

# 脉冲爆轰发动机喷管对燃烧室动力学的影响

李旭东 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, 100081)

**摘要:** 本文用计算流体力学方法对带喷管的脉冲爆轰发动机(PDE)进行了多循环数值模拟, 考察了扩张喷管和收缩-扩张喷管对PDE燃烧室的影响。以4ms为循环周期, 计算了八个循环。通过考察PDE的推力发现在第三个循环以后, PDE的运行趋于稳定。本文首先考察了PDE的推力和比冲。研究发现, 首次循环中, 采用扩张喷管的PDE所产生的平均推力和比冲都大于采用收缩-扩张喷管的PDE; 而当PDE运行稳定后, 附加扩张喷管的PDE所产生的平均推力和比冲都小于附加收缩-扩张喷管的PDE。所以在研究PDE的系统性能的时候, 必须取稳定运行状态下的数据进行分析。为更深入考察产生差异的原因, 本文研究了喷管对燃烧室动力学的影响。研究发现, 收缩扩张喷管的声速面可以阻止稀疏波进入燃烧室, 从而在排气过程中, 维持燃烧室的压力, 延长做功时间, 同时降低排气过程中的抽吸作用, 避免下一个循环的充气速度过高, 起到维持充气气流热力学参数的作用。而在扩张喷管的排气过程中产生的稀疏波直接传入燃烧室, 产生强烈的抽吸作用, 使下一循环的充气速度过高, 从而降低了充气压力和温度。热循环分析和数值计算都表明, 燃烧室的初始热力学参数对系统的热循环效率有重要的影响。正是由于采用扩张喷管的PDE燃烧室初始热力学参数较低, 导致了附加扩张喷管的PDE系统热效率较低。

**关键词:** 脉冲爆轰发动机 燃烧室动力学 反射激波 热循环分析 喷管

## 1 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等人<sup>[2]</sup>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有越来越重要。

PDE异于传统的发动机, 运行于非定常态, 人们对其工作特性尚不完全清楚。PDE的构型中, 喷管是促使能量转化的重要装置, 可以使爆轰波后高温高压气体充分膨胀做功, 产生推力。但尾喷管构型选择上, 并没有明确的指导原则。因此本文应用数值模拟方法分别研究了收缩-扩张喷管和扩张喷管, 比较了它们对PDE推力和比冲的影响, 考察了它们在PDE各个循环阶段的作用, 阐述了收缩-扩张喷管增加PDE推力的本质原因。

理论分析表明PDE应用一个喷管使气体充分膨胀是十分有利的, 但是PDE的排气过程是一个非定常过程, 排气压力在随时间变化, 所以理论上描述某特定喷管的性能是困难的。为了进一步考察喷管对PDE性能的影响, 本文采用CFD对PDE附加各种喷管时的工作过程进行了研究。

### 2.1 控制方程

PDE数值模拟的控制方程为带化学反应源项的Euler方程。在二维轴对称下, 方程可以表示为:

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial r} + \mathbf{S} + \mathbf{S}_{chem} = 0 \quad (1)$$

其中

$$\mathbf{U} = \begin{pmatrix} \rho C_1 \\ \rho C_2 \\ \vdots \\ \rho C_{ns} \\ \rho u \\ \rho v \\ E \end{pmatrix}, \quad \mathbf{F} = \begin{pmatrix} \rho C_1 u \\ \rho C_2 u \\ \vdots \\ \rho C_{ns} u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ (E + p)u \end{pmatrix}$$

## 2 数值计算

$$G = \begin{pmatrix} \rho C_1 v \\ \rho C_2 v \\ \vdots \\ \rho C_{ns} v \\ \rho v u \\ \rho v^2 + p \\ (E + p)v \end{pmatrix}, S = \frac{1}{r} \begin{pmatrix} \rho C_1 v \\ \rho C_2 v \\ \vdots \\ \rho C_{ns} v \\ \rho v u \\ \rho v^2 \\ (E + p)v \end{pmatrix},$$

$$S_{chem} = \begin{pmatrix} \dot{\omega}_1 \\ \dot{\omega}_2 \\ \vdots \\ \dot{\omega}_{ns} \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (2)$$

式中  $\rho$  和  $p$  分别为混合气的密度和压力;  $u$  和  $v$  分别为  $x$  和  $r$  方向的速度;  $C_i (i = 1, 2, \dots, ns)$  为组分  $i$  的质量分数,  $C_{ix} = \frac{\partial C_i}{\partial x}$ ; 混合气体的总密度

为  $\rho = \sum_{i=1}^{ns} \rho_i = \sum_{i=1}^{ns} \rho C_i$ ,  $\rho_i$  为组分  $i$  的密度; 流场压力  $p$  可以表示为混合气体各组分分压  $p_i$  之和, 即

$p = \sum_{i=1}^{ns} p_i = \sum_{i=1}^{ns} \rho_i R_i T$ , 其中  $R_i$  为组分  $i$  的气体常数,  $T$  为混合气体的温度。单位体积的总能可以表示为焓值、压力和动能的函数, 表达式为:

$$E = \sum_{i=1}^{ns} \rho_i h_i - p + \frac{\rho}{2} (u^2 + v^2) \quad (3)$$

其中  $h_i$  为组分  $i$  的焓值, 可以表示为定压比热  $C_{pi}$  从参考温度  $T_0$  到温度  $T$  的积分与参考温度下的标准生成焓  $h_i^0$  之和:

$$h_i(T) = \int_{T_0}^T C_{pi}(T) dT + h_i^0 \quad (4)$$

式中定压比热  $C_{pi}$  一般通过多项式拟合的方法给出<sup>[1]</sup>。

### 2.2 计算条件

本文计算采用非结构网格上的有限体积法

(FVM) 来对控制方程进行离散。空间离散采用二阶精度的 MUSCL-Hancock 格式, 时间离散采用了一阶向前差分。在求解局部 Euler 方程时使用 HLLC 近似黎曼求解器<sup>[14,15]</sup>, 化学反应源项采用基元反应模型。

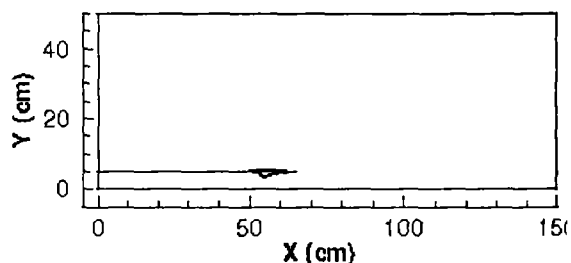


图 1 计算区域

计算区域如图 1 所示, 长 150cm, 高 50cm, 其中 PDE 的爆轰管长 50cm, 直径  $d=10$ cm, 喷管的长度为 15cm。计算区域采用了四边形网格划分。

本文采用了扩张喷管 (D-Nozzle) 和收缩-扩张喷管 (CD-Nozzle) 开展研究。扩张喷管的几何参数如图 2(上)所示, 它是由  $y = \tanh(x)$  在  $(-2, 2)$  之间的部分经过平移、拉伸而来; 收缩-扩张喷管的几何参数如图 2(下)所示, 它是由三段圆弧拼接而成。两个喷管型线在入口处和出口处的斜率都为 0。

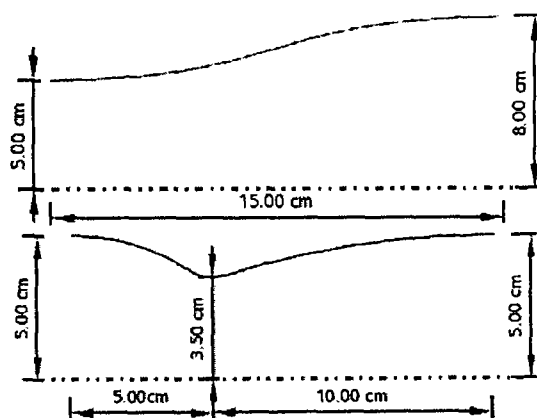


图 2 喷管几何 (上: 扩张喷管; 下: 收缩-扩张喷管)

本文把 PDE 一个热力学循环简化为充气、封闭和排气阶段。设定充气时间  $\tau_{refill}=1.8$ ms, 爆轰管封闭时间  $\tau_{close}=1.9$ ms, 扫气时间  $\tau_{purge}=0.3$ ms。PDE 爆轰管左边界根据 PDE 所处的循环阶段不同而有所变化。在封闭阶段, 左边界为固壁; 在充气过程中, 左边界为入流边界, 充气的总压  $P_0=2.06$ atm, 总温为  $T_0=228$ K。在充气阶段内充入预混的  $H_2$ -Air

混合物,而在扫气阶段充入空气。在整个循环过程中,  $y=0$  的位置为对称轴,  $x=150\text{cm}$  和  $y=50\text{cm}$  的边界为无反射边界条件。本文的计算从充气阶段开始,第一个循环开始时,流场充满了静止的环境大气。

### 2.3 计算结果

#### A. 流场特征

PDE 多次循环以后充气时燃烧室内部和喷管出口端附近流场与首次循环是不相同的,尤其是燃烧室内的流动会对可燃气体的热力学参数产生显著的影响。所以在考察 PDE 系统性能时,必须考虑多个循环<sup>[9]</sup>,讨论其稳定后工作过程的结果才是有意义的。对于不同喷管,本文取 8 个循环的计算结果进行分析。图 3 显示了附加收-扩喷管 PDE 在第三个循环的密度梯度场演化。图 3a 为循环开始时刻(充气阶段开始),上一个循环扫气阶段中充入的空气已运动至  $x=4.75\text{cm}$  处,在这里形成一个接触间断,同时上一个循环封闭阶段在喷管中形成的激波仍然存在。此时喷管喉道仍处于壅塞状态(图 5 中喷管喉道处的声速线存在于整个循环过程中),形成了一个“气塞”,有利于降低充气速度,提高充气过程的热力学参数。在充气过程中(图 3 b),由于充气压力比爆轰管内压力高很多,所以在充气过程中形成了一道激波。

图 3 c 表示爆轰波向下游传播的过程,此时爆轰波传播到  $x=32.90\text{cm}$  处,对应爆速  $2193\text{m/s}$ 。由于爆轰管中可燃气体混合物本身也具有一定的速度,所以这个爆速高于同样压力和温度下 CJ 爆速约 10%。同时充气导致的激波已传播至  $x=50.00\text{cm}$  处。当爆轰波最终赶上可燃气体混合物-空气接触间断时,爆轰波转化为激波继续向前传播,并最终在喷管喉道处发生反射,产生复杂的流场结构。如图 3 d 所示。随着循环时间增长(图 3 e),喉道处的复杂波系排出喷管,形成多道激波并与喷管边缘的 Prantl-Meyer 膨胀区发生相互作用,此时燃烧室的流场结构也得到充分发展。通过考察反射激波前后的压力比,可以发现反射激波的传播速度不高于马

赫数 1.3。

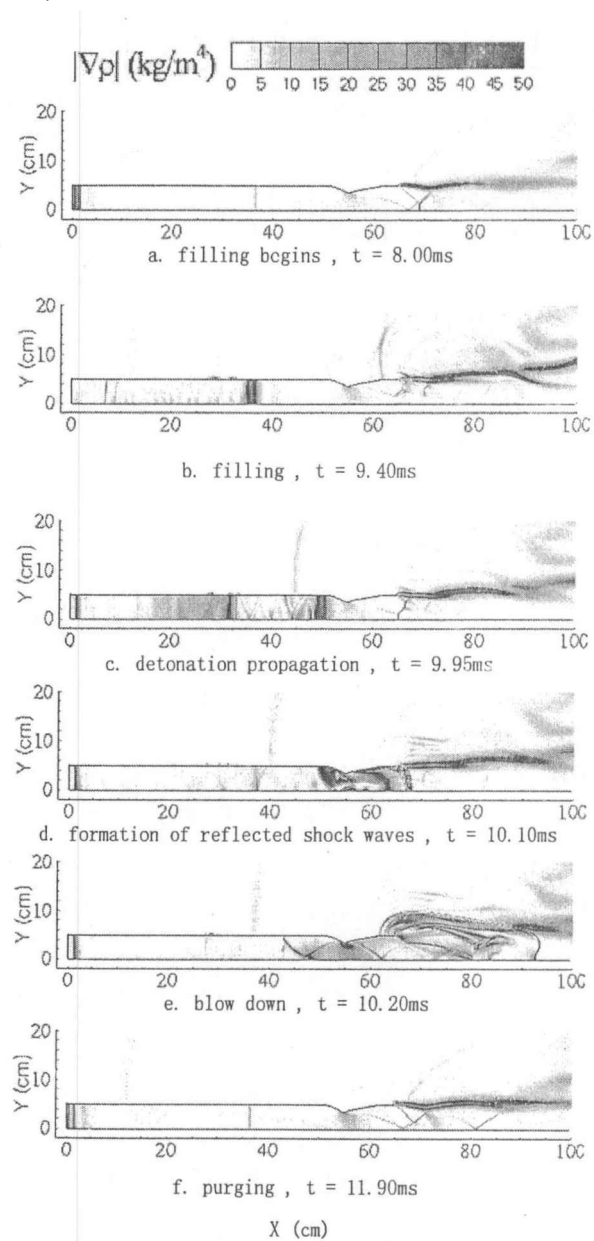


图 3 第三个循环的密度梯度场演化(收-扩喷管)

对于附加扩张喷管的情况,燃烧室中的流场已有多人进行了计算<sup>[6,16]</sup>。其基本的流场特性包括激波、接触间断和以喷管尾缘为顶点的 Prantl-Mayer 膨胀区以及失稳的剪切层等。本文的计算结果如图 4 所示。图 4.a 表示充气开始时刻,上一循环的扫气过程产生的激波已运动至  $x=17\text{cm}$  处,对比收缩-扩张喷管的扫气过程,可以看到这道激波在相同时间内的传播距离增加了 2 倍。这是因为在采用扩张喷管后,排气过程末段的稀疏波产生了更强的抽吸作用。图 4.b 表示了 9ms 时的燃烧室流场。从左向右依次是可燃气体与空气的接触间断、充气产生的前导激波、扫气气流与燃烧产物的接触间断、燃烧

产物与空气的接触面。从充气前导激波的时刻与位置，我们再次看到了采用扩张喷管时，可燃气体的速度大大高于应用收-扩喷管的情况。对于总温总压一定的来流气体，速度越高，气体温度和压力就越低。所以充气速度过高对 PDE 性能是不利的。图 4.c 表示爆轰波在燃烧室中的传播，此时充气气流在喷管出口处由于过度膨胀形成一道激波。

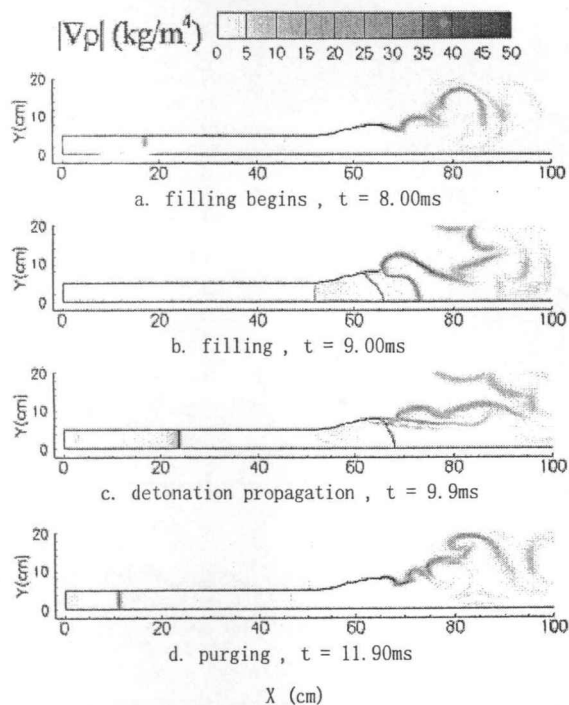


图 4 第三个循环的密度梯度场演化 (扩张喷管)

S.Eidelman<sup>[6]</sup>对锥形和钟型喷管进行了比较,认为在相同来流条件下,钟型喷管虽然推力最大值高于锥形喷管和收缩喷管,但是随后也产生了较大的负推力。本文研究表明,由于 Eidelman 考虑的是单循环,相当一个无限长时间的排气过程,所以导致燃烧室内气体非定常膨胀过度,产生较大负推力。在 PDE 多循环运行过程中,当燃烧室内压力低于一定值,就应当进入下一个循环,从而有效地抑制负推力的作用时间。Yungster<sup>[16]</sup>在多循环 PDE 数值模拟研究中也计算了锥形喷管和钟型喷管。他认为扩张喷管能在维持最高循环频率的同时,获得比直管道更高的比冲,其中采用钟型喷管后的比冲为直管道的 1.4 倍。所以本文以扩张类喷管的代表钟型喷管,通过与收缩-扩张喷管的比较,进一步给出它们的性能差别。

### B. 收缩-扩张喷管中反射激波的影响

采用收-扩喷管时,爆轰波到达喉道处将产生反射激波。从燃烧室内的特征线图来考察反射激波对燃烧室内气体动力学过程的影响是很方便的。

取对称轴  $y=0$  上在不同时刻的物理量,以  $(u+c,1)$  作为速度矢量,得到的流线就是  $C^+$  特征线;用  $(u-c,1)$  作为速度矢量,作出的流线就是  $C^-$  特征线。

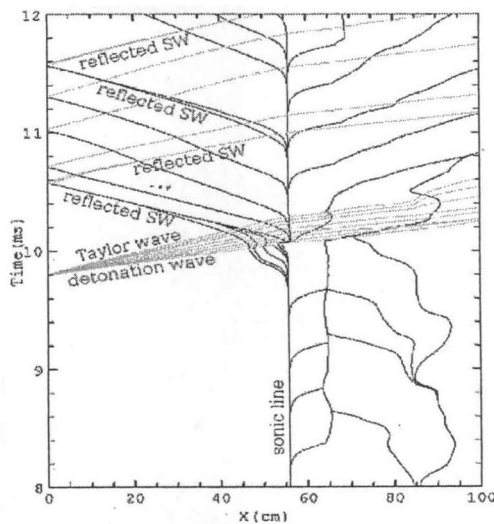


图 5 第三个循环中  $y=0$  直线上的特征线图

图 5 给出了第三个循环的部分特征线,由图可以看出,  $y=0$  上的声速点一直位于  $x=56\text{cm}$  处,偏向喉道下游。因为在多维收-扩喷管流场中,声速线(面)是弯曲的,起于喉道上游壁面处,穿过喉道截面,与喷管轴线交于喉道截面下游<sup>[17]</sup>。在一个热力学循环中反射激波在爆轰管内来回反射了四次,但是声速线始终存在,说明喷管喉道始终处于壅塞状态,收-扩喷管中始终保持着最大的体积流量。所以反射激波并没有降低燃烧产物的排出速率。此外通过考察反射激波前后的热力学参数,发现其马赫数都在 1.3 以下,说明反射激波对热循环效率的影响是有限的。

### C. 喷管对系统性能的影响

采用推力面上的压力积分来统计瞬时推力

$$F(t) = \int_A (p(t) - p_a) n_x dS$$

然后通过时间平均得到循环内的平均推力

$$\bar{F} = \frac{1}{t_{\text{cycle}}} \int_{t_{\text{cycle}}} F(t) dt$$

图 6 表示采用八次循环, 附加不同喷管时 PDE 平均推力和基于燃料的比冲。从图中可以看出, PDE 推力从第 3 个循环后已经基本平稳。首次循环中, 附加扩张喷管所产生的平均推力和比冲都大于附加收缩-扩张喷管的 PDE; 而以后的循环中, 其平均推力和比冲都远远小于附加收缩-扩张喷管的 PDE。

进一步分析表明: 首次循环中充气阶段喉道处产生的反射激波较强, 压缩了燃烧室末端的气体混合物, 使其平均温度和压力升高。当爆轰波传播到这个高压区时, 爆速增高, 在喉道导致了强烈的反射激波 (>1.5Mach), 产生了很大的负推力 (图 7,  $t=2\text{ms}$  处)。其次在首次循环中, PDE 吸入的可燃混合物较多, 而 4ms 的循环时间对于附加了收缩-扩张喷管的 PDE 是不能够满足让燃烧产物完全排出做功的, 而对于扩张喷管, 排气过程则能够迅速完成。这两种原因使得附加扩张喷管的 PDE 首次循环推力和比冲均高于附加收-扩喷管的情况。

在随后的两个循环内, 附加扩张喷管产生的推力和比冲, 都低于附加收-扩喷管的情形。从图 7

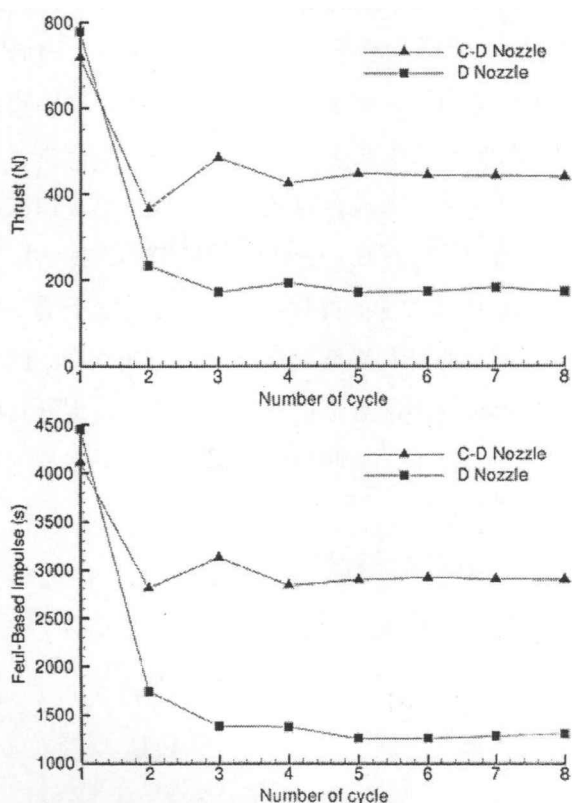


图 6 PDE 在不同喷管下的平均推力(上)和平均比冲(下)

中推力曲线变化看出, 采用扩张喷管时, 推力衰减相当快; 而采用收缩-扩张喷管时, 由于稀疏波无法通过喷管喉道处的声速面传入燃烧室中, 其推力曲线衰减相对缓慢。另外, 虽然收缩-扩张喷管喉道的阻碍形成了一个推力谷底, 但是当反射激波传播到

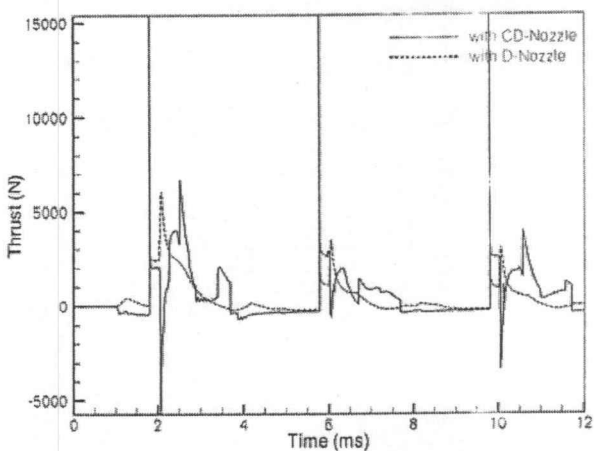


图 7 附加不同喷管时 PDE 前三个循环的瞬时推力曲线

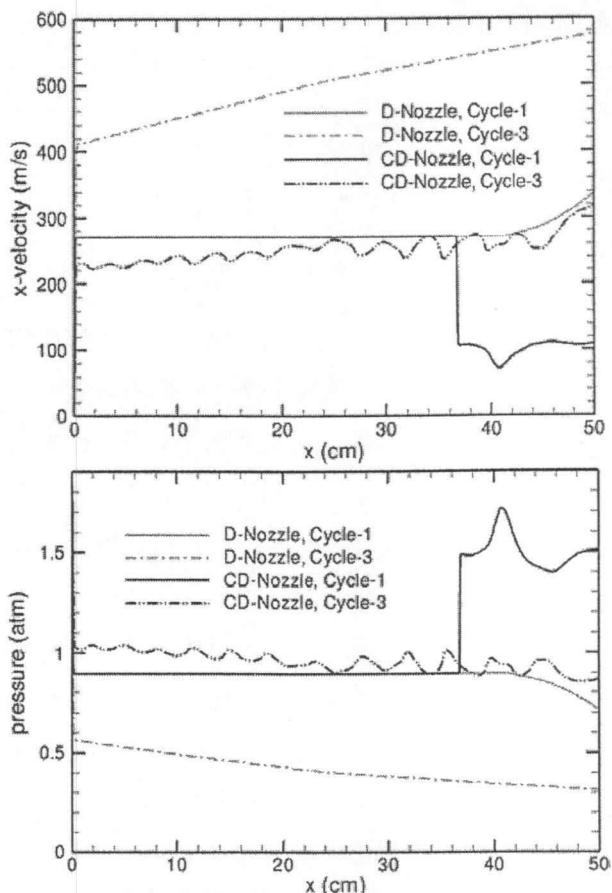


图 8 附加不同喷管时燃烧室内轴线上的充气参数(上: 充气速度, 下: 充气压力)

封闭端面之后, 又产生一个推力峰值, 它甚至高于高压高温气体通过扩张喷管时的推力峰值。所以采

用收缩-扩张喷管时能得到较高的推力。

此外, 充气过程中热力学参数较低, 也是导致扩张喷管比冲较低的原因。在前三个循环中, 附加扩张喷管的 PDE 在相同的充气总压和总温下充气速度越来越高。图 8 显示第一个和第三个循环轴线上速度和压力的对比, 第三个循环的充气速度高出第一个循环 0.5 倍以上, 而压力约为第一个循环的一半, 温度有类似的情况。而采用收缩-扩张喷管时, 第三个循环的热力学参数和第一个循环非常接近: 速度相比略有下降, 压力相比略有上升。而爆轰波后的热力学参数是随着波前参数非线性增长的, 这使得应用收-扩喷管的 PDE 燃烧室压力几乎高出一倍 (图 9), 这大大提高了对外做功能力。

另外, 尽管收-扩喷管和扩张喷管在提高 PDE 性能方面的表现有差别, 但是在加速出口气体方面, 都有着积极作用。图 10 显示了第三个循环中的出口压力, 在燃烧室内激波冲出喷管口以后, 两

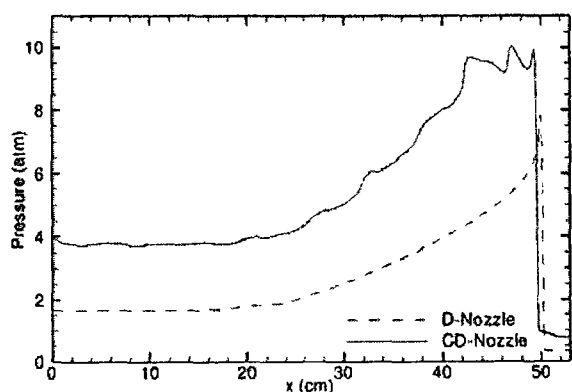


图 9 第三个循环中爆轰波 (激波) 运动到  $x=50\text{cm}$  附近时对称轴上的压力分布

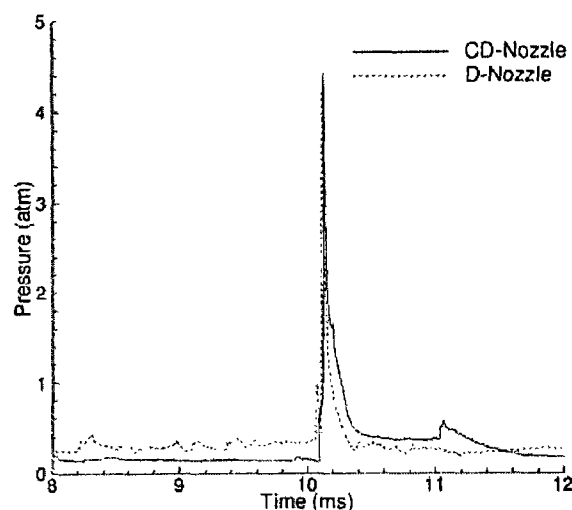


图 10 第三个循环的出口压力对比

种情况下的出口压力都降低至环境压力附近。对于收-扩喷管, 这自然是合理的; 对于扩张喷管, 由于燃烧室气体的排出是一个非定常的过程, 高亚声速气体受到稀疏波作用, 很容易发展成超声速流动, 这一点在本文的计算结果也体现得十分明确。一旦扩张喷管中产生了超声速流动, 那么对于热能向动能的转化是起积极作用的。

### 3 结论

本文应用理论分析研究了基于氢气-空气燃料的脉冲爆轰发动机在爆轰产物不完全膨胀时的热循环效率, 并对影响工质膨胀的喷管, 利用 CFD 技术进行了深入考察, 获得的如下进展:

1. 定量研究了 PDE 的出口压力对热循环效率的影响。燃烧室内高温气体的充分膨胀是提高 PDE 热循环效率的有效方法, 所以膨胀喷管对 PDE 是十分必要的。

2. 多循环数值模拟结果都表明, 收缩-扩张喷管能够在充气过程中能有效地提高可燃气的热力学参数, 在排气过程中可以延缓推力衰减。相对于扩张喷管, 收缩-扩张喷管可以在同等来流条件下使 PDE 获得更高的热循环效率和推力。

3. 通过考察燃烧室内的波系可以发现采用收缩-扩张喷管时, 虽然燃烧室内存在来回反射的激波, 但是反射激波较弱。喷管的排气流量不会因此而降低。

### 参 考 文 献

- 1 McBride BJ, Zehe MJ, Gordon S. NASA Glenn Coefficients for Calculating Thermodynamic Properties of Individual Species. NASA TP-2002-211556
- 2 Hoffman N. Reaction Propulsion by Intermittent Detonative Combustion, Ministry of Supply. Volkenrode Translation, 1940
- 3 李牧, 严传俊, 郑龙席, 王治武, 黄希桥. 脉冲爆轰发动机喷管实验研究. 实验流体力学, 2006, 20(3):13~17 ( Li Mu, Yan Chuanjun, Zheng Longxi, Wang Zhiwu. Huang Xiqiao. Experimental investigation on pulse detonation engine nozzles. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*. 2006, 20(3):13~17 ( in Chinese ))
- 4 牟乾辉, 王超, 赵伟, 姜宗林. 液体燃料脉冲爆轰发动机模拟试

- 验研究. 第十届全国激波与激波管学术讨论会文集, 黄山, 2002年10月. 285~289
- 5 Cooper M, Shepherd JE. The Effect of Nozzle and Extension on Detonation Tube Performance. 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Indianapolis, Indiana, 7-10 July 2002, AIAA 2002-3628.
- 6 Eidelman S, Yang XL. Analysis of the pulse detonation engine efficiency. AIAA 90-0460.
- 7 Wintenberger E, Austin JM, Cooper M, Jackson S, Shepherd JE. An Analytical Model for the Impulse of a Single-Cycle Pulse Detonation Engine. *Journal of Propulsion and Power*. 2003,19(1):22~38
- 8 Fickett W, Devis WC. Detonation, University of California Press, 1979.
- 9 Wu YH, Ma FH, Yang V. System Performance and Thermodynamics Cycle Analysis of Air-Breathing Pulse Detonation Engines. *Journal of Propulsion and Power*, 2003,19(4):556~567
- 10 Wu YH. System Performance and Thermodynamic Cycle Analysis of Air-Breathing Pulse Detonation Engines, Ph.D. Dissertation, Dept. of Mechanical and Nuclear Engineering, Pennsylvania State Univ., University Park, PA, May 2002.
- 11 McBride BJ, Gordon S. Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications, NASA Reference Publ. 1311, June 1996.
- 12 Endo T, Fujiwara T. A Simplified Analysis on a Pulse Detonation Engine Model. *Trans Jpn Soc Aeronaut Space Sci*, 2002, 44(146): 217~222.
- 13 Whitham GB. A New Approach to Problems of Shock Dynamics Part I Two-Dimensional Problems, *J. Fluid Mech*, 1957, 2:145~171
- 14 Toro EF. Riemann Solvers and Numerical Methods for Fluid Dynamics, Second ed. Berlin: Springer, 1999.
- 15 Sun M, Takayama K. Conservative smoothing on an adaptive quadrilateral grid. *Journal of Computational Physics*. 1999, 150(1): 143-180
- 16 Yungster S. Analysis of Nozzle Effects on Pulse Detonation Engine Performance. AIAA 2003-1316
- 17 Ma FH, Choi JY, Yang V. Thrust Chamber Dynamics and Propulsive Performance of Single-Tube Pulse Detonation Engines, *Journal of Propulsive and Power*. 2005, 21(3):512~526