

氨/氧旋转爆轰波的数值模拟

刘永楠, 王海鸥, 罗 坤, 樊建人

(浙江大学能源高效清洁利用全国重点实验室, 杭州 310027)

摘要: 通过数值模拟研究了氨/氧旋转爆轰波的传播、周期性变化和污染物排放特性。结果显示, 旋转爆轰波的传播速度约为 1 851.9 m/s, 频率约为 6.17 kHz。燃烧波与激波耦合良好, 波后存在稳定三角形区域。流场入口与出口附近的压力、温度、速度分布在斜激波处均存在不连续性。典型周期内爆轰波的温度、压力和化学反应强度呈现动态稳定现象, 爆轰波波头高度对燃烧反应影响明显; 不同周期内爆轰波同样存在动态变化。氨/氧旋转爆轰污染物主要为 NO, 集中分布在爆轰波面和爆燃波面附近。NO 在爆轰波面与爆燃波面的反应速率存在较大不同, 爆轰波面上 NO 生成速率更高, 同时伴随着高消耗速率; 而爆燃波面处的 NO 生成速率相对较低。

关键词: 旋转爆轰波; 氨燃烧; 数值模拟; 污染物排放

中图分类号: TK11

文献标志码: A

文章编号: 1006-8740(2026)01-0001-08

Numerical Simulation of Ammonia/Oxygen Rotating Detonation Waves

Liu Yongnan, Wang Haiou, Luo Kun, Fan Jianren

(State Key Laboratory of Clean Energy Utilization, Zhejiang University, Hangzhou 310027, China)

Abstract: In this study, numerical simulation of ammonia/oxygen rotating detonation waves has been performed to investigate the characteristics of propagation, periodic variation, and pollutant emissions. The results show that the propagation speed of the rotating detonation wave is approximately 1 851.9 m/s, with a frequency of about 6.17 kHz. The combustion wave couples well with the shock wave, and a stable triangular region exists behind the wave. There exists discontinuity in pressure, temperature, and velocity distributions near the inlet and outlet of the flow field at the oblique shock, with the discontinuity at the outlet lagging behind that at the inlet. During a typical period, the temperature, pressure, and chemical reaction intensity of the detonation wave exhibit dynamic stability, with the wave front significantly affecting the combustion reaction. The detonation wave also shows dynamic variations during different periods. NO is the main pollutant of ammonia/oxygen rotating detonation, which is concentrated near the detonation wave and deflagration wave fronts. The reaction rate of NO differs significantly between the detonation wave front and the deflagration wave front, with a higher NO generation rate at the detonation wave front, accompanied by a high consumption rate; while the NO generation rate at the deflagration wave front is relatively lower.

Keywords: rotating detonation wave; ammonia combustion; numerical simulation; pollution emission

收稿日期: 2025-02-18.

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(U2441282).

作者简介: 刘永楠(1999—), 男, 博士研究生, 12427021@zju.edu.cn.

通信作者: 王海鸥, 男, 博士, 研究员, wanghaiou@zju.edu.cn.

连续旋转爆轰发动机(CRDE)^[1]被认为是一种显著提高燃烧效率的先进推进系统,其通过将爆轰波封闭在环形燃烧室内实现持续稳定的燃烧,高温高压的燃烧产物通过轴向高速排放以产生推力,具有高燃烧速度、高比冲、高热效率、结构紧凑、推力稳定、燃料流量大幅可调等优点.关于连续旋转爆轰发动机的研究逐渐增多,正成为国内外研究的热点.

从20世纪开始,人们针对旋转爆轰发动机开展了大量实验研究和数值模拟^[2-6].Voitsekhovskii等最早在1960年提出旋转爆轰的概念,首次在实验中成功实现圆盘形燃烧室内乙炔/氧气的短暂连续旋转爆轰.Bykovskii等^[3-4]先后对多种气体、液体燃料在多种燃烧室结构内、不同喷注方式下实现了旋转爆轰波的持续传播,使用的燃料包括乙炔、氢气、丙烷、苯、酒精、丙酮和柴油等.数值模拟方面,在早期,Shen和Adamson^[5]结合理论和数值方法进行的CRDE计算揭示了旋转爆轰波的基本结构.Zhdan等^[6]开展了针对CRDE的二维数值模拟研究,得到的流场与实验结果在定性上基本一致.然而,由于采用了简单的数值方法和粗糙网格,计算得到的爆轰速度仅为理论Chapman-Jouguet(C-J)值的80%.近年来,由于计算能力的提升,进行详细的CRDE燃烧室内流场结构模拟已成为可能.

目前国内外对CRDE的研究主要使用氢气、烃类化合物等作为燃料.氢气具有强反应性、高燃烧速度等特点^[7],在储存和使用过程中存在爆炸隐患;而烃类的燃烧会显著增加二氧化碳的排放.氨是一种新型的零碳燃料,在爆轰发动机中存在巨大潜力.关于氨的爆轰特性,目前只有少数研究被报道.Thomas等^[8]研究了甲烷/氨/氧气混合物中的爆燃到爆轰的转变(DDT),探讨了爆轰的起始条件.Mével等^[9]通过实验和数值方法研究了氨/氧气和氨/一氧化二氮混合物对爆轰的敏感性.2022年,Huang等^[10]使用带Laval喷嘴的空心燃烧室,首次在实验中实现了氨/氧旋转爆轰,通过压力测量与光学检测等方式分析了氨/氧CRD波的形成过程和传播特性,总结了喷嘴收缩比对CRD波形成和传播的影响.总体而言,氨的爆轰具有不规则的胞格尺寸,反应性较低,给CRD的实现带来了许多挑战.到目前为止,氨/氧旋转爆轰中的作用机制尚不明确.

污染物排放是在氨燃烧应用的关键问题,尤其是NO排放特性已经有大量研究.Gardiner^[11]通过对含氮燃料燃烧的研究,分析了NO的多种反应路径.Djordjevic等^[12]通过求解一维反应欧拉方程模拟了氨在脉冲爆轰中的NO_x生成情况,发现惰性气体

稀释有助于抑制NO_x的生成.Fernando等^[13]通过理想ZND假设分析了氨/氢燃料爆轰的NO排放特性,发现氨在爆轰过程中有利于激活多种反应途径,有助于NO的消耗.尽管在爆轰中的NO排放特性已有一定研究,但到目前为止,在旋转爆轰领域对NO排放特性的理解仍存在不足.

本文使用纯氧作为氧化剂,对纯氨燃料的旋转爆轰进行数值模拟,探索氨/氧旋转爆轰波的传播、周期性变化和污染物排放特征.

1 模拟设置

1.1 计算域设置

图1展示了连续旋转爆轰发动机燃烧室的示意图.图1(a)为三维环形燃烧室模型^[13],取出同轴圆筒腔中间层的圆柱面,为降低计算量,将圆环腔燃烧室展开为二维平面,如图1(b)所示, x 表示圆周方向, y 表示圆轴方向坐标.

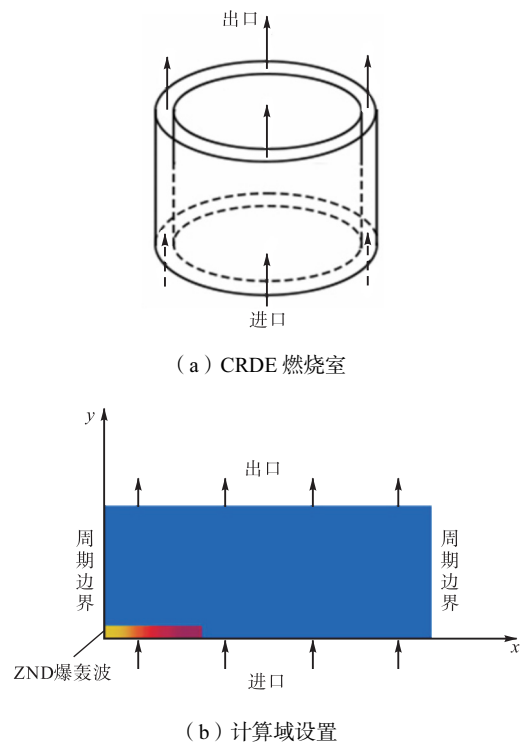


图1 CRDE燃烧室及计算域设置示意

Fig.1 Schematic of the CRDE combustion chamber and computational domain setup

计算域的长和宽分别为0.30 m和0.04 m.计算网格总数为3 000(圆周方向)×400(圆轴方向).边界条件设置如下:底部边界为无反射入口($y=0$),顶部边界为无反射出口($y=0.04$ m),左侧边界($x=0$)和右侧边界($x=0.30$ m)均为周期性边界.为验证网格无关性,分别采用1 500×200、3 000×400和4 500×

600 网格数进行计算, 比较 3 种网格对爆轰波间断面捕捉的情况, 计算结果见图 2. 结果表明, 采用 $3\,000 \times 400$ 网格能捕捉到爆轰波间断面和其他压力波动, 相对 $1\,500 \times 200$ 网格更准确, 进一步增加网格数, 对计算结果的影响不大, 可认为 $3\,000 \times 400$ 网格满足计算精度要求. 因此, 本文采用 $3\,000 \times 400$ 网格.

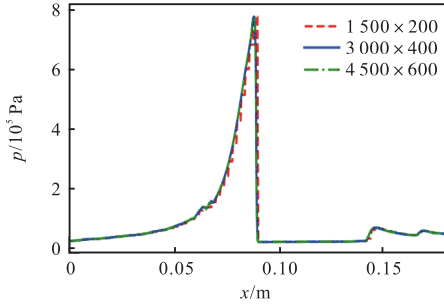


图 2 不同网格数条件下入口处压力分布情况

Fig.2 Pressure distribution at the inlet under different grid resolutions

初始温度场、压力场和物质组分的设置如图 1 (b) 所示, 左下角的区域为点火区域, 大小为 $0.05\text{ m} \times 0.005\text{ m}$, 依照一维 ZND 理论求解得到的爆轰波, 以便于快速形成向单一方向稳定传播的连续旋转爆轰波, 其他部分由 N_2 填充.

1.2 边界条件

入口喷注当量比 $\phi=1.0$ 的氨气/氧气. 假设燃料与氧气充分预混, 与之前的研究^[14]一致. 设置喷注总压为 $p_0=0.3\text{ MPa}$, 喷注温度为 $T_0=300\text{ K}$. 入口边界采用拉瓦尔喷嘴边界条件, 进气壁上每个网格点入流参数根据燃烧室进气壁上的当地压强, 由一维理想气体动力学理论计算入流参数^[15-16], 设拉瓦尔喷嘴出口面积与喉道面积比为

$$A_w / A_{\text{throat}} = \frac{1}{M} \left[\frac{1}{\gamma+1} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) \right]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$$

式中: M 为拉瓦尔喷嘴出口处马赫数. 当给定拉瓦尔喷嘴的几何形状 (即面积比 A_w / A_{throat}), 由等熵流动关系可计算出入流马赫数存在两个实根, 分别为 $M_1 (>1)$ 和 $M_2 (<1)$. 用 p_0 表示来流总压, 则入射流场与当地压强 p_w 的变化关系如下:

(1) 当 $p_w > p_0$ 时, 可燃气体不能喷入, 此时入口边界按固壁处理, 轴向入流速度为 0:

$$p = p_w, T = T_w, w = 0$$

(2) 当 $p_w < p_0$ 时, 可燃气体在整个入流喷管内以亚声速入射, 入射马赫数 M_e 满足等熵流公式

$$M_e = \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \left[\left(\frac{p_0}{p_w} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]}$$

燃烧室入口处压强、温度和轴向速度 w 的设置为

$$p = p_w, T = \frac{T_0}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2}, w = M_e \sqrt{\gamma R T}$$

(3) 当 $p_{w3} < p_w < p_{w2}$ 时, 入流喷管维持壅塞状态, 流量达到最大值, 喉道下部产生激波, 可燃气亚声速入射. 此时入射马赫数 M_e 满足关系式:

$$\frac{p_w}{p_0} \cdot \frac{A_w}{A_{\text{throat}}} = \frac{1}{M_e} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \frac{1}{\sqrt{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_e^2}}$$

计算出入射马赫数 M_e 后, 参照 (2) 的方法计算得到入流参数值.

(4) 当 $p_w < p_{w3}$ 时, 可燃气体通过管外斜激波调整压强, 喷口处入流条件不受进气壁外压强影响, 此时燃烧室入口处压强、温度和轴向速度 w 的设置为

$$p = \frac{p_0}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2}, T = \frac{T_0}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2}, w = M_1 \sqrt{\gamma R T}$$

1.3 控制方程

本研究采用二维欧拉方程描述旋转爆轰过程:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} = S$$

$$U = \begin{bmatrix} \rho_1 \\ \vdots \\ \rho_k \\ \vdots \\ \rho_N \\ \rho u \\ \rho v \\ e \end{bmatrix}, F = \begin{bmatrix} \rho_1 u \\ \vdots \\ \rho_k u \\ \vdots \\ \rho_N u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ (e+p)u \end{bmatrix}, G = \begin{bmatrix} \rho_1 v \\ \vdots \\ \rho_k v \\ \vdots \\ \rho_N v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ (e+p)v \end{bmatrix}, S = \begin{bmatrix} \omega_1 \\ \vdots \\ \omega_k \\ \vdots \\ \omega_N \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

在上述方程中, p 表示压力, ρ_k 表示第 k 种物质的密度, ω_k 表示第 k 种物质的反应速率. u 和 v 分别表示 x 和 y 方向的速度. N 是涉及的物种数量. 混合物的密度 ρ 和能量 e 计算如下:

$$\rho = \sum_{k=1}^N \rho_k$$

$$e = \rho h - p + \frac{1}{2} \rho (u^2 + v^2)$$

混合物的比焓可以写成 $h = \sum_{k=1}^N \frac{\rho_k h_k}{\rho}$, 其中 h_k 是第 k 种物质的比焓. 状态方程用于计算压力:

$$p = \rho \frac{R_0}{W} T$$

式中: W 是混合物的分子量; R_0 是理想气体常数; T 是混合物的温度.

化学反应机理采用 Okafor 等^[17]提出的 59 种物

质和 356 个基元反应的机理模拟氨的燃烧反应. 该机理基于 GRI-Mech 3.0 机理与 Tian 等^[18]的机理开发,已在部分数值研究中得到应用,显示出与实验数据良好的一致性^[19]. 另外,本研究使用基于 OpenFOAM 平台的开源求解器 detonationFoam 开展数值模拟^[20-21]. detonationFoam 是一款基于在 rhoCentralFoam 开发的气体爆轰模拟求解器^[22],采用 HLLC-P 的黎曼近似求解器来实现精确的激波捕捉^[23]. 采用一阶隐式欧拉方案. 采用混合平均模型来计算传输性质. 更多有关求解器的细节参见于 Sun 等人的工作.

2 结果与讨论

2.1 氨/氧旋转爆轰的传播特性

图 3 为进气壁上某点 ($x = 0.15 \text{ m}$) 压力与温度随时间变化曲线. 由图可知,周期性循环的爆轰波 8 次扫过该点. 当爆轰波经过该点时,压力与温度阶跃性地升高,当进气壁上压力大于入流总压时,燃料无法喷入. 而由于 Taylor 稀疏波作用,爆轰波后产物区压力与温度迅速下降. 压力峰值在 $0.63 \sim 1.12 \text{ MPa}$ 之间波动. 爆轰波的速度维持在 1851.9 m/s ,传播频率为 6.17 kHz . 与 Huang 等^[10]的氨氧旋转爆轰实验中得到的结果符合良好,压力波动范围接近,实验中得到的爆轰波传播速度为 1886 m/s ,传播频率为 6.04 kHz ,平均峰值压力约为 1.3 MPa . Cantera 计算得到的理论 CJ 速度为 2464 m/s ,以此计算数值模拟结果速度亏损为 75.15% ,与实验得到的 $70\% \sim 100\%$ CJ 速度范围相符合.

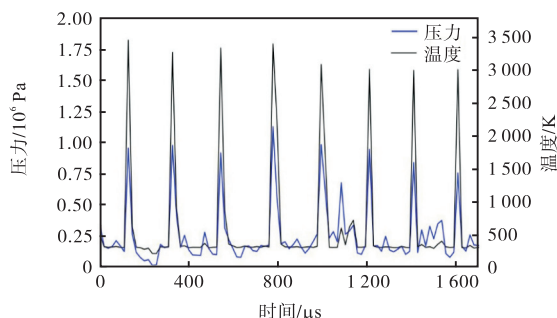


图 3 入口压力边界 $x = 0.15 \text{ m}$ 处的压力和温度分布

Fig.3 Pressure and temperature distribution at the inlet pressure boundary at $x = 0.15 \text{ m}$

图 4 所示为 $t = 140 \mu\text{s}$ 时压力、温度以及 NH_3 和 OH 质量分数的分布. 压力分布展示了爆轰波的波面位置,未燃气体经过爆轰波面出现压力骤升并被成功点燃,由于入口处压力过高,新鲜未燃气体无法喷出,而在波后的稀疏波作用下压力迅速下降,未燃气

体继续喷出,形成如图 4(b) 温度云图中所示的波后三角形区域. 由温度分布可知,未燃气体呈现爆燃和爆轰两种燃烧方式. 由于爆轰产物温度较高,新鲜预混燃料层在与爆轰产物的接触界面处发生了缓燃现象. 在燃烧产物区,从爆轰波面向后延伸出一道斜激波,并对燃烧产物进行加热,形成明显的温度间断面. 由 OH 分布可知,在斜激波和接触间断之间存在 OH 的积聚现象,这是由于部分未完全反应的中间产物在穿越缓燃波面后进入斜激波区域,受热继续反应所致,这是旋转爆轰波的基本特征. 受波系扰动影响,无法维持稳定三角形区域,转而出现在涡旋结构,因此爆轰波所对应的温度与压力呈现动态变化特性,后续将对此展开进一步讨论.

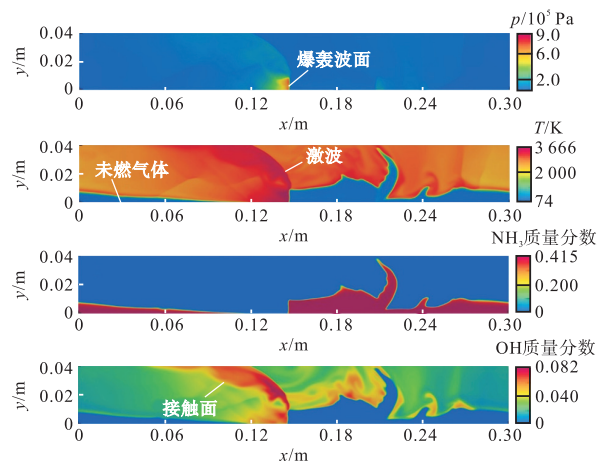


图 4 $t = 140 \mu\text{s}$ 时压力、温度、 NH_3 和 OH 的质量分数分布

Fig.4 Distributions of pressure, temperature, mass fractions of NH_3 and OH at $t = 140 \mu\text{s}$

图 5 所示为 $t = 140 \mu\text{s}$ 时刻入口与出口的温度、压力、速度分布曲线. 由图 5 可知,在入口边界,温度、压力、周向速度均在 $x = 0.145 \text{ m}$ 附近即爆轰波位置处达到峰值,分别为 3646 K 、 1.06 MPa 和 1816 m/s . 波峰处压力极大,燃料基本无法入射. 在爆轰波后方区域 ($0.12 \text{ m} < x < 0.145 \text{ m}$),温度、压力和周向速度由于 Taylor 稀疏波作用,自波峰处逐渐衰减,此时压力依然很大,新鲜气体尚未进入. 同时,温度与周向速度存在一定程度波动. 直到更往后的区域 ($0 < x < 0.12 \text{ m}$),入口压力小于入流总压,轴向速度升高,未燃气体逐渐开始填充,温度与压力逐渐稳定,周向速度缓慢下降. 在 $0.145 \text{ m} < x < 0.3 \text{ m}$ 内,填充的未燃气体逐渐出现波动,在轴向速度与周向速度上均有体现. 压力场出现小的峰值,这可能是受到未燃气体涡旋的影响.

对于出口边界,压力、温度、周向速度、轴向速度均存在由下游斜激波引起的明显间断,间断位置在周

向上滞后于入口处爆轰波造成的间断. 与入口边界相比, 出口边界的压力、温度、周向速度峰值显著降低, 而轴向速度整体高于入口, 这表明燃烧产物经膨胀后以较高速度喷出.

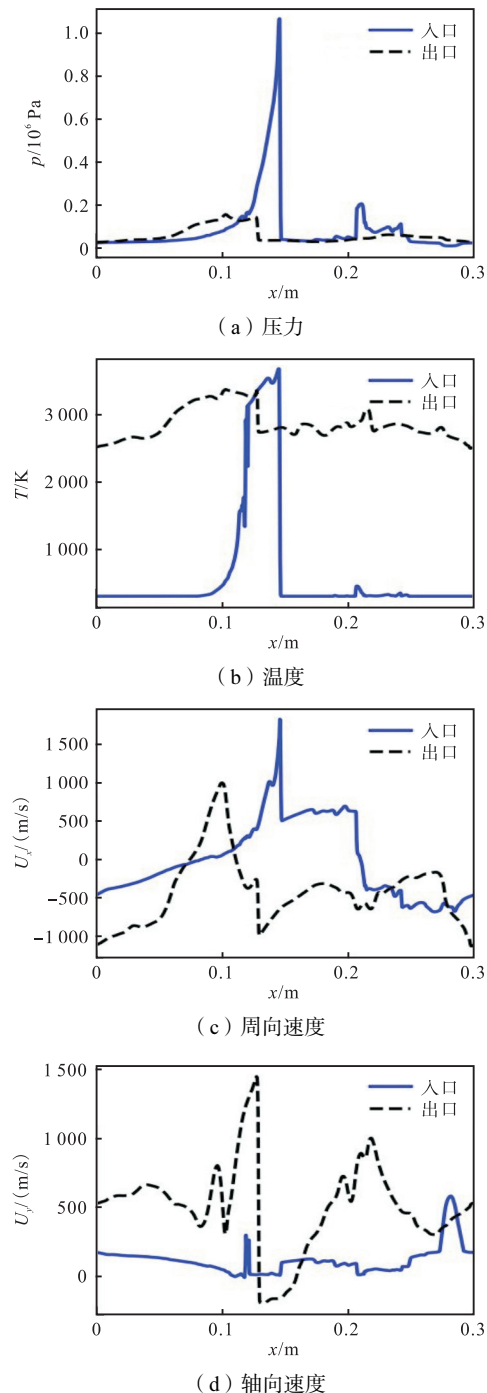


图5 $t = 140 \mu\text{s}$ 时刻入口与出口处压力、温度、周向速度、轴向速度分布

Fig.5 Distributions of pressure, temperature, tangential velocity, and axial velocity at the inlet and outlet at $t = 140 \mu\text{s}$

2.2 氨/氧旋转爆轰的动态变化特性

尽管旋转爆轰波保持相对稳定的传播速度, 其对应的压力与温度仍存在显著波动. 图 6 展示了单个

周期内不同时刻的温度分布情况. 可以看出, 在该周期中, 爆轰波面总体上处于动态稳定状态. 在爆轰波的转播过程中, 未燃气体区域呈现一定的波动和卷曲现象, 导致爆轰波波头高度持续变化. 在 $t = 150 \mu\text{s}$ 时, 爆轰波波头高度达到最大, 未燃气体供应充分, 这一结构变化进一步影响了波面温度和化学反应强度. 到 $t = 185 \mu\text{s}$ 时, 爆轰波波头高度再次降低, 系统进入新一轮周期.

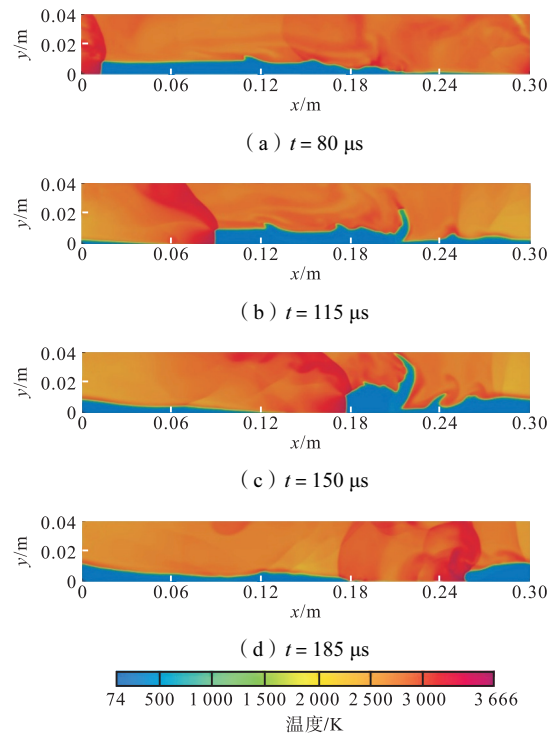


图6 典型周期内的温度分布

Fig.6 Temperature distributions during a typical period

为深入分析爆轰波波头高度对化学反应的影响. 选取爆轰波三波点处作为特征位置, 该点至入口的纵向距离定义为波头高度, 该点温度即为波头温度. 图 7 展示了典型周期内的爆轰波波头高度、波头温度及 OH 质量分数的变化情况. 在爆轰波波头高度较大的时刻, 爆轰波前可燃混合气体的填充量更为充足, 促使爆轰波化学反应强度增大, 表现为 OH 质量分数升高, 并伴随温度的显著提升; 而在爆轰波波头高度较低的时刻, 波前可燃物填充量相应减少, 导致爆轰波后反应强度较小, 温度也随之降低.

各周期内温度与压力峰值均呈现明显波动, 而非保持恒定. 在 $x = 0.15 \text{ m}$ 处, 压力峰值变化范围为 $0.63 \sim 1.12 \text{ MPa}$, 温度峰值范围则为 $2981 \sim 3524 \text{ K}$. 值得注意的是, 不同周期爆轰波压力峰值与温度峰值往往呈现一致性趋势, 即某一周期内两者均偏高或均偏低, 反映出波面结构在传播过程中存在持续的自调节行为. 该现象与已有研究中氨/氧连续旋转爆轰发

动机结果一致,进一步验证了数值模拟的可靠性. 图 8 展示了连续 3 个周期中,爆轰波传播至相近位置时的温度云图,可直观比较波面结构的周期性变化. 为定量分析不同周期爆轰波面反应强度的差异,在图 9 中进一步提取了爆轰波面上某一点的氨反应速率沿波面法线方向的分布情况,用于揭示反应区结构随周期的演变特征.

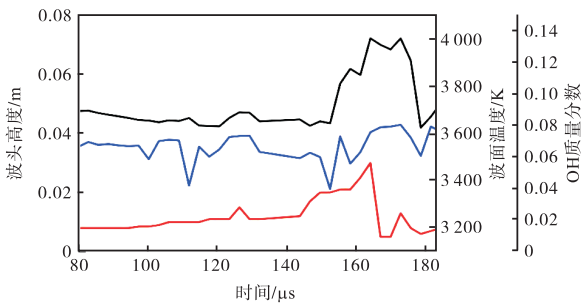


图 7 典型周期内的爆轰波波头高度、波面温度与 OH 质量分数的分布

Fig.7 Distributions of detonation wave front height, wave surface temperature, and OH mass fraction during a typical period

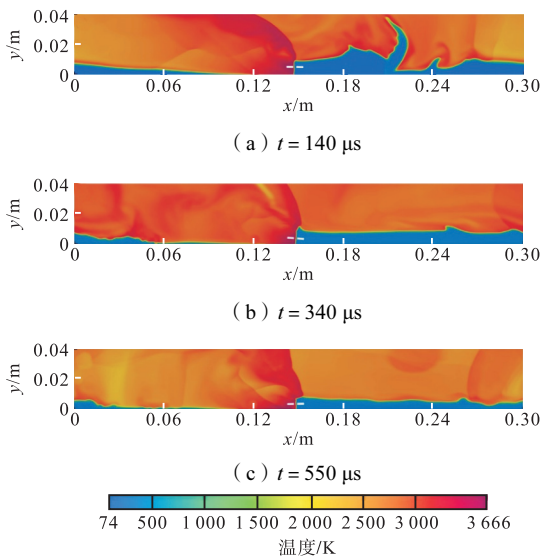


图 8 不同周期温度分布

Fig.8 Temperature distributions during different periods

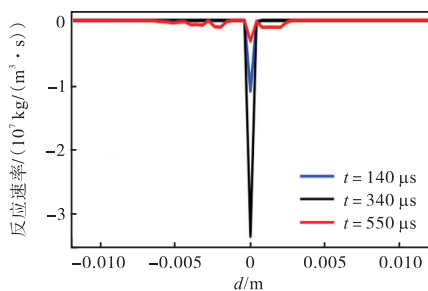


图 9 不同周期爆轰波面处氨的反应速率分布

Fig.9 Distribution of ammonia reaction rates at the detonation wave surface during different periods

在 $t = 140 \mu\text{s}$ 时,氨的反应速率相对较低,表明此时爆轰波面的化学反应强度较弱. 该条件下波后未燃气体填充充分,有助于维持爆轰传播过程的稳定性;对于 $t = 340 \mu\text{s}$ 时,氨的反应速率显著升高,爆轰波处反应剧烈,伴随温度与压力明显上升. 这种高温高压状态在一定程度上抑制了波后未燃气体的持续喷注. 由于未燃气体供应不足,波前填充区域缩短,爆轰波随之减弱, $t = 550 \mu\text{s}$ 时刻氨的反应速率明显减弱,体现出反应强度在传播过程中呈现周期性动态变化的特征.

2.3 氨/氧旋转爆轰的污染物排放特性

氨的燃烧会存在污染物排放问题,包括未燃尽氨与氮氧化物,当量比为 1,氨能够充分燃烧. 因而主要关注出口的氮氧化物排放,包括 NO 和少量 N_2O 、 NO_2 . 图 10 展示了 $t = 140 \mu\text{s}$ 燃烧室中 NO、 N_2O 、 NO_2 质量分数的分布. 可以看到在燃烧产物中存在一定量的 NO,主要集中在爆轰波面和缓燃波面处,表明 NO 的分布与温度呈正相关. NO_2 和 N_2O 的质量分数在燃烧产物中几乎为零,仅有少量存在于未燃气体区域,随着燃烧, NO_2 和 N_2O 很快转化为其他气体. 因而 NO 是氨/氧旋转爆轰的主要污染物.

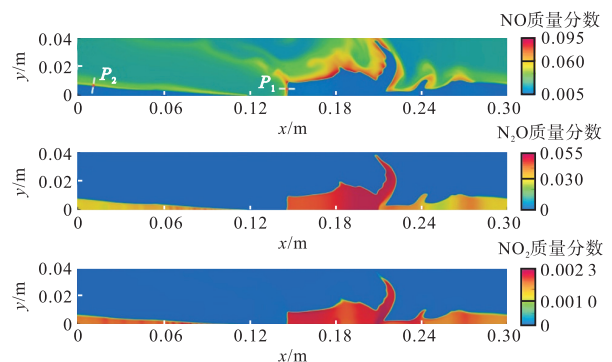


图 10 $t = 140 \mu\text{s}$ 时 NO、 N_2O 和 NO_2 的质量分数分布

Fig.10 The distribution of NO, N_2O , and NO_2 mass fractions at $t = 140 \mu\text{s}$

为进一步研究 NO 的生成特性,选择了两个位置进行分析,分别在爆轰波面和稳定爆燃波面的两个位置处取点 P_1 和 P_2 ,并做关于波面的法线,给出 NO 的反应速率沿法线方向的分布,如图 11 所示. 观察到在两个波面位置都出现了 NO 反应速率的峰值. NH_3 经过波面反应生成 NO,爆轰波面上的 NO 生成反应速率较爆燃波面的强,这是由于爆轰波面相对于爆燃波面具有更高的温度所决定的. 同时需要注意的是,在经过波面后,两种情况下的 NO 反应速率都出现负值,即生成的 NO 被消耗. 对于位置 P_1 ,NO 生成速率的峰值与消耗速率的峰值接近,即大部分生成的 NO 都在爆轰波面后进一步反应并被消耗;

而对于位置 P_2 , 尽管 NO 的生成速率低于 P_1 , 但其 NO 的消耗速率相对于 NO 生成速率有较大差距。

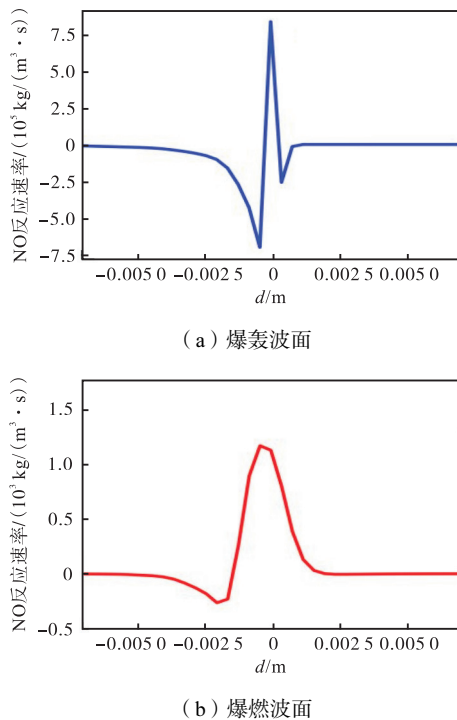


图 11 $t = 140 \mu\text{s}$ 时 NO 反应速率沿位置 P_1 (爆轰波面) 和 P_2 (爆燃波面) 法线的分布

Fig.11 Distributions of NO reaction rate along the normal lines to position P_1 (detonation wave surface) and P_2 (deflagration wave surface) at $t = 140 \mu\text{s}$

3 结 论

本文通过数值模拟探究了氨/氧旋转爆轰的传播特性、周期性变化特征和污染物排放特性。旋转爆轰波持续传播, 传播速度为 1851.9 m/s , 传播频率为 6.17 kHz 。入口边界附近的流场参数如压力、温度、速度分布存在间断, 燃烧波与激波耦合良好, 波后存在稳定三角形区域, 经发展出现波动, 对爆轰传播产生影响。出口附近的压力、温度、速度分布在斜激波处存在间断, 相对滞后于入口处。出口处的轴向速度总体上高于入口, 表明燃烧产物经膨胀后高速喷出。

在单个传播周期内, 爆轰波的温度、压力和化学反应强度总体上处于一种动态平衡状态。爆轰波波头高度是影响燃烧反应的关键因素。当波头高度较大时, 爆轰波前燃料和空气填充高度也较高, 导致爆轰波化学反应剧烈, 产生更高的温度; 波头高度较小时, 可燃混合物填充不足, 导致爆轰波后的反应强度较小, 温度也相应下降。此外, 不同周期之间温度分布的动态差异进一步说明, 旋转爆轰波在传播过程中具有持续的自调节特性。该变化规律与已有实验结

果一致, 验证了计算模型的可靠性。

燃烧产物中存在一定量的 NO, 主要集中在爆轰波面和缓燃波面处。NO₂ 和 N₂O 的质量分数在燃烧产物中几乎为零, 仅有少量存在于未燃气体区域, 随着燃烧, NO₂ 和 N₂O 很快被消耗。NO 在爆轰波面与爆燃波面的反应存在较大不同, 爆轰波面上 NO 生成速率相对更高, 同时伴随着高消耗速率; 爆燃波面处的 NO 生成速率相对较低, 但消耗速率更低。

参考文献

- [1] Zhao R, Wu D, Wang J P. Progress of continuously rotating detonation engines[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2016, 29(1): 15-29.
- [2] Voitsekhovskii B V. Maintained detonations[J]. *Soviet Physics Doklady*, 1960, 4: 1207.
- [3] Bykovskii F A, Zhdan S A, Vedernikov E F. Continuous spin detonations[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2006, 22(6): 1204-1216.
- [4] Bykovskii F A, Zhdan S A, Vedernikov E F, et al. Scaling factor in continuous spin detonation of syngas-air mixtures[J]. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, 2017, 53: 187-198.
- [5] Shen P I, Adamson T C. Theoretical analysis of a rotating two phase detonation in liquid rocket rotors[J]. *Astronaut Acta*, 1972, 17(4/5): 715-728.
- [6] Zhdan S A, Bykovskii F A, Vedernikov E F. Mathematical modeling of a rotating detonation wave in a hydrogen-oxygen mixture[J]. *Combustion, Explosion, and Shock Waves*, 2007, 43(4): 449-459.
- [7] Li Y, Bi M, Zhang S, et al. Dynamic couplings of hydrogen/air flame morphology and explosion pressure evolution in the spherical chamber[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2017, 43(4): 2503-2513.
- [8] Thomas G, Oakley G, Bambrey R. An experimental study of flame acceleration and deflagration to detonation transition in representative process piping[J]. *Process Safety and Environmental Protection*, 2010, 88(2): 75-90.
- [9] Mével R, Melguizo-Gavilanes J, Chaumeix N. Detonation in ammonia-based mixtures[C]//*Asia-Pacific Conference on Combustion*. The University of Sydney, NSW Australia, 2017: 187-190.
- [10] Huang S Y, Zhou J, Liu S J, et al. Continuous rotating detonation engine fueled by ammonia[J]. *Energy*, 2022, 252: 123911.

- [11] Gardiner W C. *Gas-Phase Combustion Chemistry*[M]. New York: Springer, 2000.
- [12] Djordjevic N, Hanraths N, Gray J, et al. Numerical study on the reduction of NO_x emissions from pulse detonation combustion[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2018, 140(4): 041504.
- [13] Fernando Veiga-López, Rémy Mével. Detonation properties and nitrogen oxide production in ammonia-hydrogen-air mixtures[J]. *Fuel*, 2024, 370: 131794.
- [14] 王健平, 张树杰, 姚松柏. 连续爆轰发动机的研究进展[J]. 宇航总体技术, 2019, 3(2): 11-22.
Wang Jianping, Zhang Shujie, Yao Songbai. Research progress on continuous detonation engines[J]. *Journal of Aerospace Technology*, 2019, 3(2): 11-22 (in Chinese).
- [15] Hishida M, Fujiwara T, Wolanski P. Fundamentals of rotating detonations[J]. *Shock Waves*, 2009, 19(1): 1-10.
- [16] 童秉纲, 孔祥言, 邓国华. 气体动力学[M]. 第2版. 北京: 高等教育出版社, 2012.
Tong Binggang, Kong Xiangyan, Deng Guohua. *Gas Dynamics*[M]. 2nd Edition. Beijing: Higher Education Press, 2012 (in Chinese).
- [17] Okafor E C, Naito Y, Colson S, et al. Experimental and numerical study of the laminar burning velocity of CH₄-NH₃-air premixed flames[J]. *Combustion & Flame*, 2018, 187: 185-198.
- [18] Tian Z, Li Y, Zhang L, et al. An experimental and kinetic modeling study of premixed NH₃/CH₄/O₂/Ar flames at low pressure[J]. *Combustion and Flame*, 2009, 156(7): 1413-1426.
- [19] Sahu A, Wang C, Jiang C, et al. Effect of CO₂ and N₂ dilution on laminar premixed MTHF/air flames: Experiments and kinetic studies[J]. *Fuel*, 2019, 255: 115659.
- [20] Dasgupta E H D C. Flame simulations with an open-source code[J]. *Computer Physics Communications*, 2019, 237: 219-229.
- [21] Sun J, Wang Y, Tian B, et al. Detonation Foam: An open-source solver for simulation of gaseous detonation based on OpenFOAM[J]. *Computer Physics Communications*, 2023, 292: 108859.
- [22] Sun J, Yang P, Tian B, et al. Effects of wedge-angle change on the evolution of oblique detonation wave structure[J]. *Physics of Fluids*, 2022, 34: 096112.
- [23] Xie W, Zhang R, Lai J, et al. An accurate and robust HLLC-type Riemann solver for the compressible Euler system at various Mach numbers[J]. *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, 2019, 89(10): 430-463.