

文章编号: 1000-8055(2009)05-0980-07

连续爆轰发动机的二维数值模拟研究

邵业涛, 王健平

(北京大学 工学院 湍流与复杂系统国家重点实验室, 北京 100871)

摘 要: 介绍了连续爆轰发动机(Continuous detonation engine, 简称 CDE) 的物理模型及爆轰波传播的物理机理, 并对 CDE 流场的波结构进行了分析. 使用两步化学反应模型对简化的 CDE 模型做了二维数值模拟研究. 计算了圆柱面展开二维平面的多个爆轰循环过程. 模拟结果较好地匹配了相关 CDE 实验所获得的流场结构. 数值计算结果使我们可以更加透彻地理解 CDE 各方面的参数, 对于 CDE 的进一步研究具有一定的指导意义.

关 键 词: 连续爆轰发动机(CDE); 脉冲爆轰发动机 (PDE); 推进

中图分类号: V235.22

文献标识码: A

Two dimensional simulation of continuous detonation engine

SHAO Ye-tao, WANG Jian-ping

(State Key Laboratory of Turbulence and Complex Systems, College of Engineering,
Peking University, Beijing 100871, China)

Abstract: Physical model and propagation mechanism of continuous detonation engine (CDE) were introduced. The wave structure of CDE was physically analysed. Two dimensional simplified model of CDE was simulated by two step chemical reaction model. The simulation results show a serial of detonation waves repetition processes along a 4cm perimeter circle surface which is extracted from the cylindrical combustion chamber. The simulation results of the wave structures agree well with the corresponding experimental results. The numerical simulation results allow us get more detailed parameters of CDE and are good for further study of the CDE.

Key words: continuous detonation engine (CDE); pulse detonation engine (PDE); propulsion

爆轰是一种高效的预混合燃烧放热方式. 按工程热力学理论, 爆轰过程可以近似为等容循环. 相对于传统的喷气发动机的等压循环过程, 在相同情况下, 等容循环产生的熵较小, 具有更高的热效率. 在标准大气状态下, 满足化学当量比的氢气-氧气混合气, 在压缩比为 12 时, 等容循环效率比等压循环效率提高 18%~37%^[1]. 又因结构简单、具有矢量推力等特点, 爆轰燃烧方式的脉冲爆轰发动机(Pulse detonation engine, 简称 PDE) 在国内外被广泛研究. 姜宗林^[2]介绍了目前研究

中的主要爆轰推进概念, 如脉冲爆轰发动机、斜爆轰推进、冲压加速器等, 并从热效率和比冲的角度把脉冲爆轰发动机和传统的喷气推进发动机作了比较. 王建^[3]最近对脉冲爆轰发动机的技术原理及我国和国外的 PDE 实验研究进展进行了综述. 美国海军研究院 Roy^[4]在 2004 年对爆轰及 PDE 研究的机理与最新应用做了最为全面的综述, 指出了 PDE 遇到的问题与挑战.

PDE 研究现阶段遇到的主要问题是比较难实现瞬时且稳定的爆轰起爆. 通常的低能量火花

收稿日期: 2008-04-14; 修订日期: 2009-01-26

作者简介: 邵业涛(1981-), 男, 吉林省吉林市人, 博士生, 研究方向: 计算流体力学、爆轰物理. E-mail: shaoyt@163.com

塞一次放电的能量在几毫焦耳量级,然而通过计算与实验获得的爆轰直接起爆的能量都在几焦耳甚至几千焦耳^[5],很难实现直接起爆.另一种途径是使用爆燃向爆轰转捩(DDT)的方法来实现爆轰.此方法虽可缩短爆轰起爆距离,但会伴随较大的能量损失.Frolov^[6]通过实验发现,光滑爆轰管加螺旋后 DDT 起爆相对不加螺旋直接起爆其特征能量损失至少在两成以上.此外,如使用预爆轰管起爆^[7,8],或是使用其它的活性更强的混合燃料快速起爆的方法,虽然克服了难以起爆的困难,但会增加结构的复杂性,还需进一步完善.

本文研究一种新的爆轰燃烧方式发动机-连续爆轰发动机(CDE).所谓连续爆轰:即只需起爆一次,爆轰波即可持续地传播下去.相对 PDE,连续爆轰发动机具有以下几方面的优势:

- 1) 不必多次点火,省去了直接起爆的瓶颈困难.
- 2) 燃烧效率对推力十分重要,但推力更取决于燃料流量.燃料连续填充,相对脉冲的间歇填充可较大地提高燃料的平均流量,即可获得更大的推力.
- 3) 连续爆轰具有稳定传播的特性,减小了震动与噪声.这些优点对于开发新型高效航空航天发动机极具吸引力.

CDE 最早由 Voitsekhovskii^[9-10] 提出,实现了乙炔、乙烯预混燃料在圆管内连续传播,但当时的实验维持时间很短.Bykovskii^[11] 总结了近年俄罗斯 Lavrent'yev 流体力学研究所对各种气体、液体燃料的连续爆轰进行的系列实验研究结果,分析了一些特征参数变化对连续爆轰特性的影响.使用通常航空燃料即可获得长时间稳定的爆轰传播.实验中直径 100 mm 的 CDE 中,煤油与氧混合物做燃料时比冲为 1 600 m/s,与相同条件时传统燃烧方式获得的比冲基本相同.法国 Davidenko^[12] 近期做了 CDE 的二维数值模拟研究,计算了氢、氧燃料连续爆轰现象,但计算结果较少.国内的姜孝海、范宝春等^[13] 对连续爆轰的点燃方面进行了二维数值模拟,计算了 CDE 闭口端圆环面区域内从点燃至形成爆轰的过程,但未对连续传播的循环过程进行计算.至今连续爆轰的研究成果仍较少,直到最近才引起人们的注意.本文不同于^[13] 取垂直切面的做法,而是从周向抽取圆筒面展开为平面进行计算,用以模拟爆轰传播的多个循环过程.本文研究的目的是数值验证连续爆

轰的传播过程,探索波系结构,探索各参数对计算结果的影响.

1 物理模型

CDE 物理模型为一个圆柱环结构.图 1、图 2 分别为连续爆轰发动机三维传播结构示意图及其侧视图.图 1 中两个同轴圆管之间的腔作为燃烧室.上端封闭,开有分布均匀的密集小孔以喷射预混燃料.本文在数值模拟中假设燃料通过整个闭口端圆环截面均匀入射,不考虑射流扩散及混合问题.图中 1 为沿轴线入射的按当量比预混合的氢-氧混合气体.当管头部已充入一段燃料时,从侧部沿周向点燃爆轰.计算时可将一段未燃气替

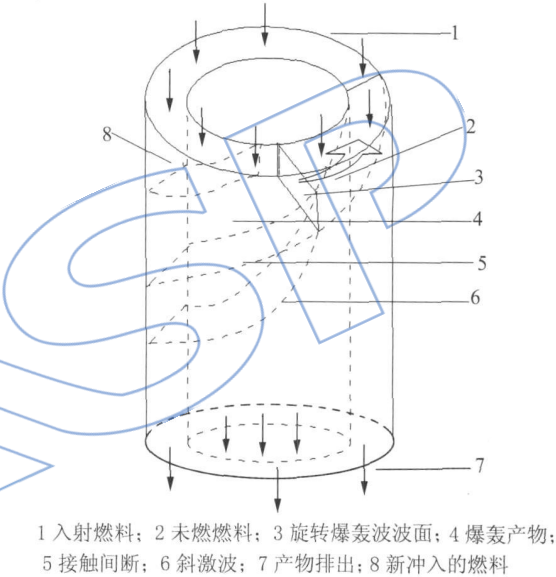


图 1 CDE 传播示意图

Fig. 1 CDE propagation schematic figure

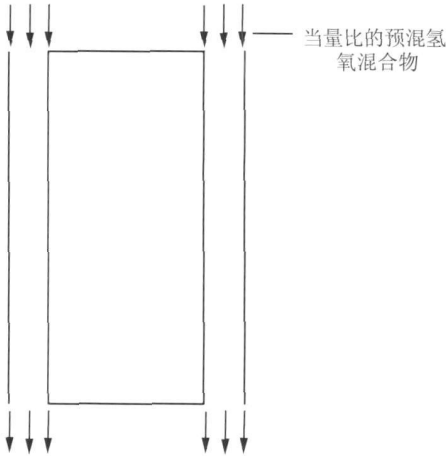


图 2 CDE 的侧视图

Fig. 2 CDE's flank view figure

换为一维 CJ 爆轰波, 代表利用预爆轰支管从侧部引入初始点燃爆轰. 随后爆轰波面 3 开始绕圆环周向旋转传播并燃烧波前燃料. 波后燃烧产物 4 随爆轰波面周向运动, 在一系列压缩波作用下沿轴线方向从开口端喷出燃烧室. 爆轰波传播一周后, 爆轰波前的上次循环时波扫过区域在闭口端头部已经重新充入了足够的燃料, 爆轰可继续连续地传播. 这样就可实现了一次点燃爆轰后爆轰波连续传播的构思.

为减小计算量, 简化本文研究的物理模型. 取出圆柱体中间层的圆柱面, 从任意一条母线展开成为平面矩形. 这样就可将上述的三维物理空间内的爆轰波传播过程简化为二维模型.

2 数值方法

爆轰反应模型采用二维守恒型的欧拉方程, 化学反应使用 Korobeinikov 两步化学反应模型, 混合气体假设为理想气体, 忽略扩散、粘性和热传导. 控制方程如下:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} = S \tag{1}$$

$$U = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ e \\ \rho \beta \\ \rho \alpha \end{bmatrix}, \quad F = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ u(e + p) \\ \rho u \beta \\ \rho u \alpha \end{bmatrix} \tag{2}$$

$$G = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ v(e + p) \\ \rho v \beta \\ \rho v \alpha \end{bmatrix}, \quad S = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ \rho \omega_\beta \\ \rho \omega_\alpha \end{bmatrix} \tag{3}$$

$$p = \rho RT \tag{4}$$

$$e = \frac{p}{\gamma - 1} + \beta Q_f + \frac{1}{2} \rho u^2 + \frac{1}{2} \rho v^2 \tag{5}$$

$$\omega_\alpha = \frac{d\alpha}{dt} = -k_1 \rho \exp(-E_1/RT) \tag{6}$$

$$\omega_\beta = \frac{d\beta}{dt} =$$

$$\begin{cases} -k_2 p^2 \left[\beta^2 \exp\left(-\frac{E_2}{RT}\right) - (1 - \beta)^2 \exp\left(-\frac{E_2 + q}{RT}\right) \right] & (\alpha < 0) \\ 0 & (0 < \alpha < 1) \end{cases} \tag{7}$$

式中 ρ 为密度, u 为速度, p 为压强, e 为单位体积总能, T 为温度, γ 为比热比, α 为诱导反应阶段的化学反应进行度参数, β 为放热反应阶段化学反应进行度参数, k_1 和 k_2 是常系数, E_1 和 E_2 为活化能, R 为理想气体常数, ω_α 和 ω_β 为反应速率. 文中 k_1 , k_2 , E_1 和 E_2 的值由文献[14]给出, γ 与 q 的值由文献[15]给出. 文献[16]对此模型进行了详细分析. 对流项用 5 阶保单调的 MPWE-NO (Monotonicity preserving weighted essentially non oscillatory) 格式求解, 时间方向采用 4 阶 Runge-Kutta 法离散. 网格取结构正交网格, $\Delta x = \Delta y = 0.1 \text{ mm}$. 当外界压强大于燃烧室压强时, 燃料不能喷入, 此时设当地闭口端为反射边界条件; 但外界压强小于管内压强时, 燃料可喷入, 此时当地边界取常值. 入口端使用 1.05 倍声速的超声速入口边界条件. 出口端边界条件为: 压强项设为 101.325 kPa, 其它使用零梯度边界条件. 上下界面由于来自自圆环的展开, 使用周期边界条件. 其它条件如图 3 所示. 计算详细参数如表 1 所示.

表 1 初始与边界条件
Table 1 Initial and boundary condition

参 数	数 值
入流马赫数	1.05
入流总压/ kPa	303.975
入流总温/ K	300
出口边界/ kPa	101.325
网格规模	400 × 400

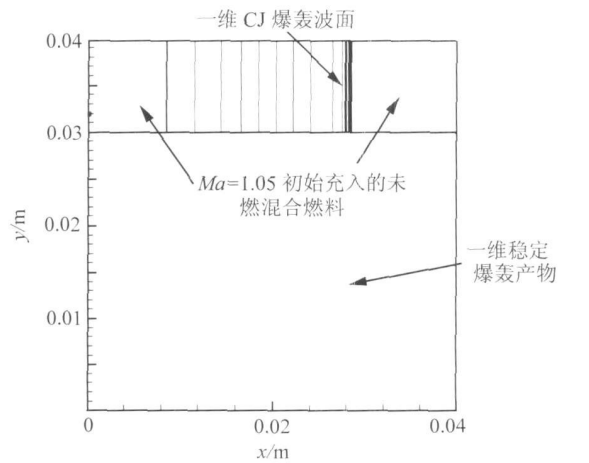


图 3 初始时刻的压强分布
Fig. 3 Initial pressure distribution

3 数值计算流场分析

图 3 为燃烧初始时刻的压强分布设置. 图 4 和图 5 为别为 $4\mu\text{s}$ 及 $70\mu\text{s}$ 时的压强分布. 从图 5 可见, 稳定后爆轰波波面与入射方向有一定角度, 这是由于 CJ 爆轰波速度与入射气速度之间经矢量相加后才可与入射方向垂直所致. 合成后波面传播速度略小于 CJ 爆轰速度 D_{CJ} . 由于爆轰波后产物的温度极高, 可诱使入射燃料产生爆燃燃烧. 直观上看, 新入射的燃料会随即被波后高温气体迅速燃尽, 以至旋转一周以后, 爆轰波面前不再有未燃燃料. 但由于爆燃的传播速度与爆轰的传播速度相差几个量级, 以致爆轰波旋转一周后只有很薄的一层状态, 可使爆轰波实现连续稳定的传播. 经过一段时间以后, 爆轰波波面稳定在一定宽度. 图 6 为 Bykovskii^[11] 实验中利用速度补偿法拍摄的连续爆轰结构图. 图中高亮部分表示正在燃烧状态的气体. 可见到规则的爆轰波波面与入射燃料被燃掉, 绝大部分入射燃料保持未燃斜激

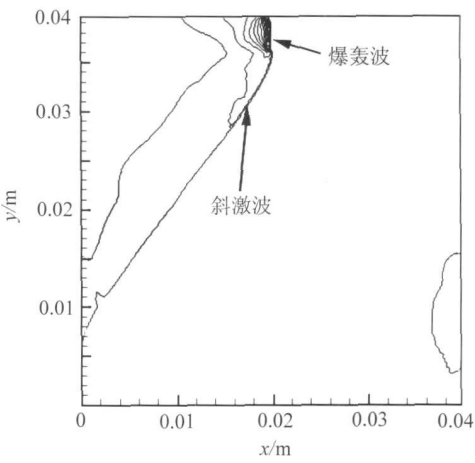


图 5 $t = 70\mu\text{s}$ 时的压强分布

Fig. 5 Pressure distribution at $t = 70\mu\text{s}$

波. 黑色部分为新充入的燃料. 因为实验中圆环半径的尺寸较大, 圆环一周可以有几个波头. 本文的数值模拟只考虑一个波头的情况. 由于计算与实验使用燃料不同, 难以定量比较, 但计算与实验在定性上获得了一致的结果, 证明了计算结果的可靠性.

图 7 为各个时刻 CDE 中化学反应进行度参数图像. 可以看到腔内未燃气体分布随时间变化的情况. 初始阶段, 爆轰波前的未反应气体带宽度还有较大波动. 至 $t = 15\mu\text{s}$ 时, 爆轰已旋转近一周, 这一宽度逐渐稳定到不足初始宽度的 $1/3$. 此宽度与初始给定的 CJ 面宽度无关, 只与入射气体的静压与入射速度有关. 根据 $15 \sim 70\mu\text{s}$ 时间内爆轰波波头传播的位移, 计算得爆轰波面传播速度约为 2232m/s , 略低于 CJ 爆轰波的传播速度. 这主要是由于 CJ 爆轰与入射气体矢量相加造成的. 图 8 为 $t = 70\mu\text{s}$ 时的温度分布示意图. 从图中可清晰地看到斜激波线与接触间断线, 均与 Bykovskii^[11] 实验所获得的波结构符合良好. 图 9

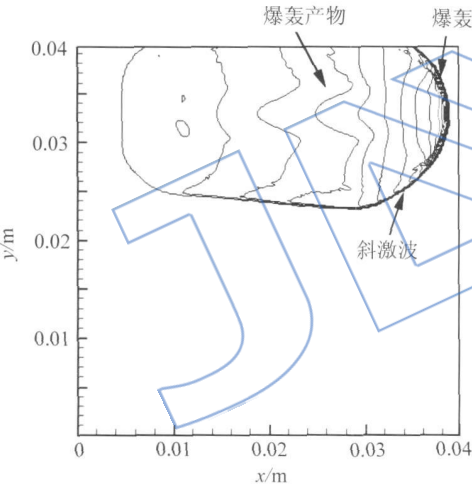


图 4 $t = 4\mu\text{s}$ 时的压强分布

Fig. 4 Pressure distribution at $t = 4\mu\text{s}$

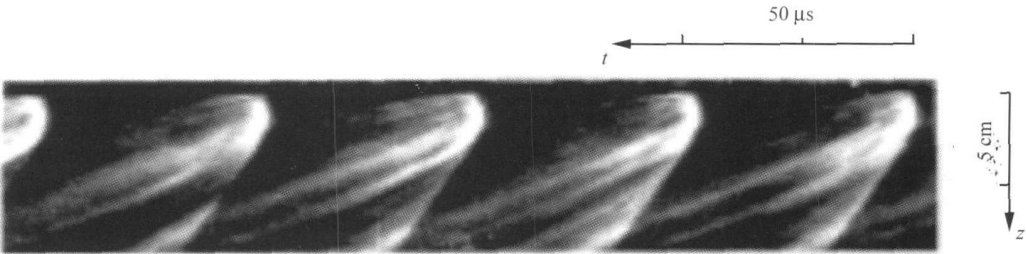


图 6 $\text{C}_3\text{H}_8/\text{O}_2$ 燃料 CDE 通过观察窗照到的实验图像^[11]

Fig. 6 Experiment result which takes $\text{C}_3\text{H}_8/\text{O}_2$ as fuel^[11]

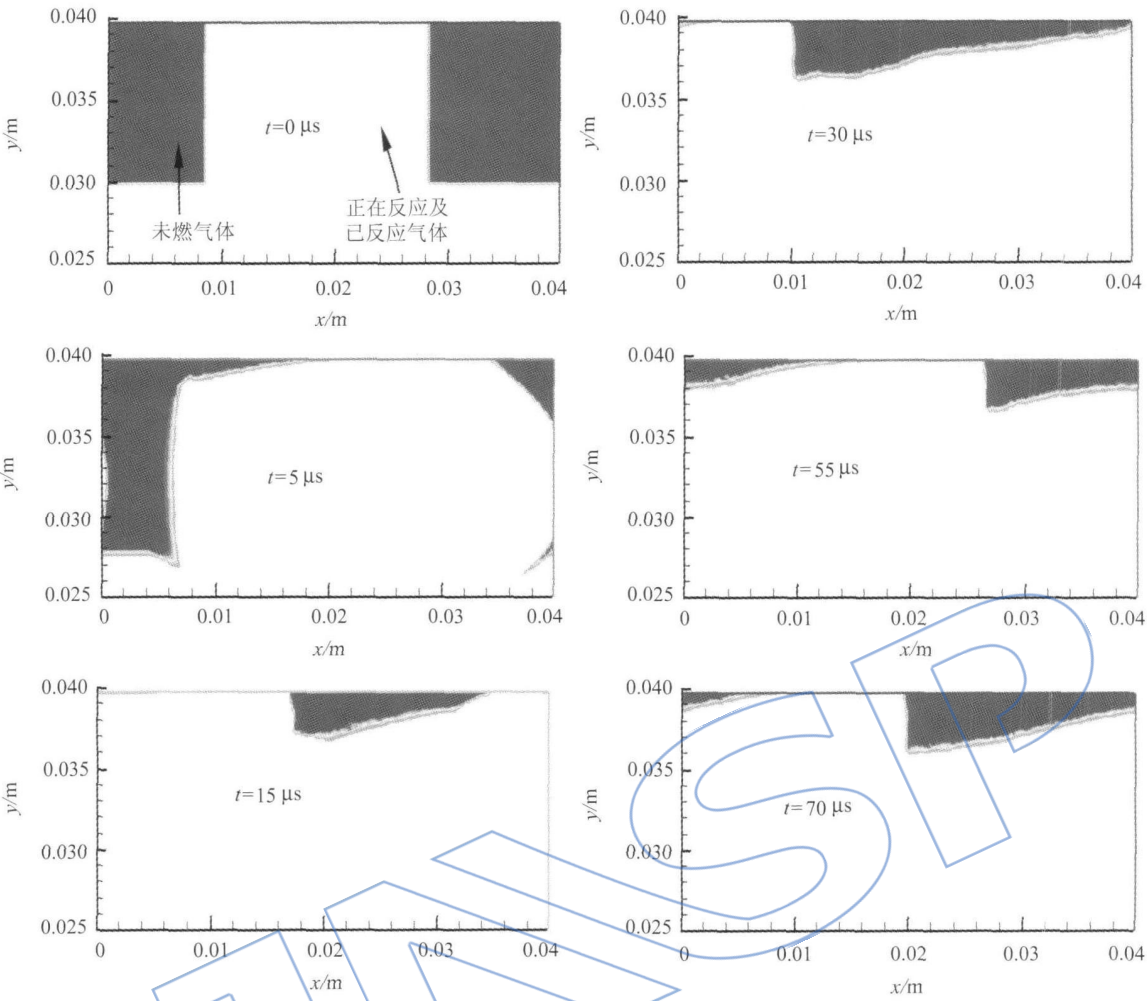
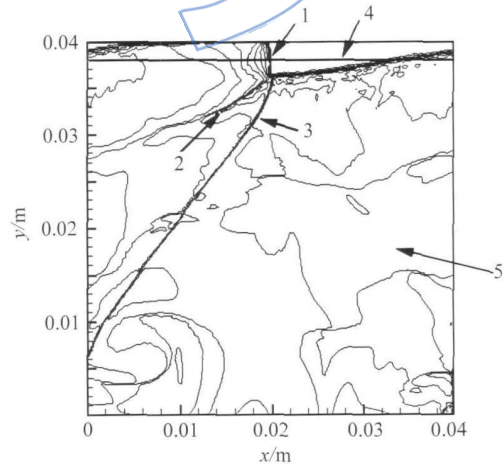


图 7 从 0~70 μs , 燃烧室内化学组分变化情况
Fig. 7 Reaction progress parameter β distribution from 0~70 μs



1 爆轰波面; 2 接触间断; 3 斜激波;
4 新冲入的未反应燃料; 5 爆轰产物
图 8 $t=70\mu\text{s}$ 时的温度分布示意图
Fig. 8 Temperature distribution at $t=70\mu\text{s}$

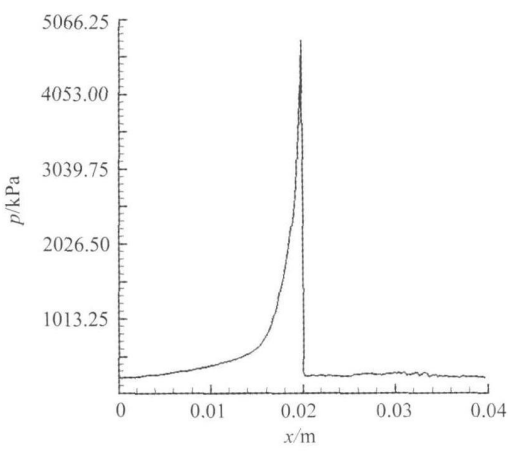


图 9 $t=70\mu\text{s}$ 时, 计算域 $y=0.038\text{ m}$ 水平线上的
压强分布
Fig. 9 Pressure distribution along a horizontal line at
 $y=0.038\text{ m}$

和图 10 分别为 $70\mu\text{s}$ 时, 计算坐标系中沿 $y = 0.0375\text{m}$ 直线上的压强分布与温度分布. 从两图可以看到爆轰波前沿高温面与高压面紧紧耦合在一起, 具有爆轰波的典型特征. 虽然爆轰波头部压力峰值处压强极高, 大于外部压强, 燃料无法喷入, 但是爆轰波后燃烧产物在稀疏波作用下压强迅速下降, 波后大部分区域压强小于外部压强, 一周的平均压强并不大, 可成功实现燃料的充入. 结合图 7 的组分分布示意图可见, 只要外界压强大于爆轰产物压强, 即可成功喷入燃料, 验证了之前的分析. 图 11 为 $70\mu\text{s}$ 时爆轰流场速度矢量分布. 爆轰波后产物速度主要是随爆轰波周向运动, 但是经过一系列压缩波作用, 至管尾时爆轰产物基本平行管口射出, 可提供较大的推力.

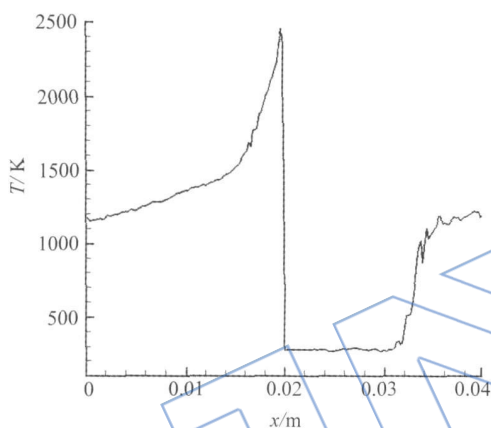


图 10 $t = 70\mu\text{s}$ 时, 计算域 $y = 0.038\text{m}$ 水平线上的温度分布

Fig. 10 Temperature distribution along a horizontal line at $y = 0.038\text{m}$

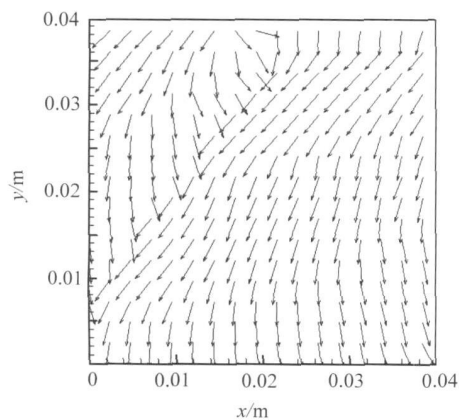


图 11 $t = 70\mu\text{s}$ 时, 爆轰的流场分布

Fig. 11 Velocity vector distribution at $t = 70\mu\text{s}$

4 结 论

连续爆轰是爆轰发动机研究中十分新颖的一个方向. 本文从物理外形, 入射机理等方面透彻的对新型的旋转燃烧连续爆轰发动机进行了分析. 并通过二维数值模拟, 从数值方面对 CDE 的可行性进行了验证, 获得了流场的详细参数及爆轰的典型流场结构. 计算取得了与相关实验研究定性一致的结果. 计算结果经长时间循环保持稳定. 为今后开展进一步连续爆轰研究提供参考.

参考文献:

- [1] Bratkovich T E, Aarnio M J, Willimams J T, et al. An introduction to pulse detonation rocket engines (PDREs) [R]. AIAA 97-2724, 1997.
- [2] 姜宗林. 爆轰推进概念与机理研究—新型发动机研究的热点[J]. 世界科技研究与发展, 2001, 23(4): 25-32. JIANG Zonglin. Research on detonation propulsion concepts and theory[J]. World Sci tech R & D, 2001, 23(4): 25-32. (in Chinese)
- [3] 王建. 脉冲爆轰发动机技术的原理和实验研究进展综述[J]. 高能量密度物理, 2007, (4): 175-179. WANG Jian. Review of pulse detonation engine technology theory and experiment advance[J]. High Energy Density Physics, 2007, (4): 175-179. (in Chinese)
- [4] Roy G D, Frolov S M, Borisov A A, et al. Pulse detonation propulsion: challenges, current status, and future perspective[J]. Progress in Energy and Combustion Science, 2004, 30: 545-672.
- [5] Carlson G A. Spherical detonations in gas oxygen mixtures[J]. Combust Flame, 1973, 21(3): 383-385.
- [6] Frolov S M, Aksenov V S, Basevich V Y. Initiation of detonation in sprays of liquid fuel[J]. Advances in Chemical Physics. 2005, 24(7): 71-79.
- [7] Helman D, Shreeve R P, Eidelman S. Detonation pulse engine[R]. AIAA Paper 86-1683, 1986.
- [8] 王健平, 刘云峰, 李廷文. 脉冲爆轰发动机预爆轰点火数值模拟[J]. 空气动力学报, 2004, 22(4): 475-480. WANG Jianping, LIU Yunfeng, LI Tingwen. Numerical simulations of pre-detonation ignition of pulse detonation engines[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2004, 22(4): 475-480. (in Chinese)
- [9] Voitsekhevskii B V. Stationary detonation[J]. Doklady Akademii Nauk U zSSR, 1959, 129(6): 1254-1256.
- [10] Voitsekhevskii B V. Stationary spin detonation [J]. Soviet Journal of Applied Mechanics and Technical Physics, 1959, 129(6): 157-164.
- [11] Bykovskii F A, Zhdan S A, Vedernikov E F. Continuous spin detonations[J]. Journal of Propulsion and Power, 2006, 22(6): 1204-1216.
- [12] Davidenko I D M. Numerical simulation of H_2/O_2 continur

- ous spin detonation with a detailed chemical mechanism [CD]. 21st ICDEERS(CD-ROM), 2007.
- [13] 姜孝海, 范宝春, 董刚. 旋转爆轰流场的数值模拟[J]. 推进技术, 2007, 28(4): 403-407.
- JIANG Xiaohai, FAN Baochun, DONG Gang. Numerical investigation on the flow field of rotating detonation wave [J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(4): 403-407. (in Chinese)
- [14] Bussing T R A, Hinkey J B. Pulse detonation engine preliminary design considerations [R]. AIAA Paper 94-3220, 1994.
- [15] Korobeinikov V P, Levin V A, Markov V V, et al. Propagation of blast waves in a combustible Gas [J]. Astronautica Acta, 1972, 17(4-5): 529-537.
- [16] Mohanraj R, Merkle C L. A numerical study of pulse detonation engine performance [R]. AIAA Paper 2000-0315, 2000.

JALSP