

DOI: 10.11883/bzycj-2021-0065

基于液体碳氢燃料的旋转爆轰燃烧特性研究*

丁陈伟¹, 翁春生¹, 武郁文¹, 白桥栋¹, 汪小卫², 董晓琳²

(1. 南京理工大学瞬态物理国家重点实验室, 江苏 南京 210094;

2. 中国运载火箭技术研究院, 北京 100076)

摘要: 为了探索液体碳氢燃料参与旋转爆轰所产生的不完全燃烧现象, 采用守恒元与求解元方法, 开展柱坐标系下的汽油/空气两相旋转爆轰燃烧室三维数值模拟研究, 针对燃料喷注压力和反应物当量比对旋转爆轰流场结构及燃烧室性能的影响进行分析。分析结果表明: 保持总当量比为 1.00, 随着燃料喷注压力的上升, 燃烧室内燃料不均匀分布增强, 产生局部富燃区, 燃料在燃烧室未能完全反应, 导致燃烧室燃料比冲下降; 保持喷注压力不变, 减小当量比, 在贫燃工况下依然存在局部富燃区, 导致燃烧室内出现不完全燃烧现象, 降低燃烧室比冲性能。由此可知, 反应物喷注方案对气液两相旋转爆轰的不完全燃烧有显著影响。

关键词: 气液两相; 旋转爆轰; 守恒元和求解元方法; 不完全燃烧; 燃烧室

中图分类号: O381 国标学科代码: 13035 文献标志码: A

Combustion characteristics of rotating detonation based on liquid hydrocarbon fuel

DING Chenwei¹, WENG Chunsheng¹, WU Yuwen¹, BAI Qiaodong¹, WANG Xiaowei², DONG Xiaolin²

(1. National Key Laboratory of Transient Physics, Nanjing University of Science and Technology,

Nanjing 210094, Jiangsu, China;

2. China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: The liquid hydrocarbon fuel droplets need to be broken up and vaporized before further participating in detonation combustion, resulting in a more complex phenomenon in liquid-hydrocarbon fueled rotating detonation combustors (RDCs). To explore the incomplete combustion phenomena in liquid hydrocarbon-fueled rotating detonation, the conservation element and solution element method (CE/SE method) was used to simulate a two-phase three-dimensional RDC fueled with a liquid gasoline/air mixture. The Euler-Euler model was used to establish the three-dimensional gas-liquid two-phase governing equations in the cylindrical coordinate system. The source terms were solved by the fourth-order Runge-Kutta method. The phase transition was described by the droplet stripping and evaporation model. Furthermore, the energy and momentum exchange between the two phases was considered. The internal energy of the components was calculated from the enthalpy values of the polynomial fitting and the temperature was solved by Newton iteration. The injection conditions of the gas and liquid phases were assigned by different back pressures. The reactant equivalence ratio can be obtained by the area ratio of the droplets and the gas flow. The effects of the injection pressure and the equivalence ratio on the structure and performance of the rotating detonation flow field were analyzed. When the total equivalent ratio is fixed to 1.00, the inhomogeneous distribution of the fuel in the combustor is enhanced with the increase of the fuel injection pressure, resulting in some local

* 收稿日期: 2021-02-19; 修回日期: 2021-10-28

基金项目: 国家自然科学基金(12172177, 11702143); 中央高校基本科研业务费专项资金(30918011343); 国防科技重点实验室基金(HTKJ2020KL011004-2)

第一作者: 丁陈伟(1995—), 男, 博士研究生, dcw95@foxmail.com

通信作者: 翁春生(1964—), 男, 博士, 教授, 博士生导师, wengcs@126.com

fuel-rich areas. The fuel fails to completely combust in the combustor, leading to a decrease of the specific impulse. With a constant injection pressure and a reduced equivalent ratio, there are still local fuel-rich areas, resulting in incomplete combustion and reduced specific impulse performance. The results show that the reactant injection scheme has a significant effect on the incomplete combustion of the gas-liquid two-phase rotating detonations.

Keywords: gas-liquid two-phase; rotating detonation; conservation element and solution element method; incomplete combustion; combustor

爆轰是一种在超声速冲击波前沿伴有大量能量释放的化学反应区向反应物填充方向传播的流体动力学过程。爆轰热力学循环效率比传统的布雷顿循环高 20% 以上^[1], 采用爆轰循环的燃烧室具有燃烧速度快、热效率高、结构紧凑等优点^[2], 其中的旋转爆轰燃烧室(rotating detonation combustor, RDC)是当前国际上爆轰推进相关领域的研究热点之一。

液体碳氢燃料能量密度较气体燃料的高, 且输运和存储更为方便和安全, 为了实现液体碳氢燃料 RDC 的工程应用, 基于液体碳氢燃料 RDC 的相关实验研究逐渐开展。液态燃料 RDC 的相关实验最早由 Bykovskii 等^[3]开展, 他们采用多种液态燃料进行了实验, 提出液态燃料 RDC 宽度设计准则, 并通过全尺寸样机实验^[4]验证了旋转爆轰火箭燃烧室的技术可行性。Kindracki^[5]进行了液态煤油/氢气/空气 RDC 实验, 指出液态燃料的快速剥离蒸发以及与氧化剂的混合共同导致了燃气在燃烧室出口处沿周向和径向的温度不均匀分布。Li 等^[6]以 Jet A-1/空气进行 RDC 的预混与非预混喷注实验, 发现液体碳氢燃料/气体氧化剂 RDC(以下简称气液两相 RDC)的反应物喷注方案对燃烧室的性能起关键作用。实验结果^[5-6]表明反应物的喷注方式对气液两相 RDC 的工作状态存在影响, 而影响的产生机理还待进一步研究。

数值模拟方面, Yi 等^[7]进行了三维氢气/空气 RDC 模拟, 发现反应物喷注压力和喷注面积比率决定燃烧室推力性能。徐雪阳等^[8]对 RDC 的氢气/空气非预混喷注进行了三维数值模拟研究, 发现燃料与氧化剂喷注混合的不均导致了爆轰波传播速度亏损。气相 RDC 的数值模拟表明气相 RDC 中反应物的填充方式对旋转爆轰存在影响。在气液两相 RDC 的数值模拟研究方面, 李宝星等^[9]通过 RDC 三维数值模拟, 验证了采用三维守恒元与求解元(conservation element and solution element, CE/SE)方法能够有效捕捉气液两相旋转爆轰波。Sun 等^[10]进行了汽油/空气 RDC 的二维数值模拟, 研究了空气来流总温和喷注间隔对爆轰的影响, 发现在空气来流总温 600 K 以上时更易实现旋转爆轰稳定传播。Wang 等^[11]对煤油/空气 RDC 进行了不同空气来流总温和喷注面积的二维数值模拟, 发现提高喷注总温和减小喷注面积均能使燃烧室比冲性能提升。李宝星等^[9]、Sun 等^[10]、Wang 等^[11]着重于研究氧化剂喷注对气液两相 RDC 的影响, 燃料和氧化剂以相同的喷注速度进入燃烧室。

Hayashi 等^[12]以 JP-10/空气为反应物, 着重研究了液滴的初始粒径、初始温度以及初始气化率对 RDC 中爆轰波传播稳定性的影响, 计算中使用了液滴蒸汽, 使反应物以同一初速度进入燃烧室。徐高等^[13]通过汽油/富氧空气的二维旋转爆轰模拟, 着重对液滴蒸发过程中旋转爆轰波的形成进行了研究, 其中燃料与氧化剂在一致的喷注压力下以不同的初速度同时进入燃烧室。而在实际流动中, 在同样的喷注压力下, 气液两相流动性存在差异, 进入燃烧室的初速度不同, 在燃烧室轴向上的分布不同; 当燃料与氧化剂的喷注压力不一致时, 由于在燃烧室头部旋转爆轰波后压力衰减(如图 1^[14]所示), 燃料与氧化剂在

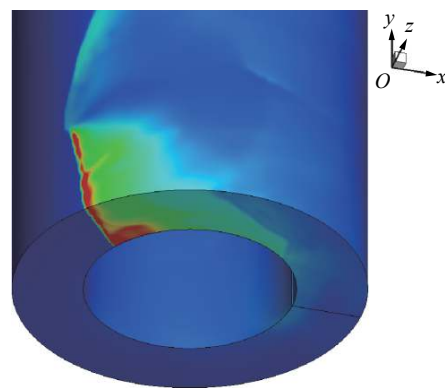


图 1 旋转爆轰燃烧室压力分布^[14]

Fig. 1 Pressure distribution in the rotating detonation combustor^[14]

爆轰波后进入燃烧室的初始位置不同。燃料和氧化剂的初始喷注速度和初始喷注位置的不同, 共同导致 RDC 中反应物的不均匀混合, 与纯气相的流动与爆轰过程相比更为复杂, 有可能出现燃烧不完全现象。目前, 涉及气液两相 RDC 中燃料不完全燃烧的研究较少。因此, 本文中拟开展基于液体碳氢燃料的旋转爆轰燃烧特性研究, 通过改变燃料的喷注压力和喷注反应物的总当量比, 着重分析气液两相 RDC 中的不完全燃烧现象。

在气液两相爆轰数值模拟中对液相模型描述一般分为欧拉描述^[9,12]和拉格朗日描述^[13]2 种, 使用拉格朗日描述能够对在燃烧室内行动的液滴颗粒群进行追踪, 需要较强的计算能力, 而使用欧拉描述将液相视为连续项处理, 耗费资源较少。考虑到在三维 RDC 模型内对液滴颗粒进行独立追踪需要较多计算资源, 本文中使用欧拉-欧拉方程^[15]建立气液两相的 RDC 模型, 再通过 CE/SE 方法^[16]进行求解, 其中填充反应物为液态正辛烷和空气。计算不同燃料喷注压力和不同当量比下的三维旋转爆轰模型, 分析各个算例下的组分质量分数云图和温度分布云图, 给出燃料喷注压力以及当量比与反应物分布之间的关系, 结合计算得到的未燃燃料占总流量的质量分数, 给出燃料喷注压力以及当量比与气液两相 RDC 中出现的不完全燃烧现象的关系, 并研究不完全燃烧对 RDC 所产生的推力及其比冲性能的影响。

1 计算模型与计算方法

1.1 计算模型

所使用的 RDC 模型如图 2 所示, 内径 r_i 和外径 r_o 分别为 78 和 88 mm, 长度 H 为 50 mm; RDC 工作时, 空气和液态汽油从燃烧室头部注入, 经过在燃烧室内的旋转爆轰, 产生的高温燃气从燃烧室尾部膨胀加速排出。

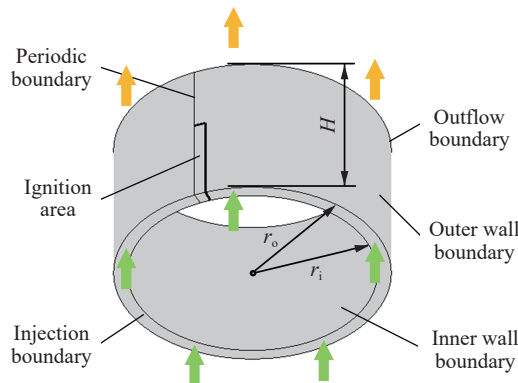


图 2 旋转爆轰燃烧室计算方案

Fig. 2 Calculation scheme of the rotating detonation combustor

1.2 控制方程

本文中使用欧拉-欧拉双流体模型建立三维气液两相控制方程^[9,12], 主要包括以下假设:

- (1) 液相和气相表现为连续介质, 液相在气相中均匀混合, 各相黏性作用可忽略;
- (2) 气相可视为可压缩理想气体, 仅在气相中发生化学反应;
- (3) 液相以不可压液滴群的形式存在, 液滴始终保持球形, 液滴间相互作用和内部温度压力梯度可忽略。

基于以上假设, 控制方程为:

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial r} + \frac{\partial \mathbf{G}}{r \partial \theta} + \frac{\partial \mathbf{H}}{\partial z} = \mathbf{R} - \frac{\hat{\mathbf{F}}}{r} \quad (1)$$

其中的守恒矢量 \mathbf{U} , 对流矢量 \mathbf{F} 、 \mathbf{G} 和 \mathbf{H} , 以及源项 \mathbf{R} 和 $\hat{\mathbf{F}}$ 分别表示如下:

$$U = \begin{bmatrix} \phi_g \rho_g \\ \phi_l \rho_l \\ \phi_g \rho_g v_{g,r} \\ \phi_l \rho_l v_{l,r} \\ \phi_g \rho_g v_{g,\theta} \\ \phi_l \rho_l v_{l,\theta} \\ \phi_g \rho_g v_{g,z} \\ \phi_l \rho_l v_{l,z} \\ \phi_g \rho_g e_g \\ \phi_l \rho_l e_l \\ \phi_g \rho_g \omega_1 \\ \vdots \\ \phi_g \rho_g \omega_{K-1} \\ N \end{bmatrix}, \quad F = \begin{bmatrix} \phi_g \rho_g v_{g,r} \\ \phi_l \rho_l v_{l,r} \\ \phi_g (\rho_g v_{g,r}^2 + p) \\ \phi_l \rho_l v_{l,r}^2 \\ \phi_g \rho_g v_{g,r} v_{g,\theta} \\ \phi_l \rho_l v_{l,r} v_{l,\theta} \\ \phi_g \rho_g v_{g,r} v_{g,z} \\ \phi_l \rho_l v_{l,r} v_{l,z} \\ \phi_g \rho_g e_g v_{g,r} \\ \phi_l \rho_l e_l v_{l,r} \\ \phi_g \rho_g \omega_1 v_{g,r} \\ \vdots \\ \phi_g \rho_g \omega_{K-1} v_{g,r} \\ v_{l,r} N \end{bmatrix}, \quad G = \begin{bmatrix} \phi_g \rho_g v_{g,\theta} \\ \phi_l \rho_l v_{l,\theta} \\ \phi_g \rho_g v_{g,r} v_{g,\theta} \\ \phi_l \rho_l v_{l,r} v_{l,\theta} \\ \phi_g (\rho_g v_{g,\theta}^2 + p) \\ \phi_l \rho_l v_{l,\theta}^2 \\ \phi_g \rho_g v_{g,\theta} v_{g,z} \\ \phi_l \rho_l v_{l,\theta} v_{l,z} \\ \phi_g (\rho_g e_g + p) v_{g,\theta} \\ \phi_l \rho_l e_l v_{l,\theta} \\ \phi_g \rho_g \omega_1 v_{g,\theta} \\ \vdots \\ \phi_g \rho_g \omega_{K-1} v_{g,\theta} \\ v_{l,\theta} N \end{bmatrix}, \quad H = \begin{bmatrix} \phi_g \rho_g v_{g,z} \\ \phi_l \rho_l v_{l,z} \\ \phi_g \rho_g v_{g,r} v_{g,z} \\ \phi_l \rho_l v_{l,r} v_{l,z} \\ \phi_g \rho_g v_{g,\theta} v_{g,z} \\ \phi_l \rho_l v_{l,\theta} v_{l,z} \\ \phi_g (\rho_g v_{g,z}^2 + p) \\ \phi_l \rho_l v_{l,z}^2 \\ \phi_g (\rho_g e_g + p) v_{g,z} \\ \phi_l \rho_l e_l v_{l,z} \\ \phi_g \rho_g \omega_1 v_{g,z} \\ \vdots \\ \phi_g \rho_g \omega_{K-1} v_{g,z} \\ w_{l,z} N \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$R = \begin{bmatrix} I_d \\ -I_d \\ -M_r + I_d v_{l,r} \\ M_r - I_d v_{l,r} \\ -M_\theta + I_d v_{l,\theta} \\ M_\theta - I_d v_{l,\theta} \\ -M_z + I_d v_{l,z} \\ M_z - I_d v_{l,z} \\ -Q_d - (M_r v_{l,r} + M_\theta v_{l,\theta} + M_z v_{l,z}) + I_d e_l \\ Q_d + (M_r v_{l,r} + M_\theta v_{l,\theta} + M_z v_{l,z}) - I_d e_l \\ \dot{m}_1 \\ \vdots \\ \dot{m}_{K-1} \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \hat{F} = \begin{bmatrix} \phi_g \rho_g v_{g,r} \\ \phi_l \rho_l v_{l,r} \\ \phi_g (\rho_g v_{g,r}^2 - \rho_l v_{l,r}^2) \\ \phi_l (\rho_l v_{l,r}^2 - \rho_g v_{g,r}^2) \\ 2\phi_g \rho_g v_{g,r} v_{g,\theta} \\ 2\phi_l \rho_l v_{l,r} v_{l,\theta} \\ \phi_g \rho_g v_{g,r} v_{g,z} \\ \phi_l \rho_l v_{l,r} v_{l,z} \\ \phi_g (\rho_g e_g + p) v_{g,r} \\ \phi_l \rho_l e_l v_{l,r} \\ \phi_g \rho_g \omega_1 v_{g,r} \\ \vdots \\ \phi_g \rho_g \omega_{K-1} v_{g,r} \\ v_{l,r} N \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中: ϕ 为体积分数, ρ 为密度, v_r 、 v_θ 和 v_z 分别为沿燃烧室径向、周向和轴向方向的速度分量, p 为压力; 下标 g 和 l 分别代表气相和液相(后文同); K 为组分数, 由归一条件求解组分系数, 其中 ω_1 、 ω_2 、 ω_3 、 ω_4 和 ω_5 分别为气相中氧气、汽油、二氧化碳、水和氮气的质量分数; N 为单位体积液滴数; e 为总比内能。 e 的表达式为:

$$e = \int_{T_0}^T c_v(T) dT + \frac{|\mathbf{v}|^2}{2} \quad (4)$$

式中: T_0 和 T 分别为初始温度和过程温度, c_v 为比定容热容, \mathbf{v} 为速度矢量。根据温度 T 和组分质量分数 ω , 由热化学表给出的多项式关系^[17] 建立函数, 对比内能进行求解。由比内能和组分质量分数, 通过最小二乘法迭代获取温度。

至于两相间的相互作用, 两相之间热交换速率为:

$$Q_d = 2N\pi r_d \lambda Nu (T_g - T_l) \quad (5)$$

式中: r_d 为液滴半径, λ 为气相导热系数, Nu 为努塞尔数。

通过使用经验黏性系数的空气动力学剥离和快速蒸发模型^[18] 计算液相的相变速率, 单位体积液滴质量减少速率:

$$I_d = 4N\pi \rho_l r_d^2 \left[\left(\frac{\rho_g \mu_g}{\rho_l \mu_l} \right)^{\frac{1}{6}} \left(\frac{\mu_l}{\rho_l} \right)^{\frac{1}{2}} \left(\frac{|\mathbf{v}_g - \mathbf{v}_l|}{r_d} \right)^{\frac{1}{2}} + \frac{3\lambda Nu (T_g - T_l)}{\pi r_d \rho_l L} \right] \quad (6)$$

式中: μ 为动力学黏度系数, L 为相变热。式(6)已得到验证并应用^[19-22], 中括号内第 1 项描述液滴的剥离, 第 2 项描述的是液滴的蒸发, 其中:

$$|\mathbf{v}_g - \mathbf{v}_l| = \left[(v_{g,r} - v_{l,r})^2 + (v_{g,\theta} - v_{l,\theta})^2 + (v_{g,z} - v_{l,z})^2 \right]^{\frac{1}{2}} \quad (7)$$

$$Nu = 2 + 0.6 Re^{\frac{1}{2}} Pr^{\frac{1}{3}} \quad (8)$$

$$Re = \frac{2\rho_g |\mathbf{v}_g - \mathbf{v}_l| r_d}{\mu_g} \quad (9)$$

$$C_d = \begin{cases} 27Re^{-0.84} & Re < 80 \\ 0.27Re^{0.21} & 80 \leq Re < 10^4 \\ 2 & Re \geq 10^4 \end{cases} \quad (10)$$

式中: Re 为雷诺数, Pr 为普朗特数, C_d 为阻力系数; 混气黏度系数 μ_g 通过 Wilke 法计算获得。实验测得液滴初始索特尔平均直径为 60 μm , 在本文计算中, 液滴初始半径取 30 μm , 以及由气流作用在液滴群上产生的各方向的拖曳力分别为:

$$M_r = 0.5\pi r_d^2 N C_d \rho_g |\mathbf{v}_g - \mathbf{v}_l| (v_{g,r} - v_{l,r}) \quad (11)$$

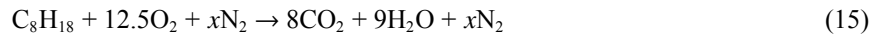
$$M_\theta = 0.5\pi r_d^2 N C_d \rho_g |\mathbf{v}_g - \mathbf{v}_l| (v_{g,\theta} - v_{l,\theta}) \quad (12)$$

$$M_z = 0.5\pi r_d^2 N C_d \rho_g |\mathbf{v}_g - \mathbf{v}_l| (v_{g,z} - v_{l,z}) \quad (13)$$

汽油的主要成分为正辛烷, 计算中以正辛烷作为汽油的替代燃料, 使用一步化学反应模型即可获得可靠的爆轰流场解^[9], 由 Arrhenius 定律获取正辛烷反应速率:

$$\dot{c}_{\text{C}_8\text{H}_{18}} = -A_0 \exp\left(-\frac{E_a}{R_u T_g}\right) c_{\text{C}_8\text{H}_{18}}^{n_1} c_{\text{O}_2}^{n_2} \quad (14)$$

并由反应化学式:



计算各组分变化量 \dot{m}_k , 其中 \dot{c}_k 和 c_k 分别为各组分摩尔浓度变化率和摩尔浓度, E_a 为反应活化能, R_u 为通用气体常数, A_0 为指前因子, n_1 和 n_2 为反应级数, 反应动力学参数见文献 [23]。

1.3 计算方法

采用三维 CE/SE 方法求解控制方程, CE/SE 方法计算爆轰流场无需黎曼分解, 求解格式构造简单, 无黏流场三维 CE/SE 方法的求解格式及其推导见文献 [24]。将源项视为刚性^[25], 由四阶 Runge-Kutta 法求解源项, 将源项与各矢量及其变化率代入 CE/SE 求解格式。

1.4 边界条件

液相入流速度由喷注压力和燃烧室头部的压差确定。当液相喷注压力 $p_{1,\text{st}} \leq p_{\text{head}}$ 时, 液相无法进入燃烧室; 当 $p_{1,\text{st}} > p_{\text{head}}$ 时, 液相初速度为:

$$v_{1,z} = \left[\frac{2(p_{1,\text{st}} - p)}{\rho_l} \right]^{0.5} \quad (16)$$

燃料喷口在燃烧室入口的各计算节点中所代表的面积占比为 ω_1 , 节点处流量为 $\omega_1 v_{1,z} \rho_l S$, S 为当前节点面积。

气相使用拉瓦尔入流条件, 定义燃烧室入口气流总温为 $T_{g,\text{st}}$, 总压为 $p_{g,\text{st}}$, 给定完全膨胀马赫数 Ma_2 ($Ma_2 > 1$), 由下式求出拉瓦尔喷嘴喉道面积 A^* 与出口面积 A 之比:

$$\frac{A^*}{A} = Ma \left[\frac{2}{\gamma+1} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma^2 \right) \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (17)$$

再代回式(17), 求得 Ma_1 ($Ma_1 < 1$)。进一步地, 将 Ma_1 与 Ma_2 代入下式, 获得 3 种工况的临界进气压力:

$$p_{cr1} = p_{g,st} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_1^2 \right)^{\frac{\gamma}{1-\gamma}}, \quad p_{cr2} = p_{g,st} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma_2^2 \right)^{\frac{\gamma}{1-\gamma}}, \quad p_{cr3} = p_{g,st} \left[1 + \frac{2\gamma}{\gamma+1} (Ma_2^2 - 1) \right] \quad (18)$$

气相入口边界状态参数由对应内节点压力 p_{head} 决定, 分为以下 4 种情况。

(1) 当 $p_{g,st} \leq p_{head}$ 时, 气体无法进入燃烧室, 以镜面反射处理外侧虚拟节点。

(2) 当 $p_{cr1} < p_{head} < p_{g,st}$ 时, 气体为亚声速流动, 取燃烧室头部压力为节点压力, 即 $p = p_{head}$, 温度和初速度分别为:

$$T_g = \frac{T_{g,st}}{1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma^2} \quad (19)$$

$$v_{g,z} = Ma \left(\gamma \frac{p}{R_g} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (20)$$

式中: R_g 为气体常数。入口马赫数使用等熵流公式计算获得:

$$Ma = \left(\frac{2}{\gamma-1} \left[\left(\frac{p_{g,st}}{p} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \right)^{\frac{1}{2}} \quad (21)$$

(3) 当 $p_{cr3} < p_{head} < p_{cr1}$ 时, 流动处于壅塞状态, 取 $p = p_{head}$, 气流温度和初速度分别由式(19)和(20)获得, 其中马赫数满足关系:

$$\frac{p_{g,st}}{p} \frac{A^*}{A} = Ma \left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma^2 \right)^{\frac{1}{2}} \quad (22)$$

(4) 当 $p_{head} < p_{cr3}$ 时, 气体以 Ma_2 马赫喷注, 入口压力 $p = p_{cr2}$, 温度和初速度由式(19)和(20)获得。

出口边界取决于出口马赫数, 出口为超声速时, 下游扰动无法传播至上游, 出口参数状态由内部赋予; 当出口为亚声速时, 状态参数由无反射出流边界得到^[26]:

$$Y_{out} = (1.00 - 0.05) Y_b + 0.05 Y_{\infty} \quad (23)$$

式中: Y_b 为边界相邻内流场节点的气体的状态参数, Y_{∞} 为无穷远处气体的状态参数。

在旋转爆轰波第 1 次到达周期性边界前, 以固壁处理周期性边界。内外壁面边界使用滑移镜面反射条件计算, 对应于控制方程式(2), 有:

$$\begin{cases} (U_m)_{i+1,j,k} = -(U_m)_{i,j,k} \\ (U_m)_{r_{i+1,j,k}} = (U_m)_{r_{i,j,k}} \\ (U_m)_{\theta_{i+1,j,k}} = -(U_m)_{\theta_{i,j,k}} \\ (U_m)_{z_{i+1,j,k}} = -(U_m)_{z_{i,j,k}} \end{cases} \quad m = 3 \text{ or } m = 4 \quad (24)$$

$$\begin{cases} (U_m)_{i+1,j,k} = (U_m)_{i,j,k} \\ (U_m)_{r_{i+1,j,k}} = -(U_m)_{r_{i,j,k}} \\ (U_m)_{\theta_{i+1,j,k}} = (U_m)_{\theta_{i,j,k}} \\ (U_m)_{z_{i+1,j,k}} = (U_m)_{z_{i,j,k}} \end{cases} \quad m \neq 3 \text{ and } m \neq 4 \quad (25)$$

1.5 初始条件

在初始时刻空间中充满了状态参数为 p_0 、 T_0 、 ρ_0 , 当量比为 1.00 的气态汽油/空气混合气, 以周期性边界为起点, 在沿燃烧室周向方向顺时针 15° 、 $1/2$ 燃烧室长度的区域内设置静压 $p=20p_0$, 密度 $\rho=\rho_0$ 的高压区, 其中 $p_0=101.325$ kPa, $T_0=298.15$ K, $\rho_0=p_0/(R_g T_0)$ 。

1.6 网格无关性与计算方法验证

为检验网格对旋转爆轰计算结果的影响, 采用了 3 种不同尺寸的网格对内径为 78 mm、外径为 88 mm、总长为 50 mm 的 RDC 进行计算。以 0.50 MPa 压力填充总温 600 K 的空气^[10], 以 0.50 MPa 压力填充初始温度为 300 K 的液态汽油, 保持总反应物当量比为 1.00, 燃烧室轴向高度 5 mm 附近的测点压力如图 3 所示, 图

中分别使用 29 万、59 万、103 万网格数进行计算。可以看出, 不同网格监测点压力曲线一致, 其中峰值压力偏差小于 5%, 该偏差是由监控点空间位置不完全重合导致的。验证结果表明, 使用 29 万网格数即可表征流场特征, 保证结果的可靠性。

计算所获得的燃烧室外层温度分布云图如图 4 所示, 包括爆轰波前沿、接触间断面和斜激波等结构, 与 Hishida 等^[27]的计算结果一致。燃烧室头部测点温度与压力如图 5 所示, 爆轰波到达测点, 测点温度和压力迅速升高, 爆轰波经过测点后, 温度、压力迅速下降, 并且温度、压力曲线峰值相耦合, 表现出明显的爆轰波结构特征。测点压力、温度周期性变化, 爆轰波实现稳定传

播, 其中爆轰波峰值温度为 3 100 K, 峰值压力为 6.00 MPa, 由测点的峰值频率计算所获得的爆轰波传播速度为 1 708 m/s, 对比相同条件下使用化学平衡应用软件计算获得的 1 808 m/s、2 970 K 和 5.80 MPa 的理论 CJ 值, 爆轰波传播速度与 CJ 速度差距在 10% 以内, 这是爆轰波的侧向膨胀和反应物均匀性的影响导致的, 而爆轰波峰值温度与压力较 CJ 值高, 这是由爆轰波在较小的环腔宽度的壁面上的反射压缩造成的。总之, 验证结果表明本文中采用的计算方法能够满足本文的计算要求。

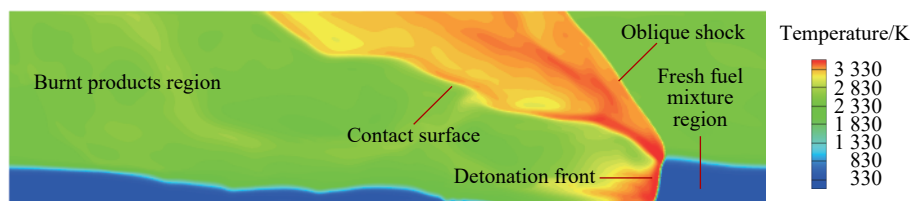


图 4 使用 29 万网格数计算温度分布

Fig. 4 Temperature distribution of the out wall calculated using 290 000 grids (during steady rotation)

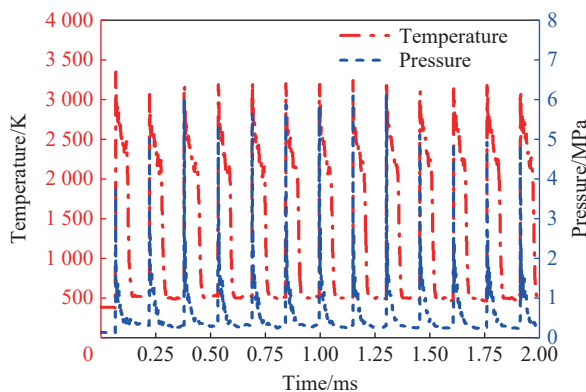


图 5 使用 0.6 mm 网格壁温度和压力随时间变化曲线

Fig. 5 Temporal variations of the pressure and temperature at a location immediately behind the out wall using 0.6 mm grids

2 计算结果与讨论

图 6 为给定空气和燃料的喷注压力为 0.50 MPa、反应物总当量比为 1.00 时旋转爆轰流场中燃料的质量分数分布云图。从图 6 中看到, 在燃烧室出口处存在燃料质量分数不为零的现象, 并且燃料质量分数在周向上不均匀分布。这表明在气液两相旋转爆轰中存在着燃料的不完全燃烧。

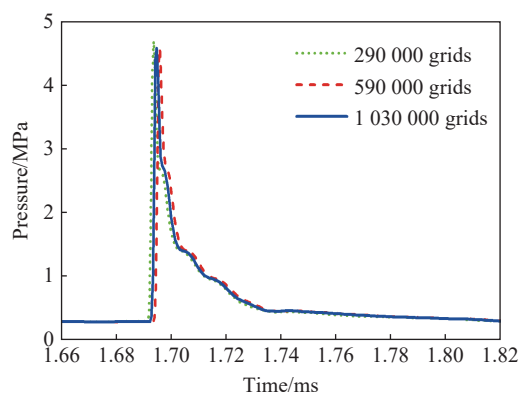


图 3 燃烧室壁面压力曲线

Fig. 3 Temporal variations of the pressure at a location immediately behind the out wall

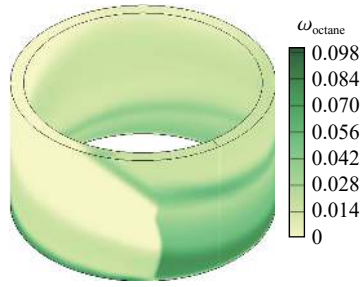


图 6 当量比为 1.00, 爆轰波稳定传播时燃烧室中燃料的质量分数分布

Fig. 6 Mass fraction of the fuel in the combustor during the steady rotating detonation propagation when injected at the stoichiometric ratio

燃烧室平均推力:

$$\bar{F} = \frac{\int_{t_0}^{t_1} \int_{\partial\Omega_{out}} [(p - p_{\infty}) + \varphi_g \rho_g v_{g,z} v_{g,z}] ds dt}{t_1 - t_0} \quad (28)$$

燃料比冲为:

$$I_{sp} = \frac{\bar{F}}{\bar{m}_{octane} g_f} \quad (29)$$

以及为体现不完全燃烧对 RDC 性能的影响, 有基于完全反应燃料的燃料比冲:

$$I_{sp, re} = \frac{\bar{F}}{(\dot{m}_{octane} - \dot{m}_{octane, out}) g_f} \quad (30)$$

式中: Ω_{in} 和 Ω_{out} 分别为入口和出口截面, g_f 为重力加速度, t_0 和 t_1 分别为时均参数计算的起始和终止时刻。

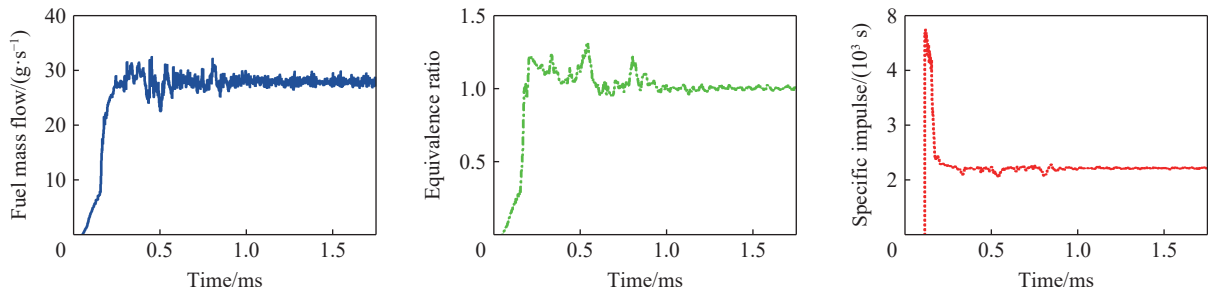


图 7 燃料质量流量、当量比以及燃料比冲随时间变化曲线

Fig. 7 Variations of the fuel mass flow, equivalent ratio and specific impulse with time

为了对不同工况下燃烧室运行时的不完全燃烧程度进行定量分析, 以未燃燃料比例 (unreacted fuel ratio), 即出口未燃燃料流量与入口燃料流量之比描述在气液两相 RDC 运行时的燃料不完全燃烧。

2.1 燃料喷注压力对气液两相旋转爆轰的影响

2.1.1 液相喷注压力对旋转爆轰结构的影响

给定空气喷注压力为 0.50 MPa, 维持空气流量基本不变, 提高燃料喷注压力, 降低燃料喷注面积比例, 使燃烧室稳定工作时进入燃烧室的反应物时均当量比为 1.00, 计算了燃料喷注压力分别为 0.45、0.50、0.60、0.70、0.80、0.90 和 1.00 MPa 的 7 组工况。

图 7 为实时监测获得的燃料流量、当量比和燃料比冲, 在 RDC 工作前 1 ms, RDC 的流量和推力性能参数存在较大震荡, 1 ms 后燃烧室流量以及性能趋于稳定。对燃烧室稳定工作后的流量、性能参数取时均值, 有入口燃料流量:

$$\bar{m}_{octane} = \frac{\rho_l \int_{t_0}^{t_1} \int_{\partial\Omega_{in}} v_{l,z} \varpi_1 ds dt}{t_1 - t_0} \quad (26)$$

出口处未燃燃料流量:

$$\bar{m}_{octane, out} = \frac{\int_{t_0}^{t_1} \int_{\partial\Omega_{out}} \rho_g v_{g,z} \omega_{octane} ds dt}{t_1 - t_0} \quad (27)$$

图 8 为各算例中旋转爆轰波处于稳定传播状态时燃烧室最外侧的温度云图, 填充反应物从底部注入, 燃气从上部排出, 爆轰波在图中从左向右传播。图 9、10 分别为各算例中汽油和氧气的质量分数云图。依据图 8 中温度和图 9、10 中各组分质量分数的分布, 将爆轰波波后燃烧产物所在的区域分为氧气完全反应区 R1、燃料完全反应区 R2、二次燃气上游 R3 和二次燃气下游 R4 等 4 个区域, 将填充区分为富燃填充区 Q1、富氧填充区 Q2、燃料提前填充区 Q3 等 3 个区域。由爆轰波经过 Q1、Q2 区域后明显的温度分布差异, 将爆轰波前沿分为相对的强和弱 2 个爆轰反应区, 分别对应波后的 R1、R2 区域。激波交汇点 B 在燃烧室轴向上的高度为反应物填充高度, BA 为当前循环燃烧产物和上一循环燃烧产物的接触面在点 B 的切线, BC 为燃烧产物与填充反应物的接触面在点 B 的切线。

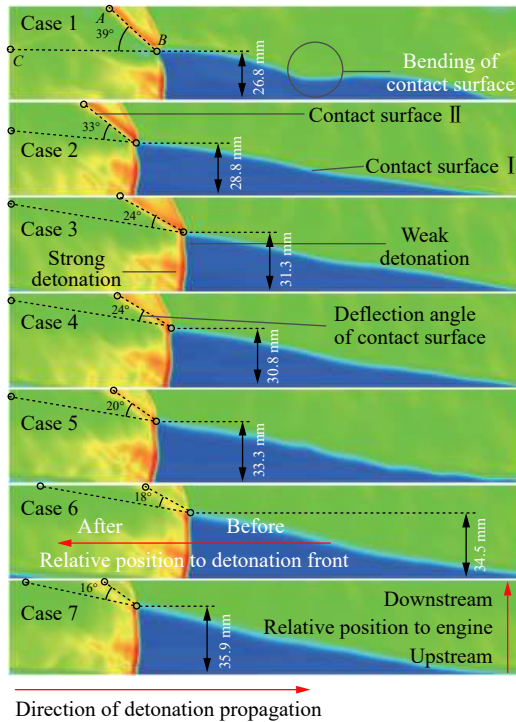


图 8 爆轰波稳定传播时外壁的温度分布
Fig. 8 Temperature distribution on the out wall during steady rotation

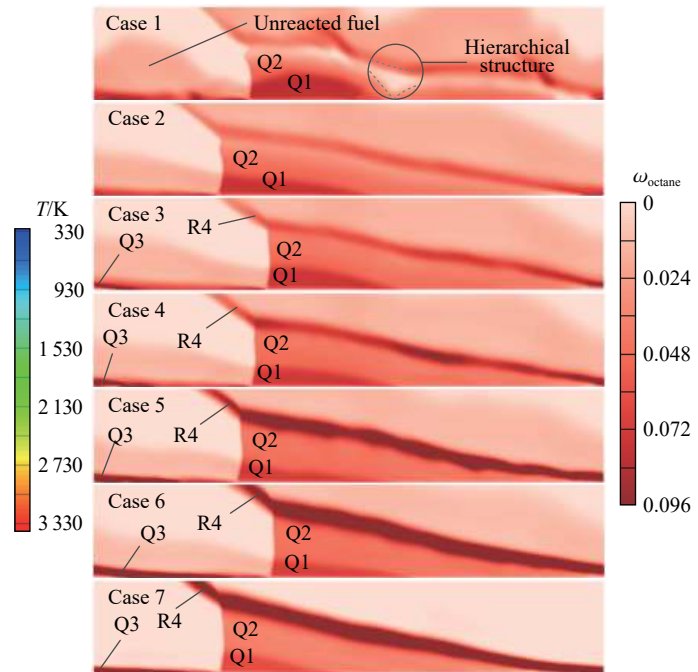


图 9 爆轰波稳定传播时外壁燃料的质量分数分布
Fig. 9 Mass fraction of fuel on the out wall during steady rotation

对比图 8 温度云图中工况 1~7, 随着燃料喷注压力的上升, 爆轰波波前填充区高度从 26.8 mm 上升至 35.9 mm, 呈现上升的趋势; 接触面偏折角 $\angle ABC$ 代表爆轰波下游新鲜燃气的轴向膨胀程度, 由于燃料喷注压力上升, 燃烧室入口处气液两相的初速度差距减小, 更多的燃料能够进入 Q2 区域, 使得弱爆轰区域减小, 最终接触面的偏折角随着燃料喷注压力的上升从 39°减小至 16°。并且在燃料喷注压力低于氧化剂气流喷注压力的工况 1 中可以观察到接触面上明显的燃料分层结构, 接触面存在明显的不稳定。

图 11 为工况 1 和工况 7 中 RDC 稳定工作时燃烧室头部压力分布云图, 以图中所标注的燃料和氧化剂的初始喷注位置作为起始点, 沿爆轰波传播相反方向至爆轰波所在位置的区域内, 反应物喷注压力较燃烧室头部高, 反应物得以进入燃烧室。其中工况 1 的燃料喷注压力为 0.45 MPa, 氧化剂喷注压力为 0.50 MPa, 燃料喷注压力低于氧化剂喷注压力, 氧化剂气流提前燃料 0.19 个周期进入燃烧室, 使得对应于图 9 中的 Q1 区与 Q3 区之间的氧气质量分数升高, 相对地使得燃料的质量分数下降, 在爆轰波前形成了燃料分层结构(图 9 中工况 1)。并且工况 1 中可明显观察到反应物填充高度较其他算例的低, 此时填充物的轴向膨胀较弱, 接触面两侧填充物和膨胀燃气间密度差较大, 在两侧较大密度差的作用下, 接触面的瑞利-泰勒不稳定性^[28-29]得到加强, 在燃料分层的共同作用下, 形成了如图 9 中工况 1 所示接触面的不稳定现象。

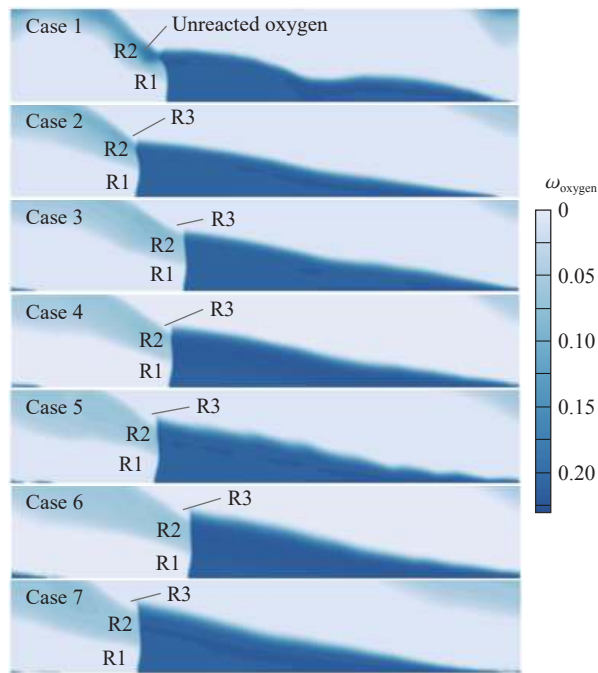


图 10 爆轰波稳定传播时外壁氧气的质量分数分布

Fig. 10 Mass fraction of oxygen on the out wall during steady rotation

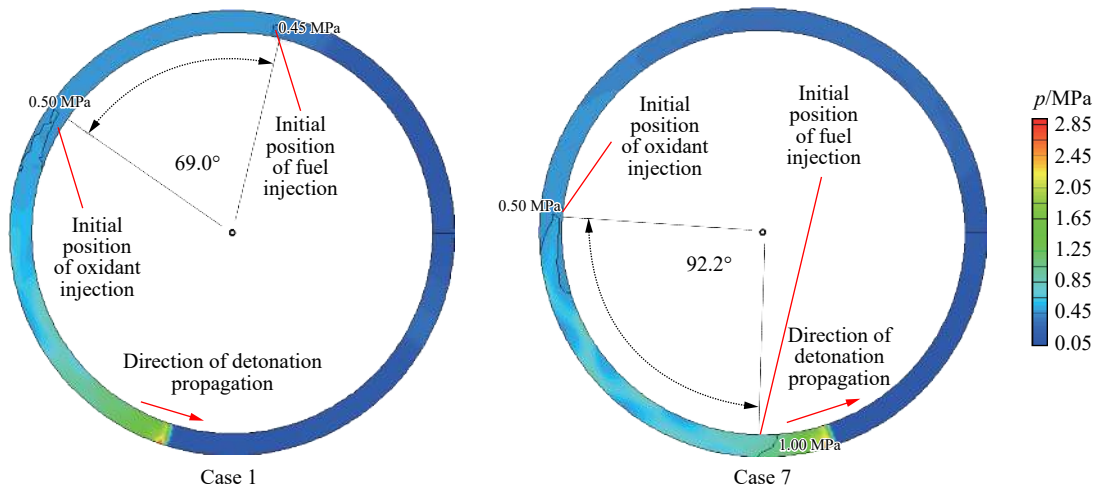


图 11 不同燃料喷注压力下旋转爆轰燃烧室入口的压力分布

Fig. 11 Pressure distribution at the head of RDC under different fuel injection pressures

随着燃料喷注压力的提高,爆轰波后燃料提前喷注,工况 7 中燃料和氧化剂分别以 1.00、0.50 MPa 填充,可以从图 11 中看到,燃料提前氧化剂气流 0.26 个周期进入燃烧室,于是出现了图 9 中 Q1 区域以及区域中燃料的质量分数不断降低的现象。爆轰波前 Q1 区域与其中燃料质量分数的不断降低,导致了氧化剂完全反应爆轰区域减小,燃气压力增益下降,使得填充反应物的轴向膨胀加强,点 B 所代表的填充区高度上升。

2.1.2 液相喷注压力对气液两相 RDC 推进性能的影响

改变燃料喷注压力和燃料喷注面积比例,保持总流量不变并且控制当量比在 1.00 附近,推进性能参数如表 1 所示。随燃料喷注压力从 0.45 MPa 升高至 1.00 MPa,爆轰波的传播速度在 1 771~1 799 m/s 波动。燃料喷注压力从 0.45 MPa 上升至 1.00 MPa,推力从 685.6 N 下降到 619.6 N,燃料比冲从 2 525.6 s 下

降至 2 136.0 s。从图 9 看到, 随燃料喷注压力上升, 爆轰产物和反应物接触面附近 Q3 填充区的燃料质量分数升高, 在接触面附近反应活性增强; 爆轰波前 Q1、Q2 填充区的燃料质量分数下降, 爆轰前沿反应减弱; 接触面附近反应物爆燃所产生的推力增益效率要比爆轰波前沿爆轰低, 与基于反应燃料的燃料比冲从 3 032.3 s 下降至 2 608.1 s 的结果相符合。

表 1 燃烧室在不同燃料喷注压力下的表现(当量比约为 1.00)

Table 1 Performance of RDC at different fuel supply pressures (equivalence ratio of about 1.00)

算例	燃料喷注压力/ MPa	空气流量/ (g·s ⁻¹)	当量比	未燃燃料比例/%	平均推力/N	燃料比冲/s	基于反应燃料的燃料比冲/s	爆轰波传播速度/ (m·s ⁻¹)
1	0.45	423.0	1.00	16.7	685.6	2 525.6	3 032.3	1 771
2	0.50	430.9	1.00	13.2	676.4	2 456.2	2 829.0	1 798
3	0.60	432.2	1.00	12.4	670.0	2 424.4	2 767.3	1 799
4	0.70	432.2	0.99	12.5	664.9	2 423.1	2 770.1	1 798
5	0.80	430.0	1.02	13.6	655.1	2 321.1	2 686.1	1 792
6	0.90	430.0	1.04	16.1	634.4	2 187.0	2 607.3	1 785
7	1.00	432.2	1.04	18.1	619.6	2 136.0	2 608.1	1 778

2.2 当量比对气液两相旋转爆轰的影响

2.2.1 当量比对气液两相旋转爆轰结构的影响

给定空气喷注压力和燃料喷注压力 0.50 MPa, 通过减小燃料喷注面积比例使反应物当量比下降, 计算了当量比为 1.05、1.00、0.95、0.85、0.76 的 5 种工况, 对应工况 8~12。

图 12 为旋转爆轰波处于稳定传播状态时, 燃烧室外侧的温度分布云图, 图 13 和 14 分别为燃料和氧化剂的质量分数分布云图, 其中图 12~14 中区域的标记与图 8~10 中的一致。从图 12 可以看到, 随着当量比的下降, 爆轰波前沿高温区面积减小, 接触面激波交汇处 B 发生的偏折从 17°扩增至 26°。并且与改变燃料喷注压力所引起的爆轰波前三角形填充区域高度的变化规律不同, 填充区高度不随当量比递增或递减, 在当量比下降至 0.95 后继续降低当量比, 将使填充高度上升, 在当量比为 0.76 时, 反应物的填充高度为最高值 35.6 mm。

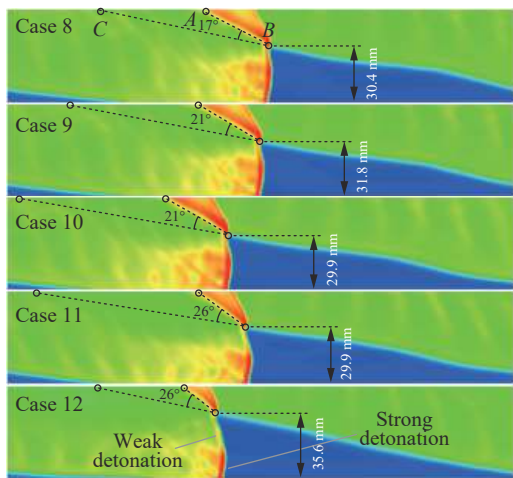


图 12 爆轰波稳定传播时外壁的温度分布

Fig. 12 Temperature distribution on the out wall during steady rotation

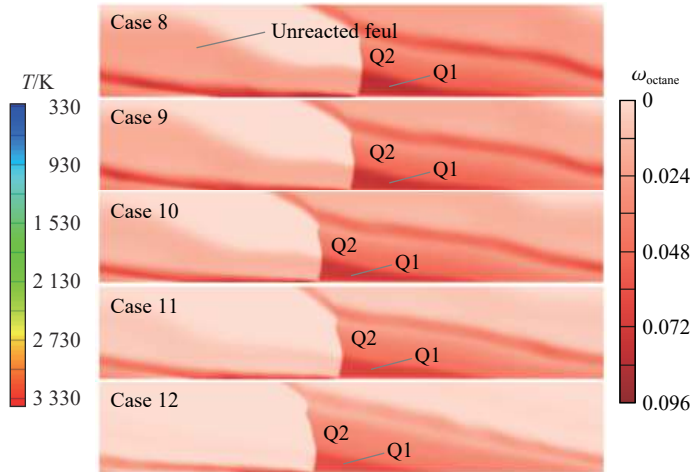


图 13 爆轰波稳定传播时外壁燃料质量分数分布

Fig. 13 Mass fraction of fuel on the out wall during steady rotation

图 15 为工况 8 和 12 下旋转爆轰波处于稳定传播状态时燃烧室外侧轴向方向的速度分布。在工况 8 中, 爆轰波前填充混气在接触面处的轴向速度约为 300 m/s, 与图 12 对应的反应物填充高度为 30.4 mm; 在工况 12 中, 爆轰波前填充混气在接触面处的轴向速度约为 400 m/s, 对应的反应物填充高度为 35.6 mm, 反应物的轴向膨胀越充分, 填充高度越高。

随着总当量比下降, 填充区燃料质量分数下降, 而氧化剂流量及其分布不变。由于 Q1 区反应物始终为富油状态, Q1 区波后燃气压力增益不变, 波后燃气状态不变, 而 Q2 区域当量比下降, 贫油程度加剧, 波后压力增益下降, 周向膨胀速度下降。在 Q1、Q2 区波后燃气压差以及 Q2 区域波后周向膨胀速度下降的共同作用下, 接触面偏折角 $\angle ABC$ 变大。总之, 弱爆轰波下游波前区域当量比越小, 接触面偏折角越大。

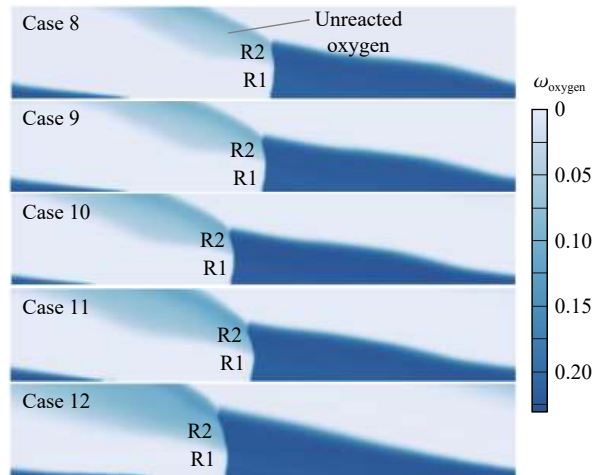


图 14 爆轰波稳定传播时外壁氧气质量分数分布
Fig. 14 Mass fraction of oxygen on the out wall during steady rotation

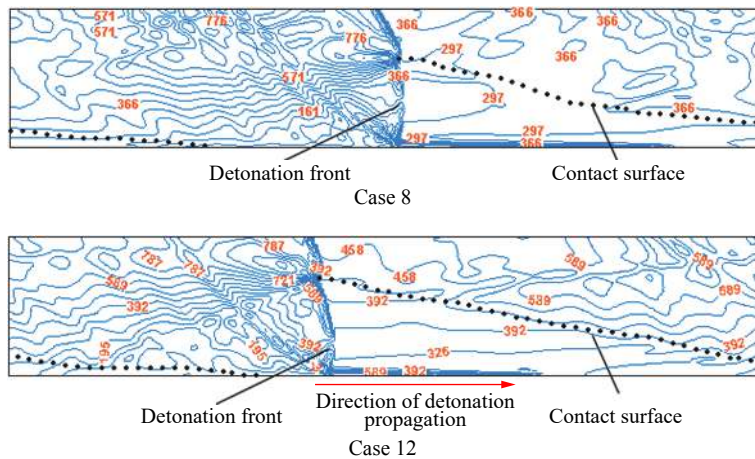


图 15 爆轰波稳定传播时外壁轴向速度分布(单位为 m/s)
Fig. 15 Axial velocity distribution at the out wall during steady rotation (unit in m/s)

2.2.2 当量比对气液两相 RDC 推进性能的影响

表 2 为在不同当量比下的流量参数和性能参数, 空气流量保持在 430 g/s 附近, 燃料流量从 29.8 g/s 下降至 21.2 g/s, 当量比从 1.05 下降至 0.76。在当量比为 1.05 时, 未燃燃料比例为 16.1%, 在当量比为 0.76 时, 仍存在 2.0% 的未反应燃料, 并且未燃燃料比例与当量比呈线性递减关系。当量比从 1.05 下降

表 2 燃烧室在不同当量比下的表现

Table 2 Performance of RDC at different equivalence ratios

算例	当量比	空气流量/(g·s ⁻¹)	燃料流量/(g·s ⁻¹)	未燃燃料比例/%	平均推力/N	燃料比冲/s	基于反应燃料的燃料比冲/s	爆轰波传播速度/(m·s ⁻¹)
8	1.05	431.7	29.8	16.1	684.9	2 345.2	2 795.3	1 798
9	1.00	430.9	28.1	13.2	676.4	2 456.2	2 829.0	1 798
10	0.95	429.1	26.7	11.3	658.9	2 518.3	2 841.9	1 797
11	0.85	427.0	23.9	6.3	636.2	2 716.3	2 899.7	1 789
12	0.76	425.7	21.2	2.0	591.7	2 848.0	2 907.0	1 771

至 0.76, 燃料流量减少了 28.9%, 而燃烧室推力从 684.9 N 降至 591.7 N, 仅下降 13.6%, 同时基于完全反应燃料的燃料比冲从 2 795.3 s 上升至 2 907.0 s, 表明随着当量比下降, 燃烧效率上升。此外, 当量比从 1.05 下降至 0.76 时, 爆轰波传播速度在从 1 798 m/s 略微下降至 1 771 m/s, 变化幅度不大。

2.3 不完全燃烧过程分析

2.3.1 燃料喷注压力对气液两相旋转爆轰不完全燃烧的影响

图 16 为当量比在 1.00 附近未燃燃料比例和反应物燃料比冲随燃料供应压力的变化图, 可以看出, 未燃燃料比例随着燃料喷注压力的升高呈先减小后增大的趋势: 燃料喷注压力为 0.45 MPa 时, 未燃燃料比例为 16.7%; 燃料喷注压力上升至 0.60 MPa 时, 燃料未燃比例取得极小值 12.4%; 燃料喷注压力继续升高至 1.00 MPa, 未燃燃料比例随之上升至 18.1%。从图 14 中氧气的质量分数分布可以看出, 燃料喷注压力的改变对爆轰波前填充区氧气的分布没有影响, 结合已知燃烧室内总反应物当量比为 1, 即燃烧室出口处的未燃燃料比例与未燃氧气比例相等, 以填充区内氧气的反应去向对未燃燃料的产生进行描述, 待反应氧气在爆轰波前由下式表示:

$$m_{O_2(\text{reaction})} = m_{O_2(Q1)} + m_{O_2(Q2)} + m_{O_2(Q3)} \quad (31)$$

由 3 部分组成: 在爆轰波前 Q1 填充区域当量比大于 1.00, 氧气将完全反应; 爆轰波前 Q2 区域当量比小于 1.00, 氧气将未能完全反应; 爆轰波前 Q3 区域当量比大于 1.00, 氧气将完全反应。

从图 14 可知, 当燃料喷注压力为 0.45 MPa 时, 此时 Q2 区域下游较多的氧化剂经过爆轰波后未能参与反应直接进入 R2 区域下游。燃烧室头部压力沿爆轰波波后方向下降, 提高燃料喷注压力, 进入 Q3 填充区的燃料增加, 进入 Q2 填充区的燃料减少。可见, 在爆轰波后富氧燃气区 R2 的下游出现了氧气完全反应区域 R3, 表明 Q3 区域氧气消耗增加; 并且由于直接进入填充区 Q3 的燃料增加, 使得进入填充区中上游 Q1、Q2 的燃料减少, Q1、Q2 区域反应物富氧加强, 参与反应的氧气减少。

在燃料喷注压力升高至 0.60 MPa 的过程中, Q3 区域消耗氧气的增加量大于 Q1、Q2 区域消耗氧气的减少量, 即:

$$\Delta m_{O_2(\text{reaction})} = \Delta m_{O_2(Q1)} + \Delta m_{O_2(Q2)} + \Delta m_{O_2(Q3)} > 0 \quad (32)$$

式中: $\Delta m_{O_2(Q1)} < 0$, $\Delta m_{O_2(Q2)} < 0$, $\Delta m_{O_2(Q3)} > 0$ 。当燃料喷注压力升高到 0.60 MPa 时, Q3 区域消耗氧气的增加量与在 Q1 和 Q2 区域所消耗的氧气的减少量的和相平衡。在燃料喷注压力高于 0.60 MPa 时, 继续升高燃料的喷注压力, Q3 区域消耗氧气的增加量少于 Q1 和 Q2 区域消耗氧气的减少量。并且由于燃料和氧化剂的喷注特性的不同, Q3 区域燃料和氧气不均匀分布, 燃料喷注压力升高至一定时, Q3 区域消耗的氧气不再增加(图 7 中工况 5~7 在爆轰波后接触面的二氧化碳质量分数不再增大), 此时消耗氧气的变化为:

$$\Delta m_{O_2(\text{reaction})} = \Delta m_{O_2(Q1)} + \Delta m_{O_2(Q2)} + \Delta m_{O_2(Q3)} < 0 \quad (33)$$

式中: $\Delta m_{O_2(Q1)} < 0$, $\Delta m_{O_2(Q2)} < 0$, $\Delta m_{O_2(Q3)} = 0$ 。

于是, 在当量比以及氧化剂的喷注压力和流量不变时, 不完全燃烧随着燃料喷注压力的提高呈现先减弱后增强的趋势。并且从推力随当量比的变化中可以看出, 当燃料喷注压力为 0.60 MPa 时, 燃烧室的不完全燃烧程度处于极小值, 而气液两相 RDC 未能获得最大推力。这表明, 通过提高燃料喷注压力使燃料不完全燃烧减弱的途径无法使气液两相 RDC 的性能获得提升。

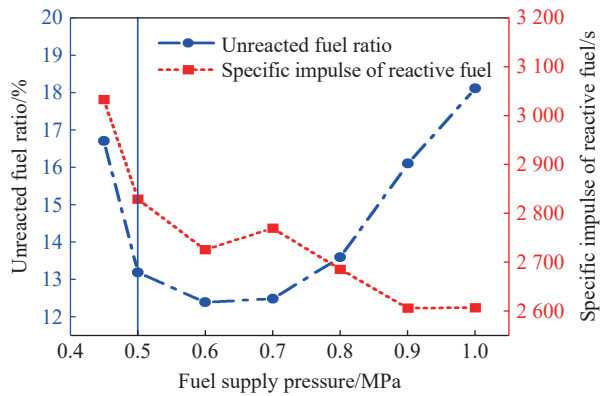


图 16 当量比约为 1.00 时, 未反应燃料比例和反应燃料比冲随燃料供给压力的变化

Fig. 16 Variations of the unreacted fuel ratio and the specific impulse of reactive fuel with the fuel supply pressure at the stoichiometric ratio

为了确认不同当量比下气液两相 RDC 的不完全燃烧燃料喷注压力的变化特性, 保持总流量不变并控制当量比在 0.90 附近、改变燃料喷注压力进行计算, 计算参数如表 3 所示。可以发现, 当量比在 0.90 附近时, 燃烧室的不完全燃烧随燃料喷注压力的变化与当量比在 1.00 附近时相似, 未燃燃料比例随燃料喷注压力的上升呈先减小后增大的趋势, 并且在燃料喷注压力约为 0.60 MPa 时取得未燃燃料比例的极小值。图 17 为当量比在 0.90 附近时未燃燃料比例和反应物比冲随燃料喷注压力的变化, 图中纵轴变量变化规律与图 16 一致, 不同当量比下燃料喷注压力对气液两相 RDC 中不完全燃烧的影响一致。

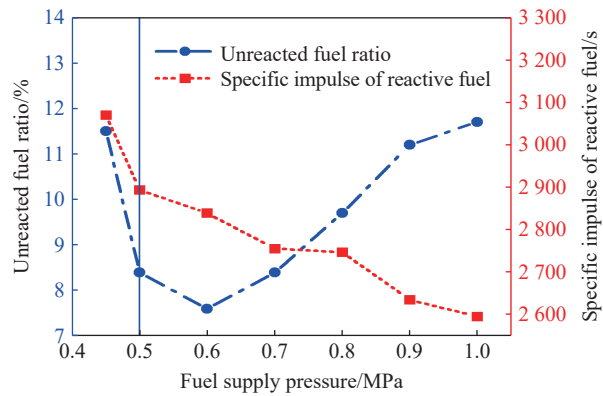


图 17 当量比为 0.90 时, 未反应燃料比例和反应燃料比冲随燃料喷注压力的变化

Fig. 17 Variations of the unreacted fuel ratio and the specific impulse of reactive fuel with the fuel supply pressure when the equivalent ratio is 0.90

表 3 燃烧室在不同燃料喷注压力下的表现(当量比为 0.90)

Table 3 Performance of RDC at different fuel supply pressures (equivalence ratio of 0.90)

算例	燃料喷注压力/MPa	空气流量/(g·s ⁻¹)	当量比	未燃燃料比例/%	平均推力/N	燃料比冲/s	基于反应燃料的燃料比冲/s	爆轰波传播速度/(m·s ⁻¹)
13	0.45	427.5	0.89	11.5	662.3	2 715.2	3 069.7	1 783
14	0.50	430.9	0.88	8.4	648.0	2 655.5	2 893.8	1 788
15	0.60	429.3	0.88	7.6	645.8	2 623.3	2 839.3	1 792
16	0.70	431.0	0.90	8.4	628.7	2 523.8	2 755.7	1 787
17	0.80	430.8	0.91	9.7	622.6	2 482.4	2 747.7	1 790
18	0.90	431.6	0.92	11.2	596.7	2 339.1	2 635.1	1 790
19	1.00	431.3	0.90	11.7	573.0	2 292.0	2 595.7	1 789

2.3.2 当量比对气液两相旋转爆轰不完全燃烧的影响

同样是形成局部富燃区所导致的不完全燃烧, 与通过提高燃料喷注压力使燃料在爆轰波后提前注入燃烧室所产生的不完全燃烧程度先下降后上升的变化不同, 增大当量比带来的不完全燃烧程度呈线性递增。以燃料流量和空气流量表示未反应燃料的流量, 对图 18 中给出的当量比与未燃燃料比例的线性关系进行描述:

$$\dot{m}_{\text{fuel-un}} = \frac{b}{c\dot{m}_{\text{air}}} \dot{m}_{\text{fuel}}^2 + a\dot{m}_{\text{fuel}} \quad (34)$$

式中: fuel-un 代表未能反应的燃料; $a < 0$, $b > 0$, $c > 0$ 。式(34)等号右边燃料流量二次项系数大于零且与空气流量成反比, 表明存在随空气流量的增加而减弱的两相间相互作用导致燃烧室内燃料的不完全燃烧。结合 2.3.1 节中当量比对旋转爆轰流场的影响的分析: 式(34)等号右边第 1 项代表当量比大于 1 的填充区上游反应区的增加和区域内当量比的增加带来的影响, 等式右边第 2 项燃料流量一次项系数 $a < 0$, 代表燃料流量增加使不完全燃烧减弱的作用。结合表 2 所给出的燃料比冲和完全反应燃料比冲的关系,

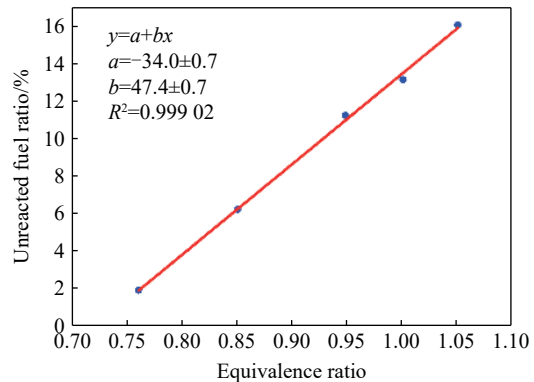


图 18 未反应燃料比例与当量比的关系

Fig. 18 Relationship between the unreacted fuel ratio and equivalence ratio

可知通过减少燃料的流量降低气液两相 RDC 中的反应物当量比, 能使燃烧室内的不完全燃烧减弱, 提升燃料的热功率转化效率, 提升燃烧室的比冲性能。

3 结 论

为了研究液体碳氢燃料对旋转爆轰燃烧室 (rotating detonation combustor, RDC) 内旋转爆轰燃烧特性的影响, 采用守恒元与求解元 (conservation element and solution element, CE/SE) 方法对三维气液两相 RDC 进行数值模拟, 着重分析了气液两相 RDC 中的不完全燃烧现象。通过对不同工况计算结果的分析, 研究了液态燃料喷注压力和流量对不完全燃烧现象以及 RDC 推进性能的影响。在基于本文中使用的计算模型和假设的前提下, 获得的结论如下。

(1) 液态燃料在气流作用下, 会在爆轰波前产生沿轴向方向质量分数递减的不均匀分布, 这种不均匀分布在燃烧室内产生了局部富燃区, 导致在气液两相 RDC 中发生不完全燃烧现象, 使燃烧室性能下降。

(2) 在不改变气相和液相的流量以及控制反应物当量比恒定的情况下, 燃料喷注压力从 0.45 MPa 上升至 1.00 MPa, 在燃料喷注压力为 0.60 MPa 时气液两相 RDC 取得未燃燃料比例的最小值。在较低的燃料喷注压力下, 局部富燃较明显, 燃烧效率较低, 而燃料喷注压力的提高能够在减少局部富燃发生的同时将更多燃料送至下游, 减小爆轰在化学反应中的比率, 使得燃烧室表现随着燃料喷注压力上升而比冲性能下降。

(3) 在不改变气相和液相的喷注压力以及气相的流量时, 当量比从 1.05 下降至 0.76, 未燃燃料比率从 20.4% 下降至 2.0%, 燃料比冲从 2 207.8 s 上升至 2 848.0 s。减小当量比, 能够减少局部富燃在填充区上游的形成, 使燃烧室燃烧效率上升, 比冲性能上升。

参考文献:

- [1] HEISER W H, PRATT D T. Thermodynamic cycle analysis of pulse detonation engines [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2002, 18(1): 68–76. DOI: 10.2514/2.5899.
- [2] 王健平, 周蕊, 武丹. 连续旋转爆轰发动机的研究进展 [J]. *实验流体力学*, 2015, 29(4): 12–25. DOI: 10.11729/sytltx 20150048.
WANG J P, ZHOU R, WU D. Progress of continuously rotating detonation engine research [J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2015, 29(4): 12–25. DOI: 10.11729/sytltx20150048.
- [3] BYKOVSKII F A, ZHDAN S A, VEDERNIKOV E F. Continuous spin detonations [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2006, 22(6): 1204–1216. DOI: 10.2514/1.17656.
- [4] FROLOV S M, SHAMSHIN I O, AKSENOV V S, et al. Rocket engine with continuously rotating liquid-film detonation [J]. *Combustion Science and Technology*, 2020, 192(1): 144–165. DOI: 10.1080/00102202.2018.1557643.
- [5] KINDRACKI J. Experimental research on rotating detonation in liquid fuel-gaseous air mixtures [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2015, 43: 445–453. DOI: 10.1016/j.ast.2015.04.006.
- [6] LI J M, CHANG P H, LI L, et al. Investigation of injection strategy for liquid-fuel rotating detonation engine [C]//2018 AIAA Aerospace Sciences Meeting. Kissimmee: AIAA, 2018. DOI: 10.2514/6.2018-0403.
- [7] YI T H, LOU J, TURANGAN C, et al. Propulsive performance of a continuously rotating detonation engine [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2011, 27(1): 171–181. DOI: 10.2514/1.46686.
- [8] 徐雪阳, 卓长飞, 武晓松, 等. 非预混喷注对旋转爆震发动机影响的数值研究 [J]. *航空学报*, 2016, 37(4): 1184–1195. DOI: 10.7527/S1000-6893.2015.0195.
XU X Y, ZHUO C F, WU X S, et al. Numerical simulation of injection schemes with separate supply of fuel and oxidizer effects on rotating detonation engine [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37(4): 1184–1195. DOI: 10.7527/S1000-6893.2015.0195.
- [9] 李宝星, 翁春生. 气体与液体两相连续旋转爆轰发动机爆轰波传播特性三维数值模拟研究 [J]. *兵工学报*, 2017, 38(7): 1358–1367. DOI: 10.3969/j.issn.1000-1093.2017.07.014.
LI B X, WENG C S. Three-dimensional numerical simulation on the propagation characteristics of detonation wave in gas-liquid two-phase continuous rotating detonation engine [J]. *Acta Armamentarii*, 2017, 38(7): 1358–1367. DOI: 10.3969/j.issn.

- 1000-1093.2017.07.014.
- [10] SUN B, MA H. Two-dimensional numerical study of two-phase rotating detonation wave with different injections [J]. *AIP Advances*, 2019, 9(11): 115307. DOI: 10.1063/1.5113881.
- [11] WANG F, WENG C S, WU Y W, et al. Numerical research on kerosene/air rotating detonation engines under different injection total temperatures [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 103: 105899. DOI: 10.1016/j.ast.2020.105899.
- [12] HAYASHI A K, TSUBOI N, DZIEMINSKA E. Numerical study on JP-10/air detonation and rotating detonation engine [J]. *AIAA Journal*, 2020, 58(12): 5078–5094. DOI: 10.2514/1.J058167.
- [13] 徐高, 翁春生, 武郁文, 等. 气相与液相两相连续旋转爆轰发动机二维数值模拟 [J]. *兵工学报*, 2020, 41(S1): 21–29. DOI: 10.3969/j.issn.1000-1093.2020.S1.004.
- XU G, WENG C S, WU Y W, et al. Two-dimensional numerical simulation of gas-liquid two-phase continuous rotating detonation engine [J]. *Acta Armamentarii*, 41(S1): 21–29. DOI: 10.3969/j.issn.1000-1093.2020.S1.004.
- [14] SCHWER D A, KAILASANATH K. Numerical study of the effects of engine size on rotating detonation engines [C]//49th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Orlando: AIAA, 2011. DOI: 10.2514/6.2011-581.
- [15] 武丹, 王健平. 粘性及热传导对于爆轰波的影响 [J]. *应用力学学报*, 2012, 29(6): 630–635. DOI: 10.11776/cjam.29.06.D002.
- WU D, WANG J P. Influences of viscosity and thermal conductivity on detonation waves [J]. *Chinese Journal of Applied Mechanics*, 2012, 29(6): 630–635. DOI: 10.11776/cjam.29.06.D002.
- [16] CHANG S C. The method of space-time conservation element and solution element: a new approach for solving the Navier-Stokes and Euler equations [J]. *Journal of Computational Physics*, 1995, 119(2): 295–324. DOI: 10.1006/jcph.1995.1137.
- [17] CHASE JR M W. NIST-JANAF thermochemical tables [M]. 4th ed. New York: American Chemical Society, 1998.
- [18] EIDELMAN S, BURCAT A. Numerical solution of a nonsteady blast wave propagation in two-phase (separated flow) reactive medium [J]. *Journal of Computational Physics*, 1981, 39(2): 456–472. DOI: 10.1016/0021-9991(81)90164-9.
- [19] WANG G, ZHU H Y, SUN Q H, et al. An improved CE/SE scheme and its application to dilute gas-particle flows [J]. *Computer Physics Communications*, 2011, 182(8): 1589–1601. DOI: 10.1016/j.cpc.2011.04.004.
- [20] EIDELMAN S, BURCAT A. Evolution of a detonation wave in a cloud of fuel droplets. I: influence of igniting explosion [J]. *AIAA Journal*, 1980, 18(9): 1103–1109. DOI: 10.2514/3.7711.
- [21] BURCAT A, EIDELMAN S. Evolution of a detonation wave in a cloud of fuel droplets. II: influence of fuel droplets [J]. *AIAA Journal*, 1980, 18(10): 1233–1236. DOI: 10.2514/3.7717.
- [22] 洪滔, 秦承森. 气体-燃料液滴两相系统爆轰的数值模拟 [J]. *爆炸与冲击*, 1999, 19(4): 335–342.
- HONG T, QING C S. Numerical modeling of detonation in gas fuel droplets system [J]. *Explosion and Shock Waves*, 1999, 19(4): 335–342.
- [23] 严传俊, 范玮. 燃烧学 [M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2005: 427–428.
- [24] 翁春生, 王浩. 计算内弹道学 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2006: 290–325.
- [25] 白桥栋, 翁春生. 二维粘性 CE/SE 方法在两相流内弹道计算中的应用 [J]. *火炮发射与控制学报*, 2009(1): 13–17. DOI: 10.3969/j.issn.1673-6524.2009.01.004.
- BAI Q D, WENG C S. Application of two dimension viscous CE/SE method in two-phase flow interior ballistic computation [J]. *Journal of Gun Launch & Control*, 2009(1): 13–17. DOI: 10.3969/j.issn.1673-6524.2009.01.004.
- [26] GAMEZO V N, DESBORDES D, ORAN E S. Two-dimensional reactive flow dynamics in cellular detonation waves [J]. *Shock Waves*, 1999, 9(1): 11–17. DOI: 10.1007/s001930050134.
- [27] HISHIDA M, FUJIWARA T, WOLANSKIP. Fundamentals of rotating detonations [J]. *Shock Waves*, 2009, 19(1): 1–10. DOI: 10.1007/s00193-008-0178-2.
- [28] LI Q, LIU P X, ZHANG H X. Further investigations on the interface instability between fresh injections and burnt products in 2-D rotating detonation [J]. *Computers & Fluids*, 2018, 170: 261–272. DOI: 10.1016/j.compfluid.2018.05.005.
- [29] HAYASHI A K, KIMURA Y, YAMADA T, et al. Sensitivity analysis of rotating detonation engine with a detailed reaction model [C]//47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Orlando: AIAA, 2009. DOI: 10.2514/6.2009-633.

(责任编辑 张凌云)