偏二甲肼有机凝胶液滴蒸发燃烧模型展望

何博 聂万胜* 庄逢辰*

(解放军装备学院 北京 101416)

摘要 有机凝胶推进剂兼具有固体和液体推进剂的优点,但其液滴在着火燃烧过程出现了剧烈的膨胀-爆裂及火焰扰动现象,明显不同于常规液体液滴准稳态蒸发燃烧现象,影响了凝胶液体火箭发动机喷雾燃烧流场及其优化设计工作。根据偏二甲肼(UDMH)有机凝胶液滴着火燃烧过程的内部非稳态蒸发特性及其微观分子结构,提出了非稳态多组分蒸发模型、界面追踪多相流蒸发模型、离散元多相流蒸发模型三种有机凝胶液滴液相蒸发模型,重点发展并实现了其中的非稳态多组分蒸发模型,详细分析了后两种多相流蒸发模型所需的技术储备。然后针对静止及对流气相环境下的UDMH有机凝胶液滴,提出了分别采用有限速率化学反应模型、相容性层流火焰面模型解决其气相混合燃烧问题,并详细分析了其中的刚性化学反应源项处理及火焰面方程求解所面临的困难及其解决措施。

关键词 有机凝胶;液滴;蒸发模型;有限速率化学反应模型;火焰面模型;刚性源项

Prospects of UDMH Organic Gel Droplet Evaporation and Combustion Model

He, Bo Nie, Wansheng* Zhuang, Fengchen*

(The Academy of Equipment, Beijing 101416)

Abstract The organic gel propellants have the advantages of both solid and liquid propellant, but the catching fire and burning process of organic gel droplet appears obvious vapor ejection and flame disturbance. This unsteady combustion phenomenon of organic gel droplet is different from the quasi-steady combustion of conventional liquid droplet and produces great influence on the spray combustion flow field of gel liquid rocket engine and its optimization design. Based on the unsteady evaporation characteristics inside UDMH (unsymmetrical dimethylhydrazine) organic gel droplet and the micro molecule structure of organic gel propellant, three kinds of liquid phase evaporation model, the unsteady multicomponent evaporation model, the interface tracking multiphase flow evaporation model and the discrete element multiphase flow evaporation model, are proposed. The unsteady multicomponent evaporation model regards the gel droplet as a binary multicomponent droplet, in which the gellant inside the gel droplet is been equivalent to a species with low volatility and high boiling temperature. In order to depict the shape and location variety of vapor bubble inside the gel droplet more precisely, the interface tracking multiphase flow evaporation model regards the gel droplet and the vapor bubble inside it as a single fluid, and uses the Level Set function tracking the interface location of vapor bubble. Based on the micro molecule structure of organic gel propellant, the discrete element multiphase flow evaporation model for the gel droplet regards the gellant and vapor bubble as the aggregation of micro-particles with different properties respectively, and uses the Lagrange method tracking the movement and aggregation of each kind micro-particle. The multicomponent evaporation model has been implemented in our foregoing work, so a summary of the model is presented. And next the main difficulties and the technique preparation about the last two multiphase flow models have been presented and analyzed in detail. In view of mixing and combustion process of gas phase surrounding the UDMH organic gel droplet, we propose that the finite rate chemical reaction model and the flamelet model should be used for the stagnation ambient and convective ambient respectively. The difficulties and numerical methods for handling the stiff chemical source term in finite rate chemical reaction model have been presented. And next the consistent flamelet model which takes consideration of species diffusion coefficient and non-unity Lewis number is presented. It would be more precise for the temperature and species interpolation of the gel droplet laminar non-premixed combustion flow field.

Keywords organic gel; droplet; evaporation model; finite rate chemistry model; flamelet model; stiff source term

1 引言

有机凝胶推进剂是指在常规液体推进剂中添加有机高分子等超分子胶凝剂材料,通过范德华力、氢键及分子缠绕等相互作用形成的具有稳定三维网状结构的

胶体分散体系^[1]。该推进剂具有能量密度高、长期可贮存、流量可控及安全性好等优点,适用于导弹武器快速机动发射动力系统。

国外自20世纪60年代就开始进行凝胶推进剂基础研究^[2~4],并于90年代将其应用于某些型号导弹的

* E-mail: nws1969@126.com; zhuangfc@yahoo.com

Received November 13, 2012; published January 4, 2013.

Project supported by the National Natural Science Foundation of China (Grant No. 51076168, 51206185).

项目受国家自然科学基金(Nos. 51076168, 51206185)资助。

发动机系统^[5,6]。为了尽快缩小与国外先进推进技术之间的差距,我国近些年也正开展有机凝胶推进剂研制、流变特性、雾化特性、蒸发燃烧特性等一些基础研究工作^[7-12]。由于有机凝胶推进剂也是在液体火箭喷注系统高剪切率作用下雾化燃烧,因此其中的有机凝胶液滴蒸发燃烧特性对发动机燃烧流场及燃烧效率的影响尤为重要。

根据文献[13]对凝胶液滴蒸发燃烧特性研究进展的综述可知,国内外现阶段仍主要采用实验方法对凝胶液滴着火燃烧特性进行研究。实验系统中的高速相机虽捕获了液滴内部结构及火焰形态变化^[14,15],但难以定量地获得液滴内部及周围气相流场参数;另一方面,现有实验系统仍难以开展小尺寸喷雾液滴燃烧特性的研究。仿真研究则能定量地获得一些实验难以测量的流场参数,但由于有机凝胶液滴蒸发燃烧过程包含复杂的物理化学现象,现阶段仅有极少量文献对其非稳态蒸发燃烧过程进行了建模仿真研究^[12,16,17]。

本文阐述了我们现阶段在 UDMH 有机凝胶液滴建模仿真方面已开展的主要工作,并重点对下一阶段完善模型的方法及所需的技术储备进行了展望。希望本文所提出的蒸发燃烧模型能及时起到“抛砖引玉”的作用,也希望本文所给出的技术薄弱环节能够及时引起研究学者关注,从而实现更为完善的有机凝胶液滴蒸发燃烧模型,共同促进有机凝胶液滴蒸发燃烧过程数值模拟水平的发展。

2 UDMH 有机凝胶液滴液相蒸发模型

有机凝胶液滴蒸发燃烧过程主要包含液滴内部液体燃料蒸发、液滴周围燃料蒸汽与氧化剂气相混合燃烧两个相互作用的子过程。由于有机凝胶推进剂特殊的微观分子结构,在有机凝胶液滴内部液体燃料蒸发过程中,凝胶液滴内部会形成气泡,促使其出现周期性膨胀-破裂。虽然现阶段已经建立了考虑对流、高压等因素影响的各种不同复杂程度常规液体液滴蒸发模型,但这些模型均不能反映出有机凝胶液滴内部气泡形成及破裂的非稳态蒸发过程。

下面根据有机凝胶液滴液相蒸发特性及其微观分子结构,首先给出了我们重点发展并已实现的非稳态多组分蒸发模型,然后提出了界面捕捉多相流蒸发模型、离散元多相流蒸发模型,并详细分析了实现这两种多相流模型所面临的主要困难。

2.1 非稳态多组分蒸发模型

文献[17]开展了 UDMH 有机凝胶液滴着火燃烧实验及建模仿真研究。文中首先根据有机凝胶液滴着火燃烧过程的火焰形态变化,将其内部液相蒸发过程分为胶凝剂膜形成、胶凝剂膜高频破裂、胶凝剂膜低频破裂、胶凝剂高温分解四个阶段。在随后的建模仿真中,根据有机凝胶液滴蒸发燃烧过程的内部形态变化,将其简化

为胶凝剂膜形成阶段、胶凝剂膜膨胀阶段、胶凝剂膜破裂三个阶段,如图 1 所示。

图 1 有机凝胶液滴蒸发燃烧过程的内部形态变化特性

Figure 1 Scheme of shape variety inside the organic gel droplet interior during the evaporation and combustion process
(a) gellant film formation period; (b) gellant film swelling period; (c) gellant film bursting period

(1) 胶凝剂膜形成阶段。UDMH 液体推进剂仅在液滴表面附近蒸发,且液滴内部刘易斯数很大,因此表面蒸发掉的 UDMH 液体推进剂不能及时补充,导致有机凝胶液滴表面胶凝剂含量逐渐增加,并最终形成弹性胶凝剂膜。

(2) 胶凝剂膜膨胀阶段。由于表面胶凝剂膜不再含

有液体 UDMH 推进剂, 因此凝胶液滴表面蒸发速率等于 0, 使得表面 UDMH 燃料蒸汽浓度梯度等于 0、液滴内部温度持续升高到推进剂沸点。液滴内部沸腾蒸发所产生的蒸汽不能穿透凝胶剂膜, 会在液滴内部逐渐聚合成气泡, 使得表面凝胶剂膜厚度随着液滴尺寸膨胀而逐渐变薄。

(3) 凝胶剂膜破裂阶段。液滴表面张力会在凝胶剂膜表面产生压力差和应力。随着凝胶剂膜厚度减小, 其所承受的应力逐渐增加, 当超过凝胶剂材料的屈服应率时, 表面凝胶剂膜发生破裂。之后再重复上述膨胀-破裂过程, 直至内部液体推进剂耗尽。

有机凝胶液滴上述周期性膨胀-破裂占据了绝大部分液滴生存时间, 类似于液体多组分液滴“微爆”现象^[18], 但强度更加剧烈。文献[16]在气相/液相准稳态假设条件下, 建立了初步的有机凝胶液滴准稳态蒸发模型。该模型采用非稳态组分扩散方程得到了有机凝胶液滴内部凝胶剂分布变化特性, 但对液滴温度、蒸发流量作了大量简化处理。文献[16, 17]所发展的凝胶液滴非稳态多组分模型, 重点对该准稳态蒸发模型的所做的一些简化进行了修正。该模型采用非稳态流动控制方程求解凝胶单液滴整个蒸发过程的流场参数变化, 并采用了非理想溶液拉乌尔定律、能量守恒、Stefan 流理论、沸腾蒸发理论等方法确定有机凝胶液滴不同蒸发燃烧阶段的液滴表面边界条件。

2.2 界面捕捉多相流蒸发模型

我们所发展的有机凝胶液滴非稳态多组分蒸发模型, 虽然能够更为合理地对其整个生存周期内的非稳态蒸汽喷射频率、生存时间、蒸发常数等进行数值模拟。但该模型对液滴内部沸腾蒸发的气泡空间位置、形态及其聚合等演化过程做了大量假设。

Level Set 界面捕捉多相流蒸发模型采用单一的流动控制方程来描述气相流场和液滴内部液相流场, 并根据光滑的零等值线函数来追踪其分界面。相界面上的物理属性不连续采用 Delta 函数进行光滑处理, 速度、压力等流场参数在相界面处的不连续采用伪流体方法 (Ghost Fluid Method) 进行处理, 表面张力则等效为动量方程的源项。因此该模型能够对液滴形状变化及内部气泡的生成、膨胀等演化过程进行描述。

文献[19, 20]已经分别采用 Level set 多相流模型结合伪流体方法对常规推进剂的单液滴蒸发过程进行了仿真研究, 但将其拓展应用到 UDMH 有机凝胶液滴蒸发燃烧过程还面临着下面主要困难。

(1) 凝胶液滴不但在液滴表面形成气/液分界面, 液滴内部所形成的大量微小气泡也存在分界面, 为了准确捕捉液滴内部气泡分界面, 这就对计算网格的尺度提出了限制。

(2) Level Set 方法虽然能够提高界面重构精度, 但该方法不能确保界面内的流体满足质量守恒, 容易导致

液滴内部尺度较小的气泡由于数值误差而消失。

(3) 凝胶推进剂为非牛顿流体, 动量方程中的各应力张力分量需要考虑粘弹性及应变速率的影响, 加之液滴内部凝胶剂分布对物理及传输属性的影响, 导致气/液界面附近物理属性及流场参数间断的处理方法更加复杂。

2.3 离散元多相流蒸发模型

上述两个有机凝胶液滴蒸发模型都把高分子凝胶剂假设为分子量级的小分子, 使用组分扩散系数来衡量内部凝胶剂分布。然而根据原子力显微镜及电镜微观分子结构测试结果可知^[9], 实际凝胶剂分子通常具有超分子量级的较大尺寸, 且主要通过分子间力特别是氢键的作用, 逐渐改变其内部结构及形态变化。

离散元 (Discrete Element Model) 多相流蒸发模型把液滴内部的常规液体推进剂等效为连续流体, 把形成网状结构的凝胶剂高分子认为是具有相同尺寸的弹性球, 而液滴内部出现结核沸腾现象时所产生的气泡则认为是另一种属性的弹性球聚集体。采用拉格朗日方法跟踪每个粒子的运动状态及位置, 并运用弹簧-阻尼软球运动模型^[21]计算粒子撞击前后的运动状态。该方法根据每个弹性球在空间所受流体阻力及粒子间吸附力等各种外力, 能够模拟出凝胶剂分子在液滴内部形成的实际微观结构以及气泡的形成、膨胀和破裂过程。考虑到弹性球数量直接关系到该模型的精度, 而计算机模拟能力又限制了拉格朗日粒子的追踪能力, 因此该模型仅适用于微小尺寸有机凝胶喷雾液滴数值仿真。

凝胶剂超分子聚集体在相互撞击过程中, 不但受到范德华、氢键等吸引力, 还受到不同电荷胶粒静电斥力的作用, 因此粒子间相互作用力模型直接关系到离散元多相流模型合理性。文献[22, 23]根据粒子间力在一定距离内连续作用的实际情况, 为粒子间力随距离的变化提出了 Hamaker 模型、Lennard-Jones 模型等, 当同种类型粒子之间的相对速度为 0 时, 若其吸引位能大于排斥位能, 则认为高分子凝胶颗粒发生絮凝并逐渐形成网状结构, 而气泡颗粒则聚合成了更大的气泡。文献[24]从撞击前后能量变化的角度, 把各种力的影响等效为势阱, 当同种类型粒子撞击后的相对动能小于势阱深度, 则认为这些粒子发生了絮凝或聚集成更大气泡。

3 UDMH 有机凝胶液滴气相混合燃烧模型

为了更为合理地反映出 UDMH 有机凝胶液滴气相混合燃烧过程中的着火延迟、蒸汽喷射与火焰相互作用, 则必须采用详细气相化学反应机理, 从而会在气相混合燃烧过程中产生刚性化学源相, 明显降低了凝胶液滴蒸发燃烧过程仿真计算的时间步长及计算稳定性。

下面首先针对静止氧化剂环境下凝胶液滴气相混合燃烧, 给出了解决有限速率化学反应动力学模型中刚性化学源相的数值计算方法。然后针对下一阶段更为复

杂的对流氧化剂环境下凝胶液滴气相混合燃烧,则提出了采用相容性层流火焰面模型解决刚性化学源相。

3.1 有限速率化学反应动力学模型

文献[17]根据国内外相关文献,整理得出了UDMH/NTO详细气相化学反应机理,并采用有限速率化学反应动力学模型,实现了静止环境下UDMH有机凝胶液滴蒸发燃烧的气相混合燃烧过程。详细气相化学反应机理在流动控制方程中产生了明显刚性化学源项,该文采用运算分离算法^[25](Operator Splitting Algorithm),以解决化学反应时间尺度与流动时间尺度存在明显差异的问题,并提出和实现了一种改进隐式迭代算法^[26],提高了分离算法中刚性化学动力学方程积分效率和正定性。

为了进一步提高刚性化学动力学方程积分效率,下面详细给出并分析了其它一些典型的刚性化学动力学处理方法。

(1) 化学动力学机理简化。文献[27]采用关联图方法(Directed Relation Graphs)对甲烷、庚烷等烷烃类物质在氧气中的着火燃烧化学反应机理进行了简化。该方法首先确定一个最重要组分,然后根据去除某组分对其它组分生成率的影响,建立了各组分间的关联图,通过图形搜索方法确定其它组分与所确定的重要组分之间的关联程度并去除不重要组分,然后再去除包含这些组分的基元反应。该方法不需要人为干预及分析处理计算过程,仅需要设置一个组分关联度下限值就能完成化学反应机理简化,且简化算法及图形搜索方法的计算效率非常高。简化后的化学反应机理去除了生存时间极短的组分及快速平衡基元反应,降低了化学动力学常微分方程刚性问题。

(2) ISAT 插值算法^[28,29]。ISAT 算法作为一种自适应动态建表插值算法,把刚性化学动力学常微分方程各种初始状态、积分终止状态、梯度影射矩阵、线性插值可信区(Ellipsoid of Accuracy)等信息动态地存储在一个二叉树表中。然后根据需要积分的初始状态来搜寻二叉树中的各节点,判断该初始状态是否在某节点的EOA内,分别进行直接线性插值、扩展EOA、直接积分新建节点等操作,详细的建表及插值计算过程见文献[28, 29]。该算法不需要在每个时间步及每个网格点上对化学反应动力学方程进行直接积分,能够通过控制参数,实现插值效率和插值精度的平衡。

3.2 相容性层流火焰面模型

在对流环境下,UDMH有机凝胶液滴周围气相流场呈现出明显多维特征,所要求的网格数量相比于静止环境下的一维球对称模型显著增加。因此对于对流环境下UDMH有机凝胶液滴着火燃烧问题,有限速率化学反应动力学模型所面临的主要困难一方面是刚性化学反应源项对时间步长的限制,另一方面则是精细网格及组分传输方程所产生的大量离散控制方程。

火焰面模型现阶段广泛应用于湍流非预混燃烧^[30~32],该模型仅需求解流动控制方程和一个混合分数传输方程,然后根据各网格点的混合分数,从火焰面方程预生成的火焰面库中插值得出流场组分及温度。该方法略去了流场控制方程中含刚性化学源项的组分及能量输运方程,减少了控制方程数量,并有效避免了流场与化学反应的耦合。然而,常规火焰面模型所采用的火焰面方程包含组分扩散系数相等、刘易斯数等于常数1的基本假设,若根据其生成的火焰面库插值,层流环境下的仿真结果与有限速率化学反应模型之间存在较大误差^[33]。

文献[34]提出了一种相容性火焰面模型,该火焰面模型考虑了组分扩散系数及非单位刘易斯数影响,并采用守恒变量传输方程定义了混合分数,推导得出了相容性火焰面方程。相比于常规火焰面方程,该火焰面方程所生成的火焰面库更适合于对流环境下UDMH有机凝胶液滴层流混合燃烧流场。但相容性火焰面方程中包含组分质量分数、物理属性等多种参数相对混合分数的导数,稳态解的求解难度很大。

时间步进法通过调整伪时间步长保证非稳态火焰面方程计算稳定性,并能够最终获得火焰面方程的稳态解,但其计算效率很低。牛顿迭代法等非线性方程算法在具有较好的初始条件下,求解稳态火焰面离散方程能够具有较好的收敛性能,但通常情况下都不能为复杂化学反应机理估计出理想的初始条件,导致非线性迭代算法容易发散。CHEMKIN中的子模块TWOPNT^[35]把以上两种计算方法进行了融合,并根据仿真结果及控制参数交替使用两种方法,使得初始阶段的估计值通过时间步进法逐渐成为牛顿迭代法的初始条件。文献[36]继续对TWOPNT中影响计算稳定性及计算效率的三点不足进行了修正,并以氢/氧详细化学反应机理为例,对比分析了常规火焰面方程与相容性火焰面方程所生成的火焰面库。

4 结论

由于UDMH有机凝胶液滴在蒸发燃烧过程中表现出了复杂的物理化学现象,使得现阶段在建模仿真方面的研究非常有限,制约了UDMH有机凝胶液滴细节蒸发燃烧机理的认识。本文根据UDMH有机凝胶自燃推进剂微观分子结构及其蒸发燃烧特性,提出并对比分析了三种非稳态液相蒸发模型。针对UDMH有机凝胶液滴在静止及对流环境下气相混合燃烧问题,详细分析了有限速率化学反应动力学模型、火焰面模型所面临的一些困难和解决措施,得出了下面一些指引UDMH有机凝胶液滴蒸发燃烧模型发展的主要结论:

(1) 在现有技术储备基础上,非稳态多组分液相蒸发模型已经得到了很好的发展。该模型虽还不能反映出

有机凝胶液滴内部微观结构演化, 但能够合理地对其非稳态蒸汽喷射频率、生存时间、蒸发常数等参数进行数值模拟。

(2) 界面捕捉多相流蒸发模型及离散元多相流蒸发模型, 更为符合有机凝胶液滴蒸发燃烧特性及推进剂内部微观结构, 但仍需要对本文给出的一些技术薄弱环节进行加强, 才能实现该模型及其算法。

(3) 采用有限速率化学反应模型, 已实现了静止环境下 UDMH 有机凝胶液滴气相混合燃烧问题。该模型所采用的运算分离算法, 有效地解决了有限速率化学反应动力学模型中的化学反应与流动时间尺度存在明显差异问题, 但提高刚性化学动力学方程积分效率仍是增强分离算法适用性的关键问题。

(4) 相比于常规火焰面模型, 相容性火焰面模型考虑了组分扩散、非单位刘易斯数的影响。该模型能够有效地提高对流环境下, 包含大量网格节点的运动有机凝胶液滴多维燃烧流场数值仿真精度及计算效率。

作者简介

何博, 1985 年, 解放军装备学院博士生。2006 年本科毕业于解放军装备学院发射工程专业, 2008 年获解放军装备学院航空宇航科学与技术一级学科硕士学位, 2009 年开始攻读兵器科学与技术一级学科博士学位。研究方向为液体火箭推进剂喷雾燃烧。

聂万胜, 1969 年, 解放军装备学院航天装备系教授、博士生导师, 推进理论与工程教研室主任, 航空宇航科学与技术一级学科负责人。1998 年获国防科技大学工学博士学位, 导师庄逢辰院士。中国空气动力学会理事, 中国宇航学会液体火箭推进专委会委员, 总装航天运载技术专家组专家, 总装航天运载技术专业组特邀专家, 总装“双百计划”科技领军人才培养对象。近期主要研究方向为航空宇航推进技术及先进流动控制技术。

庄逢辰, 中国科学院院士, 火箭发动机与工程热物理专家。1956 年毕业于哈尔滨工业大学动力机械系, 1960 年赴莫斯科动力学院学习, 1991 年起享受政府特殊津贴。先后在哈尔滨军事工程学院、国防科技大学任教, 现为解放军装备学院教授, 博士生导师, 国防科技大学、清华大学、北京航空航天大学、航天科技集团六院兼职教授。长期致力于液体火箭发动机喷雾燃烧学科体系的研究和教学工作并做出突出贡献。

致谢

感谢北京航天试验技术研究所刘江强研究员提供的有机凝胶自燃推进剂及其物理化学属性实验数据, 感谢西安航天动力研究所张蒙正总师在凝胶单滴燃烧实验系统设计及安全防护方面提供的帮助。

References

- [1] Natan, B.; Rahimi, S. In *Combustion of Energetic Materials*, Eds.: Kuo, K. K.; DeLuca, L., Begell House, New York, **2002**, p. 172.
- [2] Munjal, N. L.; Gupta, B. L.; Varma, M. *Propellant, Explos., Pyrotech.* **1985**, *10*, 111.
- [3] Rahimi, S.; Natan, B. *37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Utah, **2001**.
- [4] Solomon, Y.; Natan, B. *Combust. Sci. Technol.* **2006**, *178*, 1185.
- [5] Yasuhara, W. K.; Finato, S. R. *2nd Annual AIAA SDIO Interceptor Technology Conference*, Albuquerque, **1993**.
- [6] Schindler, R. C.; Olson, A. M.; Arnold, C. J. *Aerospace Design Conference*, Irvine, **1992**.
- [7] Fu, Q. J.; Du, Z. G.; Lan, H. P.; Yu, S. T.; Yang, C. *Journal of Rocket Propulsion* **2006**, *32*, 49. (符全军, 杜宗罡, 兰海平, 鱼升堂, 杨超, 火箭推进, **2006**, *32*, 49.)
- [8] Sun, S.; Liu, J.; Gao, D.; He, P. L.; Fang, Y. *Acta Chim. Sinica* **2010**, *68*, 1174. (孙松, 刘静, 高迪, 何盼丽, 房喻, 化学学报, **2010**, *68*, 1174.)
- [9] Liu, J. Q.; Wang, Y. J.; Li, J.; Xu, C. *The Fifth National Conference on Chemical Propellant*, Dalian, **2011**. (刘江强, 王亚军, 李俊, 徐超, 中国化学会第五届全国化学推进剂学术会议论文集, 大连, **2011**.)
- [10] Lv, S. Y.; Shao, Z. Q.; Zhang, Z. L.; Wang, H. Q.; Wang, W. J. *Acta Chim. Sinica* **2012**, *70*, 200. (吕少一, 邵自强, 张振玲, 王慧庆, 王文俊, 化学学报, **2012**, *70*, 200.)
- [11] Zhang, M. Z.; Yang, W. D.; Wang, M. *Journal of Propulsion Technology* **2008**, *29*, 22. (张蒙正, 杨伟东, 王玫, 推进技术, **2008**, *29*, 22.)
- [12] He, B.; He, H. B.; Feng, S. J.; Nie, W. S. *Acta Phys. Sin.* **2012**, *61*, 148201. (何博, 何浩波, 丰松江, 聂万胜, 物理学报, **2012**, *61*, 148201.)
- [13] Feng, S. J.; He, B.; Nie, W. S. *Journal of Rocket Propulsion* **2010**, *36*, 1. (丰松江, 何博, 聂万胜, 火箭推进, **2010**, *36*, 1.)
- [14] Arnold, R.; Santos, P. H. S.; DeRidder, M. *48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, Florida, **2010**.
- [15] Mishra, D. P.; Patyal, A.; Padhwai, M. *Fuel* **2011**, *90*, 1805.
- [16] Kunin, A.; Natan, B.; Greenberg, J. B. *44th AIAA/ASME/SAE/ASEE*

- Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Hartford, **2008**.
- [17] He, B.; Nie, W. S.; He, H. B. *Energy Fuels* **2012**, *26*, 6627.
- [18] Ghassemi, H.; Baek, S. W.; Khan, Q. S. *Combust. Sci. Technol.* **2006**, *178*, 1031.
- [19] Tanguy, S.; Menard, T.; Berlemont, A. *J. Comput. Phys.* **2007**, *221*, 837.
- [20] Gibou, F.; Chen, L.; Nguyen, D. *J. Comput. Phys.* **2007**, *222*, 536.
- [21] Tsuji, Y.; Kawaguchi, T.; Tanaka, T. *Powder Technol.* **1993**, *77*, 79.
- [22] Lian, G.; Thornton, C.; Adams, M. J. *J. Colloid Interface Sci.* **1993**, *161*, 131.
- [23] Baxter, J.; Abou-Chakra, H.; Tuzun, U.; Lamprey, B. *Chem. Eng. Res. Des.* **2000**, *78*, 1019.
- [24] Weber, M. W. *Ph.D. Dissertation*, University of Colorado, Colorado, **2004**.
- [25] Bell, J. B.; Day, M. S.; Grcar, J. F. *Proceedings of the Combustion Institute* **2002**, *29*, 1987.
- [26] He, B.; Nie, W. S.; Feng, S. J. *Adv. Mater. Res.* **2011**, *297*, 2333.
- [27] Lu, T. F.; Law, C. K. *Combust. Flame* **2006**, *146*, 472.
- [28] Jia, M.; Xie, M. Z. *Transactions of CSICE* **2006**, *24*, 9. (贾明, 解茂昭, 内燃机学报, **2006**, *24*, 9.)
- [29] Singer, M. A.; Pope, S. B.; Najm, H. N. *Combust. Theor. Model.* **2006**, *10*, 199.
- [30] Yang, Y.; Xing, J. W.; Le, J. L.; Wang, J. N. *Journal of Aerospace Power* **2008**, *23*, 605. (杨阳, 邢建文, 乐嘉陵, 王金诺, 航空动力学报, **2008**, *23*, 605.)
- [31] Kolla, H.; Swaminathan, N. *Combust. Flame* **2010**, *157*, 943.
- [32] Sabelnikov, V.; Deshaies, B.; Figueira, L. F.; Silva, D. *Combust. Flame* **1998**, *114*, 577.
- [33] Claramunt, K.; Consul, R.; Carbonell, D. *Combust. Flame* **2006**, *145*, 845.
- [34] Pitch, H.; Peters, N. *Combust. Flame* **1998**, *114*, 26.
- [35] Grcar, J. F. *The Twopnt Program for Boundary Value Problems*, Sandia National Laboratories, **1996**.
- [36] He, B.; Nie, W. S.; Su, L. Y. *Tactic Missile Technology* **2012**, *153*, 17. (何博, 聂万胜, 苏凌宇, 战术导弹技术, **2012**, *153*, 17.)

(Cheng, B.; Fan, Y.)