

正癸烷/空气旋转爆轰波形成与传播数值模拟

邵晓峰¹, 赵宁波¹, 刘世铮², 孟庆洋¹, 李雅军², 郑洪涛¹

(1. 哈尔滨工程大学 动力与能源工程学院, 黑龙江 哈尔滨 150001; 2. 中国船舶集团有限公司第七〇三研究所, 黑龙江 哈尔滨 150078)

摘要:针对气液两相旋转爆轰波形成与传播问题, 本文以液态正癸烷为燃料, 采用欧拉-拉格朗日方法, 通过三维数值模拟给出了两相旋转爆轰波的形成演变特点和自持传播机理。研究表明: 在起爆阶段, 通过调控初始燃料分布能够获得强度不同的爆轰波和压力波; 在碰撞阶段, 爆轰波与压力波共发生4次碰撞, 由于缺乏燃料供给, 压力波逐渐衰减并消失, 爆轰波以单波模式传播; 在稳定传播阶段, 未燃燃料在三叉点处聚集形成未反应气流区并诱导产生局部爆炸。未反应气流区的周期性出现和局部爆炸是两相爆轰波自持传播的重要影响因素。

关键词:正癸烷; 气液两相; 非预混; 旋转爆轰; 掺混; 流场特性; 自持传播; 未反应气流区

DOI: 10.11990/jheu.202204003

网络出版地址: <https://link.cnki.net/kcms/detail/23.1390.U.20240207.0845.002>

中图分类号: V231.2 文献标志码: A 文章编号: 1006-7043(2024)04-0730-09

Numerical simulations of the formation and propagation of an *n*-decane/air rotating detonation wave

SHAO Xiaofeng¹, ZHAO Ningbo¹, LIU Shizheng², MENG Qingyang¹, LI Yajun², ZHENG Hongtao¹

(1. College of Power and Energy Engineering, Harbin Engineering University, Harbin 150001, China; 2. No. 703 Research Institute of CSSC, Harbin 150078, China)

Abstract: To investigate the formation and propagation of a gas-liquid two-phase rotating detonation wave, three-dimensional numerical simulations were conducted to discuss the formation and evolution characteristics and self-sustaining propagation mechanism of *n*-decane/air rotating detonation wave using the Euler-Lagrangian method. The results reveal that the detonation and pressure waves with different intensities can be obtained by adjusting the initial fuel distribution during the ignition stage. In the collision stage, four collisions occurred between the detonation and pressure waves. Owing to the lack of fuel supply, the pressure wave gradually decayed and disappeared, and the detonation wave propagated in a single-wave mode. In the stable propagation stage, the unburned fuel accumulated at the contact triple point to form an unreacted gas flow region and a local explosion was induced. The periodic occurrence of the unreacted gas flow region and local explosion are important factors affecting the self-sustained propagation of two-phase detonation waves.

Keywords: *n*-decane; gas-liquid two-phase; region; rotating detonation; mixing; flow field characteristics; self-sustaining propagation; unreacted gas flow region

由于等压燃烧过程熵增较大, 现代布雷顿循环热力发动机的循环效率严重, 受限于新材料技术的发展。旋转爆轰燃烧作为一种近等容燃烧技术, 具有熵增小、释热快、自增压等优势, 在航空、航天以及舰船动力推进领域均有广泛的应用前景^[1-2]。

燃料属性是影响旋转爆轰波形成传播与燃烧室

性能的关键因素之一。近年来, 国内外有关该方向的研究主要集中于氢气^[3]、丙烷^[4]、乙烯^[5]等高活性气态燃料方面, 而对工程实际应用中的液态燃料研究相对较少。Bykovskii等^[6-8]对两相旋转爆轰波的形成与稳定传播进行了实验探索, 通过在氧化剂中添加氢气助燃的方式成功得到了航空煤油/空气旋转爆轰波, 并得出在没有助燃剂加入的情况下, 航空煤油和空气在常温下无法起爆。Kindracki^[9]对液态煤油喷入燃烧室的冷态过程进行了实验研究, 其研究表明, 煤油液滴的索特平均直径约 33 ~

收稿日期: 2022-04-01.

网络出版日期: 2024-02-19.

基金项目: 国家自然科学基金项目(52071103).

作者简介: 邵晓峰, 男, 博士研究生;

赵宁波, 男, 副教授, 博士生导师.

通信作者: 赵宁波, E-mail: zhaoningbo314@hrbeu.edu.cn.

38 μm ,能够在高温环境下迅速蒸发。在冷态实验基础上,Kindracki^[10]通过添加少量氢气助燃的方法实现了煤油/空气旋转爆轰,并研究了硝酸异丙酯对提高煤油/空气两相爆轰灵敏度的影响。郑权等^[11-13]以汽油为燃料,富氧空气为氧化剂,在环形阵列式旋转爆轰燃烧室内形成了旋转爆轰波,详细分析了燃烧室长度^[11]、燃料喷注压力^[12]和当量比^[13]对爆轰波传播模态、传播速度、推力和比冲的影响。

为进一步了解气液两相旋转爆轰波的形成与传播机理,Meng等^[14]对正庚烷/空气两相旋转爆轰进行了二维数值模拟,采用在正庚烷液滴中添加预蒸发正庚烷蒸气的方式来提高燃料活性,发现液滴粒径对爆轰波传播速度的影响较大,并且随着液滴粒径的增大,爆轰波速度会衰减约5%~30%。此外,Meng等^[15]还研究了进气温度对正庚烷/空气两相旋转爆轰波传播特性的影响,指出随着进气温度的升高,液滴的蒸发率逐渐增加并在填充区与缓燃层之间形成高浓度的正庚烷蒸气层。Hayashi等^[16]以JP-10为燃料,空气为氧化剂,数值模拟研究了不同液滴粒径(1~10 μm)对爆轰波传播演变规律的影响,结果表明,当液滴粒径过大时,爆轰波后会存在未燃尽的液滴而导致爆轰波熄灭。Sun等^[17]研究

了进口总温和燃料进口间距对辛烷/空气两相旋转爆轰波形成与传播过程的影响,指出爆轰波能够稳定传播的临界温度和燃料进口间距分别为600 K和10 mm。徐高等^[18]在汽油/富氧空气两相旋转爆轰数值模拟中考虑了液滴的雾化破碎过程,并研究了不同燃料喷注压力和氧化剂填充比对爆轰波传播模态的影响,发现不同工况下爆轰波会呈现稳定单波、稳定双波、不稳定双波和不稳定单波4种传播模态。

针对上述研究现状和近年来液态燃料旋转爆轰发动机的快速发展需求,本文以液态正癸烷-空气为研究对象,采用三维数值模拟方法研究非预混旋转爆轰波的形成与传播过程,重点分析两相旋转爆轰波的形成演变特点和自持传播机理。

1 物理模型及数值计算方法

1.1 计算模型

旋转爆轰燃烧室(rotating detonation chamber, RDC)采用环缝-喷孔形式,其中空气由渐缩-渐扩型环缝进入RDC,燃料由均匀分布在环缝扩张段的90个燃料孔进行喷注,如图1(a)所示。此外,基于正癸烷/空气的胞格尺寸,RDC内半径设为 $R_{in}=68\text{ mm}$,外半径设为 $R_{out}=78\text{ mm}$,轴向长度设为 $L=85\text{ mm}$,如图1(b)所示。

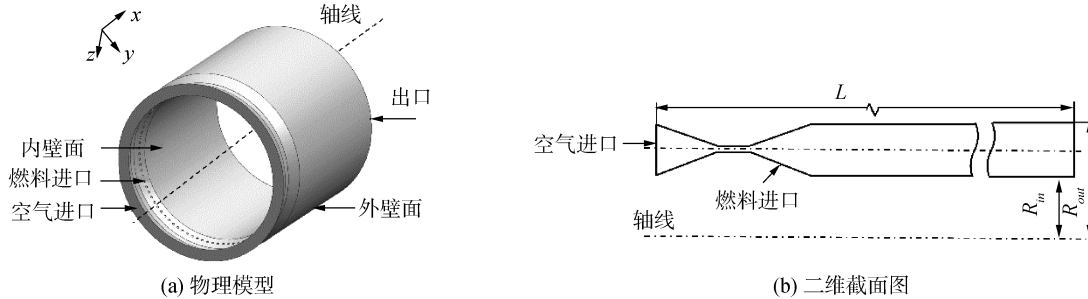


图1 非预混旋转爆轰燃烧室结构示意图
Fig.1 Schematic of non-premixed RDC

1.2 计算方法

采用商业软件 ANSYS Fluent 进行数值模拟,气相部分的控制方程为:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u}) = S_m \quad (1)$$

$$\frac{\partial (\rho \mathbf{u})}{\partial t} + \nabla [\mathbf{u}(\rho \mathbf{u})] + \nabla p + \nabla \tau = S_u \quad (2)$$

$$\frac{\partial (\rho E)}{\partial t} + \nabla [\mathbf{u}(\rho E + p)] + \nabla (\tau \mathbf{u}) + \nabla \mathbf{j} = S_e + \dot{\omega} \quad (3)$$

$$\frac{\partial (\rho Y)}{\partial t} + \nabla [\mathbf{u}(\rho Y)] - \nabla [D \nabla (\rho Y)] = S_Y + \dot{\omega} \quad (4)$$

$$p = \rho R T \quad (5)$$

式中: ρ 、 \mathbf{u} 、 p 、 E 、 Y 、 R 、 T 分别为密度、速度矢量、压力、总能、第 m 个组分的质量分数、理想气体常数

和温度; τ 、 \mathbf{j} 、 D 、 $\dot{\omega}$ 分别为粘性力张量、热扩散通量、质量扩散率和化学反应速率; S_m 、 S_u 、 S_e 、 S_Y 分别代表气液两相之间的质量、动量、能量和组分交换源项。

对于液相部分,假设液滴在破碎和蒸发过程均保持球形且液滴的内部温度保持一致。由于液滴的体积分数小于1%,故忽略液滴之间的相互作用。液相部分的控制方程为:

$$dm_d/dt = -\dot{m}_d \quad (6)$$

$$d\mathbf{u}_d/dt = (\mathbf{u} - \mathbf{u}_d)/\tau_r \quad (7)$$

$$C_{p,d} \frac{dT_d}{dt} = \frac{\dot{Q}_c + \dot{Q}_{lat}}{m_d} \quad (8)$$

式中: m_d 、 \mathbf{u}_d 、 τ_r 、 $C_{p,d}$ 、 T_d 分别为液滴质量、液滴的速度矢量、液滴弛豫时间、液滴的定压比热容和液滴温

度; \dot{m}_d 、 \dot{Q}_c 、 \dot{Q}_{lat} 依次为液滴蒸发率、液滴表面与气体的对流换热率和液滴的蒸发潜热。

液滴的破碎过程采用 KH-RT 破碎模型^[19] 进行模拟, 该模型考虑了液滴表面的瑞利-泰勒 (Rayleigh-Taylor, RT) 不稳定性对液滴破碎过程的影响。液滴表面的最快扰动频率为:

$$\Omega_{RT} = \sqrt{\frac{2(-g_l(\rho_l - \rho_g))^{1.5}}{3\sqrt{3}\sigma(\rho_l + \rho_g)}} \quad (9)$$

式中: g_l 为液滴传播方向的加速度; ρ_g 和 ρ_l 分别为气相和液相的密度; σ 为液滴的表面张力系数。液滴表面相应的波数为:

$$K_{RT} = \sqrt{-g_l(\rho_l - \rho_g)/3\sigma} \quad (10)$$

液滴的破碎时间为:

$$t_{RT} = C_r/\Omega_{RT} \quad (11)$$

式中 C_r 为 RT 破碎时间常数, 值为 0.5。破碎后的子液滴半径为:

$$r_c = \pi C_{RT}/K_{RT} \quad (12)$$

式中 C_{RT} 为破碎半径常数, 值为 0.1。

在液相的计算中, 需要与气相进行耦合求解, S_y 为液相组分时 $S_y = S_m$, 其他组分时为 0。耦合求解的源项 S_m 、 S_u 、 S_e 在每个网格中分别表示为:

$$S_m = \sum_1^{N_d} \dot{m}_d/V_c \quad (13)$$

$$S_u = - \sum_1^{N_d} \frac{(\mathbf{u} - \mathbf{u}_d)m_d}{\tau_r} \quad (14)$$

$$S_e = - \sum_1^{N_d} (\dot{Q}_c + \dot{Q}_{lat})/V_c \quad (15)$$

式中: V_c 为每个网格的体积; N_d 为网格数。

在求解过程中, 对于气相部分, 对流项采用三阶单调守恒迎风格式 (monotonic upwind scheme for conservation laws, MUSCL) 格式进行离散, 物理通量采用对激波捕捉效果较好的迎风型矢量通量分裂法 (advection upstream splitting method, AUSM) 进行分解, 时间推进方式采用四阶龙格-库塔法。湍流模

型采用标准 $k-\epsilon$ 模型^[20], 燃烧模型采用层流有限速率模型, 化学反应机理采用 Jia 等^[21] 验证的总包反应, 化学反应速率为反应速率常数和反应物浓度的乘积, 其中反应速率常数由阿伦尼乌斯公式给出:

$$\dot{\omega} = -AT^b \exp\left(-\frac{E_a}{RT}\right) [F]^\alpha [O]^\beta \quad (16)$$

式中: A 为指前因子, 值为 $2.587 \times 10^9 \text{ s}^{-1}$; b 为温度指数, 值为 0; E_a 为活化能, 值为 $1.256 \times 10^8 \text{ J/kmol}$; F 和 O 分别为燃料和氧化剂的浓度; α 和 β 为对应的化学反应级数, 值分别为 0.25 和 1.5。

对于液相部分, 式(6)~(8)通过一阶隐式欧拉法进行求解, 式(13)~(15)与式(1)~(4)中的源项进行耦合求解。

1.3 边界条件

空气采用质量流量进口, 液滴喷注过程利用两相 DPM 方法进行模拟, 具体的边界参数如表 1 所示。燃烧室出口为压力出口, 内外壁面均为绝热无滑移壁面, 且假设液滴与壁面只发生反射而不被壁面捕捉。

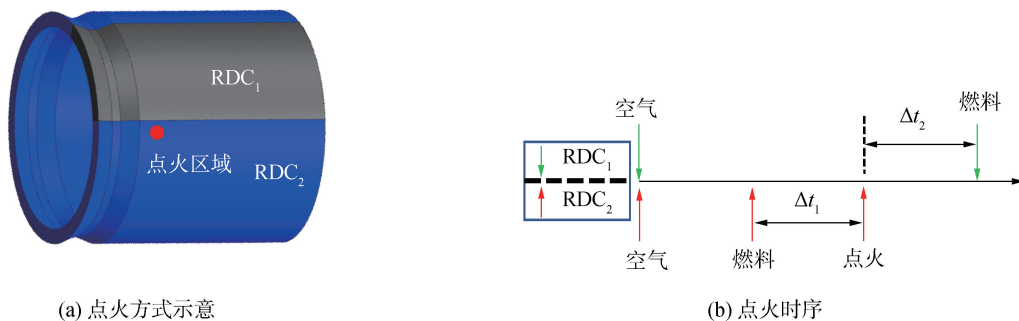
表 1 边界参数

Table 1 Parameters of boundary conditions

进口类型	$\dot{m}/(\text{kg/s})$	T/K	$d_0/\mu\text{m}$
空气进口	0.18	500	—
燃料进口	0.012	500	10

1.4 点火方式

采用如图 2(a) 所示的燃料初始分布方式进行点火起爆, 雷知迪等^[22] 验证了该方法的可行性并指出该方法能够实现单次点火建立稳定自持的旋转爆轰波。RDC 被分割为 2 个区域 (即 RDC₁ 和 RDC₂) 但两者相互连通, 高能点火区域 (半径为 5 mm、压力为 2 MPa、温度为 3 000 K 的球形) 位于 RDC₂ 一侧。点火过程时序如图 2(b) 所示, 首先对 RDC₁ 和 RDC₂ 进行空气喷注, 然后将燃料从 RDC₂ 一侧的燃料孔喷入燃烧室, 并且 $\Delta t_1 = 300 \mu\text{s}$ 时 RDC₂ 点火, $\Delta t_2 = 60 \mu\text{s}$ 时 RDC₁ 开始喷入燃料。



(a) 点火方式示意

(b) 点火时序

图 2 点火方式示意和时序

Fig. 2 Schematic diagram and time sequence of ignition method

1.5 网格无关性检验及模型验证

为确保数值结果的有效性,首先对 3 种不同网格尺度(0.2、0.4 和 0.6 mm)下的网格进行无关性检验。图 3 给出了监测点处 ($x = 20 \text{ mm}$, $y = 0 \text{ mm}$, $z = 73 \text{ mm}$) 压力随时间的变化曲线,从图中可以看出在

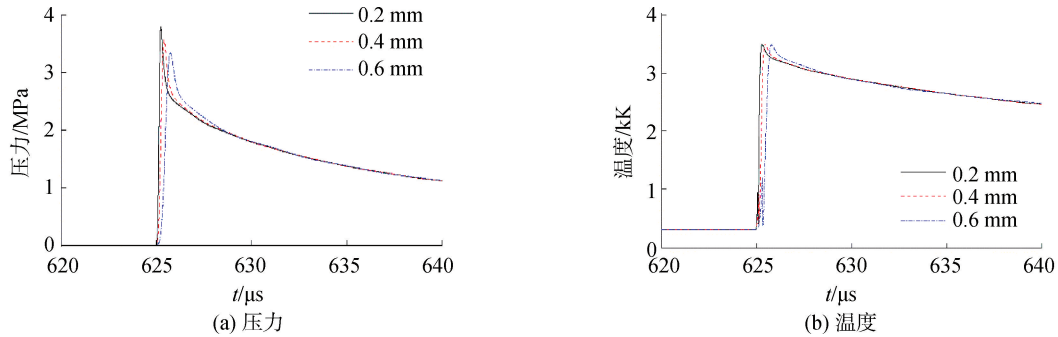


图 3 网格无关性检验

Fig.3 Grids independence tests

为验证所选数值方法的准确性,表 2 所示为数值模拟结果与试验值和理论值 v_{Cl} 为 $1\ 830 \text{ m/s}$ 的对比。其中理论值由 SD Toolbox^[23] 计算得到。从表 2 中可以看出,由于液滴蒸发破碎,燃料掺混不均匀等因素的影响,实验中两相爆轰波速度衰减达到 30% 以上。而与文献[24–25]数值模拟结果相对比,本文所得到的爆轰波速度衰减仅为 10.7%,处于合理范围内,可以说明所采用的数值方法是可行的。

表 2 数值模拟计算值与实验值对比结果

Table 2 The comparisons of simulation results and experimental values

类型	$v / (\text{km/s})$	误差/%
模拟值 ^[24]	1.685	7.90
模拟值 ^[25]	1.618	11.6
本文模拟值	1.669	10.7
试验值 ^[26]	1.270	30.6
试验值 ^[27]	1.132	38.1
试验值 ^[28]	1.116	39.0

2 爆轰结果与讨论

本文基于前期对旋转爆轰的研究基础,拟从起爆、对撞、稳定传播 3 个阶段详细剖析正癸烷/空气非预混旋转爆轰波的形成与传播特性。

2.1 起爆阶段

图 4 给出了点火后不同时刻下,燃烧室 $x = 20 \text{ mm}$ 截面处的压力和温度分布云图。由于本文所得到的爆轰波平均高度为 37.5 mm ,因此本文选择靠近燃烧室进口的 $x = 20 \text{ mm}$ 截面即可以保证爆轰波形成过程的一致性。从图中可以看出, $t = 8 \mu\text{s}$ 时,燃烧室内形成了一道逆时针传播的爆轰波(压力和温度峰值可达 2 MPa 、 $3\ 000 \text{ K}$)、一道顺时针传

网格尺度为 0.4 mm 时已经达到无关性要求。此外,在本文的条件下,正癸烷/空气的胞格尺寸为 14.8 mm 。网格尺寸为 0.4 mm 时,在一个胞格内存在超过 1 000 个网格,网格分辨率足够捕捉流场信息。因此本文选择网格尺度 0.4 mm 用于后续相关模拟分析。

播的弱压力波; $t = 16 \mu\text{s}$ 时,压力波传播至 RDC_1 ,由于缺乏燃料供应,其压力波阵面与火焰面发生明显解耦; $t = 36 \mu\text{s}$ 时,顺时针传播的压力波穿过 RDC_1 区域,并在 RDC_2 区域新鲜混合物的支持下强度有所提高。同时 RDC_1 区域内还观察到另一道逆时针传播的压力波,其对流场的扰动使得爆轰产物的压力和温度进一步提高。

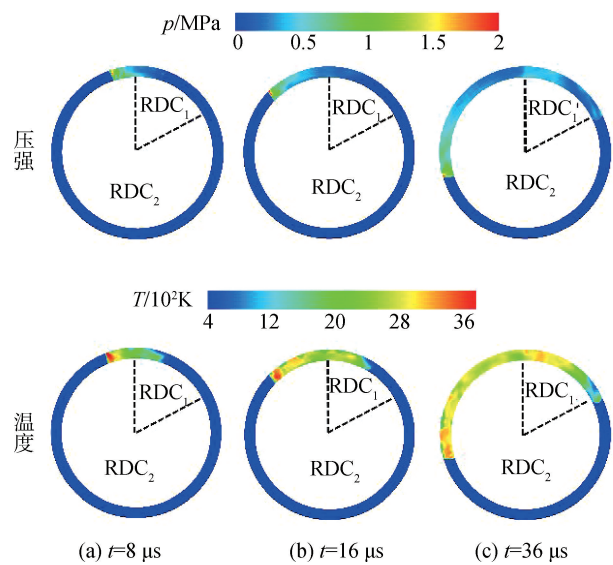


图 4 起爆后压力与温度分布云图

Fig.4 Pressure and temperature contours after ignition

图 5 为 $t = 36 \mu\text{s}$ 时,燃烧室在 $x = 20 \text{ mm}$ 截面处的压力与温度沿中环线(内外半径间的圆环线, θ) 的变化。其中 0° 所在位置为 RDC_1 和 RDC_2 区域的右侧交界线,角度旋转方向为逆时针。从图中可以明显看出,燃烧室内只在 270° 附近存在压力峰值(约 1.3 MPa)并与温度峰值(约 $2\ 800 \text{ K}$)强耦合现象,虽然在 90° 位置处压力和温度曲线同样存在间断,但压力峰值和温度峰值并未耦合,判断该处未形

成爆轰波。此外,在 2 道波面之间 ($0^\circ \sim 90^\circ$ 和 $270^\circ \sim 360^\circ$),压力和温度均存在复杂波动,这主要是回传压力波对爆轰产物的扰动所导致。

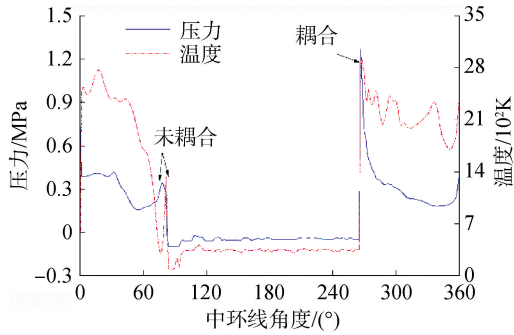


图 5 $t = 36 \mu\text{s}$ 时刻沿中环线的压力和温度分布

Fig. 5 Pressure and temperature distribution along circumference at $t = 36 \mu\text{s}$

2.2 对撞阶段

经 2.1 节起爆过程之后,爆轰波与压力波继续沿各自的传播方向运动,并在 $t = 76 \mu\text{s}$ 发生首次对撞。图 6 所示为爆轰波对撞阶段 $x = 20 \text{ mm}$ 平面上的压力和温度分布。从图中可以看出,此时 RDC 中存在 3 道波面(其中 1 表示逆时针传播的爆轰波;2 表示压力波;3 表示回传压力波),并且在爆轰波 1 和压力波 2 的对撞点附近产生局部高压高温区,压力峰值达到 2.8 MPa ,温度峰值超过 $3\ 600 \text{ K}$ 。

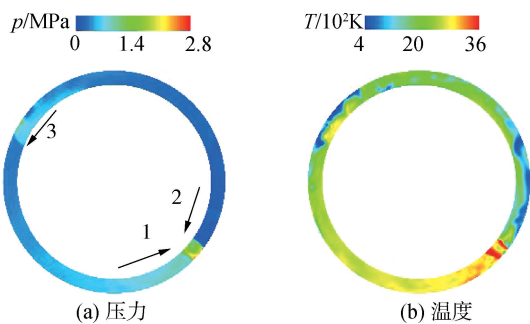


图 6 $t = 76 \mu\text{s}$ 时刻的压力和温度分布云图

Fig. 6 Pressure and temperature contours at $t = 76 \mu\text{s}$

图 7 为 $t = 120 \mu\text{s}$ 时刻下 $x = 20 \text{ mm}$ 平面上的压力、温度、气态正癸烷质量分数和反应速率云图。从图 7(a) 中可以看出,爆轰波 1 和压力波 2 在经过 $t = 76 \mu\text{s}$ 时刻的对撞后仍沿原方向继续传播,Bluemner 等^[29-30] 分别在实验和数值模拟中发现过类似的现象。从图 7 中还发现,压力波 2 与回传压力波 3 发生对撞时,对撞点处压力低于 1 MPa ,温度低于 $2\ 000 \text{ K}$,并且化学反应速率低,因此判断此处未形成爆轰波。对于爆轰波 1,从气态正癸烷质量分数云图中可以看出,爆轰波前存在大量的可燃气体且在爆轰波面处化学反应速率较高,因此认为可燃气体燃烧释放能量是维持爆轰波传播的主要原因。

图 8 为 $t = 120 \mu\text{s}$ 时刻 $x = 20 \text{ mm}$ 平面上沿中环

线的压力与温度分布。此时燃烧室中仅存在一个压力峰值(约为 2 MPa)且与温度峰值耦合。压力波 2 与回传压力波 3 对撞点处的压力变化不大且未出现压力峰值与温度峰值耦合,即没有出现火焰面跟随压力波传播的现象。由此可以推断,此时燃烧室中仅存在一道爆轰波。

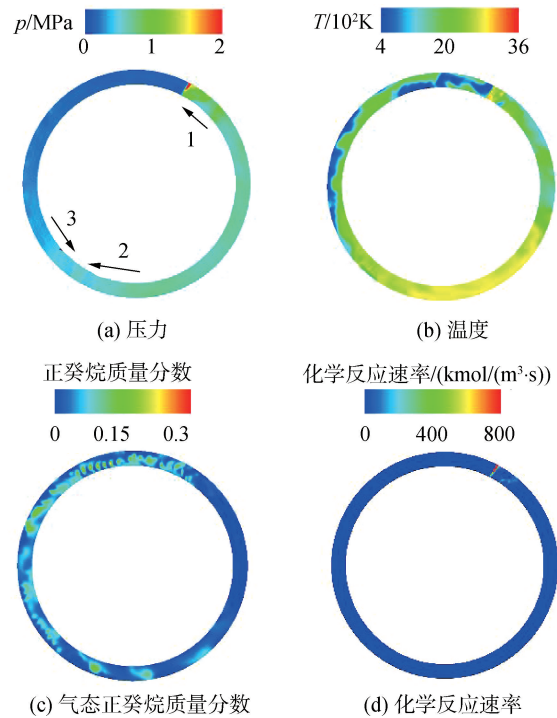


图 7 $t = 120 \mu\text{s}$ 时刻的不同参数分布云图

Fig. 7 Various parameters distribution at $t = 120 \mu\text{s}$

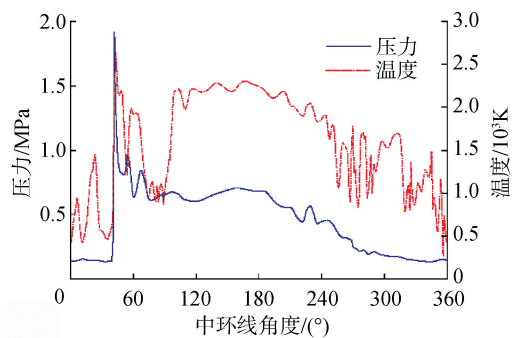


图 8 $t = 120 \mu\text{s}$ 时刻沿中环线的压力和温度分布

Fig. 8 Pressure and temperature distribution along circumference at $t = 120 \mu\text{s}$

图 9 为不同时刻下爆轰波 1 与压力波 2 的对撞情况。发现回传压力波 3 在 $t = 120 \mu\text{s}$ 对撞结束后逐渐衰减并消失,燃烧室中只存在爆轰波 1 和压力波 2。此外,爆轰波 1 与压力波 2 共经历 2 次对撞,分别发生在 $t = 176 \mu\text{s}$ 和 $t = 260 \mu\text{s}$;压力波 2 在对撞后逐渐衰减,并在 $t = 364 \mu\text{s}$ 时完全消失,此时爆轰波 1 以单波模式传播。

2.3 稳定传播阶段

图 10 所示为监测点处 ($x = 15 \text{ mm}, y = 0 \text{ mm}$,

$z = 69 \text{ mm}$) 压力随时间 ($600 \mu\text{s} < t < 1\ 350 \mu\text{s}$) 的变化曲线。从图中可以看出,爆轰波已传播超过 5 个周期,并且爆轰波的压力峰值基本保持不变,可以认为爆轰波达到了稳定传播状态。此外,根据监测点处

的压力峰值间隔时间 Δt_i , 得到爆轰波传播的平均速度约 $1\ 669 \text{ m/s}$, 与理论速度之间的速度亏损为 10.7% , 产生速度亏损的主要原因是侧向膨胀、燃料与氧化剂掺混不均匀以及局部燃烧不充分等。

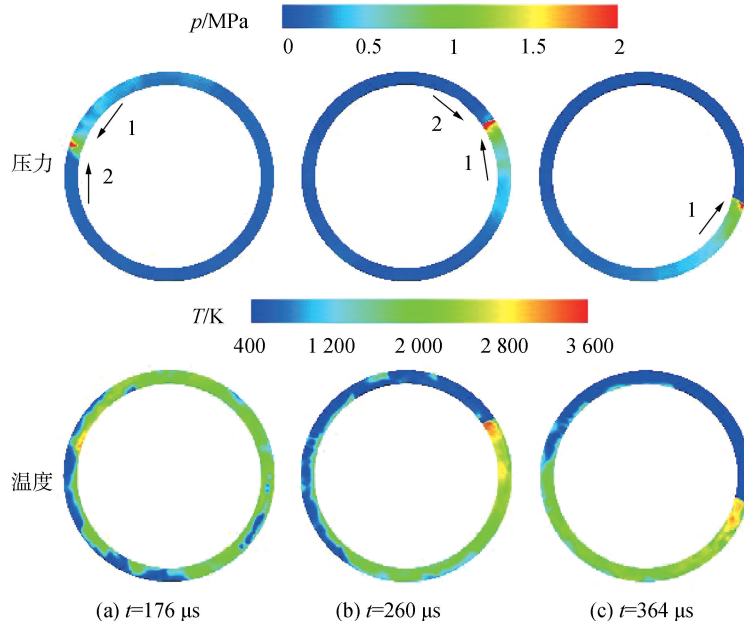


图 9 不同时刻的压力与温度云图

Fig. 9 Pressure and temperature contours at various times

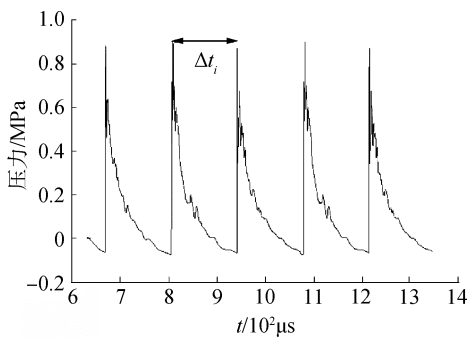


图 10 监测点处的压力变化

Fig. 10 Pressure history of monitor point

图 11 对比了爆轰波稳定传播时燃烧室内壁面的压力、温度和气态正癸烷质量分数。值得指出的是,两相旋转爆轰波与气相旋转爆轰波结构的最大区别在于爆轰三叉点处存在未反应气流区^[31], 未反应气流区中有大量未燃尽的气态正癸烷, 这会降低爆轰波面和爆轰波后部分区域温度。

为了深入揭示未反应气流区的形成原因, 图 12 进一步给出了爆轰波后的压力和马赫数云图并叠加液滴直径 D 分布。从图中可以看出, 在环缝扩张段出现了压力波回传现象, 并且在压力波的影响下, 环缝扩张段出口背压提高, 使得局部马赫数降低。假设液滴射流角度定义为 θ , 从图 12 可以看出, 液滴在来流高速气流和回传压力波的作用下迅速破碎, 大部分液滴直径小于 $5 \mu\text{m}$ 可以快

速参与燃烧, 但液滴射流角度在回传压力波的作用下可能会发生改变, 进而使得燃料与氧化剂的掺混过程更加复杂^[32]。

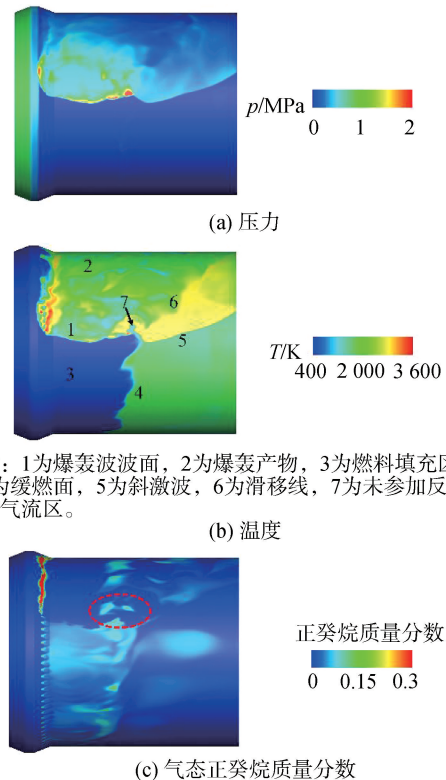


图 11 不同的流场参数云图

Fig. 11 Contours of various parameters of flow field

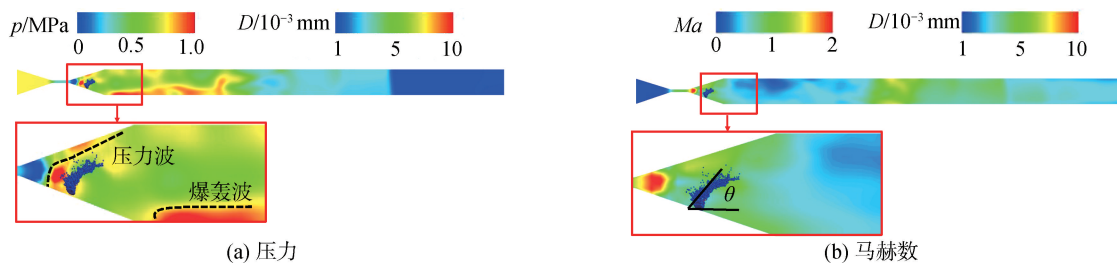


图 12 压力、马赫数以及液滴直径分布云图

Fig. 12 Contours of pressure and Mach number combined with droplet diameter

图 13 进一步分析了环缝扩张段周向截面上液滴射流角度与马赫数之间的关系,其中爆轰波面处于阶段 1 和阶段 3 的交界面,特征为来流马赫数和射流角度均有明显的突变。从图 13 中可以看出,在爆轰波前后,马赫数与射流角度存在动态调节机制。阶段 1 为压力波回传造成空气进气阻塞,扩张段马赫数降低,为亚音速状态,射流角度较大,爆轰波后为逆向喷注状态($\theta > 90^\circ$);阶段 2,随着爆轰波后的等熵膨胀过程,压力迅速下降,空气进气逐渐恢复,表现为扩张段马赫数逐渐上升,射流角度逐渐下降,恢复为顺喷状态($\theta < 90^\circ$);阶段 3,空气进气完全恢复,表现为马赫数和射流角度基本稳定。

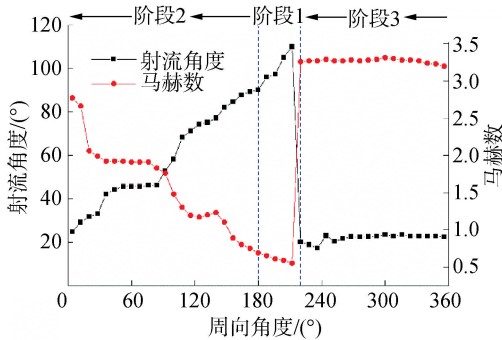


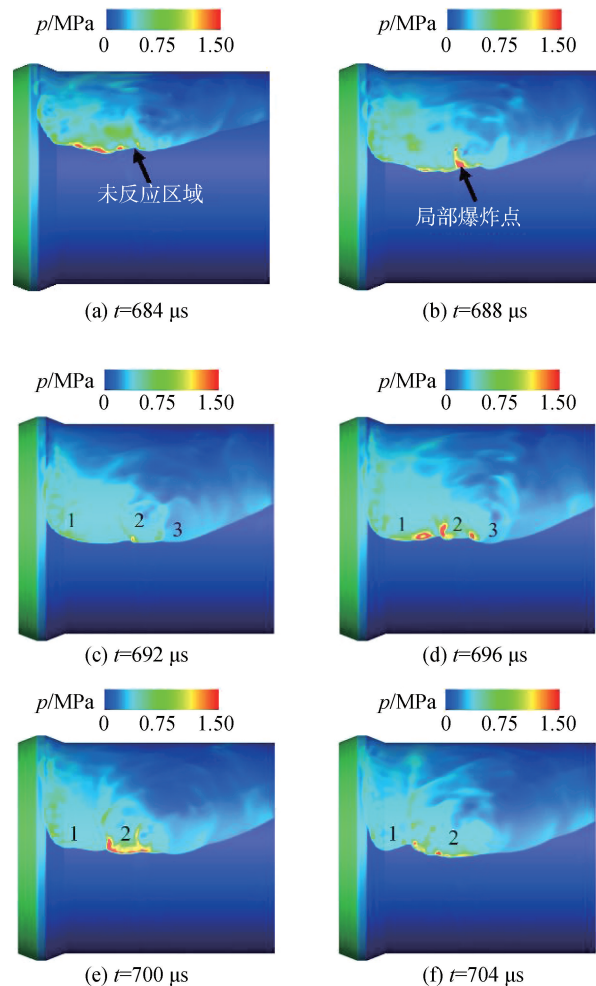
图 13 沿周向的射流角度和马赫数变化

Fig. 13 Variations of jet angle and Mach number along different circumferential angles

从以上分析可以看出,压力波回传会改变来流马赫数,从而影响液滴射流角度,使得燃料掺混不均匀,燃料无法被完全消耗;同时,液态燃料在燃烧之前需要经过破碎蒸发,化学反应区较宽,这也会导致部分燃料难以在较小的空间内充分反应。由此可以推断,燃料不均匀掺混及其不完全燃烧共同促进了未反应气流区的形成。

图 14 给出了 $684 \mu s \leq t \leq 712 \mu s$ 不同时刻下 RDC 内壁面爆轰波的压力云图。从图 14 中可以看出,在 $t = 684 \mu s$ 时,未反应气流区已经基本形成;由于未反应气流区存在大量未燃反应物,其可在 $t = 688 \mu s$ 时被点燃形成局部爆炸点,并且随后爆炸点沿轴向发展成为轴向爆轰波 2 和 3;然后轴向爆轰波 2 和 3 分别与爆轰波 1 和斜激波对撞,爆轰波 3

传播的方向由于缺乏可燃气体支撑,在对撞后很快熄灭,燃烧室中只存在爆轰波 1 和轴向爆轰波 2;随着轴向爆轰波 2 不断向上游传播,爆轰波 1 不断被压缩,所占比重逐渐降低,最终在燃烧室中只存在轴向爆轰波 2。此外,在轴向爆轰波 2 发展的同时,原未反应气流区中的燃料被消耗,并逐渐消失。燃料填充区内的新鲜燃料继续向三叉点附近聚集,当燃料聚集到一定程度时,流场局部温度和压力出现明显下降,形成新的未反应气流区,如图 14(h) 所示,未反应气流区形成时间的平均周期为 $28 \mu s$ 。由此可以看出,未反应气流区的周期性起爆是两相爆轰波能够自持传播的重要原因。



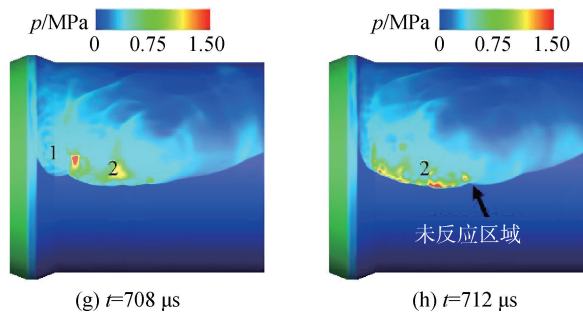


图14 不同时刻的压力云图

Fig. 14 Pressure contours at various times

3 结论

1) 在爆轰波的形成过程中,存在多次爆轰波与压力波之间的对撞,在该过程中压力波逐渐消失,爆轰波以单波模式传播。

2) 在爆轰波自持传播过程中,燃料的不均匀掺混以及液态燃料的不完全燃烧促进了未反应气流区的形成,未反应气流区的周期性起爆是两相旋转爆轰波能够自持传播的重要原因。

3) 在旋转爆轰燃烧室中获得了自持传播的两相旋转爆轰波,模拟结果为两相旋转爆轰发动机的发展提供了理论支撑。

参考文献:

- [1] ANAND V, GUTMARK E. Rotating detonation combustors and their similarities to rocket instabilities[J]. *Progress in energy and combustion science*, 2019, 73: 182-234.
- [2] WOLAŃSKI P. Detonative propulsion[J]. *Proceedings of the combustion institute*, 2013, 34(1): 125-158.
- [3] ZHAO Majie, ZHANG Huangwei. Origin and chaotic propagation of multiple rotating detonation waves in hydrogen/air mixtures[J]. *Fuel*, 2020, 275: 117986.
- [4] LIU Shizheng, CHEN Xiang, ZHAO Ningbo, et al. Experimental study on initiation and propagation behavior of propane/oxygen/nitrogen detonation wave[J]. *Fuel*, 2021, 293: 120487.
- [5] 王宇辉, 王超, 郑榆山, 等. 基于乙烯或氢气的吸气式旋转爆轰发动机实验[J]. *气体物理*, 2018, 3(6): 16-25. WANG Yuhui, WANG Chao, ZHENG Yushan, et al. Experimental on air-breathing rotating detonation engine using ethylene or hydrogen[J]. *Physics of gases*, 2018, 3(6): 16-25.
- [6] BYKOVSKII F A, ZHDAN S A, VEDERNIKOV E F. Continuous spin detonations[J]. *Journal of propulsion and power*, 2006, 22(6): 1204-1216.
- [7] BYKOVSKII F A, ZHDAN S A, VEDERNIKOV E F. Continuous detonation of the liquid kerosene-air mixture with addition of hydrogen or syngas[J]. *Combustion, explosion, and shock waves*, 2019, 55(5): 589-598.
- [8] BYKOVSKII F A, ZHDAN S A, VEDERNIKOV E F. Continuous spin detonation of a heterogeneous kerosene-air mixture with addition of hydrogen[J]. *Combustion, explosion, and shock waves*, 2016, 52(3): 371-373.
- [9] KINDRACKI J. Experimental studies of kerosene injection into a model of a detonation chamber[J]. *Journal of power technologies*, 2012, 92(2): 80-89.
- [10] KINDRACKI J. Experimental research on rotating detonation in liquid fuel-gaseous air mixtures[J]. *Aerospace science and technology*, 2015, 43: 445-453.
- [11] 郑权, 李宝星, 翁春生, 等. 燃烧室长度对液态燃料旋转爆轰发动机性能影响实验研究[J]. *推进技术*, 2018, 39(12): 2764-2771. ZHENG Quan, LI Baoxing, WENG Chunsheng, et al. Experimental investigation for effects of combustor length on liquid-fueled rotating detonation engine performance[J]. *Journal of propulsion technology*, 2018, 39(12): 2764-2771.
- [12] 郑权, 魏万里, 翁春生, 等. 液态燃料喷注压力对旋转爆轰波影响的实验研究[J]. *推进技术*, 2020, 41(12): 2790-2797. ZHENG Quan, WEI Wanli, WENG Chunsheng, et al. Experimental study for effects of liquid-fuel injection pressure on rotating detonation wave[J]. *Journal of propulsion technology*, 2020, 41(12): 2790-2797.
- [13] 郑权, 翁春生, 白桥栋. 当量比对液体燃料旋转爆轰发动机爆轰影响实验研究[J]. *推进技术*, 2015, 36(6): 947-952. ZHENG Quan, WENG Chunsheng, BAI Qiaodong. Experimental study on effects of equivalence ratio on detonation characteristics of liquid-fueled rotating detonation engine[J]. *Journal of propulsion technology*, 2015, 36(6): 947-952.
- [14] MENG Qingyang, ZHAO Majie, ZHENG Hongtao, et al. Eulerian-lagrangian modelling of rotating detonative combustion in partially pre-vaporized n-heptane sprays with hydrogen addition[J]. *Fuel*, 2020. 318-332.
- [15] MENG Qingyang, ZHAO Ningbo, ZHANG Huangwei. On the distributions of fuel droplets and in situ vapor in rotating detonation combustion with prevaporized n-heptane sprays[J]. *Physics of fluids*, 2021, 33(4): 043307.
- [16] 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.
- [17] SUN Bo, MA Hu. Two-dimensional numerical study of two-phase rotating detonation wave with different injections[J]. *AIP advances*, 2019, 9(11): 115307.
- [18] 徐高, 翁春生, 康楠, 等. 考虑燃料雾化的气液两相连续旋转爆轰数值模拟[J]. *推进技术*, 2022, 43(1): 181-189. XU Gao, WENG Chunsheng, KANG Nan, et al. Numerical simulation of gas-liquid two-phase continuous rotating detonation considering fuel atomization[J]. *Journal of propulsion technology*, 2022, 43(1): 181-189.
- [19] REITZ R D, BEALE J C. Modeling spray atomization with the kelvin-helmholtz/rayleigh-taylor hybrid model[J]. *Atomization and sprays*, 1999, 9(6): 623-650.
- [20] WANG Yuhui, WANG Jianping, QIAO Wenyou. Effects of thermal wall conditions on rotating detonation[J]. *Computers & fluids*, 2016, 140: 59-71.
- [21] JIA Xiongbin, ZHAO Ningbo, LIU Shizheng, et al. Nu-

- merical investigation of detonation initiation for low-volatility liquid fuel/air mixtures[J]. *Aerospace science and technology*, 2021, 113: 106690.
- [22] 雷知迪, 陈正武, 杨小权, 等. 调控燃烧室燃料初始分布建立稳定旋转爆轰波的方法[J]. *爆炸与冲击*, 2019, 39(9): 4-14.
LEI Zhidi, CHEN Zhengwu, YANG Xiaoquan, et al. Method based on controlling initial fuel distribution to establish stable rotating detonation wave in combustion chamber[J]. *Explosion and shock waves*, 2019, 39(9): 4-14.
- [23] SHEPHERD J. California Institute of Technology, Shock and detonation Toolbox-2021 version [EB/OL]. <https://shepherd.caltech.edu/EDL/PublicResources/sdt/>.
- [24] REN Zhaoxin, ZHENG Longxi. Numerical study on rotating detonation stability in two-phase kerosene-air mixture [J]. *Combustion and flame*, 2021, 231: 111484.
- [25] WEN Haocheng, WEI Wei, FAN Wenqi, et al. On the propagation stability of droplet-laden two-phase rotating detonation waves[J]. *Combustion and flame*, 2022, 244: 112271.
- [26] LIM D, HUMBLE J, HEISTER S D, Experimental testing of an RP-2-GOX rotating detonation rocket engine[C]//AIAA SciTech Forum. Orlando, 2020: 0195.
- [27] ZHONG Yepan, WU Yun, JIN Di, et al. Investigation of rotating detonation fueled by the pre-combustion cracked kerosene[J]. *Aerospace science and technology*, 2019, 95: 105480.
- [28] HAN Jiayang, BAI Qiaodong, ZHANG Shijian, et al. Experimental study on propagation characteristics of rotating detonation wave with kerosene fuel-rich gas[J]. *Defence technology*, 2022, 18(8): 1498-1512.
- [29] BLUEMNER R, BOHON M D, PASCHEREIT C O, et al. Counter-rotating wave mode transition dynamics in an RDC [J]. *International journal of hydrogen energy*, 2019, 44(14): 7628-7641.
- [30] XIA Zhijie, TANG Ximeng, LUAN Mingyi, et al. Numerical investigation of two-wave collision and wave structure evolution of rotating detonation engine with hollow combustor[J]. *International journal of hydrogen energy*, 2018, 43(46): 21582-21591.
- [31] 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.
LI Baoxing, WENG Chunsheng. 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.
- [32] 赵家丰, 聂万胜, 全毅恒, 等. 喷注角度对超声速气流中液体横向射流的影响[J]. *推进技术*, 2022, 43(6): 239-249.
ZHAO Jiafeng, NIE Wansheng, TONG Yiheng, et al. Effects of injection angles on liquid jets in supersonic crossflows[J]. *Journal of propulsion technology*, 2022, 43(6): 239-249.

本文引用格式:

- 邵晓峰, 赵宁波, 刘世铮, 等. 正癸烷/空气旋转爆轰波形成与传播数值模拟[J]. *哈尔滨工程大学学报*, 2024, 45(4): 730-738.
SHAO Xiaofeng, ZHAO Ningbo, LIU Shizheng, et al. Numerical simulations of the formation and propagation of an *n*-decane/air rotating detonation wave [J]. *Journal of Harbin Engineering University*, 2024, 45(4): 730-738.