

## 曲面激波诱导斜爆轰的数值模拟\*

李俊红, 沈清, 程晓丽

(中国航空气动力技术研究院, 北京 100074)

**摘要:** 为了研究恰当比预混氢气-空气斜爆轰流场的波系结构和流动特征, 基于带化学反应的 Navier-Stokes 方程, 对弹头及楔穿越预混气体时诱导的斜爆轰进行了数值模拟。对流项的离散采用 Steger-Warming 格式, 时间项采用二阶 Runge-kutta 方法。结果表明, 对于弹头: (1) 在亚爆轰条件下, 能够模拟氢气-空气预混诱导爆轰流场的精细结构; (2) 在超爆轰条件下, 通过精细调整网格, 能够很好地分辨强烈耦合的激波和燃烧波, 且与 Lehr 实验吻合良好。对于楔结构: 捕获到了清晰的三波点及其复杂精细的斜爆轰流场结构, 预测的诱导燃烧距离、激波角和斜爆轰角与实验吻合良好; 通过对流场波系结构变化过程的研究, 获得了流场三波点随时间的演化过程。

**关键词:** 曲面激波; 斜爆轰; 诱导; 燃烧波; 数值模拟

**中图分类号:** O381      **文献标识码:** A      **文章编号:** 1001-4055 (2019) 11-2521-07

**DOI:** 10.13675/j.cnki.tjjs.190041

## Numerical Simulation on Shock-Induced Detonation

LI Jun-hong, SHEN Qing, CHENG Xiao-li

(China Academy of Aerospace Aerodynamics, Beijing 100074, China)

**Abstract:** Numerical simulations were performed on the oblique detonation wave structures and features induced by hypervelocity conical projectile and wedge while passing through premixed stoichiometric hydrogen-air flowfield based on Navier-Stokes equations considering chemical reaction. The numerical methods used here were Steger-Warming scheme for the convection fluxes discretization and second-order Runge-Kutta iterate for time discretization. Results show that, for the projectile: (1) under subdetonative speed condition, the method mentioned above and the grid can describe the fine detonation structure, (2) under superdetonative speed condition, the strongly coupled shock and combustion wave can be resolved with carefully adapted mesh, well in accordance with Lehr's experimental data. For the wedge detonation, distinct triple point and complicated oblique detonation structure can be captured, the predicted induction distance, shock wave angle and oblique detonation angle are in consistent with experiment data; the evolution process of the oblique detonation wave is represented based on the method mentioned above, and the variation of the triple point location with time is obtained.

**Key words:** Surface shock; Oblique detonation; Induce; Combustion wave; Numerical simulation

### 1 引言

以爆轰燃烧为基础的推进系统在高马赫数飞行器中存在巨大的应用潜力<sup>[1]</sup>, 目前, 以爆轰燃烧为基

础的推进系统及应用主要有脉冲爆轰发动机、旋转爆轰发动机、斜爆轰发动机等。其中, 斜爆轰发动机燃烧迅速、热效率高, 关于斜爆轰技术在高马赫数飞行器动力装置中的应用, 近年来已经开展了多方面

\* 收稿日期: 2019-01-14; 修订日期: 2019-04-01。

作者简介: 李俊红, 博士, 高级工程师, 研究领域为超燃和高温非平衡特性。E-mail: ljhong08@163.com

引用格式: 李俊红, 沈清, 程晓丽. 曲面激波诱导斜爆轰的数值模拟[J]. 推进技术, 2019, 40(11):2521-2527. (LI Jun-hong, SHEN Qing, CHENG Xiao-li. Numerical Simulation on Shock-Induced Detonation[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(11):2521-2527.)

的基础理论与工程应用的数值和实验研究<sup>[2-4]</sup>。

爆轰波是一道耦合了激波和波后剧烈化学反应的燃烧波。然而在高速来流的条件下形成驻定的斜爆轰波非常困难,斜爆轰推进系统的设计面临诸多的困难与挑战。因此,进一步研究斜爆轰的波系结构以及发展过程,对于斜爆轰发动机设计具有重要的参考意义。

从20世纪60年代<sup>[5-6]</sup>中期到70年代早期,人们针对驻定斜爆轰的研究进行了相当深入的实验,其中最为详细的为Valentino等<sup>[7]</sup>和Lehr<sup>[8]</sup>的实验,他们通过实验图像给出了附体和脱体斜爆轰的结构特征。随着计算机技术的发展,数值方法成了模拟这种现象的主要手段。Youngster等<sup>[9]</sup>和Lee等<sup>[10]</sup>针对弹头进行了数值模拟,但他们都没有能够计算出 $Ma=6.46$ 状态下弹头准确的激波脱体距离以及燃烧阵面位置。Kazuya等<sup>[11]</sup>针对恰当比预混氢气-空气混合物流经楔面时的斜爆轰流场进行了详细的数值模拟。Wilson等<sup>[12]</sup>也对激波诱导燃烧进行了数值模拟,研究表明,化学动力学模型和网格精度对模拟这种爆轰流动非常重要。Choi等<sup>[13]</sup>用数值计算研究了斜爆轰波的非定常结构,捕获了单头三波点和双头三波点结构。Ahuja等<sup>[14]</sup>对氢-空气预混爆轰进行了详细的参数化研究。

本文采用数值模拟方法研究了弹头、楔穿越氢气-空气预混物时的燃烧流场,着重分析弹头在不同飞行马赫数时的爆轰流场结构,并分析了网格对其结构的影响;分析了楔穿越此预混物时的激波诱导爆轰流场结构以及波系随时间的变化过程,为进一步分析爆轰提供合理的数值方法。

## 2 控制方程和方法

### 2.1 控制方程

本文采用考虑非平衡化学反应的多组分可压缩Navier-Stokes(N-S)方程作为控制方程,在直角坐标系下,其表达式为<sup>[15]</sup>

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} + \frac{\partial G}{\partial z} = \frac{\partial E_v}{\partial x} + \frac{\partial F_v}{\partial y} + \frac{\partial G_v}{\partial z} + S \quad (1)$$

式中 $U$ 为因变量通量, $E, F, G$ 为无粘通量, $E_v, F_v, G_v$ 为粘性通量, $S$ 为源项通量,具体可写为

$$U = [\rho_1, \dots, \rho_{ns}, \rho u, \rho v, \rho w, \rho e]^T \quad (2)$$

$$E = [\rho_1 u, \dots, \rho_{ns} u, \rho u^2 + p, \rho uv, \rho uw, (\rho e + p)u]^T \quad (3)$$

$$F = [\rho_1 v, \dots, \rho_{ns} v, \rho vu, \rho v^2 + p, \rho vw, (\rho e + p)v]^T \quad (4)$$

$$G = [\rho_1 w, \dots, \rho_{ns} w, \rho wu, \rho wv, \rho w^2 + p, (\rho e + p)w]^T \quad (5)$$

$$E_v = \left[ \rho D_{1m} \frac{\partial Y_1}{\partial x}, \dots, \rho D_{nsm} \frac{\partial Y_{ns}}{\partial x}, \tau_{xx}, \tau_{xy}, \tau_{xz}, u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz} - q_x \right]^T \quad (6)$$

$$F_v = \left[ \rho D_{1m} \frac{\partial Y_1}{\partial y}, \dots, \rho D_{nsm} \frac{\partial Y_{ns}}{\partial y}, \tau_{xy}, \tau_{yy}, \tau_{yz}, u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz} - q_y \right]^T \quad (7)$$

$$G_v = \left[ \rho D_{1m} \frac{\partial Y_1}{\partial z}, \dots, \rho D_{nsm} \frac{\partial Y_{ns}}{\partial z}, \tau_{xz}, \tau_{yz}, \tau_{zz}, u\tau_{xz} + v\tau_{yz} + w\tau_{zz} - q_z \right]^T \quad (8)$$

$$S = [\dot{\omega}_1, \dots, \dot{\omega}_{ns}, 0, 0, 0, 0]^T \quad (9)$$

式中 $ns$ 为组分数, $\rho e$ 为单位体积气体的总能量, $\tau_{ij}$ 为粘性应力张量的分量, $q_i$ 为热流通量分量, $\dot{\omega}_i$ 为 $i$ 组分的化学反应生成源项, $D_{im}$ 为组分扩散系数。状态方程为

$$p = \sum_{i=1}^{ns} \frac{\rho_i}{M_i} R_u T \quad (10)$$

定压比热 $c_{pi}$ 采用以下拟合多项式获得,相关系数见文献[16]中的JANNAF表。

$$c_{pi}/R_u = a_1 + a_2 T + a_3 T^2 + a_4 T^3 + a_5 T^4 \quad (11)$$

### 2.2 化学及热力学模型

氢气-空气燃烧机理采用Clutter等<sup>[17]</sup>的7组分( $N_2, O_2, H_2, OH, H, O, H_2O$ )8步化学反应模型,第 $i$ 组分的化学生成源项可表示为

$$\dot{\omega}_i = W_i \sum_{r=1}^{nr} (\nu_{ir}^b - \nu_{ir}^f) \left( \frac{\rho}{\bar{W}} \right)^n [R_{ir} - R_{br}] \quad (12)$$

$R_{ir}, R_{br}$ 分别为以摩尔浓度表示的第 $r$ 个基元反应正反应和逆反应速率( $\text{mol}/(\text{m}^3 \cdot \text{s})$ )。

### 2.3 计算方法

采用有限体积求解器进行方程求解

$$\iiint_{\Delta V} \frac{\partial \hat{U}}{\partial t} + \oint_S (f \cdot n) dS = \iiint_{\Delta V} \hat{S} dV \quad (13)$$

文中采用Steger-Warming格式<sup>[18]</sup>对对流项进行求解,对时间项离散采用二阶显式Runge-Kutta格式<sup>[19]</sup>进行推进求解。

计算中采用以下边界条件:壁面为绝热壁,且为非催化壁面。

### 3 结果及分析

#### 3.1 弹头激波诱导燃烧

Lehr<sup>[8]</sup>针对直径15mm弹头以超声速飞行穿越化学当量比的氢气/空气预混物激波诱导燃烧进行了详尽的实验研究,发现当弹丸飞行速度大于混合气体CJ爆轰速度时,激波诱导燃烧流场稳定,并且燃烧阵面与激波阵面相互耦合<sup>[20]</sup>;当弹丸飞行速度低于混合气体CJ爆轰速度时,流场又变得稳定,但激波阵面与燃烧阵面相互分离。对于H<sub>2</sub>/O<sub>2</sub>,在压力为24.8kPa、温度为293K时,其爆轰速度V<sub>D</sub>为2.55km/s;对于H<sub>2</sub>/Air,在压力为40kPa、温度为293K时,其爆轰速度V<sub>D</sub>为2.05km/s。

##### 3.1.1 弹丸飞行速度小于混合气体CJ爆轰速度

在U=1892m/s(Ma=3.55)时,对H<sub>2</sub>/O<sub>2</sub>混合物激波诱导燃烧进行数值模拟。网格为321×201×121(见图1),壁面第一层网格为10μm。

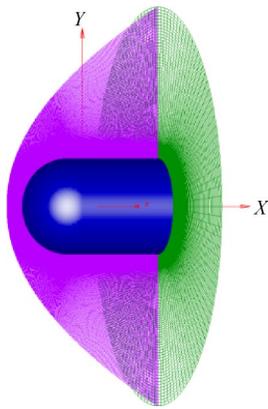


Fig. 1 Grid with 321×201×121 used for Mach 3.55

图2为Ma=3.55时温度等值线中激波面和燃烧阵面与实验结果的对比。从图中可以看出,数值计算预测的激波、诱导区和燃烧阵面清晰可见,而且与实验结果的激波面(▽)和燃烧面(○)符合良好。从图中还可以看出,脱体激波后温度明显上升,但由于弹头速度相对较低,激波压缩作用弱,波后温度仍较低,化学反应较慢,经过一段时间后,放热化合反应剧烈进行,温度迅速上升,形成激波和燃烧阵面分离的波系结构。

图3为驻点流线上压力、温度和组分分布曲线。从图中可以看出,温度经过激波后发生突跃,在诱导燃烧期间基本保持不变,直到燃烧开始后才骤然升高;压力经过激波后升高,但对燃烧热量释放不是很敏感;燃烧阵面后H<sub>2</sub>O的质量分数缓慢增加,并非迅

速达到平衡状态,这表明了亚爆轰状态下反应强度相对较弱。

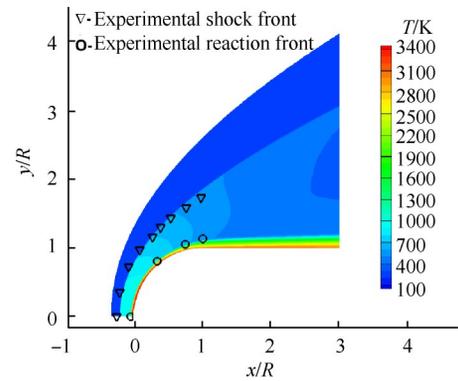
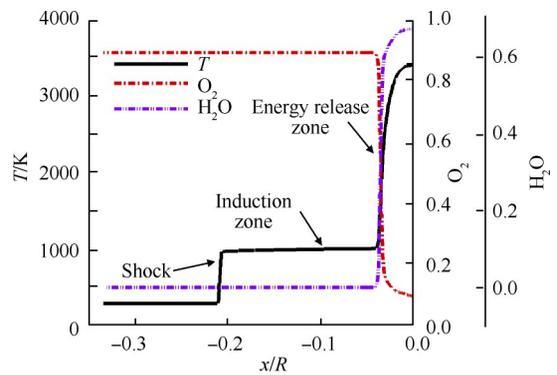
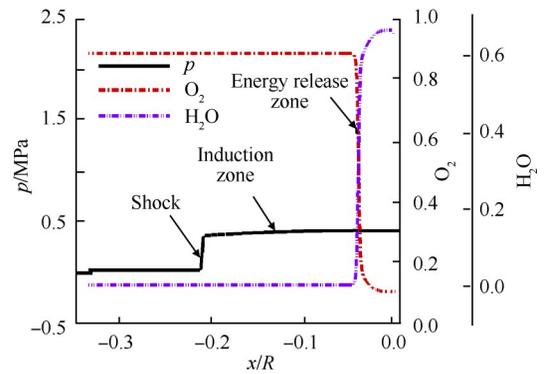


Fig. 2 Temperature contours for Mach 3.55



(a) Temperature and species



(b) Pressure and species

Fig. 3 Physical quantities along the stagnation line for Mach 3.55

##### 3.1.2 弹丸飞行速度大于混合气体CJ爆轰速度

基于图1网格对U=2605m/s(Ma=6.46)时H<sub>2</sub>/Air混合物激波诱导燃烧流场进行数值模拟。

图4为基于图1中网格的超声速爆轰温度等值线及其与实验结果的对比。从图中可以看出,采用该网格,文中数值计算方法可以很好地预测弹头滞止线附近耦合在一起的激波和爆轰波;随着燃烧向

下游发展,基于该网格的数值计算没有能够很好地区分出激波和燃烧波,而且,数值计算的激波远没有实验的激波型面弯曲度大。为此,文中将计算网格根据原有计算结果进行局部加密,以便更好地捕捉并分辨激波和燃烧波,自适应后的网格如图5所示,网格为 $321 \times 241 \times 121$ ,壁面第一层网格为 $10 \mu\text{m}$ 。

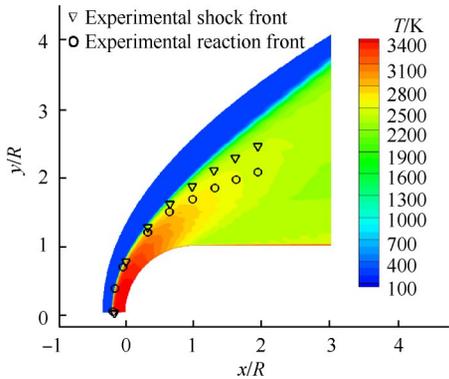


Fig. 4 Temperature contours for Mach 6.46

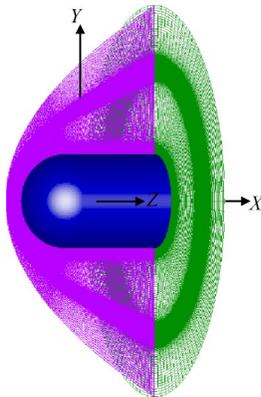


Fig.5 Adapted mesh for Mach 6.46

图6为采用自适应网格的温度等值线计算结果与实验结果的对比。从图中可以看出,对网格进行修正后,可以从图中清楚地分辨出激波以及燃烧阵面,并且激波和燃烧阵面的位置与试验测得的位置符合良好。在弹头头部滞止线附近,激波和燃烧阵面重合,沿头部直到 $60^\circ$ 左右两者开始被诱导区分离开,这一点与文献[21]一致。对于 $Ma=6.46$ ,由于滞止区域附近波后温度非常高,如图7(a)所示,导致其诱导距离非常小,离开滞止线后,诱导距离随着激波强度以及波后温度下降而逐渐增大。沿驻点流线的温度分布曲线上可以看到一个不很明显的诱导区,在诱导区域,生成物浓度急剧增大。

图7(b)是 $Ma=6.46$ 时沿驻点流线的压力及组分分布。从图中可以看出,由于该状态时化学能量和

动能的比值很小,能量释放没有能够引起很强的爆轰,热释放对流场的影响不是很大,冯诺曼峰值(压力曲线上的极值点)不是很明显。

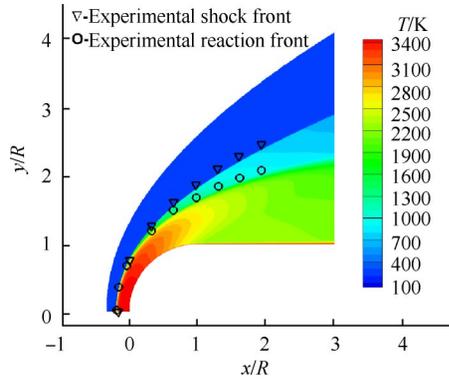
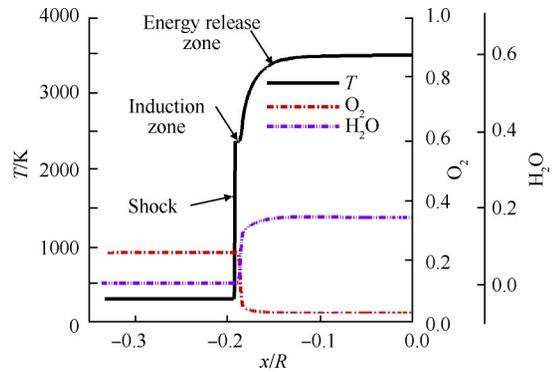
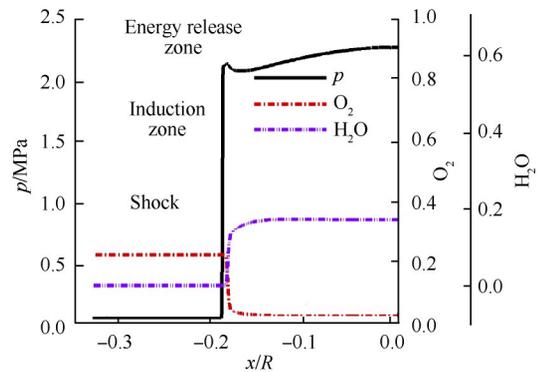


Fig. 6 Temperature contours for Mach 6.46 with adaptive mesh



(a) Temperature and species



(b) Pressure and species

Fig. 7 Physical quantities along the stagnation line for Mach 6.46

### 3.2 楔诱导斜激波燃烧<sup>[22]</sup>

当斜劈与可燃气体间的相对运动速度足够高时,其表面可形成斜爆轰<sup>[23]</sup>。Viguier等则进行了详细的实验研究<sup>[24]</sup>,而Li等对楔引起的斜爆轰进行了详细的数值模拟<sup>[25]</sup>。

本文计算外形:尖楔倾角 $\delta=25^\circ$ ,自由来流为等化学当量比的氢气/空气预混气体,马赫数 $Ma=7.5$ ,压力 $p=40\text{kPa}$ ,温度 $T=293\text{K}$ 。在计算过程中,将网格置于水平线上,则设置气流入射角为 $25^\circ$ ,如图8所示。计算网格如图9所示,流向、法向和展向的网格分别为 $1101\times 501\times 11$ ,壁面第一层网格为 $10\mu\text{m}$ , $\Delta t=1\mu\text{s}$ 。

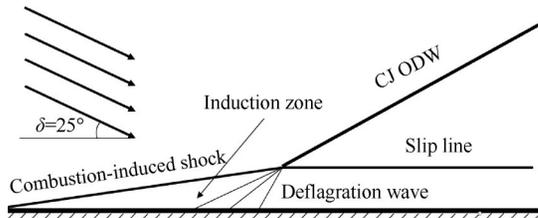


Fig. 8 Schematic of the computation domain

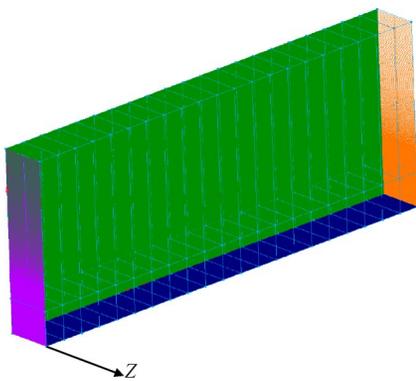


Fig. 9 Mesh used for the 3-D wedge

### 3.2.1 斜爆轰流场波系结构演化

本节对楔穿越氢-空气预混气体时的斜爆轰流场波系结构演化进行了分析。

图10为斜爆轰流场波系结构(以温度场表示)及主三波点随时间的演化历程。从图中可以看出,高速预混氢气-空气经过楔的压缩形成惰性斜激波,波后预混气体温度升高,波后温度约 $1200\text{K}$ ,但仍不足以诱导预混气体燃烧并发生剧烈化学反应( $t=0.04\text{s}$ )。在经过一定长度的诱导段后,形成爆轰波,波后温度发生突跃,约 $3500\text{K}$ ( $t=0.046\text{s}$ )。在反应放热的作用下,其倾斜角大于惰性激波的倾斜角,且强度也大于惰性激波。两者的碰撞点为三波点。三波点后存在一道入射激波,该入射激波在斜劈表面发生反射后( $t=0.1\text{s}$ ),与滑移间断面相互作用,再次发生发射,并在滑移线上方产生一道透射激波。透射激波增加了混合气体的反应强度,波后温度、压力进一步上升。

图11为主三波点 $x$ 向位置随时间的变化历程。从图中可以看出,在斜爆轰流场发展初期,三波点形成于 $x=44.58\text{mm}$ 的位置,随着燃烧流场流动的发展,三波点逐渐向上游移动,并在后期趋于基本稳定。

### 3.2.2 斜爆轰流场分析

图12为 $t=0.3\text{s}$ 时楔对称面上斜爆轰流场温度、压力和组分 $\text{H}_2\text{O}$ 等值线分布。从图中可以看出,楔爆轰波流场中形成了复杂的波系结构,计算的斜激波角和斜爆轰角分别为 $33.1^\circ$ 和 $50.3^\circ$ ,与Viguier实验结果(斜激波角 $32.5^\circ$ ;斜爆轰角 $49^\circ$ )非常接近。诱导区长度约 $22.7\text{mm}$ ,与实验结果( $22\text{mm}$ )接近。

从图12中还可以看出,基于本文的数值计算方法和网格,从温度和组分 $\text{H}_2\text{O}$ 等值线中可以观察到燃烧爆轰流动的不稳定性,二次漩涡位于三波点的滑移面上。

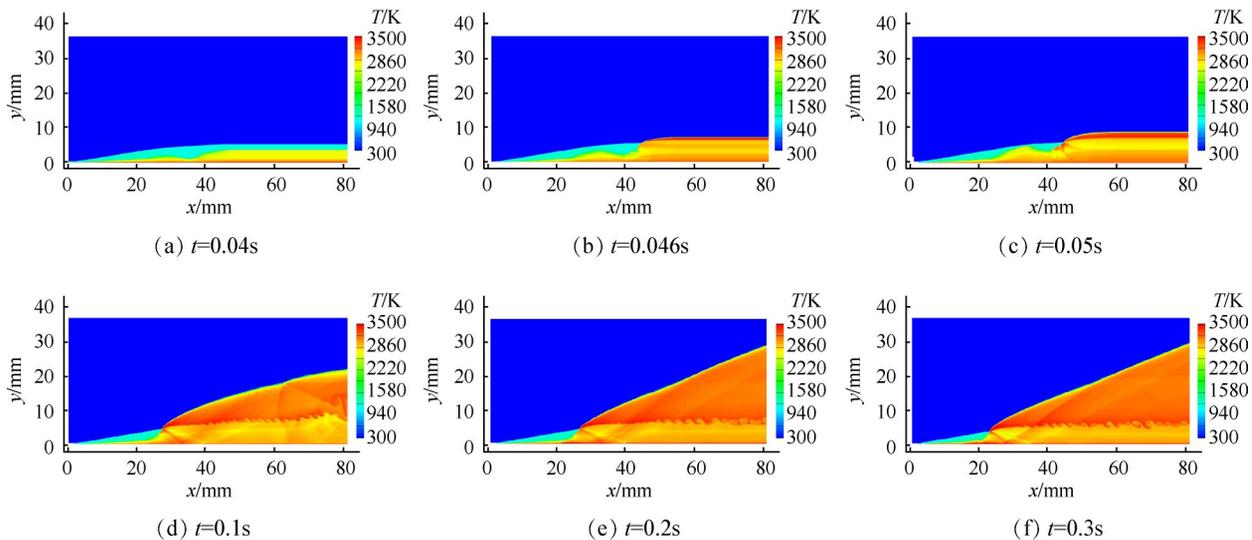


Fig. 10 Evolution process of the triple point with time

图 13 为楔面压力和温度分布。从图中可以看出,经过反射爆轰波后楔面压力陡升,且压力峰值之前压力分布很光滑,经过反射爆轰波后,楔面压力逐渐下降,后经过三波点的入射斜激波,压力又升高,之后又逐渐下降。从温度分布也可以看出类似压力分布的特征,而且从图中还可以清楚地看出楔面诱导燃烧的诱导距离。

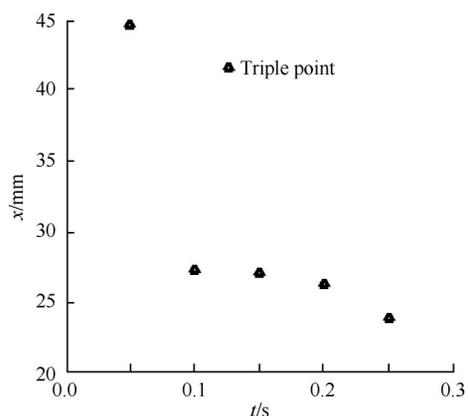


Fig. 11 Variation of triple point location with time

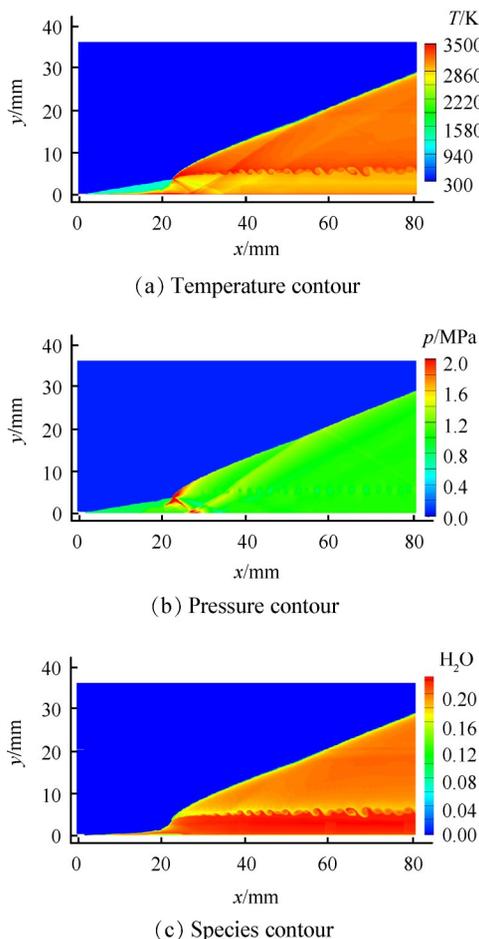


Fig. 12 Flow field contours on the symmetry plane

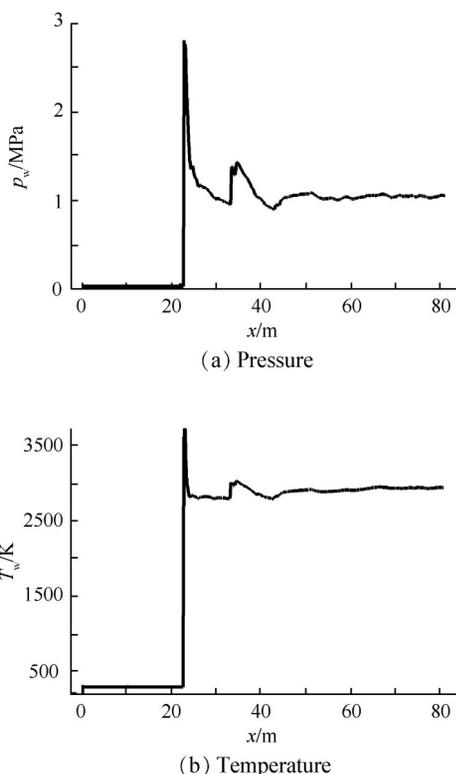


Fig. 13 Physical parameters along the wedge wall

## 4 结论

本文研究表明:

对于 Lehr 实验中的弹头结构:

(1) 在亚爆轰条件下,文中方法和网格能够模拟氢气-空气预混诱导爆轰流场的精细结构;计算所得的激波面和燃烧面位置与 Lehr 实验结果吻合良好。

(2) 在超爆轰条件下,由于波后温度很高,激波和燃烧波耦合结构的分辨受到网格的影响;网格没有经过调整时,激波面和燃烧面耦合在一起,无法精确分辨。

(3) 依据上述计算结果,精细调整网格,利用文中计算方法则能够很好地模拟弹头诱导爆轰流场的激波和燃烧波结构,激波面和燃烧面的位置与 Lehr 实验结果吻合良好。

对于楔结构:

(1) 文中方法捕获到了清晰的三波点及其复杂精细的燃烧流场结构。

(2) 预测的斜爆轰诱导燃烧距离、激波角和斜爆轰角的结果与实验结果吻合良好。

(3) 基于文中方法,获得了流场三波点随时间的演化过程。

参考文献:

[1] Lu F K. Prospects for Detonations in Propulsion [C].

- Gyeongju: Proceedings of the 9th International Symposium on Experimental and Computational Aerothermodynamics of Internal Flows*, 2009.
- [ 2 ] 归明月, 范宝春. 尖劈诱导的斜爆轰波的精细结构及其影响因素[J]. 推进技术, 2012, 33(3): 490-494. (GUI Ming-yue, FAN Bao-chun. Fine Structure and Its Influence Factor of Wedge-Induced Oblique Detonation Waves[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2012, 33(3): 490-494.
- [ 3 ] Choi J Y, Kim D W, Jeung I S, et al. Cell-Like Structure of Unstable Oblique Detonation Wave from High Resolution Numerical Simulation [J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2007, 31(2): 2473-2480.
- [ 4 ] 方宜申, 胡宗民, 滕宏辉, 等. 圆球诱发斜爆轰波的数值研究[J]. 力学学报, 2017, 49(2): 268-273.
- [ 5 ] Ruegg F W, Dorsey W W. A Missile Technique for the Study of Detonation Waves[J]. *Journal of Research of the National Bureau of Standards*, 1962, 66: 51-58.
- [ 6 ] Chernyi G G. Supersonic Flow Around Bodies with Detonation and Deflagration Fronts [J]. *Astronautica Acta*, 1967, 13: 464-480.
- [ 7 ] Valentino M, Kauffman C W, Sichel M. Experiments on Shock Induced Combustion of Isolated Regions of Hydrogen-Oxygen Mixtures[R]. *AIAA* 99-821.
- [ 8 ] Lehr H F. Experiments on Shock-Induced Combustion [J]. *Astronautica Acta*, 1972, 17(4): 589-597.
- [ 9 ] Youngster S, Eberhardt S, Bruckner A P. Numerical Simulation of Shock-Induced Combustion Generated by High-Speed Projectiles in Detonable Gas Mixtures [R]. *AIAA* 89-0673.
- [ 10 ] Lee S, Deiwert G S. Calculation of Nonequilibrium Hydrogen-Air Reactions with Implicit Flux Vector Splitting Method[R]. *AIAA* 89-1700.
- [ 11 ] Kazuya I, Shinji N, Mitsuhiro T. Wedge-Stabilized Oblique Detonation in an Inhomogeneous Hydrogen-Air Mixture [J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2017, 36: 2761-2769.
- [ 12 ] Wilson G J, MacCormack R W. Modelling Supersonic Combustion Using a Fully-Implicit Numerical Method[J]. *AIAA Journal*, 1992, 30(4): 1008-1015.
- [ 13 ] Choi J Y, Jeung I S, Yoon Y. Numerical Study of Scram-Accelerator Starting Characteristics [J]. *AIAA Journal*, 1998, 36(6): 1029-1038.
- [ 14 ] Ahuja J K, Tiwari S N. A Parametric Study of Shock-Induced Combustion in a Hydrogen-Air System [R]. *AIAA* 94-674.
- [ 15 ] Gordon S, McBride B G. Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions [R]. *NASA-SP-273*, 1971.
- [ 16 ] Stull, D R, Prophet H. JANNAF Therm-Chemical Tables [M]. 2nd ed. USA: National Bureau of Standards, 1971.
- [ 17 ] Clutter J K, Mikolaitis D W, Shyy W. Effect of Reaction Mechanism in Shock-Induced Combustion Simulations [R]. *AIAA* 98-274.
- [ 18 ] Campbell C H, Candler G V. A Flux Consistent Implementation of Flux Vector Splitting [R]. *AIAA* 2004-243.
- [ 19 ] 李恩义, 乐贵高, 马大为, 等. 超声速和高超声速燃烧的数值研究[J]. 弹道学报, 2017, 29(1): 62-67. (LI En-yi, LE Gui-gao, MA Da-wei, et al. Numerical Investigation of Supersonic and Hypersonic Combustion [J]. *Journal of Ballistics*, 2017, 29(1): 62-67.)
- [ 20 ] 吴伟. 复杂化学反应流场数值模拟的无网格方法及应用[D]. 南京: 南京理工大学, 2015.
- [ 21 ] 刘君, 周松柏, 徐春光. 超声速流动中燃烧现象的数值模拟方法及应用[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 2008.
- [ 22 ] Yuan L, Tang T. Resolving the Shock-Induced Combustion by an Adaptive Mesh Redistribution Method [J]. *Journal of Computational Physics*, 2007, 224: 587-600.
- [ 23 ] Fusina G, Sislian J, Parent B. Computational Study of Formation and Stability of Standing Oblique Detonation Waves [R]. *AIAA* 2004-1125.
- [ 24 ] Viguier C, Figueira da S L, Desbordes D, et al. Onset of Oblique Detonation Waves: Comparison Between Experimental and Numerical Results for Hydrogen-Air Mixtures [J]. *Symposium (International) on Combustion*, 1996, 26(2): 3023-3031.
- [ 25 ] Li C, Kailasanath K, Oran E. Detonation Structures Behind Oblique Shocks [J]. *Physics of Fluids*, 1994, 6(4): 1600-1611.

(编辑: 张贺)