

燃烧室轴向和周向长度对气液两相旋转爆轰特性的影响

李宝星¹, 许桂阳¹, 舒慧明¹, 翁春生², 赵凤起¹, 王研艳³

(1. 中国兵器工业集团有限公司 西安近代化学研究所, 西安 710065;

2. 南京理工大学 瞬态物理重点实验室, 南京 210094;

3. 南京工业职业技术大学 电气工程学院, 南京 210046)

摘 要: 为了研究旋转爆轰发动机燃烧室轴向和周向长度对气液两相旋转爆轰特性的影响,采用守恒元和求解元(CE/SE)方法对带化学反应的汽油/富氧空气两相旋转爆轰理论模型进行求解,获得了气液两相旋转爆轰流场结构,并分析了燃烧室轴向和周向长度对燃烧室流场、爆轰波传播特性以及发动机推力性能的影响。计算结果表明:轴向长度对燃烧室上游流场影响甚小,但对下游流场参数影响较显著。随着轴向长度增加,燃烧室出口压力、温度、密度以及周向速度均降低,轴向速度则逐渐增大,同时发动机平均推力密度和燃料比冲先增大后减小。当周向长度过短,燃烧室内难以形成自持传播的爆轰波,随着周向长度增加,上游爆轰波强度增加,对应的流场参数均有所增大,但发动机推力性能略有所降低。

关 键 词: 旋转爆轰发动机; 轴向和周向长度; 气液两相; 爆轰特性; 守恒元/求解元方法

中图分类号: V321.22

文献标志码: A

Influence of axial and circumferential lengths of combustion chamber on gas-liquid two-phase rotating detonation characteristics

LI Baoxing¹, XU Guiyang¹, SHU Huiming¹, WENG Chunsheng²,
ZHAO Fengqi¹, WANG Yanyan³

(1. Xi'an Modern Chemistry Research Institute,

China North Industries Group Corporation Limited, Xi'an 710065, China;

2. National Key Lab of Transient Physics,

Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China;

3. School of Electrical Engineering,

Nanjing Vocational University of Industry Technology, Nanjing 210046, China)

Abstract: In order to study the influences of axial and circumferential lengths of rotating detonation engine combustion chamber on gas-liquid two-phase rotating detonation characteristics, the theoretical model of gasoline/oxygen-enriched air two-phase rotating detonation with chemical reaction was solved by conservative element and solution element (CE/SE) method. The flow field structure of gas-liquid two-phase rotating detonation was obtained, and the influences of the axial and circumferential lengths of the combustion chamber on the flow field, detonation wave propagation characteristics and thrust performance of the engine

收稿日期: 2020-01-12

基金项目: 国家自然科学基金(11802039, 11802117)

作者简介: 李宝星(1990—),男,工程师,博士,主要从事爆轰推进研究。

引用格式: 李宝星,许桂阳,舒慧明,等. 燃烧室轴向和周向长度对气液两相旋转爆轰特性的影响[J]. 航空动力学报,2020,35(8): 1601-1611. LI Baoxing, XU Guiyang, SHU Huiming, et al. Influence of axial and circumferential lengths of combustion chamber on gas-liquid two-phase rotating detonation characteristics[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(8): 1601-1611.

were analyzed. The calculation results showed that the axial length had little effect on the upstream flow field of the combustion chamber, but had a significant effect on the downstream flow field parameters. With the increase of the axial length, the outlet pressure, temperature, density and circumferential velocity of the combustion chamber decreased, while the axial velocity increased gradually, and the average thrust density and fuel specific impulse of the engine increased first and then decreased. When the circumferential length was too short, it was difficult to form a self-sustaining propagating detonation wave in the combustion chamber. As the circumferential length increased, the strength of upstream detonation wave increased, and the corresponding flow field parameters increased, however, the thrust performance of engine decreased slightly.

Key words: rotating detonation engine; axial and circumferential lengths; gas-liquid two-phase; detonation characteristic; conservative element and solution element method

随着科技的飞速发展,人类对航空航天事业的热情日益高涨,迫切需要发展一种基于全新热力循环方式、高热循环效率、高性能的动力装置,而爆轰燃烧理论上具有比等压燃烧更高的热循环效率^[1]。旋转爆轰发动机(rotating detonation engine, RDE)是利用爆轰波在环形燃烧室内旋转传播来实现高效的爆轰燃烧,爆轰产物从出口高速排出从而产生推力的发动机。RDE是极具吸引力的推进系统,仅需单次点火,即可形成高速旋转传播的爆轰波,具有热力循环效率高、结构紧凑、推质比大等优点。基于RDE的诸多优点,RDE成为了国内外的研究热点。

俄罗斯的 Bykovskii 等^[2-4]利用不同燃料(如氢气、煤油、丙酮等),在不同尺寸和形状的燃烧室内开展实验,发现爆轰波的起爆与自持受到喷注压力、燃烧室尺寸等因素的影响;气体燃料与氧气或空气都能实现连续爆轰,但是液体燃料和空气组合无法成功起爆,需加入氧气提高活性后才实现起爆。北京大学^[5]、清华大学^[6]、国防科技大学^[7]以及南京理工大学^[8-10]等单位对旋转爆轰波的起爆、传播模态与稳定性以及燃烧室尺寸等方面开展了大量的实验研究。

数值计算方面 Schwer 等^[11]采用氢气/空气为燃料,发现燃烧室直径增大,爆轰波高度逐渐增大,燃料比冲变化较小;燃烧室长度增大,在低压喷注条件下,爆轰波高度呈现增大趋势,而燃料比冲呈现减小趋势,在高压喷注条件下,爆轰波高度呈相反趋势变化,对燃料比冲却影响甚小。周蕊等^[12]针对不同燃烧室进气端几何构型进行数值模拟,随着燃烧室厚度越大,爆轰波在内外壁面差异增大,推力呈线性增加,爆轰波高度和燃料比冲

基本不变。刘世杰等^[13]对氢气/空气旋转爆轰开展了二维数值模拟,发现发动机存在临界尺寸,小于该尺寸,爆轰波将无法成功起爆。陈洁和孙健等^[14-15]相继研究了燃烧室轴向长度对发动机性能的影响,发现轴向长度对燃烧室流场影响较大。刘倩等^[16]分析爆轰燃烧室几何尺寸对增压特性的影响,发现减少轴向尺寸或增加周向尺寸可增强其增压特性。国内外学者针对RDE燃烧室尺寸的研究,大部分集中于气态燃料,但与气态燃料相比,液态燃料具有便于存储、密度比冲高的优点,在工程应用方面具有更广阔的前景。关于气液两相旋转爆轰过程中,燃烧室尺寸扮演着什么角色尚不清晰。燃烧室周向长度和轴向长度的变化可能会影响气液两相旋转爆轰产物的侧向膨胀及排放过程,还会影响两相预混燃料的填充情况,从而对燃烧室上下游流场参数及推力性能造成一定的影响。

因此,本文开展燃烧室尺寸对气液两相旋转爆轰特性影响的数值模拟研究。液态汽油为燃料,富氧空气为氧化剂,采用守恒元和求解元(conservation element and solution element, CE/SE)方法对不同燃烧室尺寸下的旋转爆轰流场进行求解,获得了旋转爆轰波稳定传播时的流场结构,分析了燃烧室轴向长度和周向长度对旋转爆轰流场、爆轰波传播特性以及发动机推力性能的影响,为今后气液两相RDE研究提供一定的理论指导。

1 模型建立

RDE燃烧室通常采用环形空腔结构,属于三维爆轰过程,由于燃烧室宽度远小于燃烧室的轴

向和周向长度,为了问题的简化,忽略流场在径向上的变化,将环形燃烧室沿任意一条母线展开所获得的二维矩形计算域如图 1 所示。其中,在周向方向上,下端面为入口边界,上端面为出口边界,长度为 L ;轴向上的左右边界(a_0b_0 和 a_1b_1)为周期边界(两边物理参数相同),长度为 H 。

气液两相连续旋转爆轰过程十分复杂,为了简化计算,在流场计算过程中,提出以下假设:①将液态燃料视为球形液滴,液滴群视为均有连续介质特性的拟流体,液滴与氧化剂充分预混合;②忽略黏性以及和壁面的热传导;③液滴在蒸发、剥离过程中仍保持为球状,液滴间互不影响,且温度分布均匀;④液滴在激波扫过后仍保持球状,在气流作用下发生剥离;⑤液滴蒸发剥离的气体与

氧化剂直接混合。

根据上述假设,气液两相旋转爆轰的控制方程为^[17-18]

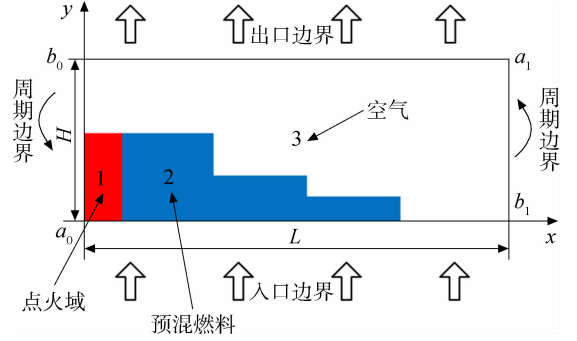


图 1 二维计算模型

Fig. 1 Two-dimensional computational model

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial y} = \mathbf{R} \quad (1)$$

$$\mathbf{U} = \begin{bmatrix} \varphi_g \rho_g \\ \varphi_g \rho_g w_k \\ \varphi_g \rho_g u_g \\ \varphi_g \rho_g v_g \\ \varphi_g \rho_g E_g \\ \varphi_l \rho_l \\ \varphi_l \rho_l u_l \\ \varphi_l \rho_l v_l \\ \varphi_l \rho_l E_l \end{bmatrix}, \quad \mathbf{F} = \begin{bmatrix} \varphi_g \rho_g u_g \\ \varphi_g \rho_g u_g w_k \\ \varphi_g (\rho_g u_g^2 + p) \\ \varphi_g \rho_g u_g v_g \\ \varphi_g u_g (\rho_g E_g + p) \\ \varphi_l \rho_l u_l \\ \varphi_l (\rho_l u_l^2 + p) \\ \varphi_l \rho_l u_l v_l \\ \varphi_l u_l (\rho_l E_l + p) \end{bmatrix}, \quad \mathbf{G} = \begin{bmatrix} \varphi_g \rho_g v_g \\ \varphi_g \rho_g v_g w_k \\ \varphi_g \rho_g u_g v_g \\ \varphi_g (\rho_g v_g^2 + p) \\ \varphi_g v_g (\rho_g E_g + p) \\ \varphi_l \rho_l v_l \\ \varphi_l \rho_l u_l v_l \\ \varphi_l (\rho_l v_l^2 + p) \\ \varphi_l v_l (\rho_l E_l + p) \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} m_d \\ \dot{\omega}_k \\ m_d u_l - F_x \\ m_d v_l - F_y \\ Q_{\text{comb}} - Q_{\text{conv}} - F_x u_l - F_y v_l + m_d (E_l + p/\rho_l) - m_d \\ -m_d u_l + F_x \\ -m_d v_l + F_y \\ Q_{\text{conv}} + F_x u_l + F_y v_l - m_d (E_l + p/\rho_l) \end{bmatrix}$$

式中 $\mathbf{U}$ 为守恒项矢量, $\mathbf{F}$ 和 $\mathbf{G}$ 为对流项矢量, $\mathbf{R}$ 为源项矢量。 x 、 y 分别表示燃烧室的周向和轴向坐标。下标 g 表示气体相, l 表示液滴相; 变量 ρ 、 u 、 v 、 E 和 p 分别为密度、周向速度、轴向速度、总能和压力, 变量 φ 为体积分, 并满足 $\varphi_g + \varphi_l = 1$; w_k ($k = 1, 2, 3, 4$) 依次为气相中氧气、汽油蒸气、二氧化碳及水蒸气的质量分数, 将不参加反应的氮气质量分数归一化处理; m_d 是液滴转化为气相的质量贡献率; $\dot{\omega}_k$ 为各组分质量变化率; F_x 、 F_y 分别为气相与液滴群间的周向作用力和轴向作用

力; Q_{comb} 为化学反应释放的热量; Q_{conv} 为气相与液滴群间的对流传热。

总能 E_g 、 E_l 分别为

$$E_g = \sum_{k=1}^5 c_{V,g,k} w_k T_g + 0.5 (u_g^2 + v_g^2)$$

$$E_l = c_{V,l} T_l + 0.5 (u_l^2 + v_l^2) \quad (2)$$

式中 $c_{V,g,k}$ ($k = 1, 2, 3, 4, 5$) 分别为氧气、汽油蒸气、二氧化碳、水蒸气和氮气的比定容热容, w_k 为相应组分的质量分数; $c_{V,l}$ 为汽油液滴的比定容热容, T_g 、 T_l 分别为气相和液相温度。

在爆轰过程中,液滴通过剥离和蒸发对气相质量的贡献率 m_d 为^[19]

$$m_d = N\rho_l4\pi r_0^2 \frac{dr_0}{dt} \tag{3}$$

式中 r_0 为燃料液滴半径, N 为单位体积内液滴个数。液滴半径变化率由剥离和蒸发两部分组成^[19]

$$\begin{aligned} \frac{dr_0}{dt} = & -\frac{3\lambda Nu(T_g - T_l)}{\pi r \rho_l L_1} - \\ & 0.5\sqrt{3\pi}\left(\frac{\rho_g\mu_g}{\rho_l\mu_l}\right)^{1/6}\left(\frac{\mu_l}{\rho_l}\right)^{1/2} \cdot \\ & [(u_g - u_l)^2 + (v_g - v_l)^2]^{1/4}r_0^{-1/2} \end{aligned} \tag{4}$$

式中 μ_g, μ_l 为气体黏度和液滴黏度, λ 为气体热导率, Nu 为努塞尔(Nusselt)数; L_1 为液滴的蒸发潜热。

$$Nu = 2 + 0.6Re^{1/2}Pr^{1/3} \tag{5}$$

$$Re = \frac{2\rho_g|\mathbf{V}_g - \mathbf{V}_l|r_0}{\mu_g} \tag{6}$$

其中 Pr 为普朗特数, $\mathbf{V}$ 为速度矢量, $|\mathbf{V}_g - \mathbf{V}_l| = [(u_g - u_l)^2 + (v_g - v_l)^2]^{1/2}$ 。

气相与液滴群之间的周向和轴向作用力 F_x, F_y 分别为^[19]

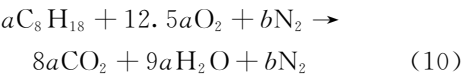
$$F_x = 0.5\pi r_0^2 C_d \rho_g |\mathbf{V}_g - \mathbf{V}_l| (u_g - u_l) N \tag{7}$$

$$F_y = 0.5\pi r_0^2 C_d \rho_g |\mathbf{V}_g - \mathbf{V}_l| (v_g - v_l) N \tag{8}$$

式中 C_d 为阻力系数,表达式为

$$C_d = \begin{cases} 27Re^{-0.84} & Re < 80 \\ 0.27Re^{0.21} & 80 \leq Re < 10^4 \\ 2 & Re \geq 10^4 \end{cases} \tag{9}$$

假设汽油为辛烷单一组分,辛烷的一步化学反应方程式为^[20]



化学反应燃料质量变化率 $\dot{\omega}$ 为^[20]

$$\dot{\omega} = A[C_8H_{18}]^m[O_2]^n e^{E_a/(R_u T)} \tag{11}$$

式中 A 为化学反应指前因子; T 为温度; m, n 为反应级数; E_a 为活化能; R_u 为普适气体常数。

气相组分中汽油蒸气总的质量变化率为 $\dot{\omega}_2$, 是由液滴剥离、蒸发产生的汽油蒸气质量变化率与化学反应的消耗速率之差; 氧气、二氧化碳和水蒸气的质量变化率则通过方程式(10)中当量系数 a, b 进行求解。

根据式(11)求得汽油蒸气质量变化率, 相应的化学反应释热量 Q_{comb} 为

$$Q_{comb} = \dot{\omega} q_f \tag{12}$$

其中 $q_f = 4.6 \times 10^7 \text{ J/kg}$ 。

气相与液滴群之间的对流传热 Q_{conv} 为^[19]

$$Q_{conv} = 4\pi r_0^2 \frac{\lambda Nu(T_g - T_l)}{2r_0} N \tag{13}$$

2 计算方法

本文采用的 CE/SE 方法^[17,21]是求解强间断问题的一种计算方法。其计算格式简单、精度高、捕捉爆轰波等强间断能力强,在求解爆轰等强断面物理问题方面已有很多成功算例^[17-18,21]。RDE 内爆轰波为强间断,利用 CE/SE 方法计算有独特的优势,其详细计算格式见文献[17]。

2.1 初始条件与边界条件

初始条件:如图 1 所示,初始温度和压力分别 288.15 K 和 0.1 MPa,区域 1 为点火区域,将高温高压及高速周向气流作为点火条件;区域 2 为新鲜预混燃料;其他区域为富氧空气。

边界条件:下端填充边界,填充压力为 p_0 , 温度 $T_0 = 288.15 \text{ K}$ 。假设气相与液相以相同填充速度进入燃烧室,边界临近处的计算压力为 p , 填充边界分 3 种情况^[18]:①当 $p \geq p_0$ 时,此时预混燃料不能进入燃烧室,按固壁边界处理;②当 $p_{cr} < p < p_0$ 时,此时按亚声速条件填充;③当 $p < p_{cr}$ 时,预混的燃料按声速条件填充,其中 p_{cr} 为喷注速度达到声速时的临界压力。

计算域的上端为排气边界,使用无反射自由边界条件,分为两种:当出口为超声速时,出口边界状态根据二阶外推得到;当出口为亚声速时,出口压力等于环境压力(0.1 MPa)。左右边界即为周期边界(左右两边物理参数相同)。

2.2 源项的处理

在爆轰过程中,根据式(4)和式(11)计算出化学反应特征时间 $t_{chem} \approx 1 \times 10^{-7} \text{ s}$,液滴剥离蒸发的物理特征时间 $t_{phys} \approx 5 \times 10^{-5} \text{ s} (\gg 1 \times 10^{-7} \text{ s})$,表明在两相爆轰系统中,液滴剥离蒸发的特征时间决定了能量的释放速率,即使化学反应瞬间完成,得到的爆轰波阵面仍然具有较长的化学反应区。由于化学反应特征时间远小于物理特征时间,其源项具有刚性,采用四阶龙格库塔法对源项进行处理^[17]。

2.3 计算方法验证

首先对计算方法进行验证,在周向长度 L 为 300 mm、轴向长度 H 为 100 mm 的矩形域内进行流场计算。于是分别采用 $240 \times 80, 300 \times 100, 450 \times 150$ 以及 600×200 的网格数进行计算,比

较四种网格对爆轰波间断面的捕捉情况,计算结果如图 2 所示。

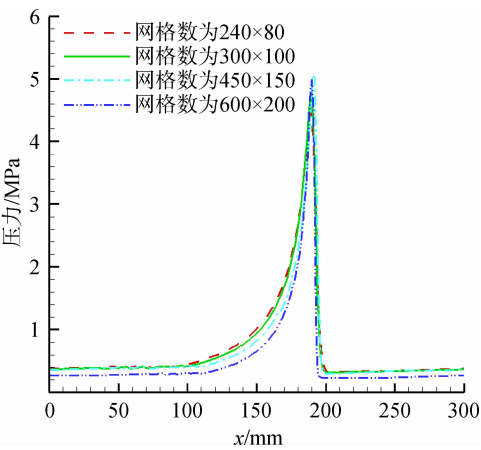


图 2 不同网格条件下入口处压力分布曲线
Fig. 2 Distribution curve of pressure at inlet for different grid numbers

结果表明采用 300×100 网格能捕捉到爆轰波间断面, 进一步增加网格数对计算结果影响不大, 可认为 300×100 网格满足计算精度要求。在 300×100 网格条件下, 出入口质量流率随时间变化情况如图 3 所示。在爆轰波没有达到稳定传播之前, 出入口质量流率存在较大的波动; 达到稳定之后, 出入口质量流率保持一致。

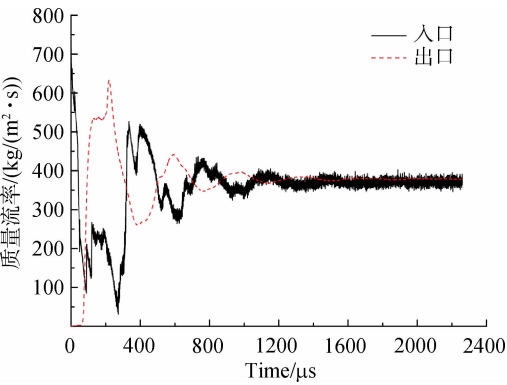


图 3 出入口质量流率随时间变化曲线
Fig. 3 Curves of mass flow rate at inlet and exit with time

3 结果与分析

3.1 传播过程与流场分析

在燃烧室周向长度 L 和轴向长度 H 分别为 300 mm 和 100 mm, 汽油/富氧空气为燃料(氧气质量分数为 30%), 在等化学当量比, 填充压力 $p_0=0.3 \text{ MPa}$, 温度 $T_0=288.15 \text{ K}$, 液滴半径为 $25 \text{ }\mu\text{m}$ 的条件下, 研究燃烧室内爆轰波的传播过程

与流场结构。

图 4 为燃烧室内 $x=200 \text{ mm}$, $y=4 \text{ mm}$ 处压力和温度时程曲线。由图可知, 点火之后一共循环了 12 个周期, 该点处压力和温度随着爆轰波传播呈周期性变化, 并且爆轰波波阵面处高压、高温间断面相互耦合, 凸显了爆轰波的基本特征。但前 3 个周期爆轰压力峰值和温度峰值存在明显波动, 尚未形成稳定爆轰。从 $730 \text{ }\mu\text{s}$ 到 $2244 \text{ }\mu\text{s}$, 爆轰压力峰值和温度峰值较为平稳, 表明燃烧室内已达到相对稳定的爆轰状态。该时段内, 爆轰波一共经历了 8 个周期, 通过每个周期内的峰值和达到时间, 计算得到爆轰波压力峰值、温度峰值以及传播速度平均值分别为 4.1 MPa 、 3052.0 K 、 1585.1 m/s , 对应的爆轰波平均传播频率为 5284 Hz 。基于波前燃料层的温度 (277 K) 和压力 (0.24 MPa), 通过 CEA 计算得到汽油蒸气 (C_8H_{18}) 与富氧空气(质量分数组成为 30% O_2 和 70% N_2) 的爆轰 Chapman-Jouguet (C-J) 理论压力、温度和速度分别为 5.5 MPa 、 3123 K 以及 1904.4 m/s , 数值计算结果与 CEA 结果对比, 相对误差分别为 -25.4% 、 -2.3% 、 -16.7% 。可见, 数值计算得到的压力、温度和速度相对于理论值偏低, 在两相爆轰过程中, 当爆轰波扫过液滴时, 液滴要经历剥离和蒸发过程, 液滴吸热; 同时气相速度与液滴速度存在较大差异, 两者之间存在相互作用力(如式(7)和式(8)所示), 液滴对气相造成一定的阻力, 从而导致爆轰波参数与理论值相比偏低^[22]。

当爆轰波稳定传播时, 燃烧室内流场的结构基本没有变化。图 5 为 $t=1673 \text{ }\mu\text{s}$ 时刻, 燃烧室内压力、温度、氧气质量分数、液滴半径流场云图。

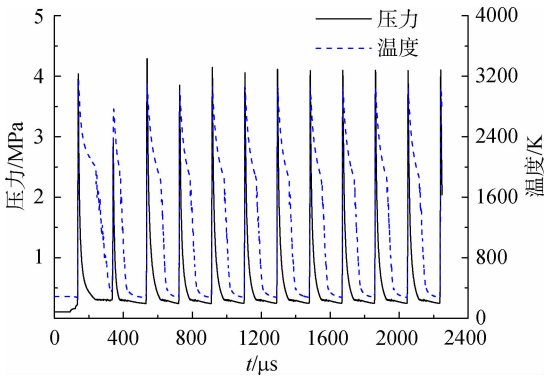


图 4 燃烧室内处压力和温度时程曲线
($x=250 \text{ mm}$, $y=4 \text{ mm}$)

Fig. 4 Pressure and temperature time history curves in combustion chamber ($x=250 \text{ mm}$, $y=4 \text{ mm}$)

其中图 5(a)为压力流场分布云图,此时爆轰波传播至入口 $x=250\text{mm}$ 处,爆轰波波阵面处压力峰值高达 4.0MPa ;而斜激波出口处的前端压力值最低,仅 0.14MPa ,由于爆轰产物通过斜激波向出口膨胀,距离斜激波越远爆轰产物膨胀越充分,且斜激波是引起燃烧室出口参数出现波动的主要因素。波阵面前新鲜燃料层的压力分布在 0.24MPa 左右。图 5(b)为温度云图,其中 1 是爆轰波,2 是斜激波,3 是斜激波和爆轰产物接触间断面,4 是爆轰产物,5 是新鲜预混燃料,6 是爆轰产物与预混燃料的接触面;其流场结构与文献[3]中的爆轰实验所获得的流场基本一致。燃烧室内最高温度达 3050K ,出现在爆轰波波阵面处;波阵面前已经形成“三角形”新鲜燃料层,温度约为 275K 。结合图 5(c)和图 5(d)可以看出,爆轰波后填充的新鲜预混燃料与高温爆轰产物接触后,在接触界面处燃料的液滴半径和氧化剂中氧质量分数出现降低现象,主要是在高温爆轰产物作用下液滴发生蒸发变成汽油蒸气与氧气发生化学反应,导致在新鲜燃料层与爆轰产物的接触面处发生了缓燃,从而降低了燃料的利用率,对气液两相 RDE 爆轰性能会造成一定的损失。

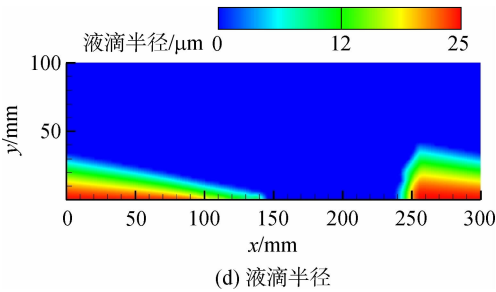
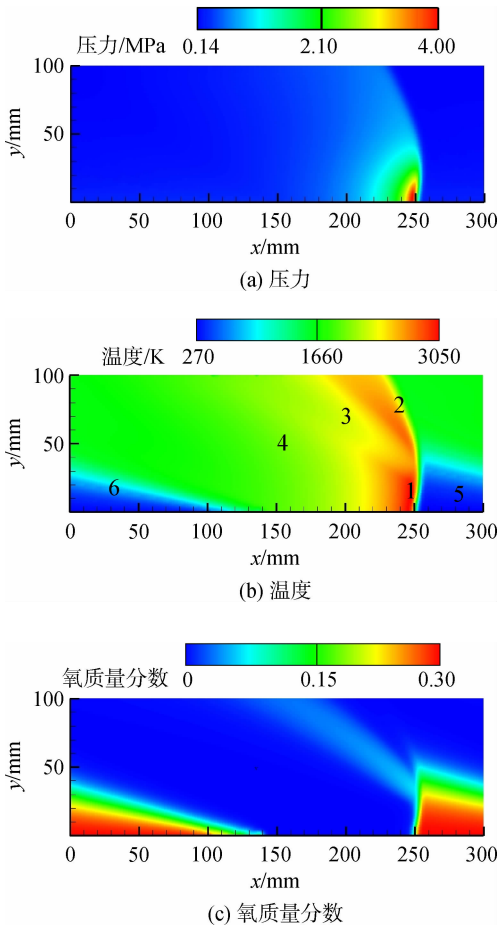
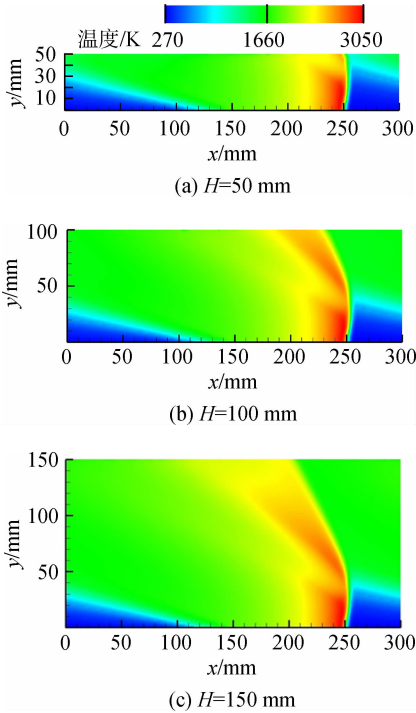


图 5 $t=1673\mu\text{s}$ 时燃烧室内流场分布情况
Fig. 5 Flow field distribution in combustion chamber
at $t=1673\mu\text{s}$

3.2 轴向长度对爆轰参数的影响

为了研究燃烧室轴向长度对旋转爆轰流场特性的影响,在上述相同的喷注条件下,保持周向长度 300mm 不变,分别对轴向长度为 50 、 100 、 150 、 200mm 以及 250mm 的燃烧室进行流场计算。为了便于对比,选取爆轰波传播至入口 $x=250\text{mm}$ 处时的流场进行分析。

图 6 为不同燃烧室轴向长度下燃烧室内温度分布云图。从图中可以看出,流场结构基本一致,均包括上游的爆轰波和下游的斜激波,爆轰波高度均在 40mm 左右。当燃烧室轴向长度为 50mm 时,斜激波十分短,随着轴向长度增加,膨胀空间增大,斜激波长度增加,同时斜激波在出口的位置不断向后偏移(相对于入口爆轰波的位置)。此外,可以看出,燃烧室轴向长度对上游爆轰波附近的温度影响较小,爆轰温度均保持在 3050K 左



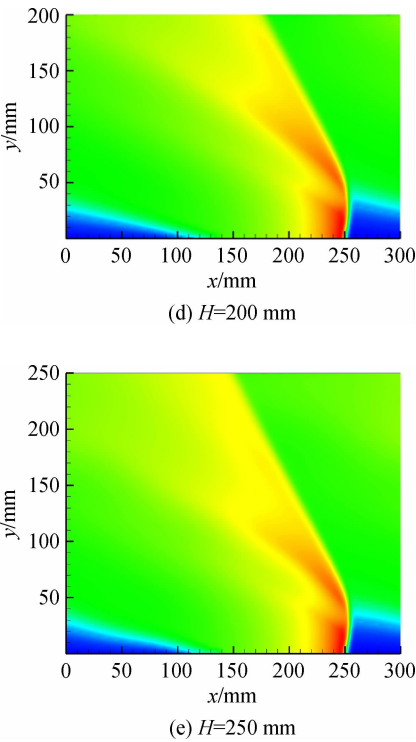


图 6 不同燃烧室轴向长度下燃烧室内温度分布情况
Fig.6 Distribution of the temperature in combustion chamber under different axial lengths

表 1 不同燃烧室轴向长度下爆轰流场参数

Table 1 Detonation flow field parameters under different combustion chamber axial lengths

燃烧室轴向 长度/mm	爆轰压力 峰值/MPa	爆轰温度 峰值/K	爆轰波速度/ (m/s)	传播 频率/Hz	质量流率/ (kg/(m ² ·s))
50	4.18	3062	1586.6	5288	381
100	4.10	3052	1585.1	5284	365
150	4.09	3050	1584.7	5282	361
200	4.13	3064	1584.0	5280	360
250	4.18	3056	1583.6	5278	360

相对应的最低温度有所增加,最低温度出现在斜激波前面。斜激波后温度流场略有振荡,是由斜激波后面的接触间断面造成的。当轴向长度增加到一定程度时,整个出口处的温度相对平缓。

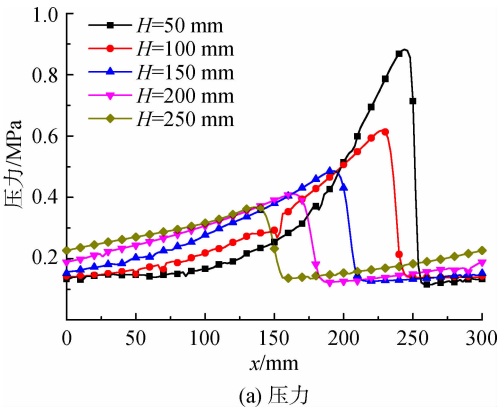
图 7(c)为密度的变化趋势,其分布规律与压力分布规律相同,随着燃烧室轴向长度的增加,出口处密度峰值以及平均密度均有所降低。如图 7(d)所示,随着轴向长度增加,出口处的周向速度峰值明显减小,同时反方向的速度亦减小,变化范围从-540~800 m/s 减小到-326~310 m/s。而轴向速度峰值随着燃烧室轴向长度的增加先增加后降低,当轴向长度为 200 mm 时,轴向速度峰值

右,而波前的新鲜预混燃料层温度约为 270 K。

不同燃烧室轴向长度下的爆轰流场参数如表 1 所示,爆轰的压力峰值和温度峰值分别保持在 4.13 MPa 和 3 057 K 左右,波动范围甚小。爆轰波平均传播速度和传播频率分别为 1 584 m/s 和 5 284 Hz。从整体参数可以看出,当前计算模型下,燃烧室轴向长度在 50~250 mm 范围内,对燃烧室入口处的爆轰参数影响较小。

不同燃烧室轴向长度下出口压力、温度、密度、周向速度以及轴向速度分布情况如图 7 所示。从图中变化曲线可知,出口流场参数在周向上均存在较大的波动,主要是由出口斜激波引起的,与图 6 对比,流场参数发生间断的位置与温度云图中斜激波在出口出现的位置一致。从图 7(a)中可以看出,随着燃烧室轴向长度增加,出口处压力发生间断的位置不断向后偏移,同时压力峰值从 0.88 MPa 下降到 0.36 MPa,主要是由于轴向长度增加,斜激波的膨胀区域增大,爆轰产物得到充分膨胀。同时燃烧室出口的平均压力从 0.287 MPa 下降到 0.233 MPa。图 7(b)所示,随着燃烧室轴向长度增加,出口处的温度峰值逐渐下降,但

最大为 1 108 m/s,如图 7(e)所示。表明在斜激波在欠膨胀状态时,随着燃烧室轴向长度增加,轴向



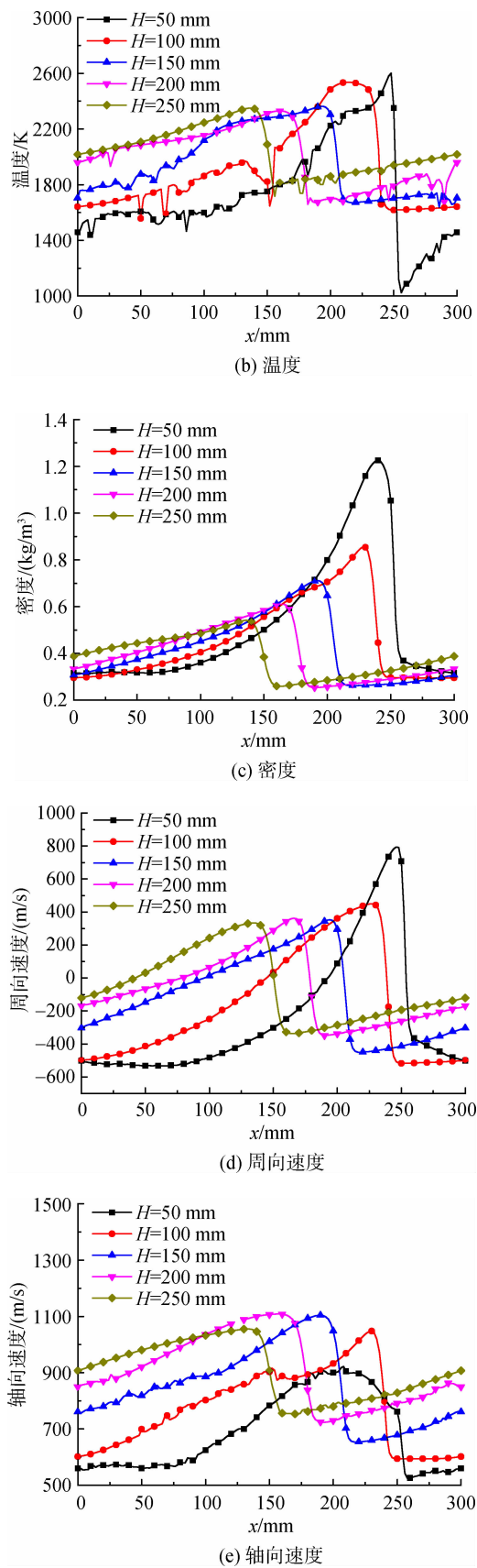


图 7 不同燃烧室轴向长度下燃烧室出口参数分布
Fig. 7 Distribution of combustion chamber outlet parameters under different axial lengths

速度峰值逐渐增加,当轴向长度增加到一定程度时,斜激波达到完全膨胀之后,轴向速度峰值开始减小。但整体的平均轴向速度从 680 m/s 增加到 890 m/s。

上述结果表明,当燃烧室轴向长度较短时,在燃烧室出口存在较大的周向速度,不仅会给燃烧室产生一定的离心压力,还会造成发动机性能的损失;同时温度也表现出明显的振荡。通过增加轴向长度,使得出口处的周向流场趋于均匀。

根据出口流场参数,发动机出口处单位面积平均推力密度及基于燃料的比冲计算如下:

$$\bar{F}(L) = \frac{\int_{\text{outlet}} (\rho v^2 + p - p_b) dx}{L} \quad (14)$$

$$I_{\text{sp}} = \frac{\int_{\text{outlet}} (\rho v^2 + p - p_b) dx}{g \omega_{\text{fuel}} \dot{m}_0} \quad (15)$$

式中重力加速度 $g = 9.8 \text{ m/s}^2$; $\dot{m}_0$ 为入口处单位面积上的总质量流率; ω_{fuel} 为燃料的质量分数。

图 8 为燃烧室出口处的平均推力密度和燃料比冲随燃烧室轴向长度变化曲线。随着轴向长度的增加,燃烧室出口平均推力密度和燃料比冲均先升高后降低。当 $H = 50 \text{ mm}$ 时,燃烧室内的斜激波距离燃烧室出口距离较近,波后高温高压爆轰产物未充分膨胀就立即从燃烧室出口排出,此时出口的轴向气流速度整体较低,从而导致发动机性能不佳。随着轴向长度增大,爆轰产物的膨胀空间增加,平均轴向速度逐渐增大,发动机的推力密度和比冲逐渐增加。当 $H = 200 \text{ mm}$ 时,发动机性能表现最优,推力密度和燃料比冲分别为 485.847 kN/m^2 和 1695 s ;当轴向长度进一步增加,推力密度和燃料比冲开始下降。

3.3 燃烧室周向长度对爆轰参数的影响

在文中第 3.1 节所述条件下,保持燃烧室轴

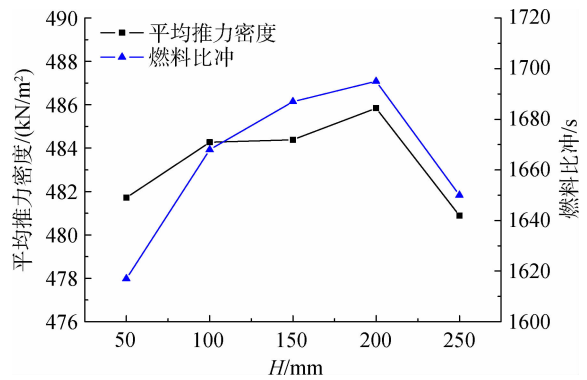


图 8 平均推力密度和燃料比冲随轴向长度变化
Fig. 8 Average thrust density and fuel specific impulse change with axial length

向长度 100 mm 不变的条件下,进一步研究不同周向长度(200、255、300、350 mm 以及 400 mm)对爆轰参数特性的影响。

如图 9 所示,燃烧室周向长度为 200 mm 的燃烧室,点火后能够快速形成单方向传播的爆轰

波。在 $t=74\mu\text{s}$ 时,燃烧室左端开始喷注新鲜燃料, $t=113\mu\text{s}$ 时,爆轰波已经传播至下一个周期,此时波前只有少量的新鲜燃料,由于周向距离较短,爆轰波后侧向膨胀空间不足,波后压力衰减缓慢,难以衰减至喷注压力以下,导致燃料无法顺利进入燃烧室。在 $t=155\mu\text{s}$ 时刻,燃烧室内的燃料微乎其微,无法为爆轰波的自持传播提供能量,此时燃烧室内的压力峰值仅 1.1 MPa,爆轰波逐渐衰减为激波,直至熄灭。由此表明燃烧室周向长度过小时,难以形成自持传播的爆轰波,新鲜燃料顺利进入燃烧室内,并且在爆轰波前形成有效燃料层,是爆轰波成功起爆与自持传播的关键。

图 10 为不同周向长度的燃烧室内温度分布

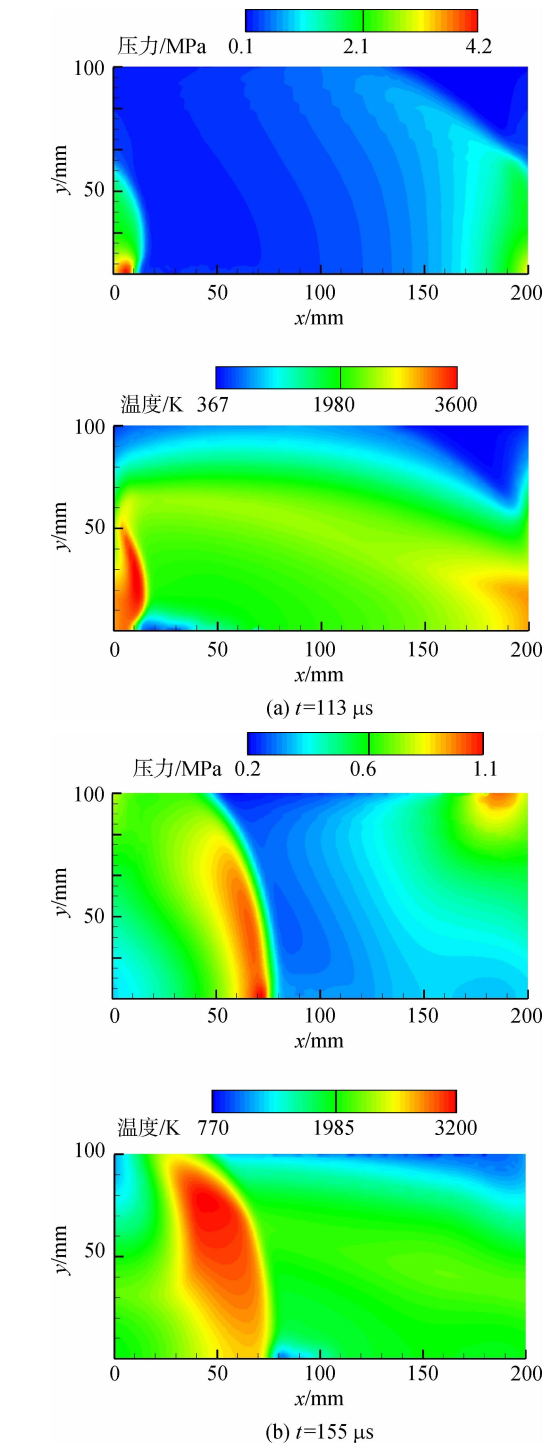


图 9 燃烧室周向长度为 200 mm 时,不同时刻燃烧室内的流场分布

Fig.9 Flow field distribution in combustion chamber at different times with circumferential length of 200 mm

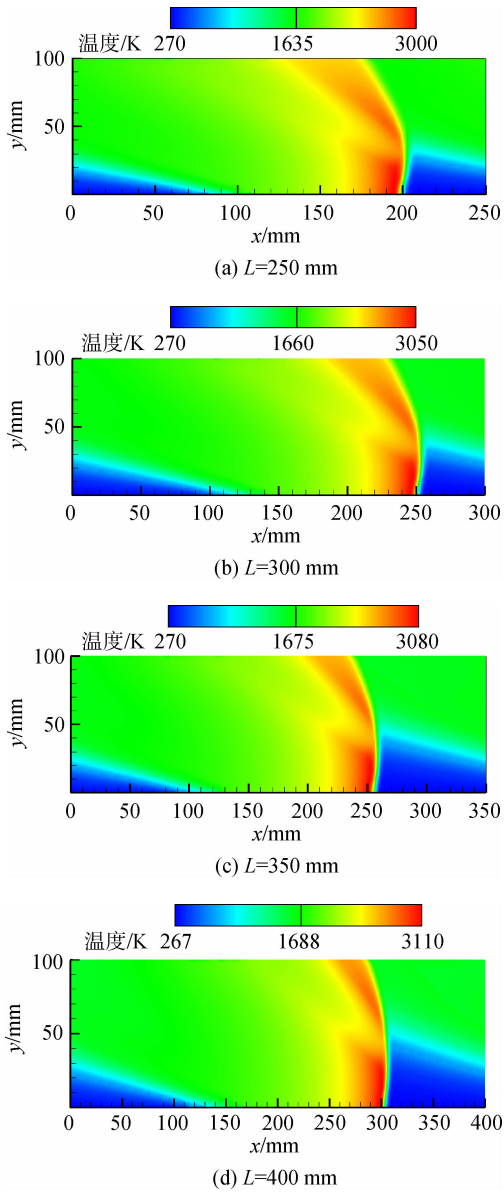


图 10 不同周向长度下燃烧室内温度分布云图
Fig.10 Temperature contours of combustion chamber under different circumferential lengths

云图。由图可知,燃烧室内的流场结构基本一致;随着周向长度增加,爆轰波的温度峰值略微增加,同时燃料填充比从 0.52 增加到 0.63,爆轰波高度约从 35 mm 增加到 50 mm。

不同燃烧室周向长度下爆轰参数如表 2 和表 3 所示。随着周向长度增加,爆轰压力峰值、温度峰值、爆轰波传播速度以及入口质量流率

均呈增加趋势。而燃烧室出口处的平均压力、平均温度以及燃气密度则随着周向长度先增加后减小;与爆轰波反方向的周向速度逐渐增大,平均轴向速度则是减小,主要是由于周向长度增加,波后爆轰产物在周向上的膨胀空间增大,侧向膨胀效应更加剧烈,促进了反方向的周向速度不断增加。

表 2 不同燃烧室周向长度下爆轰流场参数

Table 2 Detonation flow field parameters under different combustion chamber circumferential lengths

周向长度/mm	爆轰压力峰值/MPa	爆轰温度峰值/K	爆轰波速度/(m/s)	传播频率/Hz	质量流率/(kg/(m ² ·s))
250	3.86	3 013	1 509.0	6 036	350
300	4.10	3 052	1 585.1	5 284	365
350	4.27	3 080	1 611.2	4 603	375
400	4.43	3 100	1 633.2	4 083	383

表 3 不同周向长度下燃烧室出口流场参数平均值

Table 3 Average value of flow field parameters at combustion chamber exit under different circumferential lengths

周向长度/mm	压力/MPa	温度/K	密度/(kg/m ²)	周向速度/(m/s)	轴向速度/(m/s)
250	0.262	1 952.3	0.44	-134	805
300	0.267	1 904.7	0.46	-170	773
350	0.278	1 890.7	0.48	-195	746
400	0.269	1 861.7	0.46	-215	740

基于式(14)和式(15),不同周向长度下,燃烧室出口的平均推力密度和燃料比冲如图 11 所示。随着周向长度从 250 mm 增加到 400 mm,燃烧室出口平均推力密度从 484.525 kN/m² 降低到 481.913 kN/m²,相应的燃料比冲从 1 673 s 降低到 1 649 s。由此表明:周向长度增加,平均推力密度和燃料比冲降低,降低幅度较小,但大幅增加了

燃烧室出口面积,从而整体上提升了发动机的推力性能。

4 结 论

本文通过对汽油/富氧空气 RDE 进行二维数值模拟,发现燃烧室尺寸大小对燃烧室出入口流场、爆轰波传播过程及发动机推力性能存在较大影响,获得具体结论如下:

1) 获得了气液两相旋转爆轰稳定流场结构;基于旋转爆轰波的传播特性,燃烧室入口流场随着爆轰波传播呈周期变化,下游斜激波和接触断面是引起出口流场变化的关键。

2) 在当前计算条件下,发现燃烧室轴向长度在 50~250 mm 范围内,对上游爆轰波参数影响较小,对下游流场参数影响较显著,随着燃烧室轴向长度增加,爆轰产物膨胀空间增大,燃烧室出口压力、温度、密度以及周向速度均降低,轴向速度则逐渐增大,同时发动机平均推力密度和燃料比冲先增大后减小,在轴向长度为 200 mm 时,发动机推力性能最优。

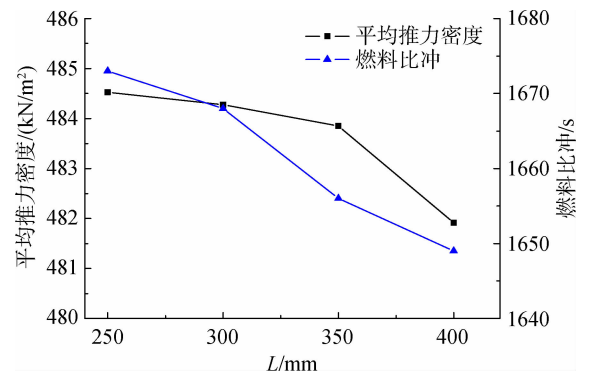


图 11 平均推力密度和燃料比冲随周向长度变化
Fig. 11 Average thrust density and fuel specific impulse change with circumferential length

3) 爆轰波前有效燃料层的快速建立,是爆轰波自持的关键;周向长度与波后压力的衰减过程密切相关,当周向长度过短(周向长度为 200 mm 时),燃烧室内不能及时形成有效燃料层来支持爆轰波传播;随着周向长度增加,上游爆轰波强度增加,爆轰压力、温度以及爆轰波速度均增大,同时爆轰波高度也略有所增大,但对燃烧室出口平均流场参数影响甚小。

参考文献:

[1] 王建平,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.
WANG Jianping,ZHOU Rui,WU Dan. Progress of continuously rotating detonation engine research[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics,2015,29(4):12-25. (in Chinese)

[2] BYKOVSKII F A,ZHDAN S A,ADERNIKOV E F. Continuous spin detonation in annular combustion[J]. Combustion, Explosion and Shock Waves,2005,41(4):449-459.

[3] BYKOVSKII F A,ZHDAN S A,ADERNIKOV E F. Continuous spin detonation of fuel-air mixtures[J]. Combustion, Explosion and Shock Waves,2006,42(4):463-471.

[4] BYKOVISKII F A,ZHDAN S A,ADERNIKOV E F. Continuous spin detonation of hydrogen-oxygen mixture:1 annular cylindrical combustor[J]. Combustion, Explosion and Shock Waves,2008,44(2):150-162.

[5] WANG Yuhui,WANG Jianping. Effect of equivalence ratio on the velocity of rotating detonation[J]. International Journal of Hydrogen Energy,2015,40(25):7949-7955.

[6] XIE Qiaofeng,WEN Haocheng,LI Weihong,et al. Analysis of operating diagram for H₂/air rotating detonation combustors under lean fuel condition[J]. Energy,2018,151:408-419.

[7] LIN Wei,ZHOU Jin,LIU Shijie,et al. Experimental study on propagation mode of H₂/air continuously rotating detonation wave[J]. International Journal of Hydrogen Energy,2015,40(4):1980-1993.

[8] LI Baoxing,WU Yuwen,WENG Chunsheng,et al. Influence of equivalence ratio on the propagation characteristics of rotating detonation wave[J]. Experimental Thermal and Fluid Science,2018,93:366-378.

[9] 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. (in Chinese)

[10] 高剑,武晓松,马虎,等.不同燃烧室长度的旋转爆轰发动机实验研究[J].推进技术,2016,37(10):1991-2000.
GAO Jian,WU Xiaosong,MA Hu,et al. Experimental research on rotating detonation engines with different combustion chamber length[J]. Journal of Propulsion Tech-

nology,2016,37(10):1991-2000. (in Chinese)

[11] SCHWER D A,KAILASANATH K. Numerical study of the effects of engine size on rotating detonation engines [R]AIAA-2011-581,2011.

[12] ZHOU Rui,WANG Jianping. Numerical investigation of shock wave reflections near the head ends of rotating detonation engines[J]. Shock Waves,2013,23(5):461-472.

[13] 刘世杰,林志勇,孙明波,等.旋转爆震波发动机二维数值模拟[J].推进技术,2010,31(5):634-640.
LIU Shijie,LIN Zhiyong,SUN Mingbo,et al. Two-dimensional numerical simulation of rotating detonation wave engine[J]. Journal of Propulsion Technology,2010 31(5):634-640. (in Chinese)

[14] 陈洁,王栋,马虎,等.轴向长度对旋转爆震发动机的影响[J].航空动力学报,2013,28(4):844-849.
CHEN Jie,WANG Dong,MA Hu,et al. Influence of axial length on rotating detonation engine[J]. Journal of Aerospace Power,2013,28(4):844-849. (in Chinese)

[15] 孙健,周进,林志勇,等.燃烧室轴向长度对旋转爆震发动机性能的影响[J].航空动力学报,2016,31(9):2080-2086.
SUN Jian,ZHOU Jin,LIN Zhiyong,et al. Influence of chamber length on rotating detonation engine performance [J]. Journal of Aerospace Power,2016,31(9):2080-2086. (in Chinese)

[16] 刘倩,郑洪涛,李智明.连续旋转爆轰燃烧室增压特性的数值研究[J].推进技术,2014,35(11):1577-1584.
LIU Qian,ZHENG Hongtao,LI Zhiming. Numerical investigation on pressure amplifying characteristic of continuously rotating donation chombustor[J]. Journal of Propulsion Technology,2014,35(11):1577-1584. (in Chinese)

[17] 翁春生,王浩.计算内弹道学[M].北京:国防工业出版社,2006.

[18] 李宝星,翁春生.连续旋转爆轰发动机气液两相爆轰波传播特性二维数值研究[J].固体火箭技术,2015,38(5):646-652.
LI Baoxing,WENG Chunsheng. Numerical investigation on two-dimensional gas-liquid two-phase detonation wave propagation characteristics of continuous rotating detonation engine[J]. Journal of Solid Rocket Technology,2015,38(5):646-652. (in Chinese)

[19] 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 Tao,QIN Chengsen. Numerical simulation of detonation of gas-fuel droplet two-phase system[J]. Explosion and Shock Waves,1999,19(4):335-342. (in Chinese)

[20] WESTBROOK C K,DRYER F L. Simplified reaction mechanisms for the oxidation of hydrocarbon fuels in flames[J]. Combustion Science and Technology,1981,27(1/2):31-43.

[21] CHANG S C. A new approach for constructing highly stable high order CE/SE schemes[R]. AIAA-2010-543,2010.

[22] 张群,闫朝,严传俊,等.两相爆震波爆燃向爆震转变过程的数值模拟[J].计算机仿真,2008,25(2):9-12.
ZHANG Qun,YAN Chao,YAN Chuanjun,et al. Numerical simulation of deflagration to detonation transition of two-phase detonation wave [J]. Computer Simulation,2008,25(2):9-12. (in Chinese)