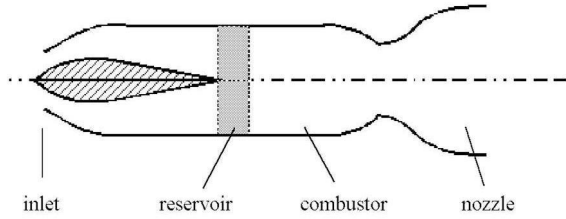


图 1 简化的 PDE 模型

Fig.1 Simplified PDE model

示在充气结束时燃烧室内工质的热力学状态. 在 0-1 过程中, 温度为 T_0 来流在进气道中被激波串压缩, 经历一个熵增的过程. 在一个循环周期内由于燃烧室入口阀门的关闭时间长于打开时间, 所以近似可以认为气体在贮室内滞止. 阀门打开之后, 贮室向燃烧室充气. 充气之后的燃烧室温度为 T_1 . 1-4 过程, 是一个 ZND 爆轰过程: 气体首先被前导激波压缩 1-2a, 然后发生化学反应 (2a-4 过程). 点 4 即为爆轰波的 CJ 状态点, 而 1-4 过程中曲线的隆起, 则是因为在 ZND 爆轰波结构中温度极值的存在 [4]. 爆轰后的气体经过等熵膨胀喷出喷管, 图中 e 表示喷管出口的热力学状态. 为展开热循环分析, 本文假设气体理想地膨胀至环境压力, 然后用一个虚构的熵减过程使气体回到来流的热力学状态, 达到封闭循环的目的.

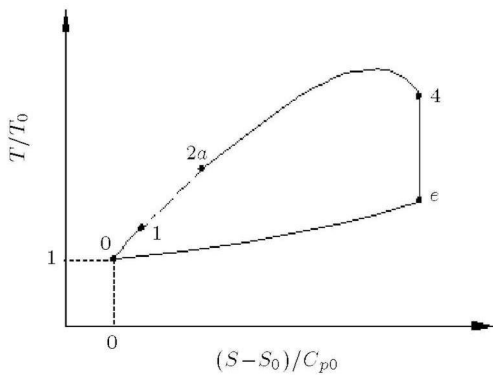


图 2 PDE 工质热循环熵焓图

Fig.2 Temperature-entropy diagram of PDE working medium

2 热效率公式

根据传统的热效率定义, 脉冲爆轰发动机的热效率为 $\eta_{th} = \frac{q_{add} - q_{rej}}{q_{add}}$, 其中 q_{add} 表示单位质量的燃料 - 空气混合物完全反应放出的热能, 而 q_{rej} 表示由在喷管出口的气体带走的热能. Heiser 等 [3] 利用爆轰波前后的热力学状态关系, 首先得到了 PDE 的热效率解析表达式, 但是 Heiser 假设爆轰波前后

的气体常数没有发生变化; 其后 Wu [5] 在其博士论文中给出了考虑气体常数变化的热效率公式. 然而 Wu 并没有考虑进气道内气体的熵增. 本文将 Wu 的结果延伸到考虑气体熵增的情况.

单位质量的气体在整个热力学循环中放出的热量 q_{add} 可以根据当量氢气 - 空气混合物的反应焓得出, 而喷管出口单位质量气流带走的热量为 $q_{rej} = C_{p4}T_e - C_{p1}T_0$. 从而热循环效率 $\eta_{th} = 1 - \frac{q_{rej}}{q_{add}} = 1 - \frac{1}{\tilde{q}} \left(\frac{C_{p4}T_e}{C_{p1}T_0} - 1 \right)$, 其中, $\tilde{q} = \frac{q_{add}}{C_{p1}T_0}$ 为无量纲的放热量.

由熵焓图 (图 2) 可知, $\frac{T_e}{T_0} = \frac{T_e}{T_4} \frac{T_4}{T_1} \frac{T_1}{T_0}$. 记 $\psi = \frac{T_1}{T_0}$ 为燃烧室的气体初始温度和来流气体温度之比. 在 0-1 的过程中, 气体首先在进气道中被激波串压缩, 然后在贮室内滞止, 最后等熵地膨胀到 T_1 . 这个过程中的状态关系式可以写为 $\frac{p_0}{p_1} = \frac{1}{\alpha} \psi^{-\frac{\gamma_1}{\gamma_1-1}}$. α 就是进气道的总压恢复系数. 1-4 过程为爆轰过程, 其前后状态关系式 [5] 为

$$\frac{T_4}{T_1} = \frac{R_1}{R_4} \frac{\gamma_2}{\gamma_1} \frac{1}{M_D^2} \left(\frac{1 + \gamma_1 M_D^2}{1 + \gamma_2} \right)^2$$

爆轰波前后的压力和马赫数关系式也一同给出. 最后 4-e 过程为等熵膨胀过程, 前面假设气体理想的膨胀到环境压力, 所以有

$$\frac{T_e}{T_4} = \left(\frac{p_0}{p_4} \right)^{\frac{\gamma_2-1}{\gamma_2}}$$

将各个过程中的温度之比代入 $\frac{T_e}{T_0}$, 经过一系列计算, 就得到了考虑进气道总压恢复系数的 PDE 热效率公式

$$\eta_{th} = 1 - \frac{1}{\tilde{q}} \left[\left(\frac{1}{\alpha} \right)^{\frac{\gamma_2-1}{\gamma_2}} \frac{\gamma_1-1}{\gamma_2-1} \left(\frac{\gamma_2}{\gamma_1} \right)^2 \frac{1}{M_D^2} \left(\frac{1 + \gamma_1 M_D^2}{1 + \gamma_2} \right)^{\frac{\gamma_1+1}{\gamma_2}} \psi^{1 - \frac{\gamma_2-1}{\gamma_1-1} \frac{\gamma_1}{\gamma_2}} - 1 \right] \quad (1)$$

$$M_D^2 = \frac{\gamma_2^2 - \gamma_1}{\gamma_1^2 - \gamma_2} + \frac{\gamma_2^2 - 1}{\gamma_1^2 - 1} \frac{\tilde{q}}{\psi} + \left[\left(\frac{\gamma_2^2 - \gamma_1}{\gamma_1^2 - \gamma_2} + \frac{\gamma_2^2 - 1}{\gamma_1^2 - 1} \frac{\tilde{q}}{\psi} \right)^2 - \frac{\gamma_2^2}{\gamma_1^2} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (2)$$

其中, γ_1 和 γ_2 分别表示燃烧前和燃烧后混合物的绝热指数.

如果得到了 η_{th} 根据动量守恒可以得到理论的推力值和比冲. 总推力为

$$F = (\dot{m}_a + \dot{m}_f)u_e - \dot{m}_a u_0 \approx \dot{m}_a (\sqrt{u_0^2 + 2\eta_{th}q_{add}} - u_0) \quad (3)$$

其中忽略了氢气的质量流率. 对于比冲按定义有

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}_f g} = \frac{\sqrt{u_0^2 + 2\eta_{th}q_{add}} - u_0}{fg} \quad (4)$$

式中 f 为燃料与空气的质量流率之比.

值得注意的是, 上述讨论的热循环效率是针对流体微团的, 而不是把一个循环过程中的所有工质统一对待. 由于 PDE 的工作过程本身是非定常的, 在一个循环中的所有流体微团经历某个热力学过程的时候必然不是同时的. 式 (3) 和式 (1) 其实描述的是单个流体微团对整个 PDE 系统性能的贡献. 严格说来, 一次循环的推力应该是所有流体微团的推力贡献的物质积分值, 而系统的热循环效率是所有流体微团热效率的积分平均值. 所以系统的热循环效率必然介于流体微团热循环效率的最大值与最小值之间. 但如果认为 PDE 工作的状态很理想, 一个循环中所有流体微团经历的热力学过程很相近甚至相同, 则式 (1) 所代表的就是一次循环中整个 PDE 系统的热循环效率了.

另一方面, 即便严格来讲流体微团的热力学经历不同, 式 (1) 也提供了考察 PDE 系统热效率的途径, 从单个流体微团的热效率公式出发, 针对某项因变量改进系统, 受影响的可能就是大部分工质, 而不仅仅是单个流体微团. 所以热循环效率分析对于改进 PDE 系统仍然是极有帮助的. 这点从后文的讨论中也可以看到.

3 PDE 性能分析

3.1 进气道对热循环效率的影响

为了真实地模拟 PDE 的工作环境, 本文取海拔 9.3 km. 这个海拔位于对流层上层, 平流层下层, 是大多数吸气式发动机的典型工作高度. 在这样的高度下, 来流静温为 $T_0 = 228$ K, 静压 $p_0 = 0.26 \times 10^5$ Pa. 在来流不超过 4.0 马赫的时候, 总温不超过 957.6 K. 在 PDE 的工作范围内我们选取了 $Ma = 2.1$ 的来流. 此时来流 $u_0 = 636$ m/s. 化学平衡分析 [6] 给出当量氢气 - 空气混合物的无量纲热值 $\bar{q} = 22.47$, 而燃烧前后的绝热指数分别为 $\gamma_1 = 1.4$, $\gamma_2 = 1.18$.

进气道总压恢复系数按定义为 $\alpha = e^{\frac{s-s_0}{R}}$, 体现了进气过程中的熵增. 当总压恢复系数变化 (例如进气道结构发生变化或来流条件发生变化) 的时候, 气体做功的品质将受影响, 从而影响到 PDE 系统的热

效率. 图 3 显示了不同总压恢复系数下热效率随燃烧室初始温度的变化. 横轴 ψ 为燃烧室初始温度与来流静温之比. 可以看到, 在进气道总压损失一定的情况下, PDE 系统的热循环效率随着燃烧室初始温度的提高而提高, 在较低的温度段 ($\psi < 4$) 效果尤其明显. 因为当初始温度提高后, 爆轰波后的气体压力非线性的提高, 因而对气体做功的能力也得到提高, 直接促进了气体动能的增加. 当总压恢复系数降低时, PDE 的热循环效率随之降低. 对于氢气 - 空气燃料, 当总压恢复系数过低 (低于 0.2), 且燃烧室初温过低 (低于 2) 时, 热效率十分低, 此时 PDE 装置不能将有效的提取热能转化为动能, 从而无法提供推力. 图 4 显示了总压恢复系数对比冲 (基于燃料) 的影响. 比冲为热循环效率的增函数, 所以比冲受总压恢复系数的影响与 η_{th} 趋势基本相同. 不同的是, 在不同的总压恢复系数下, 随着燃烧室初始温度的提高, 比冲的差异变小, 都在 5000~7000 s 范围内. 另外热循环效率也为燃料热值的增函数 (图 5).

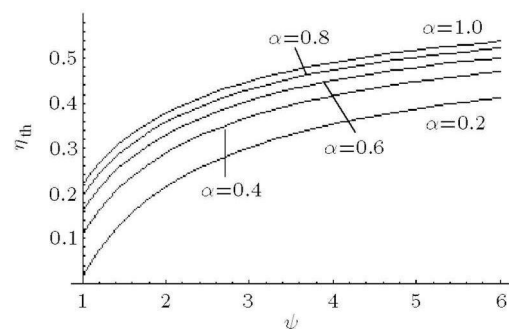


图 3 总压恢复系数 α 对热循环效率 η_{th} 的影响

Fig.3 The influence of total pressure recovery coefficient α on thermal efficiency η_{th}

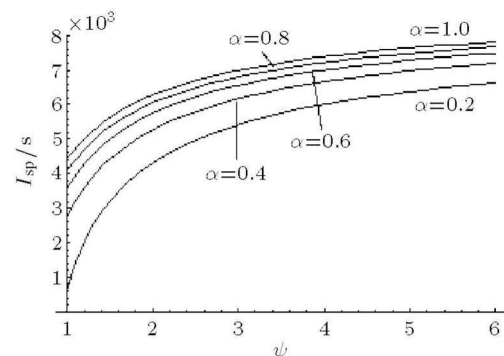


图 4 总压恢复系数 α 对比冲 I_{sp} (基于燃料) 的影响

Fig.4 The influence of α on fuel-based specific impulse I_{sp}

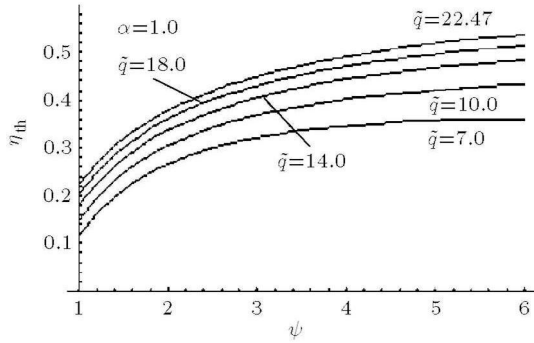


图 5 燃料热值对热循环效率的影响 ($\alpha = 1$ 的情况)

Fig.5 The influence of fuel heating value on thermal efficiency (under the circumstance of $\alpha = 1$)

在特定总压恢复系数下，热值高的燃料，能使 PDE 装置提供较高的热效率。

3.2 多级重复起爆脉冲爆轰发动机概念

基于以上对 PDE 热循环效率的分析，发现降低进气道的总压损失和提高爆轰波前气体的温度可以提高 PDE 的热循环效率，且后者尤其显著。在大多数情况下，进气道的构型总是已选定的，因此在一定工况下总压损失总是确定的。所以本文着眼于提高燃烧室初始温度。为了提高爆轰波前气体热力学状态，本文提出采用多级重复起爆的方法。所谓多级重复起爆，就是在燃烧室内增加一个突扩的截面(图 6)，本文称之为副推力面 (secondary thrust end)。在副推力面上，爆轰波发生弯曲，波阵面面积增大，Mach 数降低^[7]，前导激波与反应区解耦，解耦后的前导激波对部分未反应气体混合物进行再次压缩，进一步提高气体混合物的温度和压力。在这个被压缩的气体中重新起爆(通过激波相互作用或者直接点火)，得到一个过驱爆轰过程。从局部看，由于过驱爆轰波后压力高于 CJ 压力，它将在副推力面上提供额外的推力；从系统层面看，由于激波压缩使得部分气体的初始温度成倍提高(图 7)，这将导致部分气体的热效率和比冲显著的提高。这个突扩构造可以一级接着一级，从而可以不断地发生解耦—再起爆过程。本文称这种爆轰推进构型为多级重复起爆脉冲爆轰发动机 (multistage pulse re-detonation engine, MPRDE)。

与前述的 PDE 构型相比，MPRDE 的热循环过程增加了一个激波压缩过程。受到二次激波压缩的气体热力学过程在 MPRDE 的温熵图(图 8)上为 1-2 过程，这个过程用运动激波的 Rankine-Hugniot

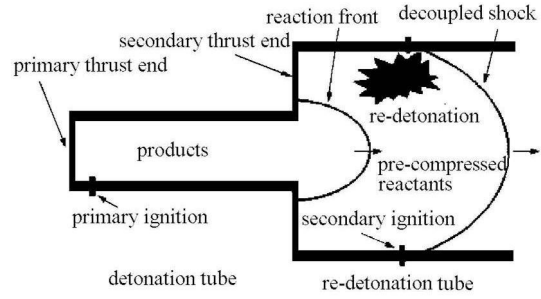


图 6 多级重复起爆 PDE 原理

Fig.6 The principle of multistage pulse re-detonation engines

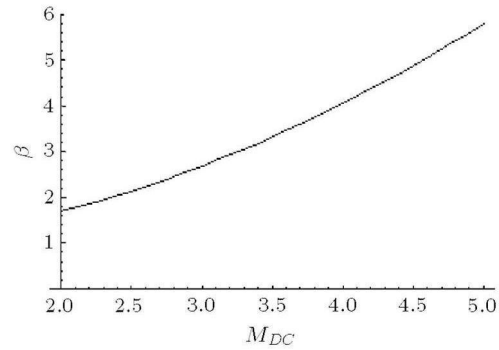


图 7 β 与解耦的前导激波马赫数 M_{DC} 的关系

Fig.7 The relationship of β and the decoupled shock wave front Mach number M_{DC}

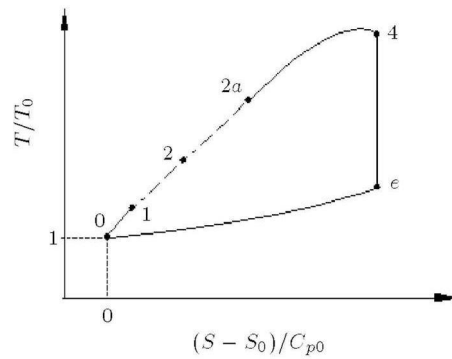


图 8 重复起爆 PDE 工质单循环的温熵图

Fig.8 Temperature-Entropy diagram of MPRDE work medium

关系来描述。在这个过程中，设 $\beta = \frac{T_2}{T_1}$ 为 MPRDE 的静温提高系数。为简单起见，本文假设总压恢复系数为 1.0。用 $\psi\beta$ 代替 η_{th} 中的 ψ 就得到了 MPRDE 的热循环效率

$$\eta_{th} = 1 - \frac{1}{q} \left[\frac{\gamma_1 - 1}{\gamma_2 - 1} \left(\frac{\gamma_2}{\gamma_1} \right)^2 \frac{1}{M_D^2} \left(\frac{1 + \gamma_1 M_D^2}{1 + \gamma_2} \right)^{\frac{\gamma_1 + 1}{\gamma_2}} (\psi\beta)^{1 - \frac{\gamma_2 - 1}{\gamma_1 - 1} \frac{\gamma_1}{\gamma_2}} - 1 \right] \quad (5)$$

$$M_D^2 = \frac{\gamma_2^2 - \gamma_1}{\gamma_1^2 - \gamma_2} + \frac{\gamma_2^2 - 1}{\gamma_1^2 - 1} \frac{\tilde{q}}{\psi\beta} + \left[\left(\frac{\gamma_2^2 - \gamma_1}{\gamma_1^2 - \gamma_2} + \frac{\gamma_2^2 - 1}{\gamma_1^2 - 1} \frac{\tilde{q}}{\psi\beta} \right)^2 - \frac{\gamma_2^2}{\gamma_1^2} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (6)$$

静温提高系数

$$\beta = \frac{T_2}{T_1} = \frac{2 + (\gamma_1 - 1)M_{DC}^2}{(1 + \gamma_1)^2 M_{DC}^2} (1 - \gamma_1 + 2\gamma_1 M_{DC}^2)$$

β 与激波马赫数 M_{DC} 的关系如图 6. 可见 M_{DC} 越大, 波前气体被压缩后温度提高幅度也越大, 被压缩后的气体热循环效率也越高. 图 9 给出了 4 个不同 M_{DC} 的情形.

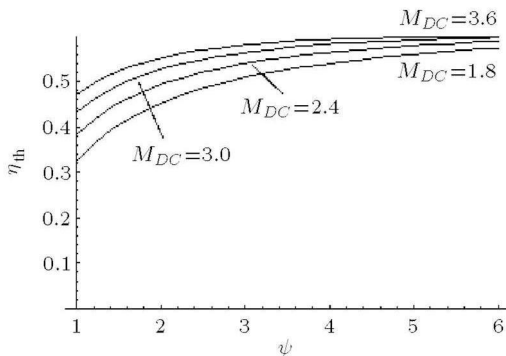


图 9 被不同 M_{DC} 激波压缩后工质的热循环效率

Fig.9 The thermal efficiency of working medium compressed by shock waves of different M_{DC}

典型的, 对于马赫数为 2.4 的前导激波, 静温提高系数 $\beta = 2.04$, 静温提高了一倍以上. 在此情况下, 被压缩气体和未被压缩气体的热循环效率如图 10 所示, 比冲也同时在图 11 中绘出. 可见通过二次激波压缩, 被压缩气体的热循环效率提高 9.4% ($\psi = 6.0$) ~ 72.0% ($\psi = 1.0$), 比冲提高 5.6% ($\psi = 6.0$) ~ 42.2% ($\psi = 1.0$). 在低的燃烧室初始温度下, 这个提高效果较明显; 而当燃烧室初始温度本身就很高时, 比冲的提高是有限的.

重复起爆为提高爆轰波前的热力学参数提供了一种可能. 前文已经提到, 在 9.3km 的高度下, 2.1 Mach 的来流总温与静温的比值为 1.882, 而在充气过程中, 气体的速度增加之后, 其无量纲温度是不可能达到这个极限值的. 一般来说, 充气后燃烧室无量纲温度总是在 1.5 左右. 所以想要将爆前温度

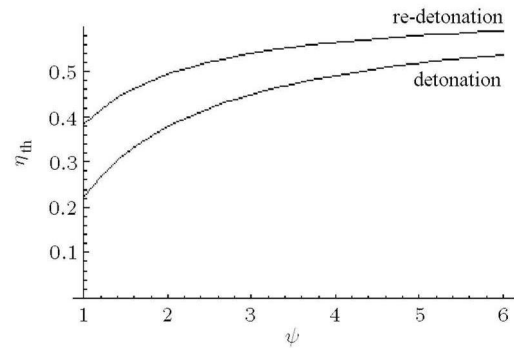


图 10 MPRDE 工质热循环效率

Fig.10 The thermal efficiency of MPRDE working medium

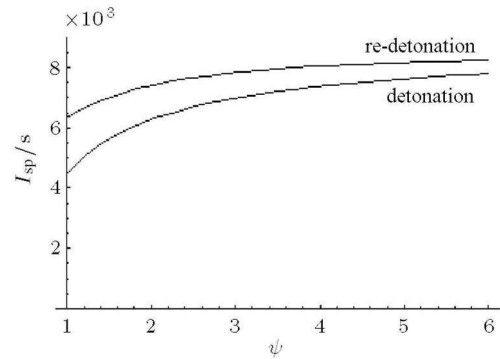


图 11 多级重复起爆 PDE 工质比冲 (基于燃料)

Fig.11 Fuel-based special impulse of MPRDE working medium

提得更高, 就不能指望进气系统. 而在拐角处解耦的强激波正好是可以用来有效提高气体温度的. 提高了气体温度之后, 此中传播的爆轰波的绝对速度升高了, 但 Mach 数降低了, 从 ZND 模型来看减小了由于爆轰波前导激波引起的熵增. 这个变化乃是重复起爆方法提高流体微团热效率的关键所在.

此外, 重复起爆可以不需要额外地控制. 如果采取合适的副推力面几何, 使得解耦后的激波在壁面反射之后由激波相互作用重新自动点火, 那么重复起爆这个过程本身对 PDE 的循环频率是不产生影响的. 总而言之, 重复起爆过程是一很有前景的新方法, 但是还需要深入地研究其效果.

3.3 工质不完全膨胀时候的热循环效率

以上的讨论, 假设了爆轰后产物理想地膨胀到环境压力的情况, 然而多数时候这种理想工况难以达到. 另外, 究竟爆轰后产物膨胀到什么程度最佳, 何种喷管能让爆轰后产物膨胀到最适合的状态, 目

前还没有确定的结论. 但是本文认为, PDE 装置如果要产生推力, 高的出口动能是必不可少的. 然而高的出口动能正是由于工质在膨胀装置中膨胀做功产生. 所以工质的出口压力越低, 说明做的功越多, 内能向动能的转化越完全. 定性地说, 降低工质的出口压力, 有利于提高 PDE 热循环效率. 关于出口压力 (同时包括喷管类型) 的研究, 将在后续的工作中进行.

4 结 论

本文的工作虽然基于氢气 - 空气燃料, 但是热循环效率分析方法可以推广到其他燃料. 热循环效率分析可以定量分析 PDE 系统中各种因素的影响, 为数值计算和实验提供方向性的指导, 是分析 PDE 系统性能的有力工具.

本文研究结果发现, 燃烧室的初始温度和进气道的熵增在 PDE 工质的热循环效率中扮演着重要角色. 进气道的总压恢复系数越高 (对应着气体通过进气道的熵增越小), 对提高热循环效率越有利, 所以采用专为 PDE 设计的、低总压损失的进气道十分必要. 而在进气道确定的情况下, 提高爆轰波前温度显著地提高了工质的热循环效率, 是提高 PDE 性能的极佳手段.

为了提高爆轰波前的气体温度, 本文提出多级重复起爆脉冲爆轰发动机概念, 使用解耦的前导激波再次压缩气体, 有效地达到了提高波前气体温度的目的. 本文研究发现, 对于受到再次压缩的气体, 当受压缩程度越强, 其热循环效率和比冲 (基于燃料)

提高越明显, 从而 MPRDE 概念得到了原理性的验证. 但不难发现, 被再次压缩的气体只是一部分, 所以如何确定整个系统的热循环效率增益以及比冲增益, 将是我们后续的工作.

最后, 本文对 PDE 的出口压力对与其热循环效率的关系做了定性的说明. 出口压力高于环境压力, 意味着气体的内能还有提取的潜力. 只有让燃烧室的高温气体充分膨胀, 温度充分降低, 才能使 PDE 有较高的热循环效率. 本文同时得出, 让爆轰波后的亚声速气体尽可能膨胀的喷管, 才是适合 PDE 的.

参 考 文 献

- 1 Hoffman N. Reaction propulsion by intermittent detonative combustion. Ministry of Supply, Volkenrode Translation, 1940
- 2 Wu YH, Ma FH, Yang V. System performance and thermodynamic cycle analysis of air-breathing pulse detonation engines. *Journal of Propulsion and Power*, 2003, 19(4): 556-567
- 3 Heiser WH, Pratt DT. Thermodynamic cycle analysis of pulse detonation engines. *Journal of Propulsion and Power*, 2002, 18(1): 68-76
- 4 Fickett W, Devis WC. Detonation. University of California Press, 1979. 42-46
- 5 Wu YH. System performance and thermodynamic cycle analysis of air-breathing pulse detonation engines. [Ph D Thesis]. Dept of Mechanical and Nuclear Engineering, Pennsylvania State Univ, University Park, PA, May 2002
- 6 McBride BJ, Gordon S. Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications, NASA Reference Publ. 1311, June 1996
- 7 Li H, Ben-Dor G. A modified CCW theory for detonation waves. *Combustion and Flame*, 1998, 113: 1-12

(责任编辑: 刘俊丽)

SYSTEM PERFORMANCE ANALYSIS OF PULSE DETONATION ENGINES¹⁾

Li Xudong²⁾ Wang Aifeng Wang Chun Jiang Zonglin

(*Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences,
Beijing 100190, China*)

Abstract A simplified model of Pulse Detonation Engines(PDEs) is adopted in present paper to estimate the system performance with thermodynamic cycle analysis method. The analytical expression of PDE's thermodynamic cycle efficiency is derived in relation to the parameter of total pressure recovery coefficient. In addition, we attempt to investigate the influence of the total pressure recovery coefficient of PDE inlets and initial temperature of combustion chamber on the PDE thermodynamic cycle efficiency. The results demonstrates that, reducing total pressure loss of the inlets is beneficial to increase the thermodynamic cycle efficiency, and increasing the initial temperature of combustion chamber can even apparently enhance thermal efficiency. Based on the current results, Multistage Pulse Re-Detonation Engines(MPRDEs) configuration is presented in this paper for the first time. We use the shockwave front of detonation waves decoupled at corner to compress the working medium, which improves the thermodynamical parameters of the working medium and PDE's system performance. The thermodynamic cycle efficiency of this configuration is derived, which demonstrates the possibility of MPRDE configuration theoretically. The result shows that, MPRDE configuration can improve the thermal efficiency effectively via raising working medium's temperature in front of detonation wave. Finally, because some of the working medium is not perfectly expanded when rushing out of nozzle, a qualitative discussing is carried out on PDE's thermal efficiency under different exit pressures. The moment of working medium will be promoted and thermal efficiency will be improved when the exit pressure is lowered.

Key words pulse detonation engines, thermodynamic cycle efficiency analysis, multistage pulse re-detonation engines

Received 16 October 2008, revised 9 October 2009.

1) The project supported by the National Natural Science Foundation of China (10632090).

2) E-mail: lixudo@gmail.com