

文章编号: 1000-8055(2010)09-1964-07

环形射流初始压力对激波聚焦起爆的影响分析

曾 昊, 何立明, 章雄伟, 李海鹏, 陈 鑫
(空军工程大学 工程学院, 西安 710038)

摘 要: 为了研究射流入射压力对环形激波聚焦爆震起爆的影响, 以氢气和空气混合物为例, 对不同射流入射压力下环形激波聚焦爆震起爆过程进行了数值模拟, 结果表明, 当环形射流入射强度足够大时, 其形成的激波聚焦能够形成高温、高压区域, 从而直接起爆爆震波; 爆震管推力壁对激波具有反射加强作用, 有助于爆震波的形成; 环形射流入射压力存在一个临界值, 低于此值时, 则不能起爆爆震波。

关 键 词: 脉冲爆震发动机; 爆震起爆; 爆震波; 环形激波; 数值模拟

中图分类号: V235.22

文献标识码: A

Investigation on the influence of jet pressure on detonation initiation via imploding annular shock waves

ZENG Hao, HE Li ming, ZHANG Xiong wei, LI Hai peng, CHEN Xin

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

Abstract: In order to investigate the influence of jet pressure on detonation initiation via imploding annular shock waves, detonation initiation with different jet pressures was simulated with hydrogen-air mixture. The results indicate that, when jet pressure is high enough, imploding annular shock waves can form high pressure and high temperature region that lead to direct initiation; thrust wall can strengthen reverberation shock, which contributes to initiate detonation; when the jet pressure is lower than its critical value, detonation can not be initiated.

Key words: pulse detonation engine; detonation initiation; detonation wave; annular shock waves; numerical simulation

由于环形激波聚焦具有不断增强的过度驱动能力, 近几十年来, 引起了研究者的浓厚兴趣. 激波使气体绝热压缩, 并在激波传播的方向上进行加速. 环形激波聚焦的几何构型迫使产生激波的气体进入逐渐缩小的区域, 并在这个区域中不断进行压缩. 在这一压缩过程中, 激波不断增强, 而又增加了激波后的压力. 这样的相互作用贯穿

于环形激波聚焦的整个过程, 最终当激波聚焦区域趋于一点时, 产生极高的波后压力和温度.

Guderley^[1]在 1942 年首次分析并求解了柱形和球形激波聚焦问题, 他认为激波聚焦轨迹遵循力学定律. Perry 和 Kantrowitz^[2]在实验中证明了激波聚焦过程中产生了高温、高压聚焦区域, 他将水滴形障碍物放入激波管末端, 以使平面激

收稿日期: 2009 08 10; 修订日期: 2009 10 26

基金项目: 空军工程大学学术基金(XS0901009)

作者简介: 曾昊 (1983-), 男, 新疆乌鲁木齐人, 博士生, 研究领域为飞机推进系统气动热力理论与工程.

E-mail: zenghao03@gmail.com.cn

波变成柱状激波. 然而, 他没有测量压力, 但拍摄了激波聚焦时氩气电离发光的图片, 这表明有高温气体出现. 之后的研究工作进一步从理论分析和实验研究方面更好地揭示了激波聚焦过程. 当前, 对吸气式 PDE(pulse detonation engine) 的研究兴趣, 使研究者专注于探寻起爆敏感易燃碳氢/空气混合物(例如: JP-10 或 C_3H_8 空气)的方法. 理想的起爆技术是在燃料/空气混合物中仅需少量的电能或无需使用敏感易燃燃料. 这项技术已经实现, 当前的 PDE 使用填充有氧气^[3]或起爆更易燃烧的混合物(如 H_2 -空气)的预爆震管起爆主爆管. 提高预爆管起爆效率的工作集中在使由预爆管传入主爆管的爆震波传入不敏感混合物, 产生高焓区使之转变成自持的爆震波^[4]. Jackson 和 Grunthaner 等人^[5]已经成功地用预爆震管起爆 C_3H_8 空气混合物. Yu, Wang 和 He^[6]的数值模拟结果表明反射的主激波与接触面间的相互作用形成了二次聚焦激波. 由于二次聚焦进一步升高了激波聚焦处附近的温度和压力, 使其超过了单次激波聚焦的, 从而极大地增强了爆震起爆效率. Li 和 Kailasanath^[7]提议用激波聚焦而不是爆震波去起爆不敏感混合物. 他们在数值模拟中^[8]发现利用燃料或空气射流形成的激波聚焦能够起爆直径 14cm、填充化学恰当比的乙烯-空气混合物的爆震管. 在射流入口射处, 射流的压力为 0.2 MPa, 温度为 250 K, 比热比为 1.4.

利用气体射流产生激波聚焦起爆爆震波的设计理念引起了 PDEs 设计者们的极大兴趣, 这是因为该方法省去了火花塞及其能源供应装置和任何更为敏感的燃料. 除此之外, 发动机在飞行状态中能够供应大量的用于产生激波聚焦的高温、高压气体.

本文侧重研究射流入口压力对激波聚焦爆震起爆的影响, 揭示环形激波聚焦起爆爆震波的实质, 探讨用环形激波聚焦起爆爆震波的可行性及影响因素与规律.

1 物理模型和计算方法

1.1 建立反应模型

本文采用 FLUENT 软件进行数值模拟, 其中的燃烧模型选用通用有限速率模型, 该模型是基于组分质量分数输运方程的解, 采用所定义的化学反应机制, 对化学反应进行模拟. 反应速率以源项的形式出现在组分输运方程中, 计算反应速

度有几种方法: 从 Arrhenius 反应速率表达式计算、从旋涡耗散模型计算或者从涡-耗散-概念模型计算. 该模型的应用范围非常广泛, 其中包括预混、部分预混和非预混燃烧, 是一种通用性很强的模型. 湍流模型选用 Spalart-Allmaras 模型, 该模型是针对航空领域设计的, 主要用于求解壁面束缚流动, 而且已经显示出很好的效果.

1.2 计算域与网格划分

本文研究的物理模型见图 1, 在射流入口处以一定初始压力喷射氢气-空气混合气, 而后, 混合气在环形喷管内加速至声速后喷射入爆震管中, 在爆震管中形成激波聚焦, 起爆爆震波. 爆震管内填充化学当量比 1.0 的氢气-空气混合气, 射流温度为 420 K, 射流射入前爆震管内充满可燃混合气, 温度为 300 K. 采用四边形结构网格, 轴向间距 0.005 cm, 径向间距 0.01 cm. 本文分别数值模拟了射流入口压力 $p_{in} = 0.28, 0.27, 0.26$ MPa 三种情况下的爆震起爆过程. 判断爆震成功转捩的标准是爆震波峰值压力和爆震波传播速度^[9]. 爆震波峰值压力可由压力等值线图读出, 爆震波传播速度可由不同时刻平面爆震波前锋位置计算得出. 化学恰当比的氢气-空气混合气中爆震波速度为 1971 m/s, 爆震波峰值压力为 1.57 MPa.

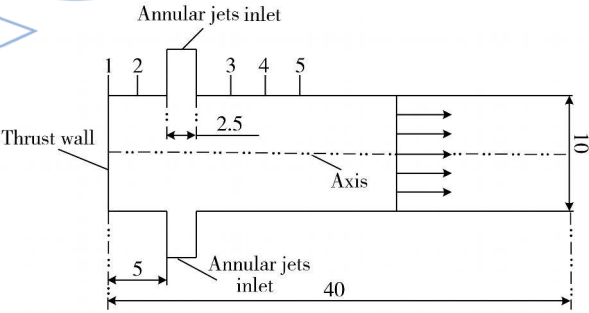


图 1 计算模型示意图(单位: cm)
Fig. 1 Physical model for computation (unit: cm)

1.3 计算方法验证

为了验证计算方法的准确性, 用一个算例来进行验证. 算例为爆震波在爆震管内的传播与回传过程模拟. 爆震管长 2110 mm, 直径 64 mm. 为了节省计算资源, 采用轴对称模型, 只计算一半的计算区域. 起爆点火区宽 5 mm, 位于爆震管的最左侧, 点火起爆条件为 $p = 2$ MPa, $T = 2000$ K. 为了克服确定喷管出口边界条件的困难, 增加了 1 个外区. 根据文献[10]研究表明, 当外区的长度大于管径的 20 倍, 外区的直径大于管径的 10 倍时,

外区对于爆震管内的流场影响较小. 计算域离散分成 76 396 个四边形网格(爆震管中 63 300 个, 外区 13 096 个). 建立的爆震管计算模型如图 2 所示. 图 3 是不同时刻时爆震管轴线上的压力分布.

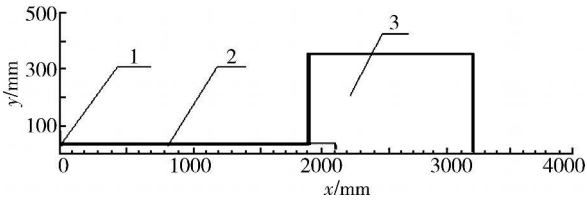


图 2 爆震管模型示意图

Fig. 2 Detonation tube model sketch map

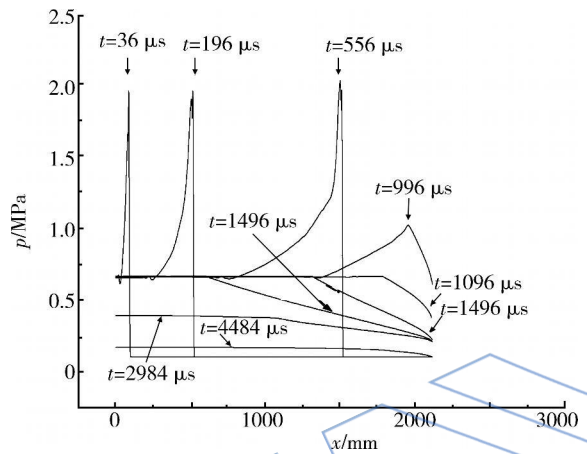


图 3 爆震管中轴线上的压力分布图

Fig. 3 Pressure distribution along axis of detonation tube

将计算结果与同等条件下 STANJAN 软件

计算值^[9]和实验值^[11]相比较, 结果如表 1 所示. 从表 1 可以看出, FLUENT 的计算结果与 STANJAN 软件计算值与实验值差别不大, 证明了数值模拟方法的正确性.

表 1 模拟值与实验结果对比

Table 1 Comparison between experimental and numerical simulation results

	模拟值	STANJAN	实验值
p/MPa	1.92	1.897	
$v/(\text{m/s})$	2752.8	2841.2	2 819

2 计算结果与分析

2.1 入射压力 $p_{in}=0.28\text{MPa}$ 时的爆震起爆过程

图 4 是射流入射压力为 0.28 MPa 时的爆震起爆过程中压力(上)、温度(下)等值线图, 图 5 是射流入射压力为 0.28 MPa 时爆震起爆过程中水的质量分数等值线图. 由图可知, 由于压力差的作用, 混合气进入环形喷管并加速, 气流的压力、温度逐渐下降, 一直加速到当地声速, 此时产生壅塞作用, 使得气流速度恒定在当地声速不再变化, 压力和温度有一定的升高, 之后混合气从环形喷管以射流形式射入爆震室. 混合气经膨胀加速, 以椭圆波形向轴向发展; $t=95\mu\text{s}$ 时, 射流在轴线碰撞, 在碰撞点处压强(约 1.18 MPa)和温度(约 1020K)升高, 速度降低. 轴线处的激波继续发展,

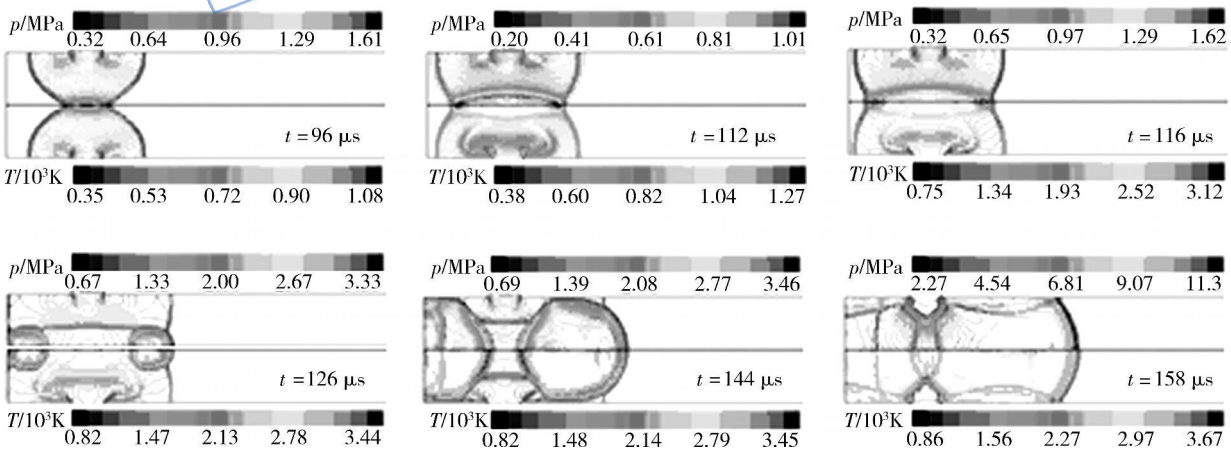


图 4 直接起爆的压力等值线分布(中轴线之上)和温度等值线分布(中轴线之下)图

($Ma=1.0, p_{in}=0.28\text{MPa}, T=420\text{K}$)

Fig. 4 Temporal evolution of pressure (up the axis) and temperature (below the axis) distribution, direct initiation by annular jets of $Ma=1.0, p_{in}=0.28\text{MPa}, T=420\text{K}$

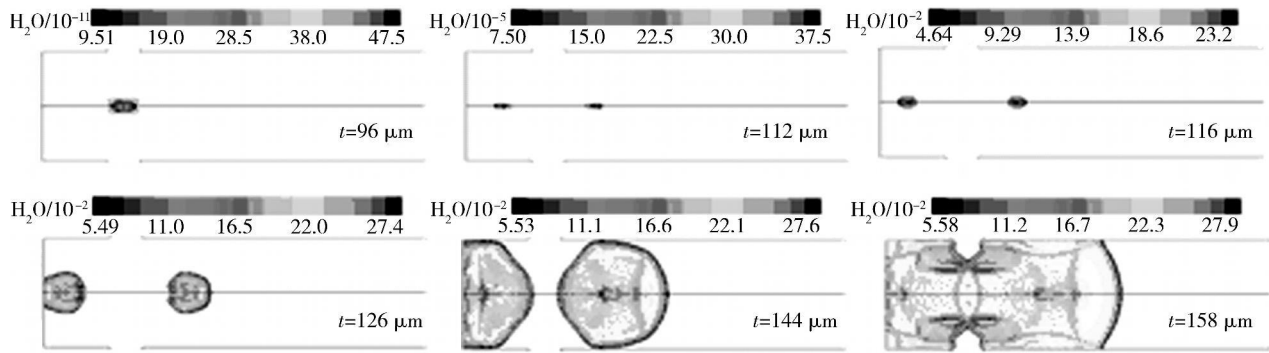


图 5 直接起爆的水的质量分数等值线分布图 ($Ma=1.0, p_{in}=0.28\text{ MPa}, T=420\text{ K}$)

Fig.5 Temporal evolution of water mass fraction distribution, direct initiation by annular jets of $Ma=1.0, p_{in}=0.28\text{ MPa}, T=420\text{ K}$

以椭球的形状向四周传播,在碰撞形成的高温点一分为二,形成椭球形激波的两个顶点,一个向爆震室内壁移动,另一个向爆震室出口传播; $t=112\text{ }\mu\text{s}$ 时,两个顶点的温度突然增至 1700 K ,压力由 1.08 MPa 增至 1.23 MPa , $2\text{ }\mu\text{s}$ 后温度又增至 3070 K ,压力增至 1.49 MPa ,并有大量的水生成,形成的燃烧波呈球形不断扩大. $t=116\text{ }\mu\text{s}$ 时,燃烧波上、下波面的峰值压力达到 1.69 MPa ,温度稳定在 3250 K 左右,球形燃烧波分别向上、下方向传播,左右两侧激波压力约为 0.95 MPa . $t=124\text{ }\mu\text{s}$ 时,左、右球形燃烧波的爆震波面已发展为相向而行的半球形爆震波面,分别向爆震室出口和推力壁方向传播. $t=126\text{ }\mu\text{s}$ 时,左球形燃烧波左侧激波与爆震室推力壁碰撞,碰撞点温度升至 3550 K ,压力达到 2.33 MPa ,激波由于碰撞产生反射,反射激波向爆震室出口传播,由于碰撞形成

两个高温、高压点,分别在推力壁面沿爆震管径向向爆震管壁面方向传播. $t=144\text{ }\mu\text{s}$ 时,右球形燃烧波的右传激波面压力只有 1.3 MPa . $t=146\text{ }\mu\text{s}$ 时,右球形燃烧波与爆震室上壁面碰撞,形成高温、高压区域,并产生横波;由于碰撞形成的两个高温、高压点分别在推力壁面沿爆震管径向到达爆震管壁面处,此处压力达到 4.97 MPa . $t=150\text{ }\mu\text{s}$ 时,向左、右传播的爆震波在环形喷管轴线处碰撞,形成马赫反射,马赫杆沿环形喷管轴线向爆震管径向方向传播. $t=158\text{ }\mu\text{s}$ 时,形成右传的爆震波.

2.2 入射压力 $p_{in}=0.27\text{ MPa}$ 时的爆震起爆过程

图 6 是射流入射压力为 0.27 MPa 时爆震起爆过程中压力(上)、温度(下)等值线图,图 7 是射

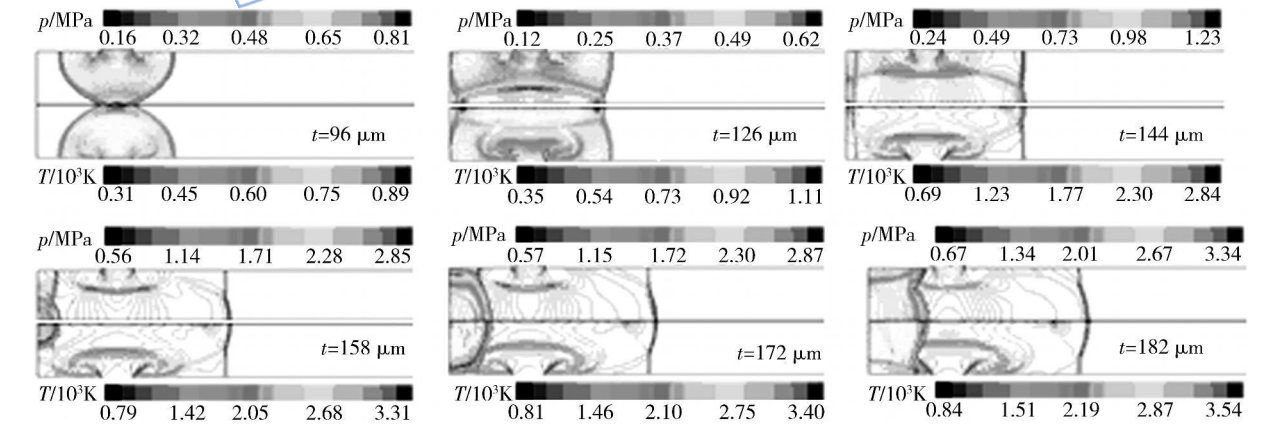


图 6 推力壁面反射起爆的压力等值线分布(中轴线之上)和温度等值线分布(中轴线之下)图 ($Ma=1.0, p_{in}=0.27\text{ MPa}, T=420\text{ K}$)

Fig.6 Temporal evolution of pressure (up the axis) and temperature (below the axis) distribution, initiation by the thrust wall reflection in the case of annular jet of $Ma=1.0, p_{in}=0.27\text{ MPa}, T=420\text{ K}$

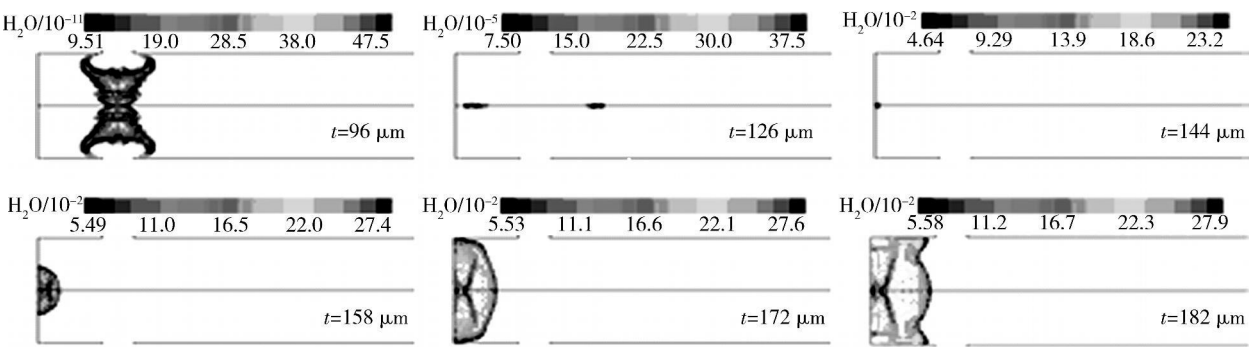


图 7 推力壁面反射起爆的水的质量分数等值线分布图 ($Ma=1.0, p_{in}=0.27\text{ MPa}, T=420\text{ K}$)

Fig. 7 Temporal evolution of water mass fraction distribution , initiation by the thrust wall reflection in the case of annular jet of $Ma=1.0, p_{in}=0.27\text{ MPa}, T=420\text{ K}$

流入射压力为 0.27 MPa 时爆震起爆过程中水的等值线图. 混合气以射流形式由环形喷管进入爆震管, 由于气流欠膨胀, 环形喷管出口附近存在 Prandtl-Meyer 流形成的低压区域和稀疏波汇聚形成的高压区域. 汇聚激波在轴线上碰撞时, 碰撞处的压力急剧上升, 形成马赫反射, 马赫杆沿对称轴向两端传播, 反射波向管壁传播. 随着激波的传播, 轴线上衍变为马赫反射, 反射波将在圆柱壁面碰撞, 产生向轴线汇聚的二次反射波. 该反射波又在轴线再次碰撞, 形成高压区域. 激波在轴线上的每次碰撞都会发展成马赫反射, 由此产生的马赫杆沿着轴线向爆震室出口传播, 入射激波得到强化. 在如此反复的过程中, 由于缺乏后续能量的支持, 激波将迅速衰减. 左传的马赫杆在封闭端碰撞后反射, 反射波与初始的激波作用, 形成新的向轴心汇聚的激波, 再次于轴心碰撞, 形成第二道马赫杆, 该马赫杆与第一道马赫杆的反射波作用后, 同

样会在封闭端碰撞反射. 因此, 封闭壁面将不断产生具有一定强度的、右传的, 相互追赶的激波. $t=144\text{ }\mu\text{s}$ 时, 在靠近推力壁中心处, 形成了高温(约 2840 K)、高压(约 1.9 MPa) 点, 并由此形成球形爆震波, 向爆震室出口传播. $t=172\text{ }\mu\text{s}$ 时, 爆震波到达爆震室壁面, 并逐渐形成平面爆震波.

2.3 入射压力 $p_{in}=0.26\text{ MPa}$ 时的爆震起爆过程

图 8 是射流入射压力为 0.26 MPa 时爆震起爆过程中压力(上)、温度(下)等值线图, 图 9 是射流入射压力为 0.26 MPa 时爆震起爆过程中水的质量分数等值线图. 由图可知, 射流在爆震室轴心碰撞后, 形成马赫反射, 左传马赫杆虽与推力壁碰撞反射, 形成高温(约 1050 K)、高压(约 1.15 MPa) 区域, 但因强度不够大, 又得不到一定的能量积累, 最终没有形成燃烧. 右传的马赫杆以衰减的

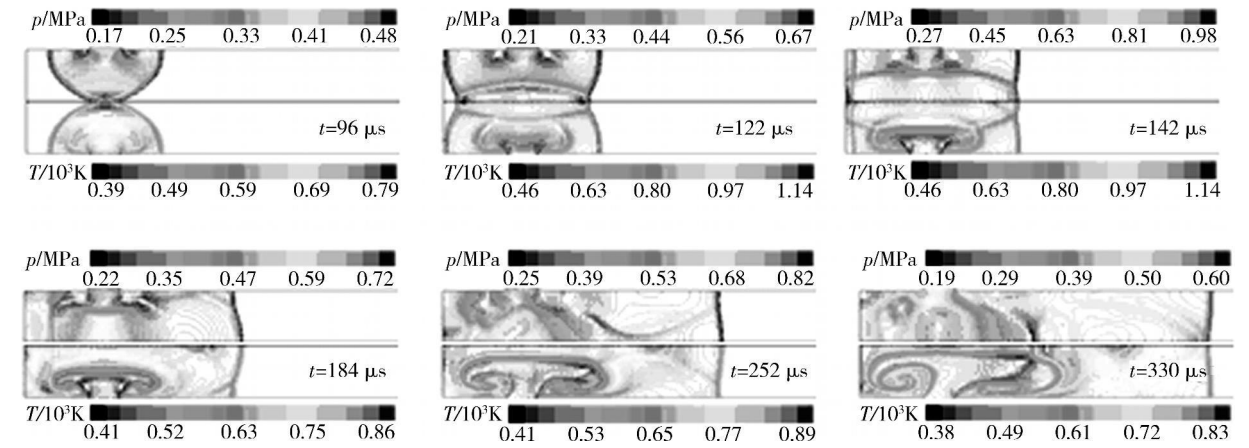


图 8 $Ma=1.0, p_{in}=0.26\text{ MPa}, T=420\text{ K}$ 的压力等值线分布(中轴线之上)和温度等值线分布(中轴线之下)图

Fig. 8 Temporal evolution of pressure (up the axis) and temperature (below the axis) distribution, insufficient initiation by annular jets of $Ma=1.0, p_{in}=0.26\text{ MPa}, T=420\text{ K}$

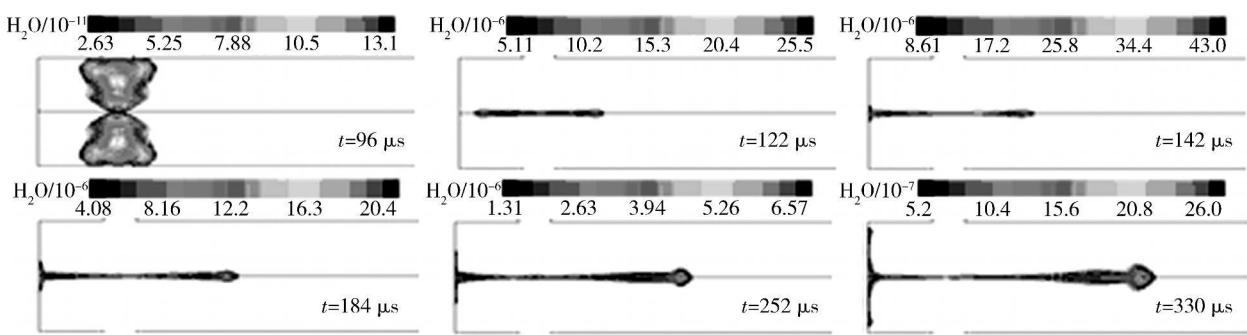


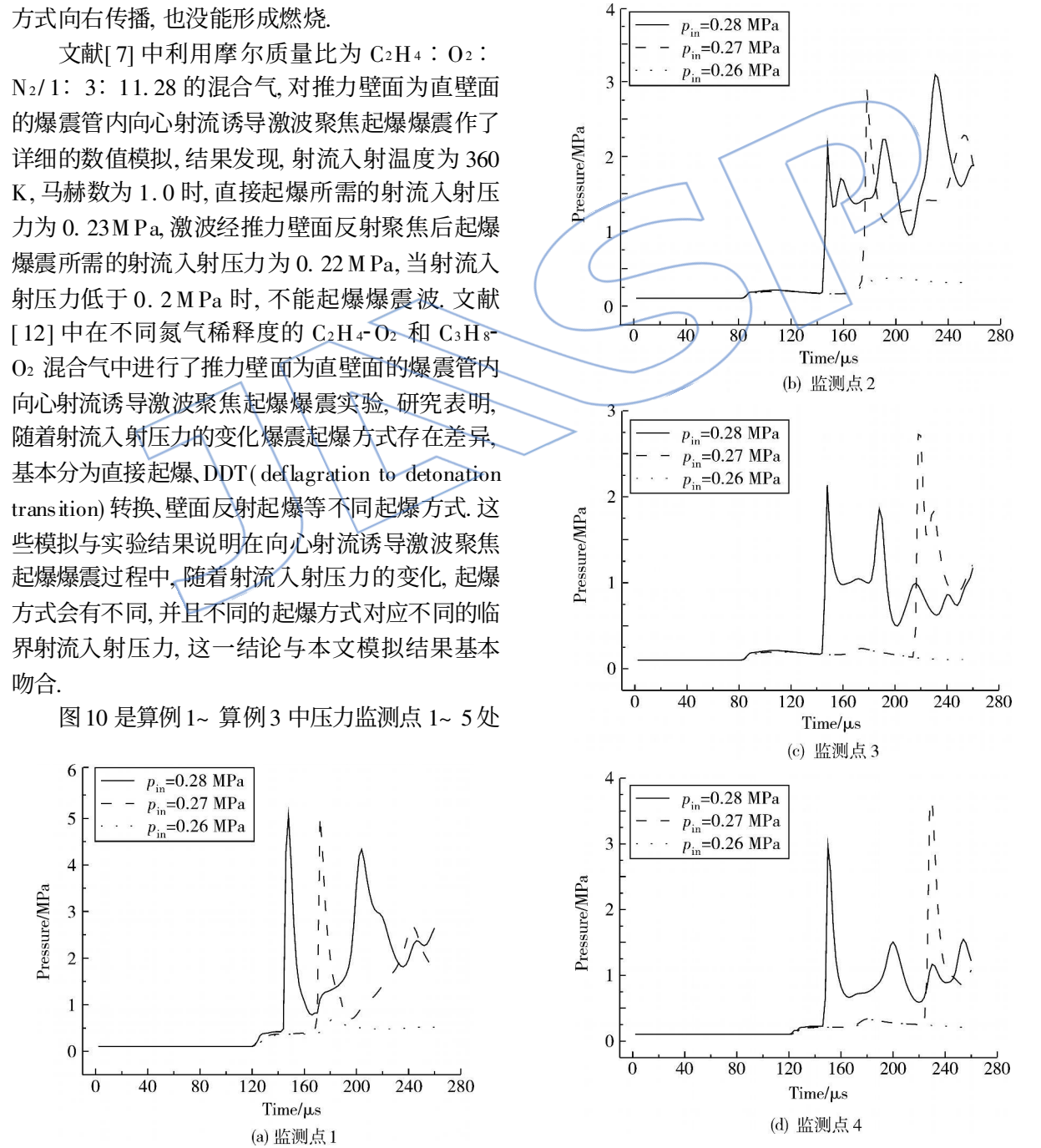
图 9 $Ma=1.0, p_{in}=0.26\text{ MPa}, T=420\text{ K}$ 的水的质量分数等值线分布图

Fig. 9 Temporal evolution of water mass fraction distribution, insufficient initiation by annular jets of $Ma=1.0, p_{in}=0.26\text{ MPa}, T=420\text{ K}$

方式向右传播, 也没能形成燃烧。

文献[7]中利用摩尔质量比为 $\text{C}_2\text{H}_4:\text{O}_2:\text{N}_2/1:3:11.28$ 的混合气, 对推力壁面为直壁面的爆震管内向心射流诱导激波聚焦起爆爆震作了详细的数值模拟, 结果发现, 射流入射温度为 360 K, 马赫数为 1.0 时, 直接起爆所需的射流入射压力为 0.23 MPa, 激波经推力壁面反射聚焦后起爆爆震所需的射流入射压力为 0.22 MPa, 当射流入射压力低于 0.2 MPa 时, 不能起爆爆震波。文献[12]中在不同氮气稀释度的 $\text{C}_2\text{H}_4\text{-O}_2$ 和 $\text{C}_3\text{H}_8\text{-O}_2$ 混合气中进行了推力壁面为直壁面的爆震管内向心射流诱导激波聚焦起爆爆震实验, 研究表明, 随着射流入射压力的变化爆震起爆方式存在差异, 基本分为直接起爆、DDT (deflagration to detonation transition) 转换、壁面反射起爆等不同起爆方式。这些模拟与实验结果说明在向心射流诱导激波聚焦起爆爆震过程中, 随着射流入射压力的变化, 起爆方式会有不同, 并且不同的起爆方式对应不同的临界射流入射压力, 这一结论与本文模拟结果基本吻合。

图 10 是算例 1~ 算例 3 中压力监测点 1~ 5 处



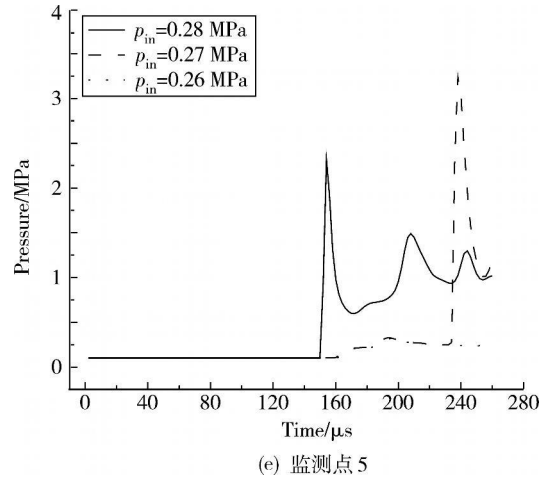


图 10 监测点 1~5 的压力曲线

Fig. 10 Temporal evolution of pressure in surveillant point 1~5

压力随时间变化曲线图, 压力监测点 1~5 的位置如图 1 所示. 从图中可以看出随着射流入射压力的越大, 爆震波形成越早; 射流入射压力过小时, 就不会触发爆震.

3 结 论

通过以上的数值计算和分析, 可以得到以下结论:

- 1) 当环形射流入射强度足够大时, 其形成的激波聚焦能够形成高温、高压区域, 从而起爆爆震波. 爆震管推力壁对激波具有反射加强作用, 有助于爆震波的形成.
- 2) 环形射流入射压力存在一个临界值, 低于此值时, 其形成的激波聚焦则不能起爆爆震波; 对于本文中的计算模型尺寸及射流温度(420 K), 激波聚焦起爆爆震波的临界射流入射压力为 0.26 MPa, 当射流温度升高时, 其临界射流入射压力会降低.
- 3) 在向心射流诱导激波聚焦起爆爆震过程中, 随着射流入射压力的变化, 起爆方式会有不同,

并且不同的起爆方式对应不同的临界射流入射压力.

参考文献:

[1] Guderley G. Starke kugelige und zylindrische verdichtungsstöße in der nähe des kugelmittelpunktes bzw. der Zylinderachse. Luftfahrtforschung, 1942, 19 (9): 302-312.

[2] Perry R, Kantrowitz A. The production and stability of converging shock waves[J]. Journal of Applied Physics, 1951, 22(7): 878-886.

[3] Brophy C, Sinibaldi J, Damphousse P. Initiator performance for liquid-fueled pulse detonation engines [R]. AIAA 2002-0472, 2002.

[4] Murray S, Thibault P, Zhang F, et al. The role of energy distribution on the transmission of detonation[C] // Proceedings of the International Colloquium on Control of Detonation Processes. Moscow, Russia: [s. n.], 2000.

[5] Jackson S, Grunthaner M, Shepherd J. Wave implosion as an initiation mechanism for pulse detonation engines[R]. AIAA 2003-4280, 2003.

[6] Yu S T J, Wang B, He H. Direct calculation of wave implosion for detonation initiation in pulsed detonation engines [R]. AIAA 2005-1306, 2005.

[7] Li C, Kailasanath K. Detonation initiation in pulse detonation engines[R]. AIAA 2003-1170, 2003.

[8] Li C, Kailasanath K. Detonation initiation by annular jet-induced imploding shocks[J]. Technical Note Submitted to the AIAA Journal of Propulsion and Power, 2005, 21 (1): 183-186.

[9] 严传俊, 范玮, 郑龙席, 等. 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.

[10] 罗俊. 脉冲爆震发动机模拟与实验研究[J]. 西安: 空军工程大学, 2008.

LUO Jun. Simulation of pulse detonation engines and experiment study[J]. Xi'an: Air Force Engineering University, 2008. (in Chinese)

[11] Kailasanath K. Recent developments in the research on pulse detonation engines[R]. AIAA 2002-0470, 2002.

[12] Jackson S I, Shepherd J E. Detonation initiation via imploding shock waves[R]. AIAA Paper 2004-3919, 2004.