

凹面腔内激波聚焦起爆爆震波过程的数值模拟^{*}

李海鹏, 何立明, 陈 鑫, 曾 昊

(空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

摘 要: 运用 CFD 方法和基元反应机理对环形向心射流产生的激波在凹面腔内的反射聚焦起爆爆震波过程进行了数值模拟, 并根据流场分布及变化情况分析了激波聚焦及其在 H_2 -Air 混合物中起爆爆震波的全过程。对于本文建立的模型, 起爆点在抛物形壁面的底部顶点处, 聚焦起爆爆震波后的瞬间压力达到 21.3 MPa 温度达到 4 540 K。爆震波在凹面腔内向开口端传播过程中仍会出现两次聚焦, 压力达到约 18 MPa 温度达到 4 000 K 左右。研究结果表明: 利用环形向心射流产生的激波在凹面腔内聚焦可以成功直接起爆爆震波, 是一种有效的爆震直接起爆方法。

关键词: 脉冲爆震发动机; 爆轰; 激波; 爆轰波; 数值模拟

中图分类号: V231.22 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2010) 01-0087-05

Numerical investigation of detonation initiation by shock wave focusing over paraboloid reflector

LI Hai-peng HE Li-ming CHEN Xin ZENG Hao

(Engineering Inst., Air Force Engineering Univ., Xi'an 710038, China)

Abstract Detonation initiation by annular centripetal jet induced shock focusing over paraboloid reflector was simulated with the help of kinetic mechanism of hydrogen combustion and CFD method. The processes of shock focusing and its ignition of detonation were analyzed according to the distribution and development of pressure, temperature and OH mass fraction in the flow field. In the simulation the ignition point located at the vertex of the paraboloid reflector. And the high pressure reached 21.3 MPa, high temperature reached 4 540 K at the moment when detonation was ignited at the focus. Two other focusing processes would come into being accompany the detonation propagation in the paraboloid reflector reaching a high pressure of about 18 MPa and a high temperature of about 4 000 K. The result shows that annular centripetal jet induced shock focusing over concave reflector can ignite detonation directly and is an effective method of direct detonation ignition.

Key words Pulse detonation engine; Detonation; Shock wave; Detonation wave; Numerical simulation

1 引 言

可燃混合物中爆震波的起爆方法可分为直接起爆和间接起爆。直接起爆可快速形成爆震波, 但需较高的起爆能量; 而间接起爆则需要较长的 DDT 距离, 但所需的起爆能量较小。虽然在脉冲爆震发动机的研究中, 研究者采用了设置 shchelkin 螺旋^[1]、挡板、圆管^[2]或孔板^[3]等方法加速 DDT 过程, 但这些障碍物同时也会带来巨大的冲量损失。激波聚焦能够在可燃气体的产生高温高压区, 进而可以点火形成爆震

波, 是爆震波起爆研究的另一重要方向。但以往对激波聚焦起爆爆震燃烧的研究多集中于单次轴向入射的平面激波在凹面腔内的会聚及爆震起爆^[4]。Levin 等人提出的基于激波聚焦起爆爆震波的两级脉冲爆震发动机 (2-stage pulse detonation engine) 概念, 其设计型式无机械阀门, 连续注入常规航空煤油, 采用吸入活化基和超声速射流形成的激波在一个抛物形壁面反射聚焦产生局部的高温、高压区域起爆爆震波, 实现了极高的工作频率 (大于 7.5 KHz), 并具有极短的 DDT 距离 (小于 100 mm), 对于缩短脉冲爆震发动

^{*} 收稿日期: 2009-03-09 修订日期: 2009-07-20

基金项目: 空军工程大学学术基金 (XS0901009)。

作者简介: 李海鹏 (1981—), 男, 博士生, 研究领域为航空推进系统气动热力理论及脉冲爆震发动机。

Email: hp1210@163.com

机尺寸,提供接近连续的推力输出,加快PDE在航空航天推进系统中的工程应用具有重要的意义^[5]。Leyva等人以冷态空气为介质对2-stage PDE无反应流场进行了数值模拟和实验,来流压力范围为0.15~1.0 MPa^[6],M. M. Manus等人以乙烯、天然气、航空煤油等为介质,对2-stage PDE进行了实验研究,通过加装小管PDE作为激励起爆装置才能实现共振腔内的起爆^[7]。关于环形径向射流产生的激波在凹面腔内会聚起爆爆震波的研究刚刚起步,国内尚属空白。为直观展示激波聚焦起爆爆震波的过程并探索其中规律,本文采用基元反应模型和CFD方法对超声速射流形成的激波在凹面腔内聚焦起爆爆震波的过程进行了数值模拟,分析了起爆过程的规律。

2 物理模型及计算条件

环形超声速射流产生激波在凹面腔中聚焦起爆爆震波的物理模型如图1所示。直爆震管前端采用抛物形凹面腔结构,腔深 h ,底面半径 R ;环形喷嘴位于抛物壁面与直管衔接处,直径 d ;直爆震管长 L ,为节约计算资源,计算模型采用设计实验件1:10缩比模型(如图1所示), $R:h:d:L=4:4.57:1:10.2$ 考虑结构对称性采用二维轴对称模型进行简化计算,计算域尺寸为 $x_{\max}=0.0276\text{ m}$, $y_{\max}=0.009\text{ m}$ (以下图中同图1,不再标注)。网格尺寸为 $\delta=0.1\text{ mm}$,并随激波运动进行动态加密。声速射流通过环形喷嘴加速射入抛物腔,在腔内形成激波并聚焦产生高温高压区起爆爆震波。填充物为化学恰当比的 $\text{H}_2\text{-Ar}$ (用体积比21:79的 $\text{O}_2\text{-Ar}$ 混合气模拟空气),混合气温度 $T=300\text{ K}$,压力 $p=101325\text{ Pa}$ 。射流成分与填充物相同,压力 $p=0.45\text{ MPa}$ 温度 $T=400\text{ K}$ 。入口边界 d 为压力入口,抛物形壁面及直管壁面均采用无滑移绝热壁面边界,出口为压力出口。反应机理采用9组分25个化学反应的基元反应模型^[8,9]。

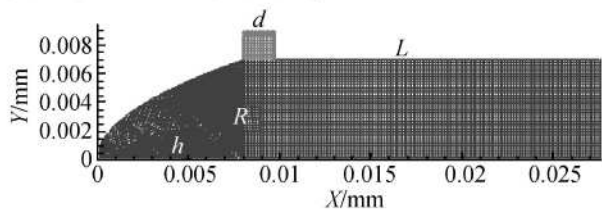


Fig 1 Schematic of the computational model and grids

3 结果与分析

不同时刻计算域内的压力、温度场分布如图2

图3所示。在模型入口处内外压差作用下,产生一道右行(以指向凹腔中心为正方向,定义为向右)运动激波(以下称为主激波),运动主激波进入抛物形凹腔后,由于扩散作用,强度逐渐减弱(参见图2 $t=8.4\times 10^{-6}\text{ s}$ 时刻),波后气流的速度和压力下降,从主激波上产生一个逆气流而上的左行压缩扰动波系。左行压缩波系相对于气流以声速逆气流传播,由于右行主激波后面的气流是超声速的,所以压缩波系便在超声速气流带动下,向扩散通道下游运动,在左行压缩波头的上游,气流只受到截面面积扩大所产生的膨胀扰动的影响而不断被加速,是定常超声速流,它对前面不断减速的气流将产生越来越强烈的挤压作用,从而产生一顺流而下的压缩扰动波系。它将使原来的左行压缩波越来越强。这种加强作用,在波头最为集中,因此左行压缩波系首先在该处被迭加起来,形成第二道激波。第二道激波在向下游传播的过程中不断得到加强,但它的传播速度却越来越慢。在某一适当位置处此第二道激波相对于气流向左传播的速度刚好等于气流本身向右运动的速度而停留下来,成为一道具有固定强度的驻激波(参见图2 $t=1.44\times 10^{-5}\text{ s}$ 时刻所标的 Suspending shock)。由于壁面影响,往往第二道激波首先在管壁附近形成,随后逐渐向中心扩展(参见图2 $t=8.4\times 10^{-6}\text{ s}$ $t=1.44\times 10^{-5}\text{ s}$),形成一个由一道近似于正激波和若干道斜激波组成的激波系,统称为第二激波。当环形射流及前导激波在凹面腔的中心相撞时,由于相向运动激波强度相同,产生径向反射激波,使反射激波后气流速度滞止为0,压力温度升高(参见图2 $t=1.44\times 10^{-5}\text{ s}$ 时刻)。中心处最大压力、温度达到 $p_{\max}=1.15\text{ MPa}$ $T_{\max}=733\text{ K}$ 。在中心高压区和前方未受扰动静止气体之间的压差作用下,产生轴向运动激波,随着轴向激波向腔底不断传播,腔内高压区不断扩大,同时轴向运动激波受到抛物形壁面的不断压缩和反射,靠近腔底处的压力和温度不断升高($t=1.83\times 10^{-5}\text{ s}$ 时刻所示)。 $t=1.95\times 10^{-5}\text{ s}$ 时,轴向激波传至腔底,在凹面腔底部顶点处聚焦,压力达到6 MPa,温度达到1800 K,直接起爆爆震燃烧。凹腔底部顶点处的爆震燃烧使压力、温度急剧上升, $t=1.97\times 10^{-5}\text{ s}$ 时刻达到 $p_{\max}=21.3\text{ MPa}$ $T_{\max}=4540\text{ K}$,混气燃烧开始生成产物 H_2O ,如图4所示。之后弧形爆震波由腔底向开口端传播,爆震波压力稳定在 $p_{\det}=7\text{ MPa}$ 左右,在其与抛物形壁面接触处由于壁面反射作用产生一个高温高压区。上下两道弧形爆震波向开口端

传播过程中在轴线处相交发生二次聚焦, 压力达到 $p_{\max} = 18.8 \text{ MPa}$ ($t = 2.31 \times 10^{-5} \text{ s}$ 时刻所示)。爆震波不断向出口传播, 逐渐接近悬吊激波后的低压区, 由于低压区的影响弧形爆震波上部向前推进速度加快, 波阵面逐渐变平 ($t = 2.46 \times 10^{-5} \text{ s}$ 时刻所示), 当其与悬吊激波相遇后被分割为上下两段, 在两波相交处温度、压力最高, 下部波前压力较高, 前传速度较慢, 上部波前压力较低, 前传速度较快, 微向前倾斜 ($t = 2.64 \times 10^{-5} \text{ s}$ 时刻所示)。前倾爆震波向前传播过程中在轴线处再次相交发生马赫反射 ($t = 2.73 \times 10^{-5} \text{ s}$ 时刻所示), 之后在轴线处再次发生聚焦, 焦点处压力达到 $p_{\max} = 17.1 \text{ MPa}$ ($t = 2.88 \times 10^{-5} \text{ s}$ 时刻所示)。

图 5、图 6 为不同时刻凹腔轴线处的压力和温度

分布图。从图中可见, 在开始时刻, 由来流在凹腔中心对撞产生的激波使中心处的压力和温度上升, 压力达到 1 MPa 左右, 温度达到 $600 \sim 700 \text{ K}$ 。随着激波向腔底部传播并不断受到壁面压缩, 高温高压区也不断向腔底移动, 压力、温度不断上升, $t = 19.5 \times 10^{-6} \text{ s}$ 时压力达到 6 MPa 温度达到 1800 K , 在凹腔底部顶点处触发爆震燃烧, 压力、温度急剧上升, 达到 $p = 21 \text{ MPa}$ $T = 4500 \text{ K}$ 。之后爆震波向开口端传播, 高温高压区也不断向开口端移动, 压力、温度略有下降, 但基本保持在 $p = 5 \sim 8 \text{ MPa}$ $T = 3300 \sim 3500 \text{ K}$ 。在爆震波向开口端传播过程中, 激波系在 $t = 23.1 \times 10^{-6} \text{ s}$ $t = 28.8 \times 10^{-6} \text{ s}$ 时刻又发生两次聚焦, 压力达到约 18 MPa 温度达到 4000 K 左右, 这从图 5、图 6 中的压力、温度突升可以明显看出。

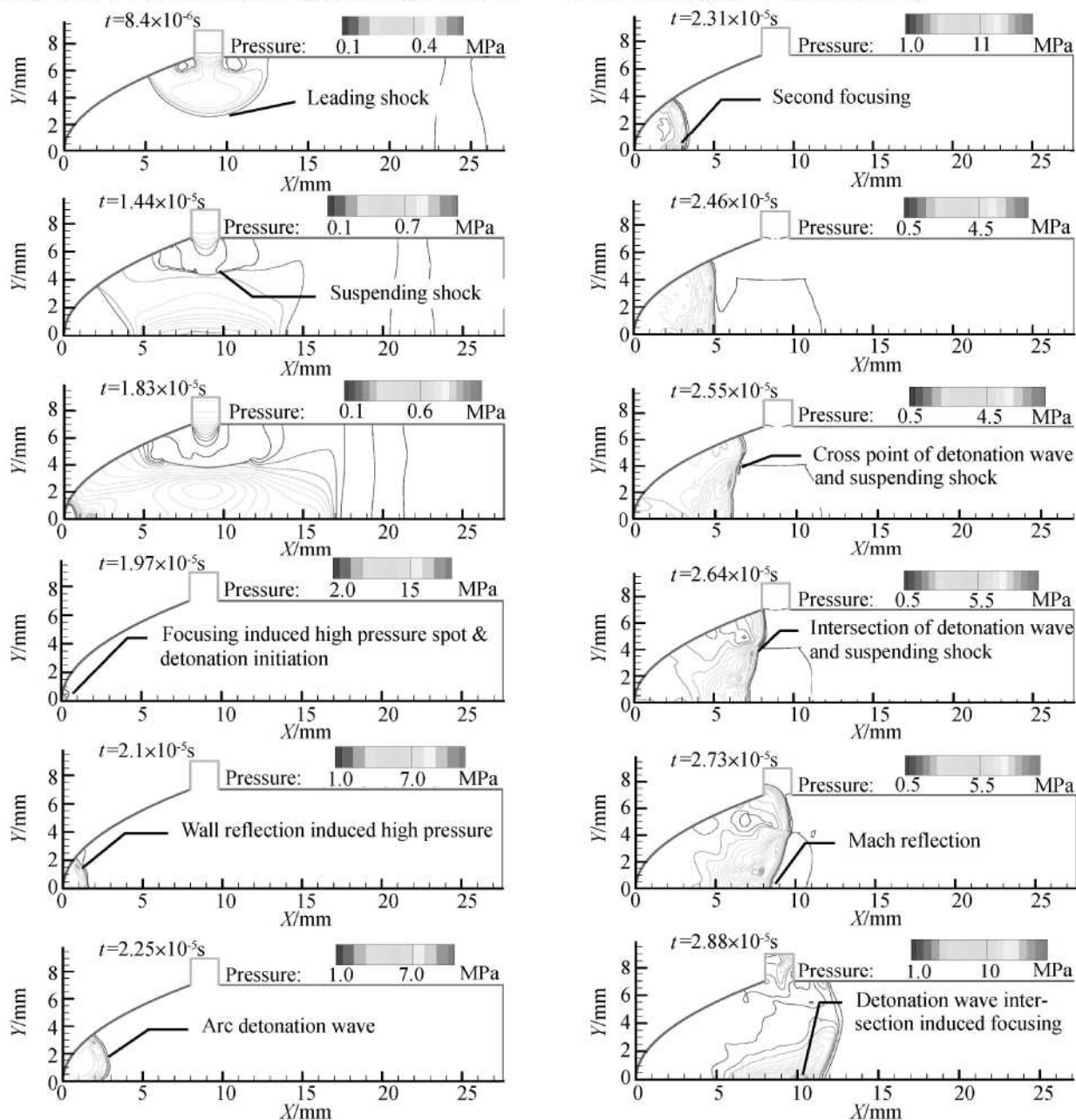


Fig 2 Contours of pressure field at different time

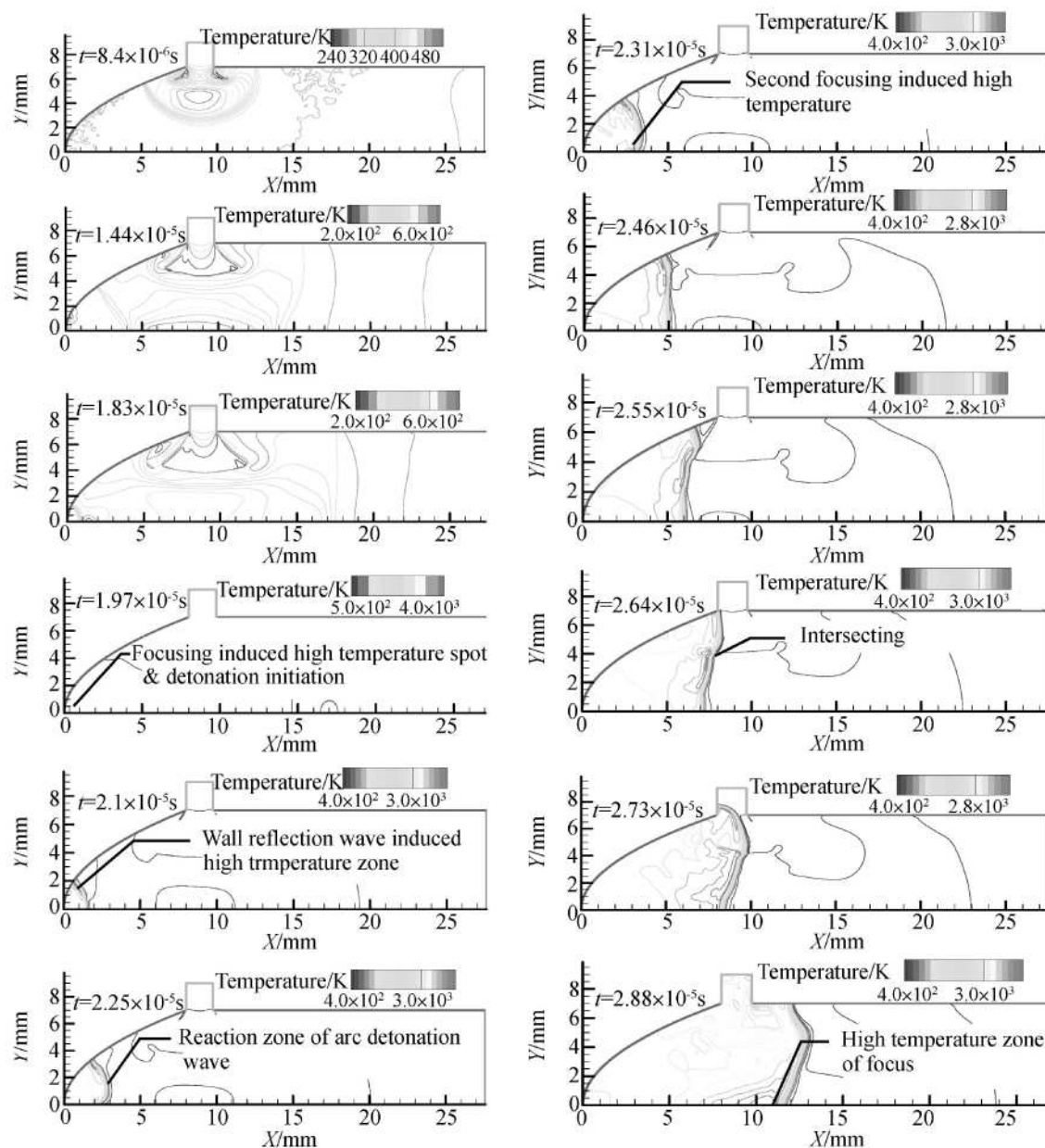


Fig 3 Contours of temperature field at different time

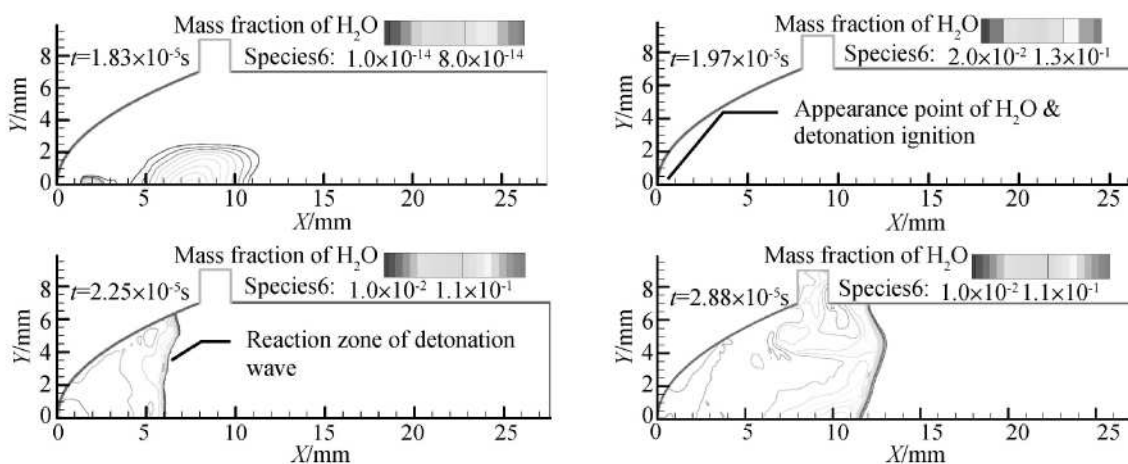


Fig 4 Contours of mass fraction of H_2O at different time

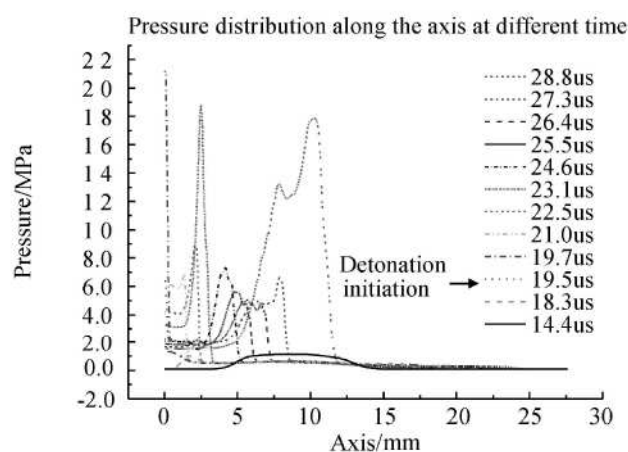


Fig 5 Pressure distribution along the axis at different time

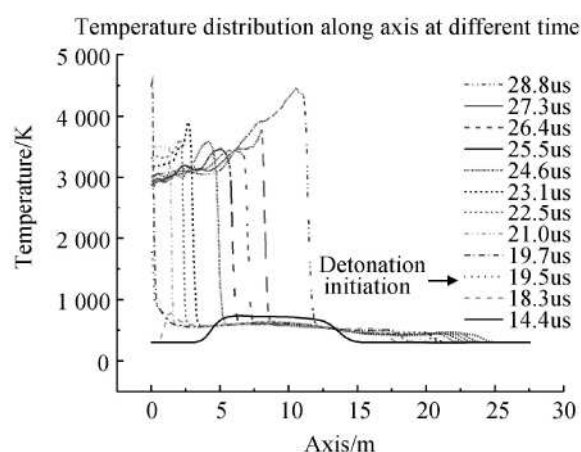


Fig 6 Temperature distribution along the axis at different time

4 结束语

本文对环形径向向心射流碰撞产生的激波经抛物面凹面腔反射聚焦, 在 H_2 -Air 混合气中起爆爆震波过程进行了数值模拟。分析了工作过程中的流场特征及变化过程, 从数值模拟结果中观测到激波在凹面底部顶点处聚焦产生的高温高压区成功起爆爆震波及爆震波在凹面腔中的传播过程。发现爆震波从起爆点向开口端传播过程中仍会出现两次聚焦。

文中的计算模型凹面较深, 聚焦点在凹面腔底部顶点处, 聚焦起爆后的高温高压环境对结构的强度及

冷却提出了很高的要求, 下一步需研究影响聚焦点位置的各种因素及其作用规律。

参考文献:

- [1] Lu F K, Meyers J M, Wilson D R. Experimental study of a pulse detonation rocket with sheik in spiral [A]. *Proceedings of the 24th International Symposium on Shock Waves (Volume 2)* [C]. Beijing: Tsinghua University Press and Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2005.
- [2] 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(2).
- [3] Tangirala V E, Dean A J, Chapin D M. Pulse detonation engine progress experiments and simulations [J]. *Combust Sci Tech*, 2004, 76(6).
- [4] Medvedev S P, Khomik S V, Gelfand B E, et al Shock tube study of hydrogen-Air detonation induced by shock focussing [A]. *Proceedings of the International Workshop on Shock Wave Focusing Phenomena in Combustible Mixtures Ignition and Transition to Detonation of Reactive Media Under Geometrical Constraints* [C]. Aachen, Germany, 1998.
- [5] Levin V A, Nechaev J N, Tarasov A I. A new approach to organizing operation cycles in pulse detonation engines [C]. *Moscow: High-Speed Deflagration and Detonation: Fundamentals and Control*, 2001.
- [6] Ivett A L, Venkat T, Anthony J D. Investigation of unsteady flow field in a 2-Stage PDE resonator [R]. *AAA* 2003-0715.
- [7] Keith R M, Anthony J D. Experimental evaluation of a two-stage pulse detonation combustor [R]. *AAA* 2005-3773.
- [8] KONNOV A A. Refinement of the kinetic mechanism of hydrogen combustion [J]. *Khimicheskaya Fizika*, 2004, 23(8).
- [9] KONNOV A A. Remaining uncertainties in the kinetic mechanism of hydrogen combustion [J]. *Combust Flame*, 2008, 152(4).

(编辑: 姚懿巧)