

基于自适应网格加密的超声速可燃气热 射流起爆详细反应数值模拟

蔡晓东, 梁剑寒, 林志勇, 覃 慧

(国防科学技术大学 航天科学与工程学院 高超声速冲压发动机技术重点实验室, 长沙 410073)

摘 要: 采用块结构自适应网格加密开源程序 AMROC, 在高性能计算集群中, 进行氢气、氧气、氮气详细反应机理的二维超声速热射流爆震起爆自适应网格精细数值模拟, 研究在热射流的持续喷射作用下超声速可燃气体热射流爆震起爆, 以及形成的精细的爆震胞格结构. 结果表明: 超声速可燃气流中热射流类似气动斜劈, 形成局部激波诱导燃烧. 超声速可燃气流中持续的热射流喷射会形成过驱爆震, 并导致不规则爆震胞格的生成. 热射流的扰动压缩作用对过驱爆震的形成以及不规则爆震胞格的产起着关键的作用. 热射流的扰动压缩波以当地声速通过爆震波后的亚声速区域作用于爆震波, 使爆震波处于持续过驱状态, 并形成不规则的爆震胞格结构.

关 键 词: 自适应网格加密; 超声速可燃气体; 热射流; 爆震起爆; 扰动压缩

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Adaptive mesh refinement-based numerical simulation of initiation in supersonic combustible mixtures using hot jet with detailed reaction model

CAI Xiao-dong, LIANG Jian-han, LIN Zhi-yong, QIN Hui

(Science and Technology on Scramjet Laboratory,

College of Aerospace Science and Engineering,

National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Open-code program AMROC of block-structured adaptive mesh refinement was adopted to conduct high-resolution numerical simulation of two-dimensional detonation initiation in supersonic combustible mixtures using hot jet. Detailed chemistry mechanism of hydrogen, oxygen, argon was considered in the simulation. Detonation initiation in supersonic combustible mixtures and the formed elaborate detonation cell were investigated. Results show that the hot jet is similar with a pneumatic ramp in supersonic combustible mixtures, so as to realize shock-induced combustion. The continuous ejection of hot jet in supersonic combustible mixtures could result in forming of overdriven detonation and irregular detonation cell. The disturbance and compression function of hot jet plays an important role in the forming of overdriven detonation and its irregular detonation cell. Disturbance and compression function of hot jet propagates at local sonic velocity, yielding an impact on the forward detonation front after getting across the subsonic zone behind the detonation front. In this way overdriven detonation could be maintained to form the irregular detonation cell.

Key words: adaptive mesh refinement; supersonic combustible mixtures; hot jet; detonation initiation; disturbance and compression

收稿日期: 2013-07-20

基金项目: 国家自然科学基金重点专项(NSFC91016028)

作者简介: 蔡晓东(1987-), 男, 湖北黄冈人, 博士生, 主要从事高超声速推进技术研究. E-mail: cai-chonger@hotmail.com

爆震燃烧是耦合了强激波和波后剧烈化学反应以超声速传播的燃烧波,具有等容燃烧的热力学特征,能够迅速释放更多的机械能,在航空航天工程领域动力系统中具有重要的应用前景^[1]. 在发展基于爆震燃烧的动力系统过程中,起爆一直是研究的关键问题. 相较各种起爆方式,直接起爆能够用较大的点火能量使得爆震能够在较少时间、较短距离内形成,是更加接近实际应用的一种点火方式. 除了强冲击波和爆震波以外,直接起爆还能通过带有高化学活性的热射流来完成. 研究表明热射流能在可燃气中实现直接起爆. Lee 等^[2]证明了能够通过闪光分解产生的自由基梯度来实现直接爆震起爆.

国外 Knystautas 等^[3]在 1979 年就开始了热射流起爆的实验研究,发现燃烧产物和可燃物的混合可以实现爆震起爆. Moen 等^[4]在进行乙炔和空气混合物实验时发现壁面对热射流爆震起爆的重要作用. Carnasciali 等^[5]在实验中通过 H_2 , O_2 , Ar 混合物产生的热射流实现了爆震起爆. Dorofeev 等^[6]进行了氢气和空气混合物的热射流起爆研究. Krok^[7]重复了 Carnasciali 的实验,发现约束条件对热射流爆震起爆有着重要的作用. Lieberman 等^[8]在脉冲爆震发动机中采用了热射流点火起爆的方式. Brophy 等^[9]发现高焓热射流从小管中传出会出现瞬时爆震衍射现象,激波强度会减弱,但是衍射后的激波会在主爆震室内反射聚焦,形成局部热点,从而出现二次起爆过程. 国内于军力、李建玲等^[10-11]通过火焰射流实验发现采用火焰射流起爆能够在较短距离内形成充分发展的爆震波. 曾昊等^[12-14]通过数值模拟探讨了射流位置、填充速度和初始压力对爆震起爆的影响,一定射流温度条件下射流宽度同入射压强之间的关系,不同环形射流喷口位置条件下激波的聚焦起爆过程等.

可以发现,这些热射流起爆研究都是在静止或者低速气体里面进行的,而超声速气流中的爆震起爆研究则相当少. Ishii 等^[15]开展过来流马赫数为 0.9 和 1.2 的热射流起爆研究. 韩旭等^[16-18]则通过数值模拟和实验研究进行过超声速气流中的热射流爆震起爆研究,证明了热射流爆震起爆可以在超声速气流中实现.

虽然热射流起爆进行过许多研究,但是因为实验条件和测量设备的制约,即使是静止可燃气条件下热射流爆震起爆发展的完整机理过程并不完全清楚,超声速可燃气条件下热射流起爆更是

如此. 热射流在超声速可燃气爆震起爆中怎么发挥作用,对爆震波的传播和爆震胞格结构的形成等发挥的影响尚不清楚,需要进行探讨研究. 而在爆震燃烧模拟的过程中,爆震波中的化学反应会在 Euler 方程中引入一个额外的时空尺度,反应源项相对 Euler 方程而言需要额外高精度的网格. 如果采用一般的均匀网格,高精度的网格会导致极大的计算量,使得计算效率急剧下降. 而通过块结构网格的动态自适应,爆震燃烧数值模拟过程在流场变化剧烈的地方自动加密网格,实现流场高精度的模拟,在流场变化相对平缓的地方网格自动疏化,减少计算量提高计算效率,总体上能够实现爆震燃烧的精细高效模拟.

块结构自适应网格加密方法(SAMR)的先驱是 Berger 和 Oliger^[19-20]. SAMR 的单机实现已经有各种各样的版本. AMROC(adaptive mesh refinement object-oriented C++)为 Ralf Deiterding 从 DAGH(distributive adaptive grid hierarchies)源码中开发而来,作者实现了多种 Euler 求解器,基于 TVD(total variation diminishing)格式和 WENO(weighted essentially non-oscillatory)格式,已经耦合进 VTF 软件中,在文献[21-22]中已经进行过多维爆震模拟的验证,是一款成熟的并行计算程序,适合实现超声速可燃气热射流爆震起爆的数值模拟. 文献[23-24]基于 AMROC 通过 5 步简化反应^[25]数值模拟,研究了超声速可燃气热射流爆震起爆的机理过程,并进行了相关几何参数分析. 这里基于块结构自适应网格加密开源程序 AMROC,采用 H_2 , O_2 , Ar 9 组分(H_2 , H, O, O_2 , OH, H_2O , HO_2 , H_2O_2 , Ar), 34 基元反应机理^[26],在大型集群并行刀片服务器计算系统中进行超声速可燃气热射流爆震起爆详细反应高效精细数值模拟,分析热射流对过驱爆震和不规则爆震胞格形成的影响.

1 计算模型与数值方法

1.1 计算模型

超声速可燃气热射流爆震起爆传播数值模拟在爆震管道中进行,计算区域说明如图 1 所示.

爆震管道中除了下壁面处存在一个热射流入口外,上下壁面采用壁面反射条件,右方为超声速入口,超声速来流温度为 298 K,压力为 6.67 kPa 条件下, $H_2 : O_2 : Ar$ 的摩尔比为 2 : 1 : 7 的均匀混合可燃气,超声速来流速度为可燃混合物 CJ

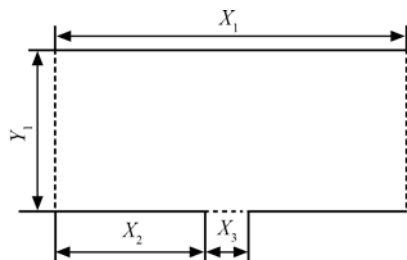


图 1 计算区域示意图

Fig. 1 Schematic of calculation domain

(Chapman-Jouguet)速度 $V_{CJ} = 1\,627\text{ m/s}$, 298 K , 6.67 kPa 条件下, $\text{H}_2 : \text{O}_2 : \text{Ar}$ 摩尔比为 $2 : 1 : 7$ 均匀混合可燃气体能够得到相当规则的爆震胞格结构^[27],以此作为参照进行计算. 入口条件只提数值边界条件,采用 1 阶外推,左方为出口条件. 在热射流边界条件处理时,通过在热射流中添加时间项来灵活控制热射流喷射时间. 当热射流停止喷射时热射流入口自动封闭,改用壁面反射条件. 超声速可燃热气射流爆震起爆对热射流的条件要求相对低一些,因为超声速可燃气来流具有很高的速度,自身具有很高的动能,因此热射流入口条件通过 Cantera 计算^[28]获得,给定为 298 K , 6.67 kPa 条件下 $\text{H}_2 : \text{O}_2$ 摩尔比为 $2 : 1$ 时的 CJ 平衡态,如表 1 所示.

表 1 在 298 K , 6.67 kPa 条件下 $\text{H}_2 : \text{O}_2$ 的摩尔比为 $2 : 1$ 时的 CJ 平衡态

Table 1 Equilibrium CJ state of $\text{H}_2 : \text{O}_2$ with molar ratio of $2 : 1$ at the condition of 298 K , 6.67 kPa

参数		数值
压力/Pa		113585.12
温度/K		3204.8374
密度/(kg/m^3)		0.05959
速度/(m/s)		1229.9015
总能密度/(J/m^3)		83445.813
组分	摩尔分数	质量分数
H_2	0.168221909350595	0.024258141648492
H	0.110298006137243	0.007952664033931
O	0.048177877679858	0.055139351559790
O_2	0.054444169439326	0.124622185271180
OH	0.132454822970416	0.161144120322560
H_2O	0.486350752358307	0.626759466258162
HO_2	0.000049644636181	0.000117215557650
H_2O_2	0.000002817428073	0.000006855348235
Ar	0	0

1.2 数值方法

采用带化学反应源项的多组分热完全气体的 Euler 方程组作为可燃热气射流爆震起爆的控制方程. 控制方程采用有限体积的离散,开源程序 AMROC 将计算过程解耦地分为两步:第 1 步,求解步,将单元界面的平均通量通过某种迎风格式计算;第 2 步,重构插值步,即构造限制器,防止振荡,限制重构时的坡度,将格式空间精度提高成相应的阶. 针对二维数值模拟采用空间裂解方法,化学源项的处理采用解耦方法,文献[21]表明化学源项的处理无论采用 1 阶精度 Godunov splitting 还是 2 阶精度的 Strang splitting 方法,结果没有明显区别,因此数值计算中为了减少计算量采用 1 阶精度的 Godunov splitting 方法.

空间项采用混合 Roe-HLL(Harten-Lax-van Leer)格式,通过 van Albada 限制器进行 MUSCL(monotonic upstream-centered scheme for conservation laws)重构,构造有限体积 2 阶精度 TVD 格式,时间积分采用采用 2 阶精度的 MUSCL-Hancock 格式.

2 结果与分析

爆震管道高度取为 $Y_1 = 3\text{ cm}$,长度取为 $X_1 = 8\text{ cm}$,CJ 平衡态热射流距离管道出口 $X_2 = 4.5\text{ cm}$,热射流直径 $X_3 = 0.4\text{ cm}$. 初始网格为 160×40 ,进行 4 级加密,加密系数分别为 $r_1 = 2$, $r_2 = 2$, $r_3 = 4$. 网格精度为 $3.125 \times 10^{-5}\text{ m}$,同文献[29]中的计算精度一样高. 如果全场均按最高网格精度计算,总网格量达到 1.6384×10^6 . 采用温度 T ,压力 p ,密度 ρ 的标量梯度作为加密标记参数实现对激波的自适应捕捉,同时采用组分(O_2 , H_2O , H , O , OH , H_2)质量分数的相对误差作为加密标记参数实现对燃烧锋面的自适应捕捉.

2.1 算例验证分析

2.1.1 自适应网格与实验验证

在超声速可燃热气射流爆震起爆详细反应的自适应网格加密数值模拟研究中,通过动态的自适应网格来实现对流场变化的精细捕捉,同时在流场平缓的地方网格变疏,减少计算量,总体实现高效精细模拟.

图 2 中显示了 3 个时刻的自适应网格加密云图、密度纹影图和实验阴影图,其中实验阴影图由 HAN 等^[17]提供. 从图 2 中可知,随着流场的变化,自适应网格云图也发生了相应的变化. 可以发

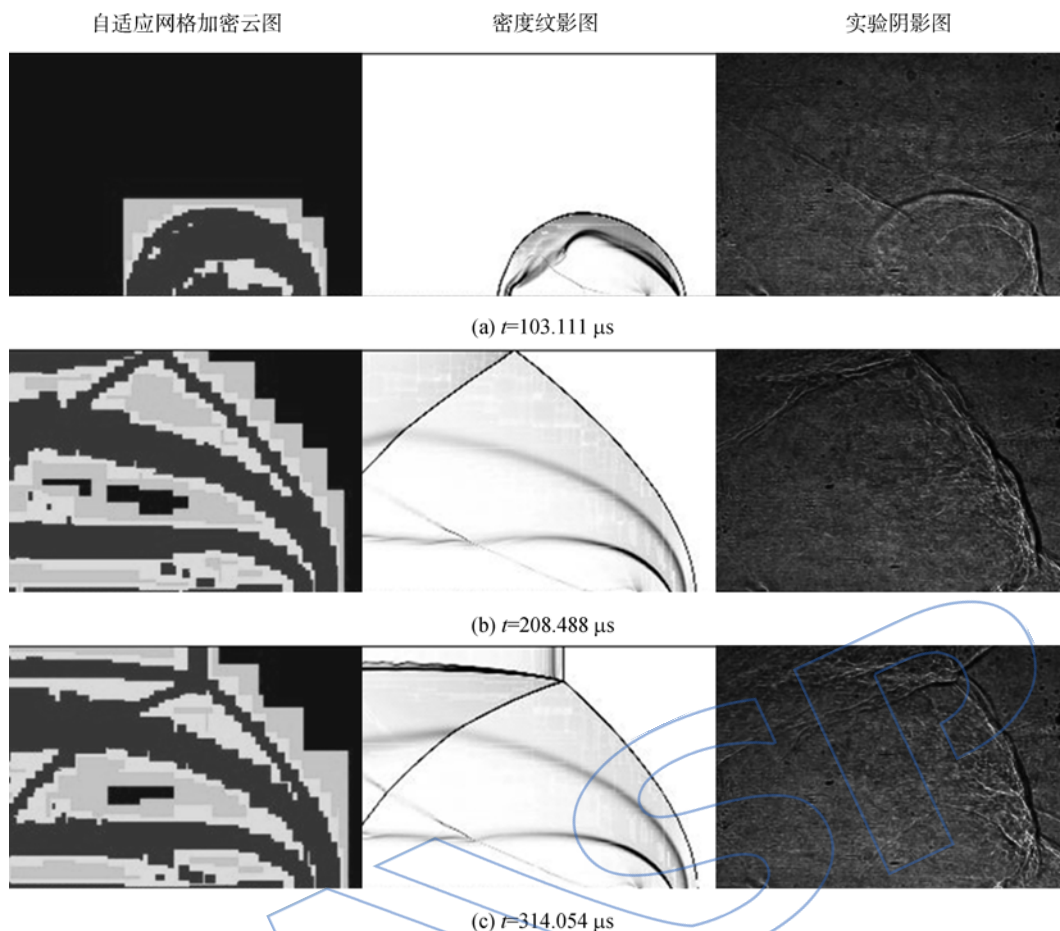


图 2 自适应网格加密云图、密度纹影图与实验阴影图验证

Fig. 2 Verification of adaptive mesh refinement contours, density schlieren graphs and experimental shadow graphs

现图 2(a)~图 2(c) 的 3 组图中, 自适应网格能够较好地捕捉到激波的变化, 在产生激波的地方网格自动加密到最高层级。此外图 2(c) 中上壁面附近局部起爆之后形成的马赫干结构后面出现了一道剪切滑移线, 而对应的自适应网格云图对流场中出现的剪切间断结构等也实现了很好的捕捉。自适应网格是通过标记参数对流场中的变化进行跟踪加密, 此算例中除了温度标记参数之外还包括密度标记参数、压力标记参数和组分标记参数等, 通过各种标记参数的组合实现对流场变化全方位的自适应加密, 实现流场结构的精细模拟。

通过密度纹影图和实验阴影图的对比, 可以发现计算结果与实验现象基本相符。应该指出的是, 对于实验阴影图中出现的激波边界层干扰现象, 采用无黏 Euler 方程的计算不能模拟出来, 有待于有待于黏性 N-S 方程的求解。

2.1.2 并行计算动态负载平衡

研究工作在高性能计算集群中实现, 计算集群总体浮点计算能力为 7.343 TFlops(万亿次浮

点运算), 此次数值模拟共采用 72 个 CPU 进行并行计算, 实现高效模拟, CPU 为 Intel Xeon X5675, 主频为 3.06 GHz, 总共计算的物理时间 $t_{\text{end}}=700 \mu\text{s}$, 合计耗时为 896.5 h。在并行计算的过程中, AMROC 根据提供的 CPU 个数自动实现流场分区, 实现动态平衡。

图 3 中给出了两个时刻的自适应网格加密动态分区云图, 可以发现两个时刻的自适应网格加密分区云图都不同。图 3(a)、图 3(b) 两组图中一个共同点就是右侧的黑色区域比较大, 说明这一片比较大的区域只分配了一个 CPU。因为这一块区域为超声速来流区域, 爆震波还没有到达这片区域, 网格没有进行加密, 因而虽然面积比较大, 但是总体计算量不大, 所以这片区域只分配的一个 CPU。而其他区域的 CPU 分配则比较密集, 在较小的区域内集中了很多个 CPU, 这也说明了动态分区的原则以计算量作为标尺, 而不是计算区域大小, 通过这个方法实现整个计算的动态负载平衡, 提高计算效率。

2.2 超声速可燃气体射流起爆分析

超声速可燃气体射流爆震起爆过程如图 4 所示。

热射流喷入爆震管道之后,类似在超声速来流中出现一个障碍物,会在超声速气流中诱导形成一道强激波,如图 4(a)所示。此时燃烧面同诱导强激波之间有一个明显的间隔,这个距离决定了诱导强激波后面的燃烧反应热不能支持强激波的进一步增强。热射流的作用类似一个气动斜劈。相对于真正的斜劈,气动斜劈最明显的一个优势即是不会产生气动热效应而导致斜劈烧蚀。这道激波经过一段时间的发展逐渐增强,但是因为给定的热射流为 298 K, 6.67 kPa 条件下 $H_2 : O_2$ 摩尔比为 2 : 1 时的 CJ 平衡态,射流强度比较弱,形成的激波强度不够,不能够诱导点火而在超声速流中形成直接起爆。因为爆震管道管径大小的限制,这道激波最终会同上壁面形成碰撞反射,如图 4(b)所示。激波同上壁面形成反射之后强度则大大增强,在上壁面附近形成一个马赫干结构,同时马赫干后面形成一条明显的滑移线。马赫干后面

形成局部高温高压区,从而产生局部爆震燃烧,相对于图 4(a)马赫干的位置明显前传,在一个速度为 V_{CJ} 的超声速流中,说明马赫干此处形成了局部的过驱爆震。同时反射激波到达下壁面,同下壁面处的热射流形成二次马赫反射,产生二次反射激波,热射流在反射激波的作用下产生了滑移线,并形成了 K-H (Kelvin-Helmholtz) 不稳定涡结构,图 4(c)中明显说明了这一点。在持续热射流的作用下,形成的爆震波成过驱状态,并一直前传,如图 4(d)所示。

在热射流起爆后期,超声速可燃气体中形成了过驱爆震,如图 5 所示,经过计算,4 幅图中过驱爆震波平均过驱度达到 $f = 1.0725$ ($f = 1 + u/V_{CJ}$),其中 u 为爆震波的相对速度,并且在前传的过程中这一过驱度基本保持不变,可见一定的热射流强度决定了爆震的过驱度。过驱爆震产生了不规则的爆震胞格结构,在管径为 3 cm 的爆震管道中形成了两个大小不一的爆震胞格结构,精细结构如图 6 所示,可以清晰分辨出爆震胞格结构

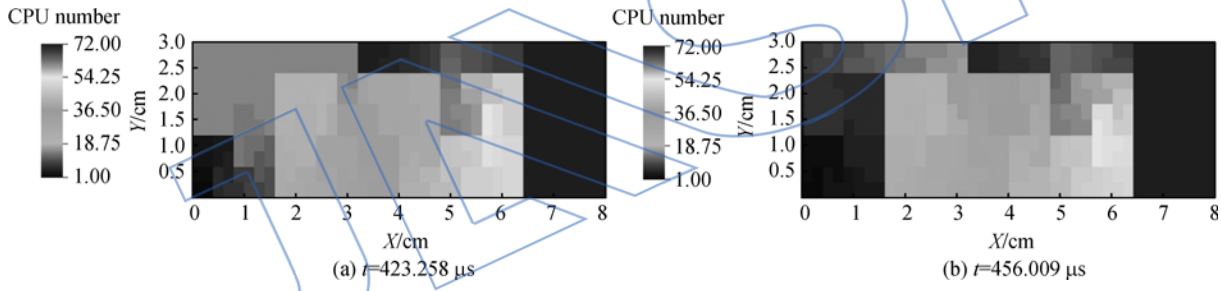


图 3 自适应网格加密动态分区

Fig. 3 Dynamic decomposition of adaptive mesh refinement

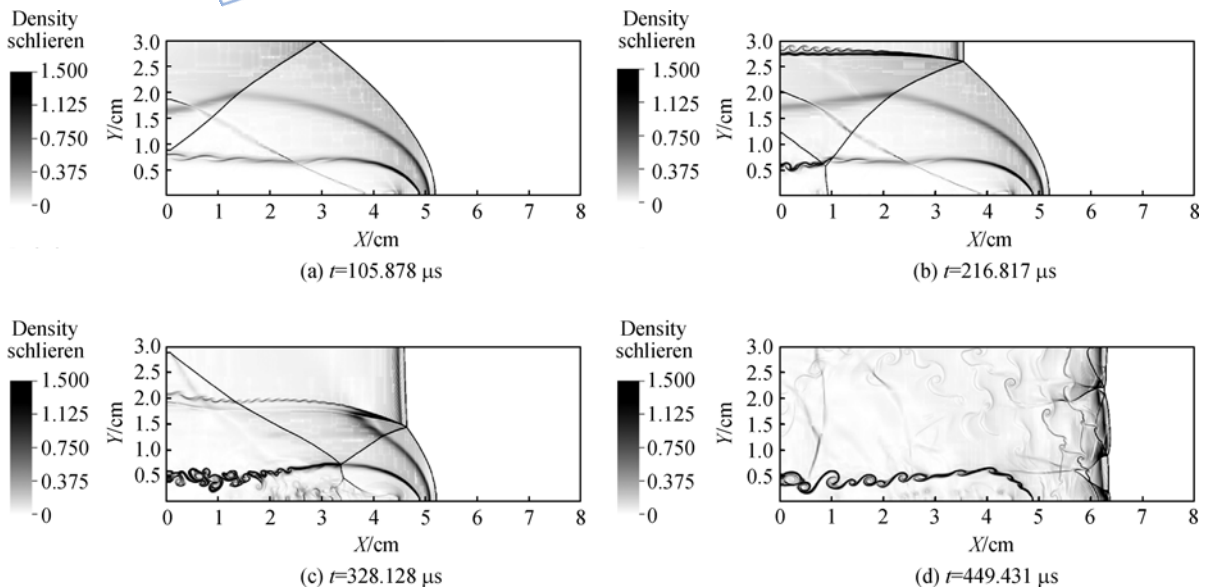


图 4 超声速可燃气体射流爆震起爆过程

Fig. 4 Process of detonation initiation in supersonic combustible mixtures using a hot jet

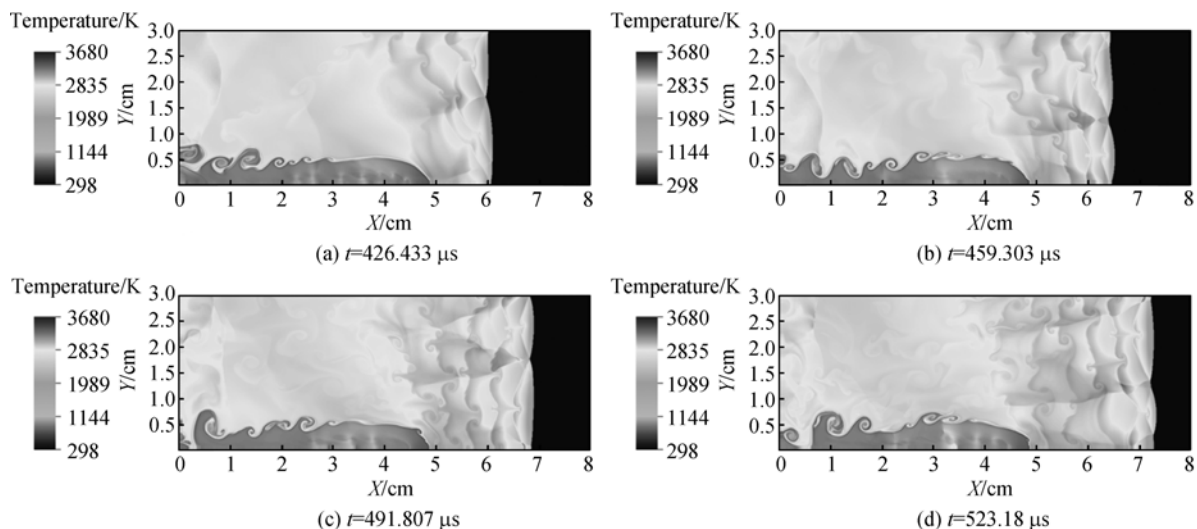


图 5 不规则爆震胞格结构温度云图

Fig. 5 Contours of temperature for the structure of irregular detonation cells

的前导激波、马赫干、反射激波以及形成的三波点结构,而这种爆震胞格结构同已有的研究成果^[27,29]很不一样,前期的研究中在给定条件下的爆震胞格结构是相当规则的,并经过了许多验证。之所以会形成不同的爆震胞格结构,可能是热射流的作用导致了这种不规则爆震胞格结构的形成。热射流在超声速可燃气体成功实现起爆之后作为一个后方的扰动源,扰动源以当地声速传播。由热力学第二定律可知,超声速来流经过一道强激波或者爆震波时,波后会变成亚声速流,而此时过驱爆震波在超声速来流中前传,导致波后流动马赫数会增大,关键看这个增大之后的马赫数是否能达到声速条件,也关系着这个扰动波的作用能否到达爆震面,并持续地作用于爆震波面。

热射流的扰动源形成的扰动作作为一个微弱压缩波,会以当地声速传播,如果前方流动为超声速流,即 $Ma > 1$,以声速传播的微弱压缩波是不能影响到前方流动;如果前方流动为亚声速流,即 $Ma < 1$,以声速传播的微弱压缩波则能影响到前方流动,实施扰动作用。如图 7 所示,超声速可燃气体经过爆震波之后全部变成亚声速流,随后 Ma 有微弱的增大,但是还没有达到声速。热射流的位置为 $[4.5, 4.9]$ cm,可以发现在热射流的前方流场一直没有达到声速条件而一直处于亚声速状态,并且在热射流前方同一位置处,靠近热射流的下壁面区域 Ma 比远离热射流靠近上壁面区域的 Ma 要小一些。分析 Ma 曲线,如图 8 所示,可以发现沿着 Y 方向 Ma 呈现一个增长的趋势,爆震波

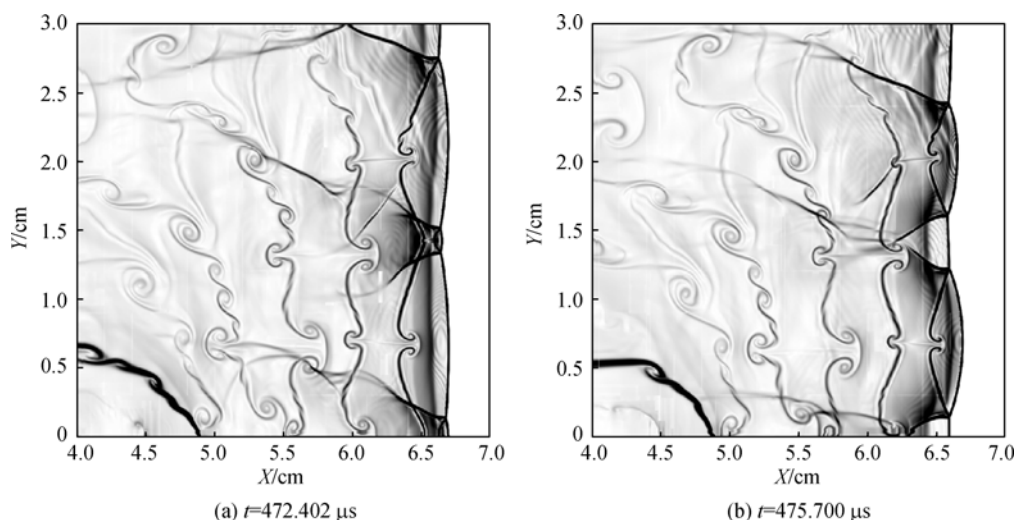
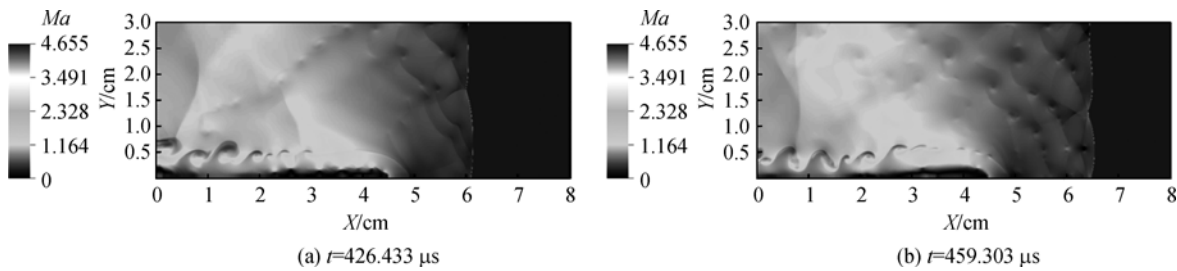
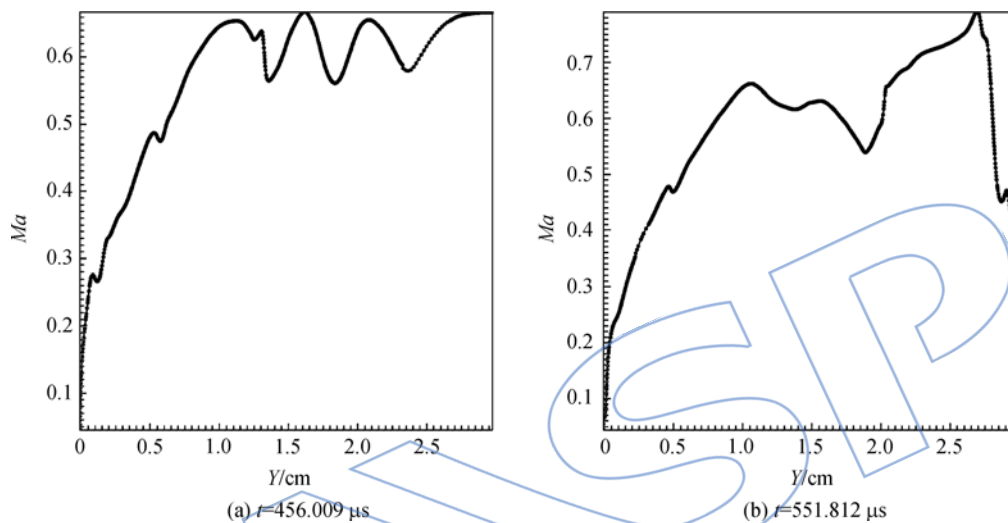


图 6 不规则爆震胞格精细结构密度纹影图

Fig. 6 Density schlieren graphs for the fine structure of irregular detonation cells

图 7 超声速流场中过驱爆震 Ma 云图Fig. 7 Contours of Ma for overdriven detonation in supersonic incoming flow图 8 Y 方向 $X=4.9$ cm 处的 Ma 曲线Fig. 8 Curves of Ma along the Y-direction at $X=4.9$ cm

后方热射流前方之间区域不仅都处于亚声速流而且上壁面处的 Ma 要比下壁面处的 Ma 大,由此可以得出结论:在超声速流场中过驱爆震波形成的过程中,热射流形成的微弱扰动压缩波以当地声速传播能够影响到前方的过驱爆震波,并持续地施加一个激励压缩作用,导致爆震波的形成,同时因为下壁面处的 Ma 小于上壁面处的 Ma ,可以发现扰动波对下壁面附近的过驱爆震波作用比上壁面处更加明显,直观的表现就是下壁面处的爆震波比上壁面处的爆震波更靠前一些。

3 结 论

通过上述分析可以得出如下结论:

1) 采用自适应网格加密方法实现 H_2 , O_2 , Ar 9 组分 34 基元反应模型的超声速可燃气体射流爆震起爆精细数值模拟,获得了超声速可燃气体射流爆震起爆详细的过程,发现超声速流中热射流类似气动斜劈,形成局部诱导激波燃烧。

2) 持续的热射流喷射能够导致过驱爆震和不规则爆震胞格结构的形成,一定条件的持续热

射流喷射可以维持一定常数的爆震过驱度。

3) 对超声速可燃气体射流爆震起爆不规则爆震胞格结构的形成进行了分析,发现热射流的扰动压缩作用对过驱爆震的形成以及不规则爆震胞格的产起着关键的作用,热射流的扰动压缩波以声速通过爆震波后亚声速区域作用于爆震波,使其处于过驱状态并形成不规则的爆震胞格结构。

致谢:

真诚感谢德国航空中心(DLR)的 Ralf Deiterding 博士,一直以来他对帮助我理解块结构自适应网格加密理论和学习开源程序 AMROC 给予了无私的指导;感谢美国犹他州大学 Allen 对我采用开源软件 VisIt 处理 AMROC 结果时给予的耐心帮助。

参考文献:

- [1] 姜宗林,滕宏辉,刘云峰. 气相爆轰物理的若干研究进展[J]. 力学进展, 2012, 42(2): 129-140.
JIANG Zonglin, TENG Honghui, LIU Yunfeng. Some research process on gaseous detonation physics[J]. Advances in Mechanics, 2012, 42(2): 129-140. (in Chinese)

- [2] Lee J H, Knystautas R, Yoshikawa N. Photochemical initiation of gaseous detonation[J]. *Acta Astronautica*, 1978, 5(11/12): 971-982.
- [3] Knystautas R, Lee J H, Moen I, et al. Direct initiation of spherical detonation by a hot turbulent gas jet[C]//Seventeenth Symposium (International) on Combustion. England: Symposium (International) on Combustion, 1979: 1235-1245.
- [4] Moen I O, Bjerketvedt D, Engebretsen T, et al. Transition to detonation in a flame jet[J]. *Combustion and Flame*, 1989, 75(3/4): 297-308.
- [5] Carnasciali F, Lee J H S, Knystautas R, et al. Turbulent jet initiation of detonation[J]. *Combustion and Flame*, 1991, 84(1/2): 170-180.
- [6] Dorofeev S B, Bezmelnitsin A V, Sidorov V P, et al. Turbulent jet initiation of detonation in hydrogen-air mixtures[J]. *Shock Waves*, 1996, 6(1): 73-78.
- [7] Krok J C. Jet initiation of deflagration and detonation[D]. California: California Institute of Technology, 1997.
- [8] Lieberman D H, Parkin K L, Shepherd J E. Detonation initiation by a hot turbulent jet for use in pulse detonation engines[R]. AIAA-2002-3909, 2002.
- [9] Brophy C M, Werner L T S, Sinibaldi J O. Performance characterization of a valveless pulse detonation engine[R]. AIAA-2003-1344, 2003.
- [10] 于军力, 秦亚欣, 高歌. 射流点火对爆震管中爆燃转爆震影响的实验[J]. *航空动力学报*, 2011, 26(5): 1043-1047.
YU Junli, QIN Yaxin, GAO Ge. Experimental investigation on effects of flame jet ignition on deflagration to detonation transition in tube[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2011, 26(5): 1043-1047. (in Chinese)
- [11] 李建玲, 范玮, 李强, 等. 火焰射流点火起爆的实验探索[J]. *燃烧科学与技术*, 2009, 15(5): 461-465.
LI Jianling, FAN Wei, LI Qiang, et al. Experimental investigation on detonation initiation by flame jet[J]. *Journal of Combustion Science and Technology*, 2009, 15(5): 461-465. (in Chinese)
- [12] 曾昊, 何立明, 章雄伟, 等. 横向爆震射流起爆爆震过程的数值模拟[J]. *应用力学学报*, 2010, 27(3): 543-549.
ZENG Hao, HE Liming, ZHANG Xiongwei, et al. Simulation of transverse detonation jet initiation process[J]. *Chinese Journal of Applied Mechanics*, 2010, 27(3): 543-549. (in Chinese)
- [13] 曾昊, 何立明, 章雄伟, 等. 入射喷口宽度对环形射流激波聚焦起爆爆震的影响分析[J]. *空气动力学学报*, 2011, 29(4): 501-507.
ZENG Hao, HE Liming, ZHANG Xiongwei, et al. Investigation on the influence of jet width on detonation initiation via imploding annular shock waves[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2011, 29(4): 501-507. (in Chinese)
- [14] 曾昊, 何立明, 章雄伟, 等. 环形射流初始压力对激波聚焦起爆的影响分析[J]. *航空动力学报*, 2010, 25(9): 1964-1970.
ZENG Hao, HE Liming, ZHANG Xiongwei, et al. Investigation on the influence of jet pressure on detonation initiation via imploding annular shock waves[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2010, 25(9): 1964-1970. (in Chinese)
- [15] Ishii K, Kataoka H, Kojima T. Initiation and propagation of detonation waves in combustible high speed flows[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2009, 32(2): 2323-2330.
- [16] 韩旭, 周进, 林志勇, 等. 超声速预混气的热射流起爆过程数值模拟[J]. *推进技术*, 2012, 33(4): 650-656.
HAN Xu, ZHOU Jin, LIN Zhiyong, et al. Numerical investigation of detonation initiation by a hot jet in supersonic premix flow[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2012, 33(4): 650-656. (in Chinese)
- [17] HAN Xu, ZHOU Jin, LIN Zhiyong. Experimental investigations of detonation initiation by hot jets in supersonic premixed flows[J]. *Chinese Physics B*, 21(12): 124702. 1-124702. 5.
- [18] HAN Xu, ZHOU Jin, LIN Zhiyong, et al. Deflagration-to-detonation transition induced by hot jets in a supersonic premixed airstream[J]. *Chinese Physics Letters*, 2013, 30(5): 054701. 1-054701. 3.
- [19] Berger M. Adaptive mesh refinement for hyperbolic differential equations[D]. Stanford: Stanford University, 1982.
- [20] Berger M, Oliger J. Adaptive mesh refinement for hyperbolic partial differential equations[J]. *Journal of Computational Physics*, 1984, 53(3): 484-512.
- [21] Deiterding R. Parallel adaptive simulation of multi-dimensional detonation structures[D]. Cottbus: Brandenburgische Technischen University, 2003.
- [22] Deiterding R. High-resolution numerical simulation and analysis of Mach reflection structures in detonation waves in low-pressure H_2 - O_2 -Ar mixtures: a summary of results obtained with the adaptive mesh refinement framework AMROC[EB/OL]. [2013-07-10]. <http://dx.doi.org/10.1155/2011/738969>.
- [23] CAI Xiaodong, LIANG Jianhan, LIN Zhiyong, et al. Adaptive mesh refinement based numerical simulation of detonation initiation in supersonic combustible mixtures using a hot jet[EB/OL]. [2013-09-01]. [http://dx.doi.org/10.1061/\(ASCE\)AS.1943-5525.0000376](http://dx.doi.org/10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0000376).
- [24] CAI Xiaodong, LIANG Jianhan, LIN Zhiyong, et al. Influence analysis of geometrical parameters of detonation initiation with a hot jet by adaptive mesh refinement method[R]. AIAA-2013-4167, 2013.
- [25] Liang Z, Browne S, Deiterding R, et al. Detonation front structure and the competition for radicals[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2007, 31(2): 2445-2453.
- [26] Westbrook C K. Chemical kinetics of hydrocarbon oxidation in gaseous detonations[J]. *Combustion and Flame*, 1982, 46: 191-210.
- [27] Strehlow R A. Gas phase detonations: recent developments[J]. *Combustion and Flame*, 1968, 12(2): 81-101.
- [28] Goodwin D. Cantera: object-oriented software for reacting flows[EB/OL]. [2013-07-10]. <http://www.cantera.org>.
- [29] Hu X Y, Khoo B C, Zhang D L, et al. The cellular structure of a two-dimensional H_2/O_2 /Ar detonation wave[J]. *Combustion Theory and Modelling*, 2004, 8(2): 339-359.