

激波聚焦诱导气液两相爆震燃烧的 数值模拟

杨 青, 李志强, 邸亚超, 许 欢

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院

航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 对以激波聚焦和增加障碍物方式诱导煤油-空气气液两相爆震燃烧的过程进行了数值模拟. 采用欧拉-拉格朗日方法建立了脉冲爆震发动机(PDE)中气液两相流的喷射、雾化、掺混过程. 研究发现环形爆震波在爆震管凹腔内经过反射、汇聚后能够引燃可燃混合物. 而在障碍物处, 激波的反射和再反射聚焦能够形成高温高压点(2700 K, 25 MPa), 产生局部爆炸, 有助于形成稳定的脉冲爆震燃烧(波面速度为 1900 m/s, 温度为 2950 K), 有效地缩短由缓燃向爆震转变(DDT)距离至 0.45 m.

关 键 词: 激波聚焦; 爆震燃烧; 气液两相; 脉冲爆震发动机; 由缓燃向爆震转变

中图分类号: V231

文献标志码: A

Numerical simulation on gas-liquid two-phase detonation combustion induced by shock wave focusing

YANG Qing, LI Zhi-qiang, DI Ya-chao, XU Huan

(National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics,
School of Energy and Power Engineering,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Numerical simulation on gas-liquid two-phase detonation combustion of kerosene-air was conducted induced by shock wave focusing and setting obstacles. The numerical model of gas-liquid two-phase flow was established for the fuel injection, atomization and mixing of pulse detonation engine (PDE) by an Eulerian-Lagrangian formulation. Computational results show that the reflection and focusing of the ring shock wave can ignite the combustible mixture inside the capacity of detonation tube. Re-reflection and focusing of the reflecting shock wave could form higher temperature and pressure points (2700 K, 25 MPa) near the obstacles, which can lead to local explosion, further generate stable pulse detonation combustion (velocity of 1900 m/s, temperature of 2950 K) and shorten the length of deflagration to detonation transition (DDT) to 0.45 m effectively.

Key words: shock wave focusing; detonation combustion; gas-liquid two-phase; pulse detonation engine; deflagration to detonation transition

爆震波是一种前导激波和化学反应耦合自持传播且具有强间断现象的燃烧波^[1-2]. 爆震燃烧过

程接近于等容燃烧, 具有很高的燃烧效率, 从而吸引人们发展以爆震为基础的动力模型.

爆震波可以通过由缓燃向爆震转变或直接起爆两种方式产生. 在实际情况下, 受到体积和质量的限制, 要求脉冲爆震发动机使用液体燃料, 而液体燃料的雾化、液滴的破碎、液滴的蒸发和油气混合的不完全均会对液体燃料爆震的形成过程产生不利影响, 因而起爆的难度更大, 在很多情况下常用的火花塞点火是不能满足起爆要求的.

与普通的爆震直管不同,激波聚焦^[3-5]是利用爆震管头部特殊的几何构型使高速流体进入逐渐缩小的区域,流体速度不断减小,能量不断汇聚,理论上最终在聚焦点附近产生高能区,从而在不使用火花塞的条件下,自行点燃燃料.如需更高的能量密度,则通过增加入射流的马赫数即可.如果在爆震管内设置各种各样的扰流装置^[6-10]会对激波的反射和速度滞止升温提供条件,有助于形成高温高压的局部爆炸点,有利于爆震波的形成和缩短 DDT 距离.

纵观国内外的研究文献,目前在环形激波聚焦诱导起爆的各种研究中,大多采用气体燃料,如氢气、甲烷和乙炔等,从而限制了该起爆方式的推广与应用。而在航空领域,常用的燃料为航空煤油,为此,本文以航空煤油为燃料,采用数值模拟方法较为深入地分析了含障碍物的激波聚焦诱导 DDT 的气液两相燃烧过程。

1 模型及计算方法

1.1 物理模型

与文献[11-12]中介绍的环形进口凹腔不同,为了研究航空煤油的激波聚焦诱导点火脉冲爆震,文本设计了一个含障碍物斜向环形进气的凹腔聚焦爆震管,其二维剖面如图1所示,凹腔壁型线为 $y = -113.04x^4 + 18.404x^3 + 2.2595x^2 + 0.4422x + 0.0001$,其中尖点处为坐标原点。由于航空煤油的成分比较复杂,本文以正癸烷($C_{12}H_{23}$)作为替代燃料,探索其气液两相聚焦诱导爆震燃烧过程,其工作分成两部分,原理如下:首先油气混合物填充爆震管,油气是否充分混合对爆震起爆有着至关重要的影响;然后混合气($C_{12}H_{23}$ -空气质量当量比为1)再以高马赫数从环形喷管斜向入射进入爆震管,在轴线上相互碰撞形成反射激波;反射激波在抛物型凹腔壁面限制下聚焦,形成高能点火区,进而形成爆震波。含障碍物二维凹腔聚焦爆震管的整体计算网格数量约为15万。

1.2 气液混合模型及边界条件

由于实际应用中的体积和质量限制,脉冲爆震发动机需要采用液体燃料,燃油、氧化剂只能在发动机内部雾化和混合.因此,混合室中燃油、空气的喷油、进气方式是发动机成功起爆的关键之一.通过求解三维 N-S 方程和标准 $k-\epsilon$ 湍流模型来分析混合室中燃油、空气的混合流动特性.计算中耦合液相与气相的相互影响.图 1 中喷嘴处喷入的是液态燃油,流量为 0.01 kg/s ,喷射方向与进口垂直;从进口喷入空气,空气流量为 0.1 kg/s ;爆震管出口为无反射的压力出口边界条件,压力设为定值 101325 Pa ;爆震管内初始条件为常温、常压 ($T=300 \text{ K}$, $p=101325 \text{ Pa}$).

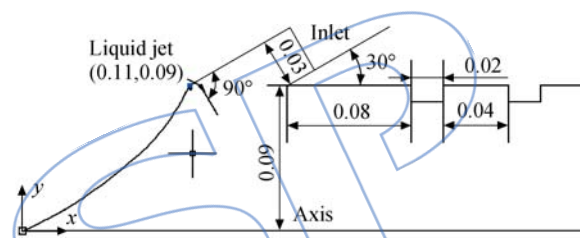


图 1 物理模型(单位:m)
Fig.1 Physical model (unit:m)

1.3 燃烧反应模型及边界条件

通常化学反应模型主要有两类:多步反应模型和基元反应模型.前者针对体系的化学反应人为地进行了线性化处理,使计算效率得到了提高;后者本身具有更高的计算精度.为了精确揭示爆震起爆的细节, $C_{12}H_{23}$ -空气的化学反应采用了包含 17 种组分($C_{12}H_{23}$, O_2 , H , H_2 , NH , O , HO_2 , NO , OH , H_2O , CO , CO_2 , CH , C_2H_2 , N_2 , N , N_2O) 30 个反应的基元反应模型,详细反应机理如表 1 所示(表中符号的具体含义详见文献[13]).

采用非稳态二维轴对称 N-S 方程,湍流模型采用标准 $k-\epsilon$ 模型,壁面采用无滑移条件和绝热条件.入口采用超声速的压力远场边界条件,给定来流的马赫数为 3.5.出口为无反射的压力出口边界条件,压力设为定值 101325 Pa.

采用有限体积方法对控制方程进行空间离散,应用对瞬态问题有着明显优势的 PISO (pressure implicit split-operator) 算法^[14-16]. 时间步长采用适应性时间推进,最小时间步长为 10^{-11} s, 最大时间步长为 10^{-7} s.

表 1 $C_{12}H_{23}$ 空气化学反应机理^[13]
Table 1 $C_{12}H_{23}$ -air chemical reaction mechanism^[13]

反应式	$k_{f,r} = A_r T^{\beta_r} e^{-E_r/(RT)}$		
	A_r	β_r	$E_r/(J/mol)$
$N_2 + C_{12}H_{23} = 12CH + 11H + N_2$	4 350	0	125 604
$CH + H_2 + N_2 = 2NH + CH$	10^9	0	326 570
$CH + 2NH = N_2 + H_2 + CH$	1.95×10^9	0	0
$O + N_2 + HO_2 = 2NO + H + O$	1.6×10^3	0.5	0
$2NO + H = N_2 + HO_2$	2.5×10^4	0	33 494
$H_2 + OH = H_2O + H$	1.17×10^5	1.3	15 181
$H_2 + O = H + OH$	2.5×10^9	0	25 120
$H + O_2 = O + OH$	4×10^8	0	75 362
$N_2 + O_2 = 2O + N_2$	10^{12}	0	511 790
$H_2 + 2O = O_2 + H_2$	10^{12}	0	0
$H_2 + 2H = 2H_2$	2×10^{11}	0	0
$H + O_2 = HO_2$	10^9	-1	0
$H + HO_2 = H_2 + O_2$	6.5×10^7	0	0
$O + HO_2 = OH + O_2$	2.5×10^7	0	0
$CO + HO_2 = CO_2 + OH$	5.8×10^7	0	96 020
$CO + OH = CO_2 + H$	1.51×10^7	1.3	-3 173
$CH + O = CO + H$	3×10^6	1	25 120
$CH + OH = CO + H_2$	3×10^8	0	0
$CH + NO = NH + CO$	10^5	0	0
$N_2 + 2CH = C_2H_2 + N_2$	10^8	0	0
$C_2H_2 + O_2 = 2CO + H_2$	3×10^{10}	0	79 549
$N_2 + O = N + NO$	6.5×10^7	0	314 010
$N + O_2 = NO + O$	6.3×10^3	1	26 376
$N + OH = NO + H$	3×10^5	0	0
$NH + NO = N_2O + H$	3.2×10^7	0	0
$N_2O + OH = N_2 + HO_2$	3.2×10^7	0	0
$N_2O + O = 2NO$	6×10^8	0	118 067
$N_2O + O = N_2 + O_2$	6×10^8	0	118 067
$N_2O + H = N_2 + OH$	1.5×10^6	0	0
$NH + O = NO + H$	2.5×10^{-2}	2.6	0

2 结果分析

2.1 算例验证

数值模拟采用 CFD 商用软件 FLUENT, 为了验证本文所选用的湍流模型、反应模型及数值方法

的计算精度, 首先模拟计算了燃料甲烷的脉冲爆震过程, 计算结果如图 2 所示, 与理论值相比^[1], 计算给出的甲烷爆震燃烧的爆震波速度及爆震波压力相对误差均在 5% 之内. 由此可以得出, 本文选用的湍流模型、反应模型和数值算法能够用来模拟爆

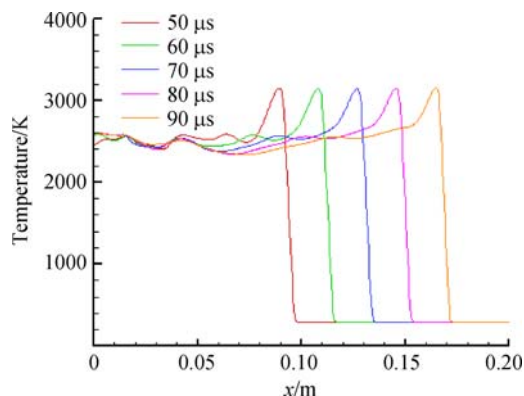


图2 轴线上的温度分布

Fig. 2 Temperature distribution on axis

震燃烧问题,并且计算结果是可信的.

2.2 油气混合结果分析

图3所示的是混合好的油气分布云图,如图所示,在大部分区域煤油的质量分数在0.075左右,分布相当均匀,质量当量比略大于1.

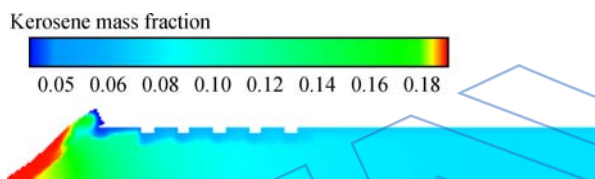


图3 混合好的油气分布云图

Fig. 3 Mixed kerosene and gas contour

2.3 诱爆到爆燃过程分析

激波聚焦过程中温度随时间变化的云图如图4所示,可以看出,混合流体($C_{12}H_{23}$ -空气)由环形入射管以射流形式进入爆震管凹腔后,由于内外压差的作用,产生一道沿射流方向的入射激波,在扩散作用下,激波强度逐渐减弱,但在射流方向上,由于入射流体不断地向前挤压,激波阵面的温度和压力不断增大.当 $t=1.163\text{ ms}$ 时,激波以椭圆波形从周围向轴线处发展,并在轴线处发生碰撞.在碰撞点处,由于滞止效应,速度降低,压力和温度迅速升高,达到16 MPa和856 K.随之碰撞后的激波以椭球形状向四周发展(如图4(c) $t=1.192\text{ ms}$ 时所示),在碰撞点处的高温高压点一分为二,形成椭球形激波的两个顶点,分别向凹腔尖点和出口运动.向凹腔尖点运动的左行激波受到凹腔的压缩,温度与压力不断升高,同时由于斜向入射射流方向的激波与对撞产生的激波不断叠加,使得左行激波的温度和压力锋面迅速升高.可以看到左行激波由一开始的常规反射,在 $t=$

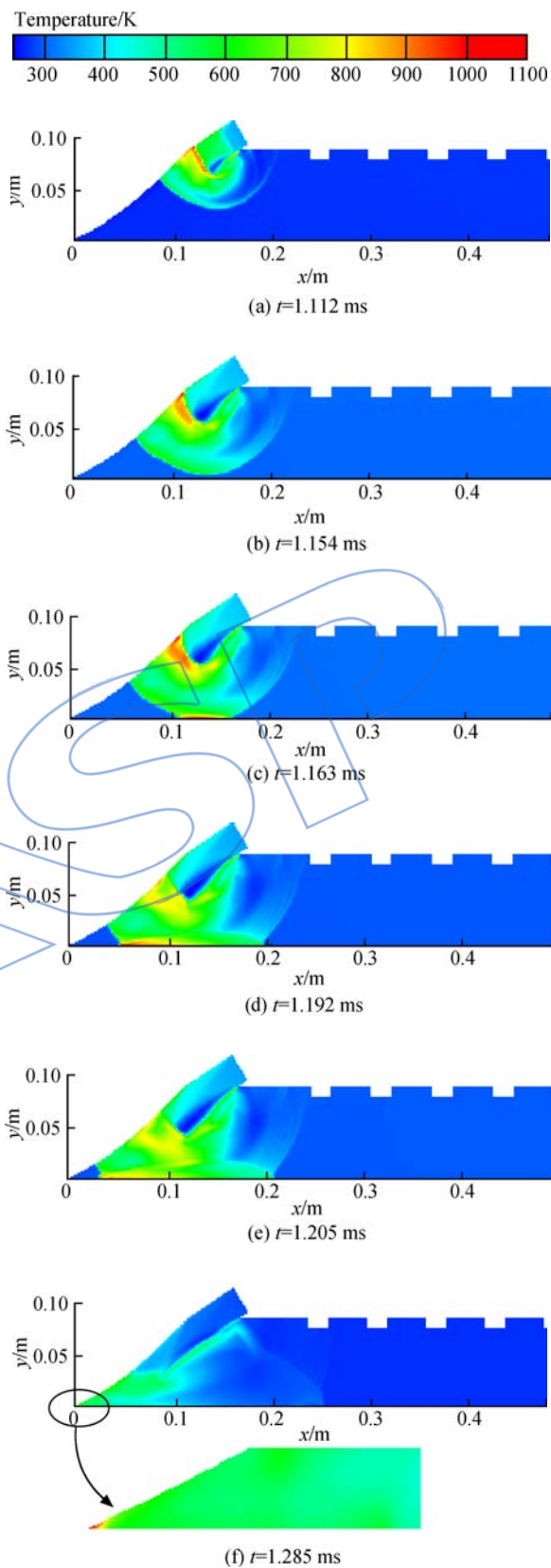


图4 激波聚焦过程中温度随时间变化的云图

Fig. 4 Temperature contours changed with time in shock wave focusing process

1.205 ms 时衍变成马赫反射,随着压力与温度的进一步升高,马赫杆突出变形,并在 $t=1.285\text{ ms}$

时,左行激波在凹腔底部聚焦,尖点处温度上升到 1000 K 左右(如图 4 所示),此时在凹腔底部有水生成,说明发生了燃烧。然而,向爆震管出口运动的右行膨胀波由于缺乏后续能量的支持,渐渐变弱。

从图 5 也可以看出,在 $t=1.285$ ms 时刻之后,虽然尖点处已经有水生成,但是没有诱导出爆震燃烧。然而,此时压缩到凹腔底部的左行激波的反射激波在凹腔壁面的作用下,在 $t=1.325 \sim 1.425$ ms 的时间间隔内在凹腔壁面处出现大片的高能区(如图 6 所示),伴随着一定水产生,此时才开始了真正意义上的燃烧,出现了火焰锋面。当 $t=1.455$ ms 时,反射激波的火焰锋面到达第 1 个障碍物,在激波和障碍物的相互作用下,反射激波变形成弧状反射激波,和火焰锋面一起产生高温高压区,加剧了燃烧反应强度,并向爆震管中心轴线扩散,促使整个管内的充分燃烧,这对形成稳定的平面爆震、缩减 DDT 距离有很重要的影响。当 $t=1.618$ ms, $x=0.5$ m 时,前导激波温度维持在 2950 K 左右,压力峰值在 1.62 MPa,传播速度约为 1900 m/s,火焰阵面、压力阵面和温度阵面耦合在一起,可以看到明显的强间断面,形成充分稳定的平面爆震燃烧,并且 $C_{12}H_{23}$ 得到充分的反应,这一点可以从图 7 中得以证明。

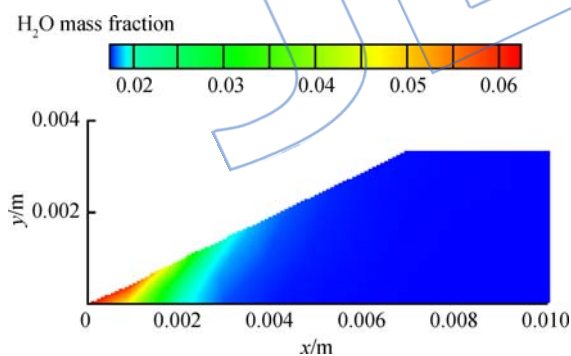


图 5 尖点的生成水质量分数($t=1.285$ ms)

Fig. 5 Generated H_2O mass fraction at tip
($t=1.285$ ms)

图 8 所示为从轴线碰撞开始马赫数随时间变化云图。 $t=1.160$ ms 可以看到明显的入射激波,碰撞之后,左行激波得到加强,右行激波逐渐减弱,直至 $t=1.518$ ms 时,反射激波追上最初的右行激波,形成激波强断面, $t=1.709$ ms 时,可以看到明显的超声速燃烧的强断面爆震波。由于障碍物的作用,爆震管多个局部点处形成了高速区。

图 9~图 11 所示分别为爆震燃烧形成过程

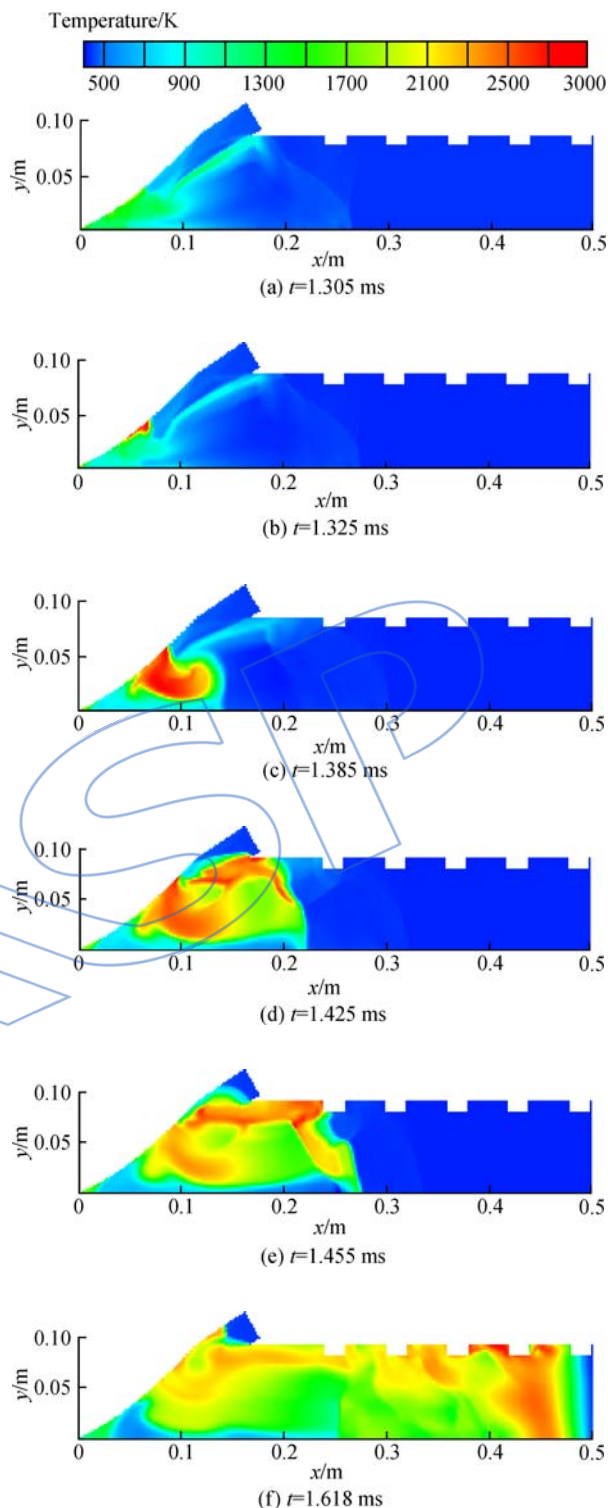


图 6 起爆过程温度随时间变化云图

Fig. 6 Temperature contours changed with time
in detonation process

中中心轴线上的速度、温度、 H_2O 和 $C_{12}H_{23}$ 质量分数的分布情况。从图中可以看出在 $x=0.4$ m 左右形成了稳定的自持爆震燃烧锋面,爆震燃烧速度为 1900 m/s 左右,温度保持在 2950 K 左右,燃烧基本充分。

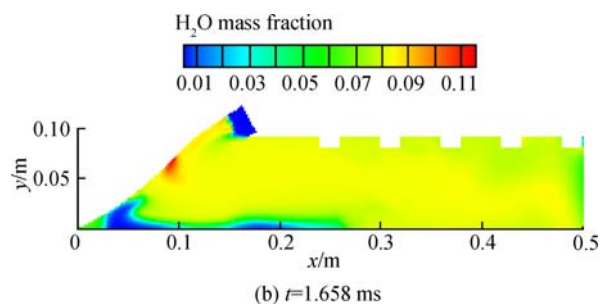
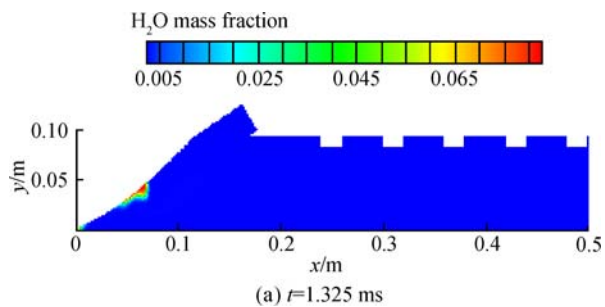


图 7 生成水质量分数
Fig. 7 Generated H_2O mass fraction

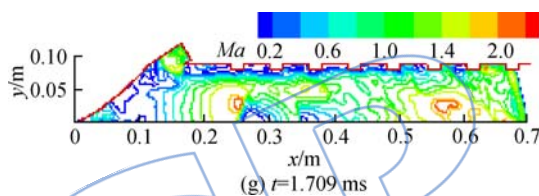
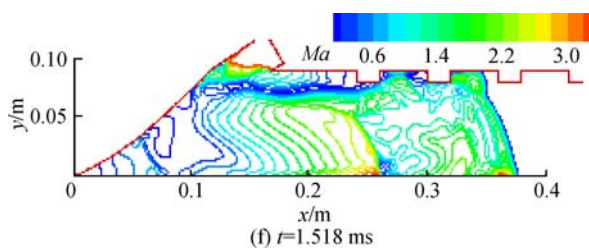
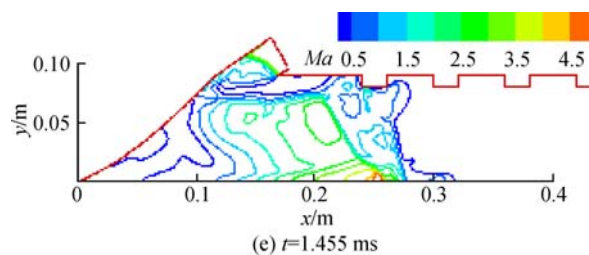


图 8 马赫数随时间变化云图
Fig. 8 Mach number contours changed with time

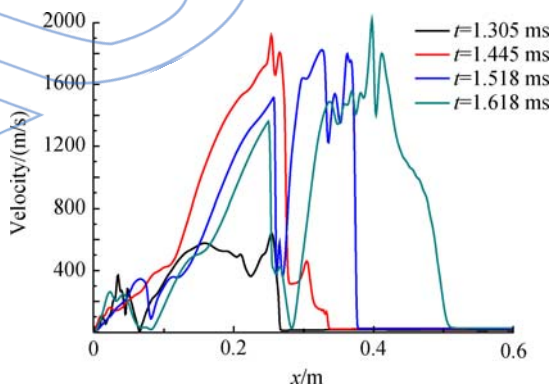
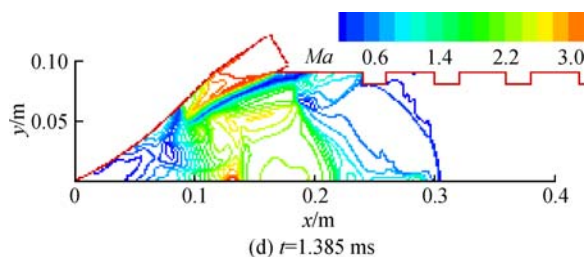
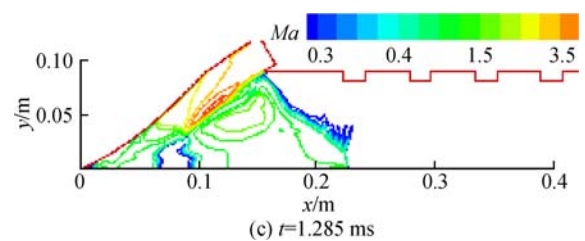
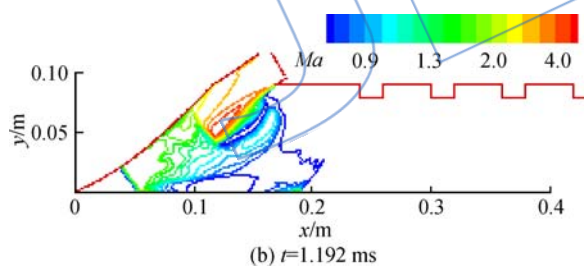
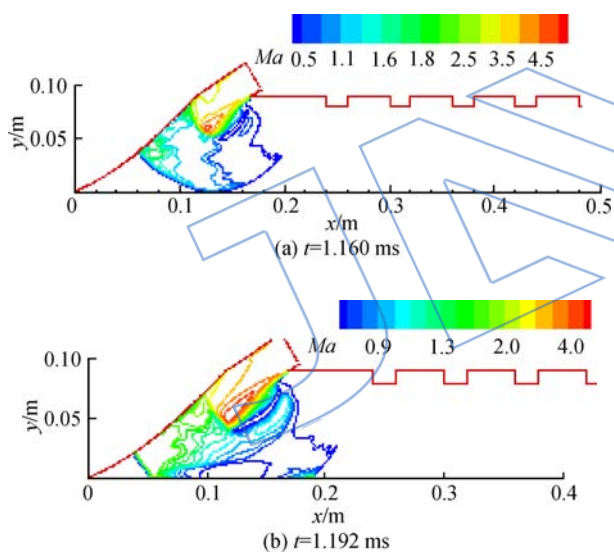


图 9 中心轴线上爆震燃烧速度

Fig. 9 Detonation combustion velocity on center axis

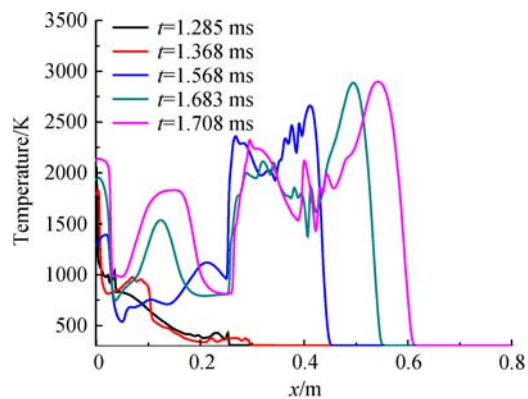


图 10 中心轴线上爆震燃烧温度

Fig. 10 Detonation combustion temperature on center axis

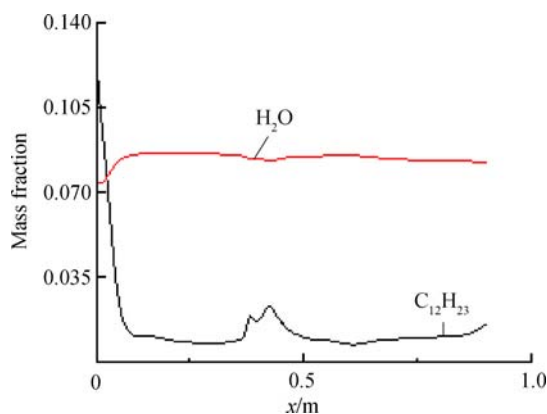
图11 中心轴线上爆震燃烧 H_2O 和 $\text{C}_{12}\text{H}_{23}$ 质量分数

Fig. 11 H_2O and $\text{C}_{12}\text{H}_{23}$ mass fraction on center axis in detonation combustion

3 爆震管相关方案的比较分析

为了探索本文所设计的爆震管结构对气液两相爆震燃烧的影响,在相同的边界条件和初始条件下,分别探讨了有无障碍物和凹腔结构对气液两相爆震燃烧的影响。

3.1 无障碍物情况

当本文所设计的爆震管内没有障碍物时,气液两相的燃烧模拟结果如图12所示。可以看出,无障碍物的反应和有障碍物时基本上是一致的,即发生了激波诱导点火。然而,随后的燃烧过程却相差很大,由于缺少了障碍物对凹腔内反射激波的再反射作用,从而没有形成弧状反射激波,也没

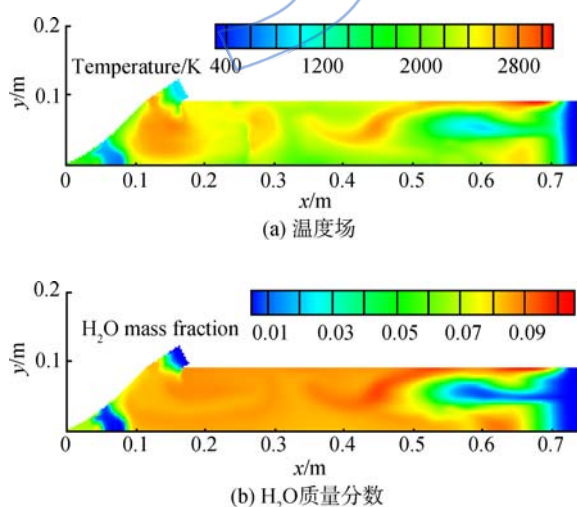
图12 无障碍物的缓燃温度场和 H_2O 质量分数云图
($t=2.979\text{ ms}$)

Fig. 12 Deflagration temperature field and H_2O mass fraction contour without obstacles
($t=2.979\text{ ms}$)

能形成稳定的高温高压爆震燃烧点,只是形成了普通的燃烧过程。

3.2 圆头聚焦腔

当本文所设计的爆震管凹腔头部为圆头时,气液两相的燃烧模拟结果如图13所示。可以看出在圆头聚焦腔的爆震管中,凹腔内的最高温度只达到1000 K左右,聚焦能量明显不足以点燃油气混合物,即没有形成激波诱导点火。

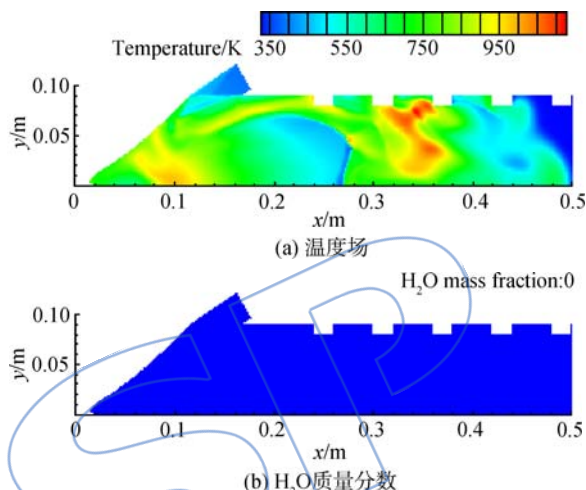
图13 圆头聚焦腔的温度场和 H_2O 质量分数云图
($t=2.717\text{ ms}$)

Fig. 13 Temperature field and H_2O mass fraction contour with round focusing chamber ($t=2.717\text{ ms}$)

3.3 抛物线型聚焦腔

当本文所设计的爆震管凹腔为抛物线型聚焦腔时,气液两相的燃烧模拟结果如图14所示。可

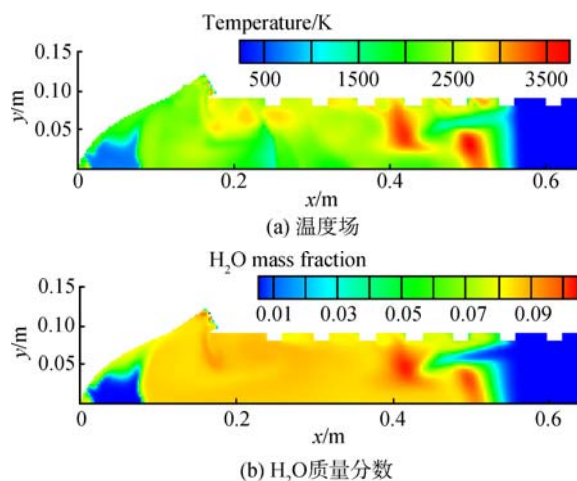
图14 抛物线型聚焦腔的温度场和 H_2O 质量分数云图
($t=1.663\text{ ms}$)

Fig. 14 Temperature field and H_2O mass fraction contour with parabolic focusing chamber
($t=1.663\text{ ms}$)

以看出该结构也没能形成典型的具有强间断面的爆震燃烧,虽然诱导点火成功,但随后的燃烧过程只是缓燃现象。

4 结 论

本文对激波聚焦诱导缓燃向爆震转变的气液两相燃烧进行了数值模拟。结果表明所设计的凹腔壁面的反射作用以及障碍物的再反射作用对气液两相的爆震燃烧形成有着很大的意义。

凹腔壁面的曲率大、截面面积变化较快,激波聚焦过程中的温度和压力增长较快,聚焦点处能量较高,聚焦后反射的激波经凹腔壁面又产生了复杂的激波反射,激发出更高的高能区,比抛物线型壁面更有利于爆震燃烧的形成。

与无障碍物的爆震管相比,本文给出的障碍物构型能够在较短的距离内产生稳定的爆震波,激波的反射与再反射能够大大提高局部区域的反应速率,并促使反应能量的快速释放,形成稳定的爆震燃烧过程,缩短了DDT距离和反应时间。

需要说明的是,由于本文采用的爆震管凹腔的顶部是尖头的,导致燃烧的过程中尖点压力过大,这对材料结构强度及冷却提出了很高的要求,如要应用于工程实践,还需进一步探讨研究。

参考文献:

- [1] 严传俊,范玮. 脉冲爆震发动机原理及关键技术[M]. 西安:西北工业大学出版社,2005.
- [2] 陈懋章. 粘性流体力学基础[M]. 北京:高等教育出版社,2002.
- [3] 王春. 激波聚焦点燃高速可燃混合气流的实验研究[D]. 合肥:中国科学技术大学,2004.
WANG Chun. The experiment study of shock wave focusing igniting combustible mixture with high speed[D]. Hefei: Chinese University of Science and Technology, 2004. (in Chinese)
- [4] Eckett C A. Numerical and analytical studies of the dynamics of gaseous detonations[D]. Pasadena, US: California Institute of Technology, 2000.
- [5] Jiang Z L, Takayama K. Reflection and focusing of toroidal shock waves from coaxial annular tubes[J]. Computers and Fluids, 1998, 27(5/6): 553-562.
- [6] Kailasanath K. Recent developments in the research on pulse detonation engines[J]. AIAA Journal, 2003, 41(2): 145-149.
- [7] Tangirala V E, Varatharajan B, Dean A J. Numerical investigations of detonation initiation[R]. AIAA-2003-0716, 2003.
- [8] Ma F, Choi J, Yang V. Thrust chamber dynamics and propulsive performance of single-tube pulse detonation engines[R]. AIAA-2004-0865, 2004.
- [9] Im K S, Yu S T. Analyses of direct detonation initiation with realistic finite-rate chemistry[R]. AIAA-2003-1318, 2003.
- [10] MA Fuhua, Choi J Y, Yang V. Thrust chamber dynamics and propulsive performance of single-tube pulse detonation engines[R]. AIAA-2004-0865, 2004.
- [11] 秦亚欣,于军力,高歌. 环形脉冲爆震发动机引射性能[J]. 航空动力学报, 2011, 26(1): 35-41.
QIN Yaxin, YU Junli, GAO Ge. Annular ejector pulse detonation engine performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(1): 35-41. (in Chinese)
- [12] 秦亚欣,于军力,高歌. 脉冲爆震发动机喷管性能数值分析[J]. 航空动力学报, 2010, 25(2): 367-372.
QIN Yaxin, YU Junli, GAO Ge. Pulse detonation engine nozzles performance numerical analysis[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(2): 367-372. (in Chinese)
- [13] 黄生洪,徐胜利,刘小勇. 煤油超然冲压发动机两相流场数值研究:(Ⅲ)煤油在超然流场中的多步化学反应特征[J]. 推进技术, 2005, 26(2): 101-105.
HUANG Shenghong, XU Shengli, LIU Xiaoyong. Combustion flow of kerosene-fueled scramjet with 3D cavity: (Ⅲ) multi-step chemistry characteristics of kerosene[J]. Journal of Propulsion Technology, 2005, 26(2): 101-105. (in Chinese)
- [14] Issa R I. Solution of the implicitly discretized fluid flow equations by operator-splitting[J]. Journal of Computational Physics, 1985, 62(1): 40-65.
- [15] Issa R I, Gosman A D, Watkins A P. The computation of compressible and incompressible recirculating flows by a non-iterative implicit scheme[J]. Journal of Computational Physics, 1985, 62(1): 66-82.
- [16] Wanik A, Schnell D. Some remarks on the PISO and SIMPLE algorithms for steady turbulent flow problems[J]. Computers and Fluids, 1989, 17(4): 555-570.