

基于煤油的旋转爆轰发动机流场数值模拟

杨帆¹, 王宇辉¹, 李世全¹, 张国庆²

(1. 北京化工大学 机电工程学院, 北京 100029;

2. 北京理工大学 宇航学院, 北京 100081)

摘 要: 为了深入研究气液两相旋转爆轰发动机的流场结构, 建立了非定常两相爆轰的 Eulerian-Lagrangian 模型, 使用 SST (shear-stress transport) $k-\omega$ 模型, 采用一步反应机理的化学反应模型, 进行了煤油/空气非预混的二维数值模拟。结果表明, 采用 $30\text{ }\mu\text{m}$ 粒径的液滴颗粒, 在来流总温 $1\text{ }000\text{ K}$ 的空气流中, 液滴经历雾化破碎、蒸发、混合过程, 在当量比 $0.70\sim 1.15$ 范围, 形成稳定单个旋转爆轰波; 煤油液滴被爆轰波扫过后未完全燃烧, 部分煤油组分混杂在高温产物中沿下游排出; 在燃烧室入口处, 爆轰波前形成的空气三角形区域面积大于液滴颗粒三角形区域。

关 键 词: 旋转爆轰发动机; 气液两相流; 燃烧; 当量比; 推进

中图分类号: V231

文献标志码: A

Numerical simulations of flow field of rotating detonation engine fueled by kerosene

YANG Fan¹, WANG Yuhui¹, LI Shiquan¹, ZHANG Guoqing²

(1. College of Mechanical and Electrical Engineering,

Beijing University of Chemical Technology, Beijing 100029, China;

2. School of Aerospace Engineering,

Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China)

Abstract: In order to study the flow field of gas-liquid two-phase rotating detonation engine, a Eulerian-Lagrangian model of unsteady two-phase detonation was established. Using the SST (shear stress transport) $k-\omega$ model and the chemical reaction model based on the one-step reaction mechanism, the two-dimensional non-premixed numerical simulations of kerosene and air rotating detonation engines were carried out. The results showed that the droplet particles of $30\text{ }\mu\text{m}$ were atomized, broken, evaporated and mixed in the air flow at the total inlet temperature of $1\text{ }000\text{ K}$, and a stable single rotating detonation wave was formed within the equivalence ratio range of 0.70 to 1.15 . The kerosene droplets were not completely burned by the detonation wave, and a part of the kerosene was mixed in the high temperature products and discharged downstream. Near the inlet of combustion chamber, the air triangle formed in front of the detonation wave was larger than the droplet triangle.

收稿日期: 2021-07-01

基金项目: 装备预先研究领域基金(61407200113); 国家自然科学基金(91741202, 52076003); 中央高校基本科研业务费专项资金(buctrc201913)

作者简介: 杨帆(1996—), 男, 硕士生, 研究领域为旋转爆轰发动机。E-mail: yfxbxt@163.com

通信作者: 王宇辉(1986—), 男, 副教授, 博士, 研究领域为旋转爆轰发动机。E-mail: aowuki@163.com

引用格式: 杨帆, 王宇辉, 李世全, 等. 基于煤油的旋转爆轰发动机流场数值模拟[J]. 航空动力学报, 2022, 37(8): 1620-1632. YANG Fan, WANG Yuhui, LI Shiquan, et al. Numerical simulations of flow field of rotating detonation engine fueled by kerosene[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(8): 1620-1632.

Key words: rotating detonation engine; gas-liquid two-phase flow; combustion; equivalence ratio; propulsion

爆燃以热传导、热辐射以及燃烧气体扩散的方式进行,为等压燃烧。相对于爆燃,爆轰过程则以爆轰波冲击压缩的方式进行,近似等容燃烧,理论上爆轰循环的热效率比传统等压燃烧高20%^[1]。基于爆轰燃烧方式的脉冲爆轰发动机(pluse detonation engine, PDE)和旋转爆轰发动机(rotating detonation engine, RDE)已经得到了广泛的研究。作为使用爆轰推进的发动机,热能释放速度快,燃烧更加稳定。其中PDE通过爆轰波的轴向传播,工作方式需要多次点火,期间存在着不断冲气扫气过程,造成推力产生的间歇性;RDE仅需一次起爆,利用一个或者多个旋转爆轰波(rotating detonation wave)在接近燃烧室头部的一端周向传播消耗燃料,产生连续推力^[2]。与PDE相比,RDE推力连续,工作频率可达千赫兹,产生的推力更稳定,也可实现涡轮机械与旋转爆轰燃烧室的兼容^[3],近年来在国内外备受关注,成为推进领域研究的热点。

RDE在工作中存在各种模态跃迁^[4-5],包括波数保持不变、爆轰波旋转方向的反转、爆轰波数量的增加及减少等传播特性。针对RDE的推进性能,有关实验测量了不同的喷嘴RDE的比冲和推力^[6-7]。在火箭发动机装置中使用氢氧混合物的RDE,比冲量比爆燃模式下高6%~8%^[8]。对于RDE的可视化研究,使用高速相机显示了RDE燃烧室壁面表面粗糙度能显著影响旋转爆轰波的强度^[9]。美国空军实验室利用OH化学发光成像、丙酮平面激光诱导荧光等技术,可视化了爆轰波通过光学可达非预混RDE的环形通道的传播过程^[10-11],可视化研究有助于理解燃料和空气的混合过程、非定常的反应流动过程以及爆轰结构对RDE的整体性能影响。他们对一台直径为0.152 m的RDE热测量方面展开研究,用电阻式温度传感器(resistance temperature detector, RTD)首次获得了RDE沿轴向位置变化的热流密度波形^[12],还验证了RTD中的铂元素比铜金合金更容易忍受高温高压,于是制备出全铂阵列的RTD,并充分运用到RDE测试实验中去。由于RDE实验爆轰环境对传感器等实验条件要求的苛刻性,随着计算流体力学(computational fluid dynamics)的发展,RDE数值模拟研究也广泛开展。国内外

针对气相RDE进行了广泛的数值模拟,如氢气^[13-15]、甲烷^[16]、乙烯^[17]等。研究内容主要包括RDE燃烧室几何结构,如同轴环形^[18]、空心^[19-20],注射参数如当量比^[21]、注射总温^[22]等,以及燃烧室轴向和周向^[23]、不同环腔宽度^[24-25]、喷注位置^[26]等对RDE的影响。实际发动机多使用液态燃料,由于煤油是航空航天动力的常用燃料,安全性好、便于存储、能量密度高等优势,开展基于液态燃料RDE的研究显得颇为重要。

相比于氢气,液态煤油和空气在常温下难以爆轰。现有实验已采用热电偶加热空气或预热液态煤油使部分煤油汽化的方式,进行了预混和非预混RDE的研究^[27]。此外,通过加入氢气或合成气^[28-29]、富氧空气作为氧化剂^[30],在煤油液滴中加入硝酸异丙酯^[31],提高煤油反应活性等方式,实现了旋转爆轰波的稳定传播。仅依靠实验测量难以充分探究和了解两相RDE内部的具体流场结构,对气液两相爆轰进行了一些理论研究^[32-33]和数值模拟研究^[34-36]。但总体而言,气液两相RDE中的流场结构不够清晰。本文数值模拟使用商业CFD软件ANSYS FLUENT,以液态煤油C₁₂H₂₃为燃料、高温空气为氧化剂,考虑液滴的雾化破碎、蒸发等过程。由于煤油组分较为复杂,反应机理涉及近千个基元化学反应^[37],考虑到计算量等问题,忽略煤油高温下的裂解反应,采用总包反应机理;采用成熟的破碎模型来描述液滴的变形、破碎雾化过程,以求揭示气液两相RDE的流场结构。

1 物理模型及计算方法

1.1 物理模型及边界条件

经典的RDE为同轴圆环型,忽略径向效应的影响,可以将燃烧室沿着母线展开,如图1所示。模型周向(x)长度为0.110 m,轴向(y)高度为0.100 m,采用笛卡儿直角坐标系,左端区域设置高温为3 000 K,高压为2 MPa, x 正方向2 000 m/s点火区域,左右两端为周期边界,上端为压力出口边界,背压设置为0.1 MPa,回流空气总温为300 K。基于二维数值模拟,计算流量时的入流面积为模型边长乘以单位米深,底端为空气质量流量入口边界为30 kg/s。基于航空发动机或超燃冲

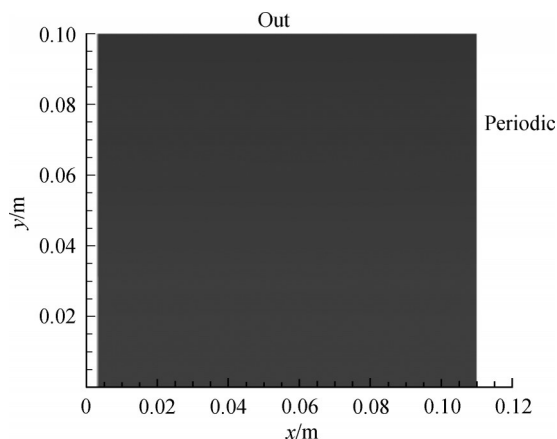


图1 RDE模型简图

Fig.1 Schematic diagram of RDE model

压发动机来流空气总温为 1 000 K,数值模拟采用空气总温为 1 000 K。使液滴燃料混杂在空气中,简化复杂的雾化器结构模型,因此采用表面注射方式,颗粒直径为 30 μm ,以初速度 50 m/s,垂直于空气边界注射,粒子温度为 300 K,忽略了喷嘴的体积,液滴仍然要经历破碎雾化、蒸发、混合等过程,难以充分混合。

1.2 数值计算方法

气液两相数值模拟主要有两种方法:第一种为欧拉-欧拉法或双流体法,该方法将气相和液相均视为连续介质;第二种为欧拉-拉格朗日法,将气相视为连续介质,把颗粒视为离散相,在拉格朗日坐标系下计算颗粒的动力学及热力学特性。前者适用于稠密两相流,后者适用于稀疏两相流。图2为当量比为 1.00 时计算煤油液滴蒸发混合时

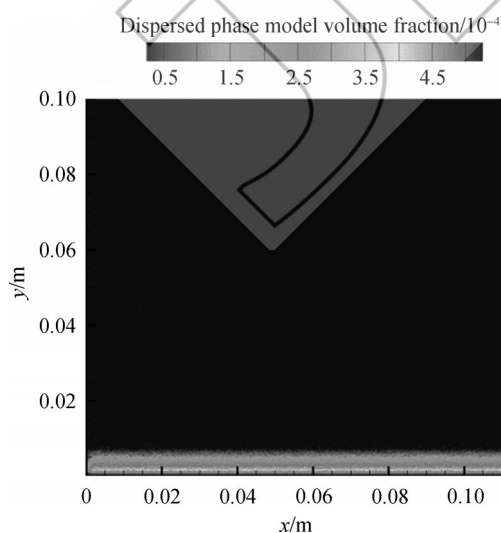
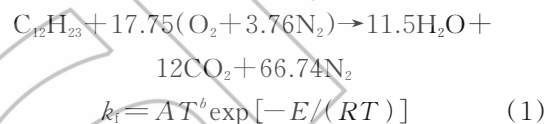


图2 当量比为 1.00 的离散相体积分

Fig.2 Dispersed phase model volume fraction at equivalence ratio of 1.00

的离散相体积分云图。

考虑到煤油液滴相对于空气所占体积分较小,最大仅为 0.05%,远远小于 10%,因而采用欧拉-拉格朗日模型。气相方程采用有限体积法密度基隐式算法和 Roe-FDS (flux difference splitting) 格式求解二维非定常 N-S (Navier-Stokes) 方程,对流动守恒方程的对流和扩散项,采用最小二乘法单元梯度计算,黏性模型采用 SST (shear-stress transport) $k-\omega$ 模型。爆轰波相对于波前未反应混合物为超声速燃烧,密度基更擅长求解高速可压缩流动,隐式格式允许较大的时间步长;离散相求解非定常颗粒轨道方程,考虑液滴的随机碰撞、雾化破碎蒸发过程。化学反应模型为一步反应有限速率模型,利用 Arrhenius 公式计算反应速率常数:



其中 k_f 为化学反应速率常数, A 为指前因子, T 为绝对温度, b 为温度指数, E 为活化能, R 为气体常数,参数如表 1。

表1 计算反应速率所用常数

Table 1 Constant used to calculate the reaction rate

$A/10^9$	b	$E/10^8$ (J/kmol)	$R/(J/(mol \cdot K))$
2.587	0	1.256	8.314

1.3 离散相模型设置

离散相启用非稳态粒子追踪,在拉格朗日坐标系下求解离散项颗粒轨道方程,考虑液滴颗粒与连续相的相互作用。在液滴运动过程中主要以所受阻为主,忽略重力、虚拟质量力、热泳力(与密度基求解器不兼容)。液滴的阻力与颗粒本身的形状、运动状态有关,考虑到液滴在气流中会发生扭曲变形,运动过程中并非始终保持为球形。数值模拟考虑到离散相液滴形状的变化,需要动态地确定液滴阻力,因此启用动态阻力模型。

不具体比较不同破碎模型之间的差异和优劣性,采用成熟的 TAB (Taylor analogy breakup) 模型来描述液滴的变形、破碎雾化过程。用液滴的振动变形和弹簧的质量系统之间的比拟关系,将液滴表面张力、气动力以及黏性力与弹簧阻尼力、弹簧恢复力和外力相比拟,同时计算考虑液滴的随机碰撞与黏合过程。离散相进出口边界设置为

粒子逃逸边界。

1.4 网格无关性验证

通常情况下,越精细的网格尺寸越能准确地捕捉爆轰波的精细结构,而较小的网格尺寸对应更小的时间步长,计算量也随之增加。本文主要揭示气液两相RDE的基本流场结构以及旋转爆轰波的传播过程,保证精度的前提下,采用适当的网格尺寸进行模拟。在当量比为1.00的情况下,采用四种不同大小的网格进行计算,在 $x=0.020$ m, $y=0.010$ m处设置监测点,在爆轰波传播稳定后,以式(2)求解爆轰波平均速度。

$$v = \frac{nl}{\sum_{i=1}^n t_i} \quad (2)$$

式中 v 为爆轰波平均速度, n 为求解平均爆轰波波速所取的传播总圈数, l 为几何模型周向长度, t_i 为

所取爆轰波压力曲线第 i 圈传播的时间。

图3为当量比为1.00工况分别在均匀网格尺寸 $\Delta=0.20$ 、 0.25 、 0.40 、 0.50 mm下,爆轰波传播稳定后的温度流场结构对比。可以看出四种不同网格尺寸下的流场结构基本一致,采用较密的网格尺寸(Δ 为 0.20 mm和 0.25 mm)时,可以更好地捕捉流场中的低温条带间隔。

图4为四套网格尺寸在 $x=0.020$ m, $y=0.010$ m监测点处计算所得爆轰波的瞬态温度压力分布。与气气混合相比,由于气液两相的混合过程要困难得多,即使爆轰波传播稳定后,波前存在的部分蒸发的煤油组分也极度不均匀,颗粒直径分布大小也不均匀,压力峰值呈现出高度瞬态变化的特性,但不同网格尺寸计算的爆轰波的平均速度大小、温度趋于稳定。表2为当量比为

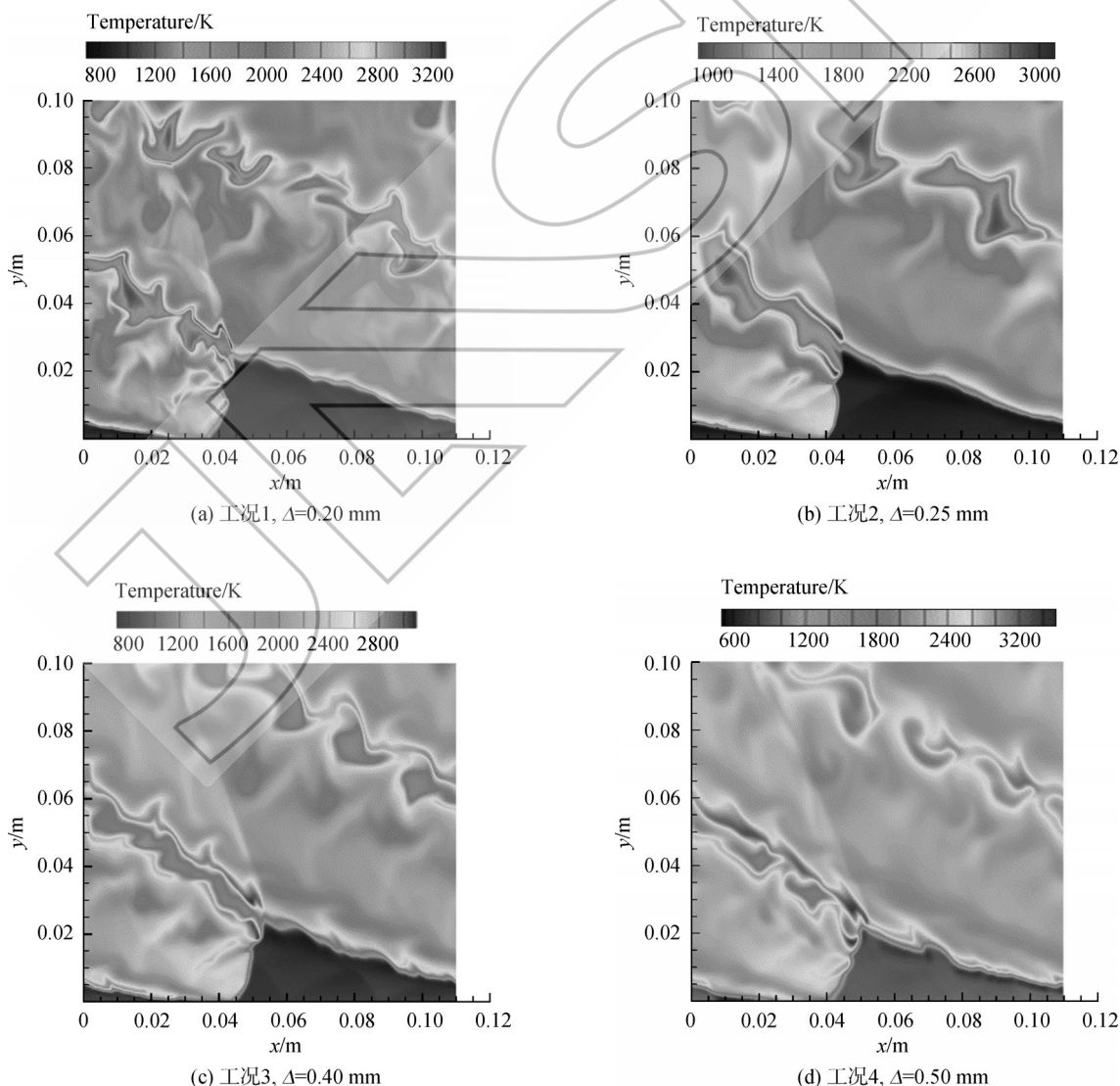


图3 不同网格尺寸下温度流场结构的比较

Fig.3 Comparison of flow field of temperature under different cell sizes

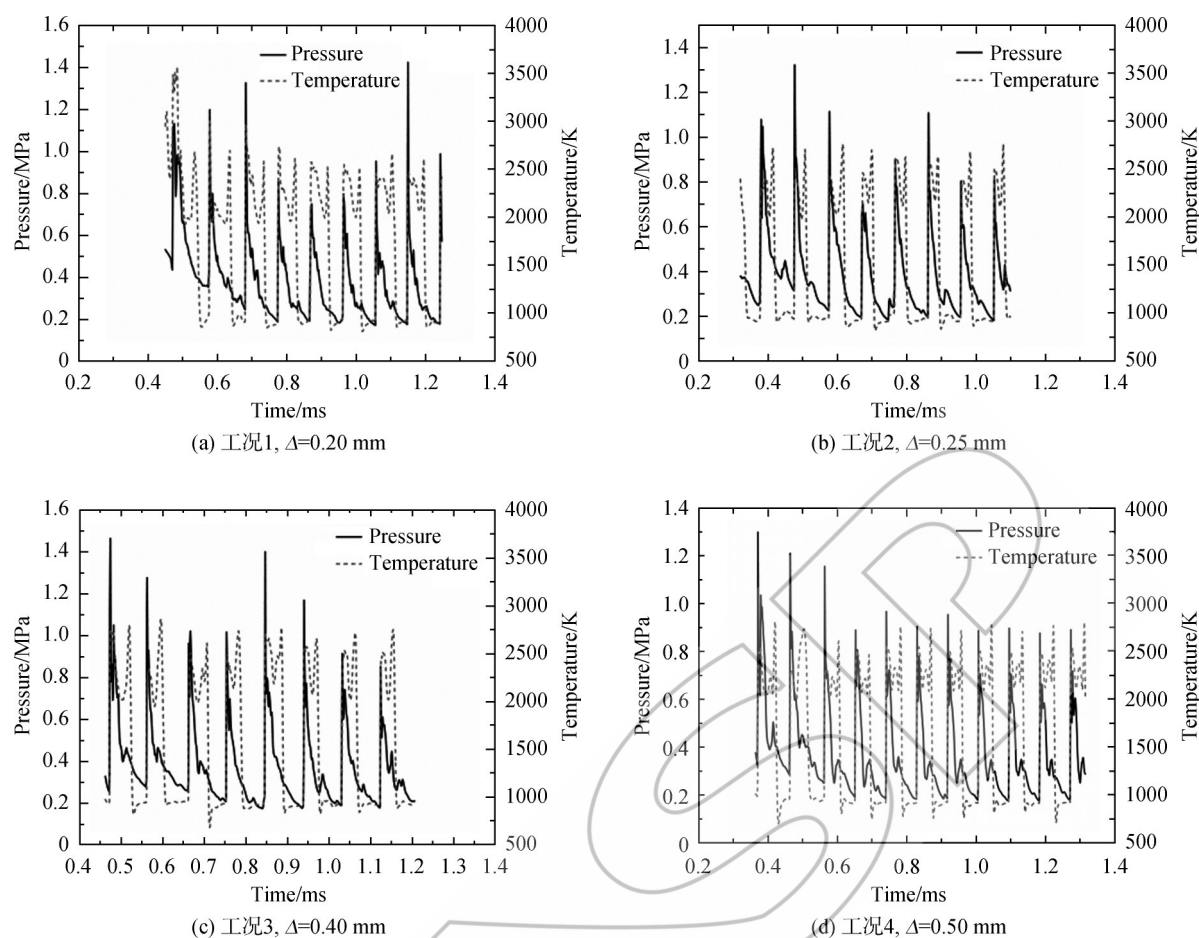


图4 不同网格尺寸下瞬时压力和温度变化的比较

Fig.4 Comparison of transient pressure and temperature changes under different cell sizes

表2 不同网格尺寸计算所得的爆轰波平均速度和温度

Table 2 Average velocity and temperature of detonation wave calculated by different cell sizes

网格单元尺寸/mm	波速/(m/s)	温度/K
0.20	1 170	2 509
0.25	1 160	2 500
0.40	1 200	2 543
0.50	1 240	2 482

1.00 工况下,不同网格尺寸计算所得的爆轰波平均速度和温度。

由表2计算结果,在四套不同网格尺寸下对计算结果比较,0.20 mm 与 0.25 mm 网格单元尺寸计算的波速、温度较为接近。结合图3不同网格尺寸流场结构的对比,综合考虑精度和计算成本,计算均选用 0.25 mm 均匀网格,网格数量为 17.6 万。

2 流场结果分析

2.1 气液两相爆轰流场结构分析

图5为当量比为 1.00 情况下,气液两相旋转爆轰流场稳定后的温度和压力云图。

RDE 燃烧室内形成稳定的单个旋转爆轰波,传播方向由左向右;A 为爆轰波面,B 为斜激波,C 为高温产物与空气/燃料的接触间断面;由于煤油与空气混合物实现完全爆轰燃烧困难,部分反应物未及时爆轰便混杂在产物中从接触间断面流出,导致流场中存在两个低温反应物条带 D、E。与较为经典的气相 RDE 爆轰流场结构相比,气液两相旋转爆轰波波面 A 变得不平整,甚至发生扭曲。此外,从温度云图中看出,两个接触间断面 D、E 存在相对低温区域,同时也变得较宽。以下将揭示气液两相 RDE 中产生该特有现象的原因。

图6为当量比为 1.00 的情况下,颗粒直径和煤油气相组分质量分数分布云图。可看出旋转爆轰波稳定传播后,燃烧室内颗粒分布以及爆轰波

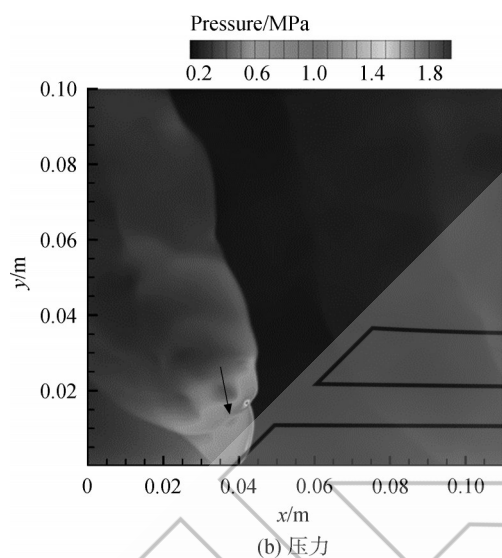
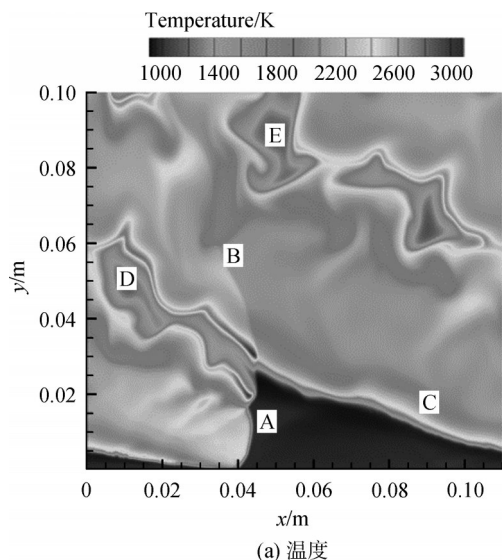


图5 当量比为1.00的温度和压力云图

Fig.5 Contours of temperature and pressure at equivalence ratio of 1.00

前由高温空气预蒸发的煤油组分均呈现出三角形区域(G);由于液滴爆轰要经历液滴的剥离、破碎、蒸发等过程,混合难度远远大于气相燃料与空气的混合,因而前导激波后的化学反应区较长,RDE流场中呈现不完全爆轰燃烧的反应特性。

其中爆轰波高度主要集中于波前粒子及预蒸发煤油组分的分布范围内,由图5观察到爆轰波高度约为25 mm。由于入射颗粒被空气加速,在爆轰波单个旋转周期内,空气的注射高度大于颗粒注射高度,由图7氧气和氮气质量分数云图可知空气注射高度约为30 mm。爆轰波相对于空气向前传播,主要冲击压缩空气三角形区域的入口段,从而造成远离入口段的空气分离。与经典的

气相RDE产生的接触间断相比,图5(a)中D、E处较宽接触间断是由分离出的空气存在而产生,而并非常见的由斜激波压缩导致两次循环的产物气体状态不同而产生。

图6(b)煤油组分云图中,爆轰波前的三角形区域G的质量分数约为0.23,而当量比为1.00工况下气态煤油/空气均匀混合,煤油气体的质量分数为0.064,区域G产生了高质量分数的煤油蒸气。这是由于爆轰波后附近区域压力较高,造成来流空气的阻塞,而采用表面注射方式无法阻塞来流颗粒的注入,导致了局部的富燃。图6(a)中的局部放大图显示了表面注射边界处液滴,注射液滴为30 μm 直径且沿 x 方向均匀分布。随着颗粒/空气向下游运动,爆轰波前颗粒蒸发时间最长,最终导致了波前煤油蒸气质量分数较高。

在研究图5中显示出爆轰波产生扭曲的原因

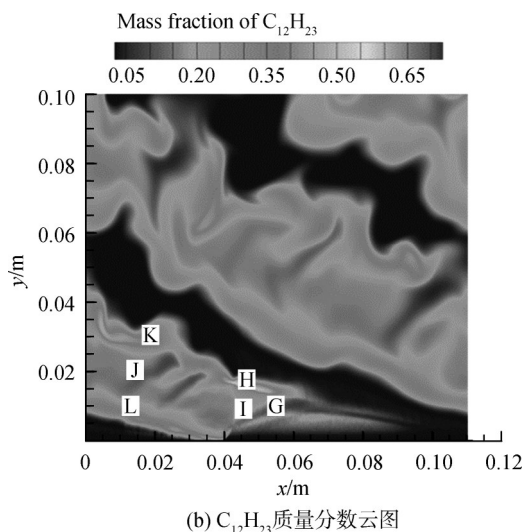
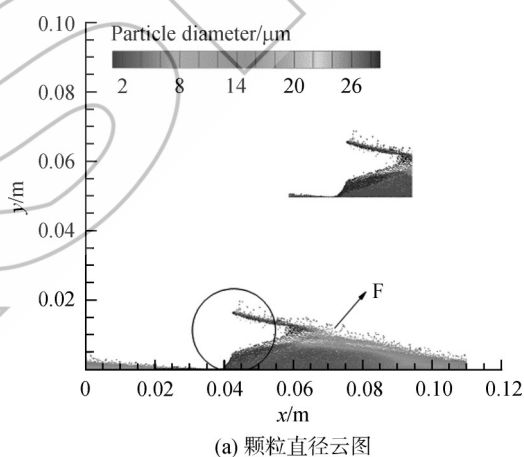


图6 当量比为1.00的颗粒直径和煤油质量分数云图

Fig.6 Contours of particle diameter and mass fraction of $\text{C}_{12}\text{H}_{23}$ at equivalence ratio of 1.00

之前,首先要分析爆轰波前液滴颗粒直径分布。如图 6(a)显示的颗粒直径,颗粒以固定初速度入射,在与高速空气流由于剪切相互作用下发生剧烈破碎蒸发,30 μm 直径的大颗粒迅速破碎成仅几微米的小液滴。较小的液滴由于质量小,被空气迅速加速,速度增大导致与空气的相对速度减小,液滴破碎趋势减缓。由前述及,爆轰波对来流空气的阻塞,却未阻塞来流颗粒的注入,部分颗粒被爆轰波后的高温产物蒸发产生了高煤油气相质量分数条带 L。同时,由于爆轰波后对入流空气的阻塞,部分大颗粒并未进入产物区域且破碎影响较小蒸发较慢。随着时间推移,这部分大颗粒条带如图 6(a)中的 F 所示。

图 6 显示的爆轰波前颗粒的注射高度与煤油

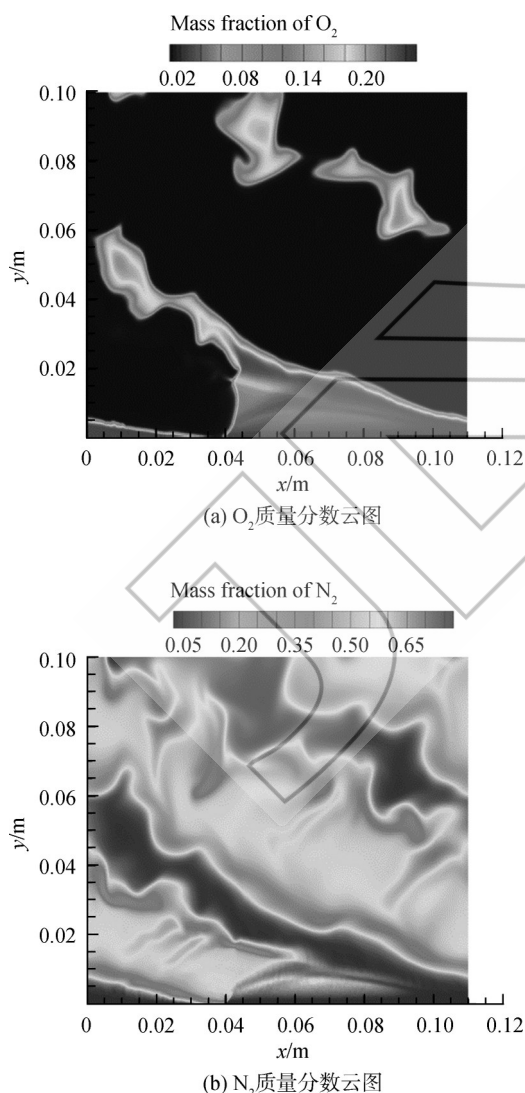


图 7 当量比为 1.00 的 O_2 和 N_2 质量分数云图

Fig.7 Contours of mass fraction of O_2 and N_2 at equivalence ratio of 1.00

组分分布高度几乎一致。其中 H 处波前传播过程中,始终消耗较大的颗粒区域 F,而 I 处波向前传播过程中,始终消耗蒸发较好的颗粒区域。颗粒直径越小,越易被蒸发,越能被爆轰波反应消耗,爆轰波后较低质量分数分布的煤油组分 J 受 I 处爆轰波的影响,而较高质量分数分布的煤油组分 K 受 H 处爆轰波的影响。J、K 未被爆轰波消耗的煤油组分及高温产物蒸发未被阻塞的颗粒煤油组分 L,随高温产物一起排出燃烧室。流场中稳定传播的单个旋转爆轰波,宏观上被两个强度不同的子爆轰波共同支配,在两个不同强度的子爆轰波接触点存在一个局部高压区域点,爆轰波也因此变得扭曲。与能量释放较为连续均匀的气相燃料/空气混合物相比,液滴爆轰微观上表现出众多离散的能量释放源,液滴爆轰由于能量在空间分布上的离散性,爆轰波即便是稳定传播后,微观上仍然会表现出是一个有限振幅的波^[38]。

图 8 为当量比为 1.00 工况下,爆轰波高度上 $y=0.01\text{ m}$ 的压力、温度周向分布。 P_1 点为爆轰波压力尖峰,与高温面强耦合。由于爆轰波后横波的运动,如图 5(b)箭头所示,产生第二个亚峰值 P_2 点^[39]。 P_3 点为 $y=0.01\text{ m}$ 直线与燃料层接触间断面的交点。

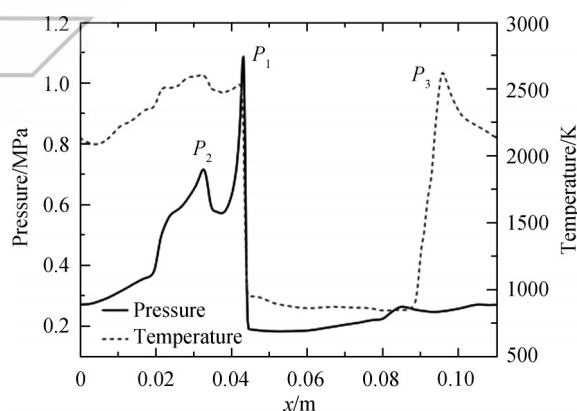


图 8 当量比为 1.00 温度和压力周向分布 ($y=0.01\text{ m}$)

Fig.8 Circumferential distribution of temperature and pressure at equivalence ratio of 1.00 ($y=0.01\text{ m}$)

2.2 不同当量比下气液两相流场分析

固定空气来流质量流量不变,改变燃油喷射流量条件以模拟不同的当量比工况,全局当量比分别为 0.70、0.85、1.00 和 1.15。图 9 显示了当量比为 1.00 的气液两相 RDE 燃烧室冷态混合煤油蒸气组分云图。

为分析 RDE 冷态条件下,不同当量比(ϕ)对

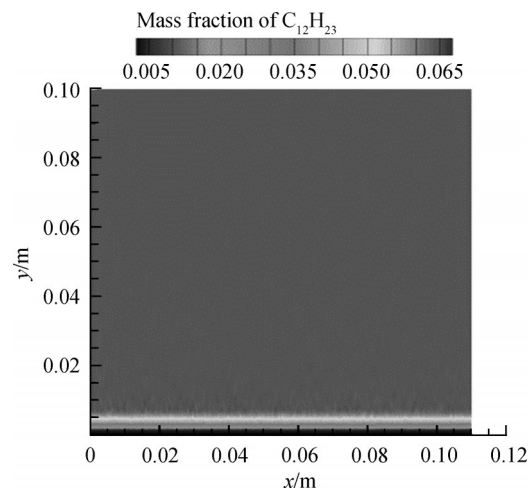


图9 当量比为 1.00 的煤油质量分数
Fig.9 Mass fraction of C₁₂H₂₃ at equivalence ratio of 1.00

煤油液滴与高温氧化剂蒸发混合的影响。图 10 为不同当量比下煤油蒸气质量分数沿轴向变化分布,定义混合效率 $\eta = w_y/w_\phi$, w_y 为某当量比工况下距离入口 y 处煤油质量分数, w_ϕ 为该当量比下煤油完全蒸发与空气混合好的煤油蒸气质量分数,不同当量比下 w_ϕ 值见表 3,不同工况下 η 随轴向变化分布如图 11。

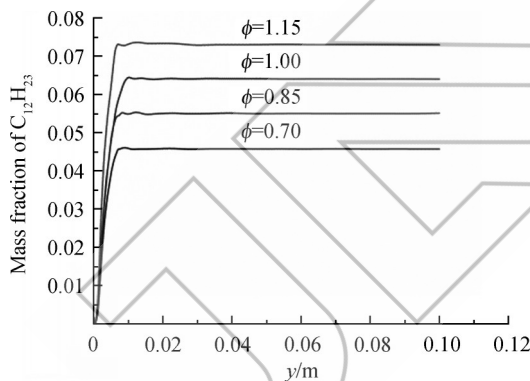


图 10 不同当量比煤油组分沿轴向的变化
Fig.10 Mass fraction of C₁₂H₂₃ at different equivalence ratios varying with axial position

表 3 不同工况的 w_ϕ				
Table 3 w_ϕ under different conditions				
当量比	0.70	0.85	1.00	1.15
w_ϕ	0.046	0.055	0.064	0.073

由图 10,不同当量比下的颗粒蒸发混合距离几乎一致,约为 0.007 m。由图 11 可知,当量比变化几乎未影响蒸发混合效率。可能是因为不同当量比下,颗粒质量流量改变,但未改变颗粒粒径及

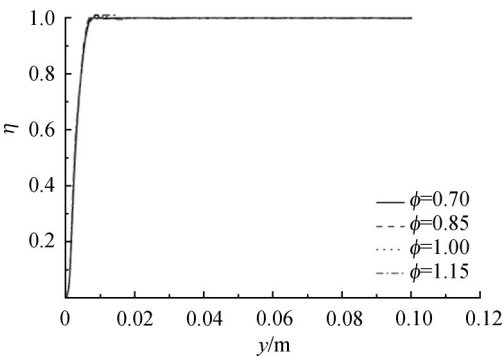


图 11 不同当量比混合效率随轴向的变化
Fig.11 Mix efficiency at different equivalence ratios varying with axial position

注射速度与空气来流条件,颗粒仅在空间上离散分布不同,未能改变颗粒与空气的相互作用和蒸发速率。

图 12 和图 13 为不同当量比下的气液两相 RDE 燃烧室温度云图和压力云图。其中工况 1~工况 3 的旋转爆轰流场结构较为相似,爆轰波高度与空气注射高度均较为接近,温度云图以及压力云图均较为平整,爆轰波均表现出由两个子爆轰波共同支配的传播行为。而工况 4 在较为富燃的条件下,RDE 流场的波结构变得混乱,由分离的空气形成的低温条带也变得不明显。

由图 13 压力云图分布可知,工况 4 在较为富燃的情况下,爆轰波强度较弱。考虑到除部分被高温空气蒸发混合且被爆轰波消耗掉的液滴颗粒之外,仍然有很多未反应的颗粒粒子存在于前导激波后的化学反应区。此时这部分颗粒蒸发为气相组分吸收能量但无法与空气发生反应提供能量,即降低了单位质量燃料混合物的反应热。因此,富燃情况下大量未完全燃烧的煤油组分是造成工况 4 爆轰波强度较工况 1~工况 3 衰减的主要原因。

如图 14 所示,为四种工况下的煤油气体组分分布云图。

工况 1~工况 3 爆轰波后未反应的煤油组分呈现出细窄条状随高温产物排出,而富燃情况下的工况 4 在爆轰波后则表现出较宽的煤油组分分布。由图 13 显示的压力云图可知,工况 4 的爆轰波整体压力偏低,对燃料/空气混合物的冲击压缩作用减弱,进而化学反应速率降低会导致波后耦合的化学反应区变长。化学反应区变长会增加向前导冲击波提供能量的时间,在此时间内部分能量的侧向释放造成了较宽的煤油组分分布。工况

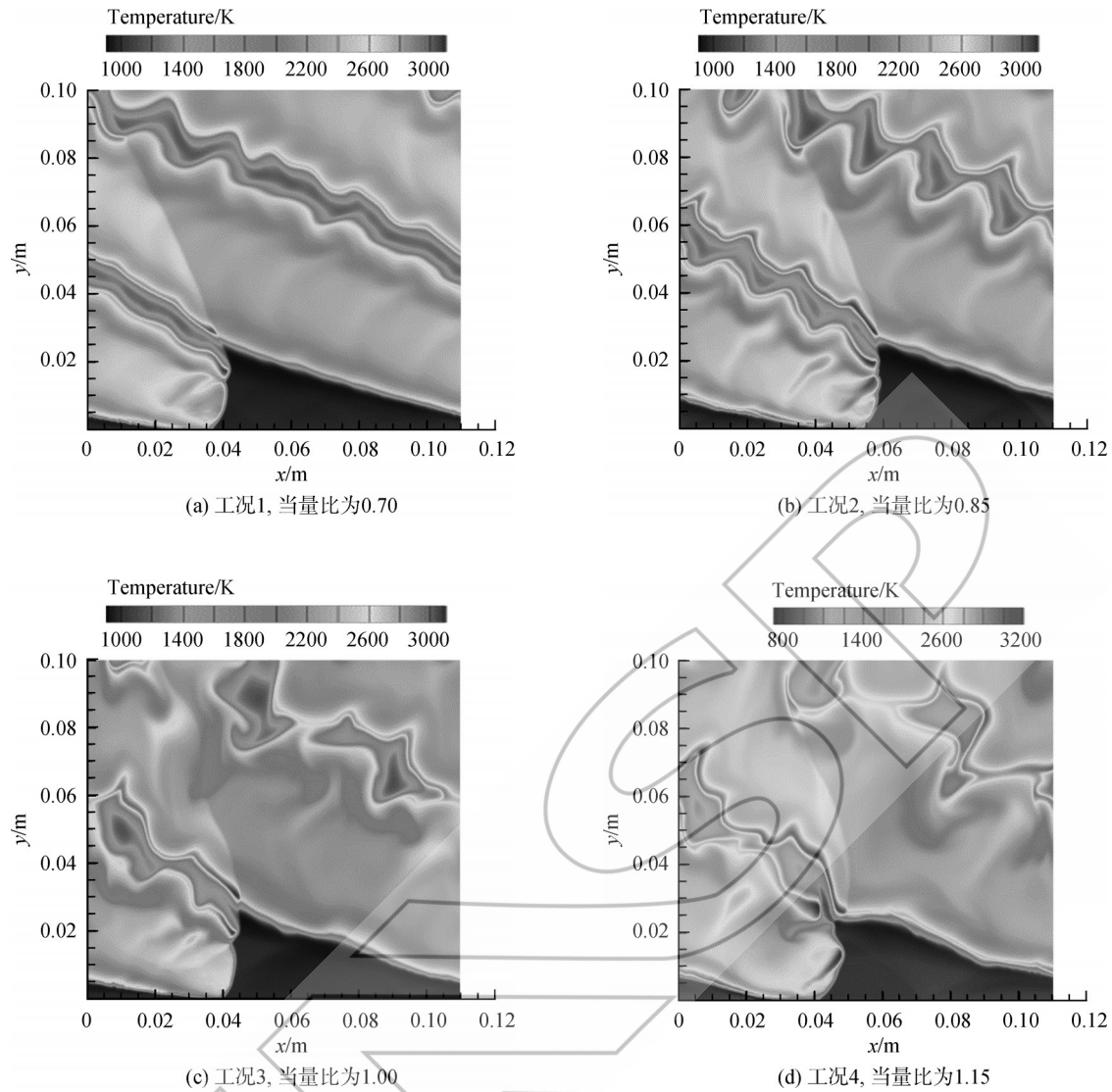
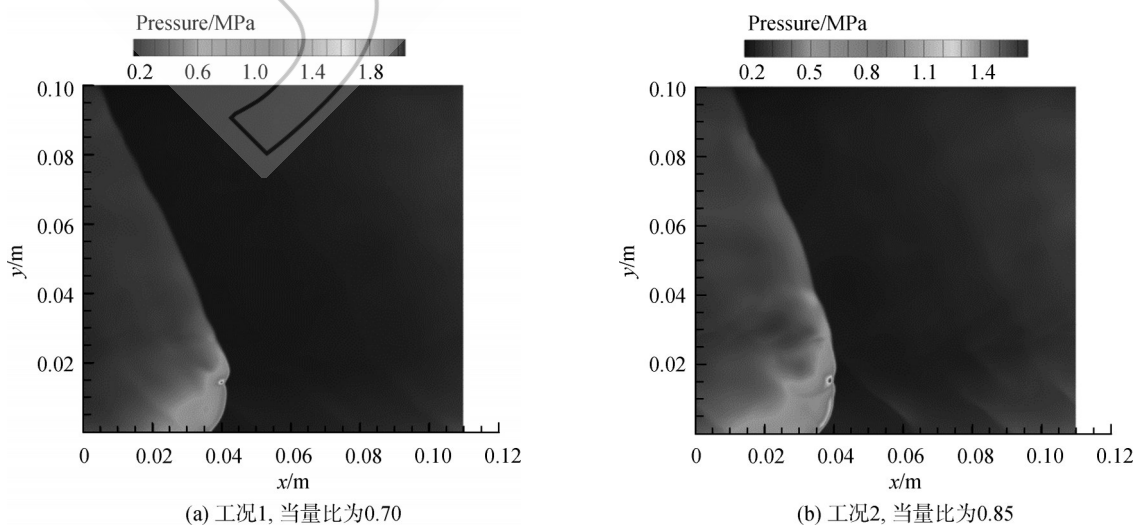


图 12 不同当量比爆轰流场的温度云图

Fig.12 Temperature contours of detonation flow field at different equivalence ratios



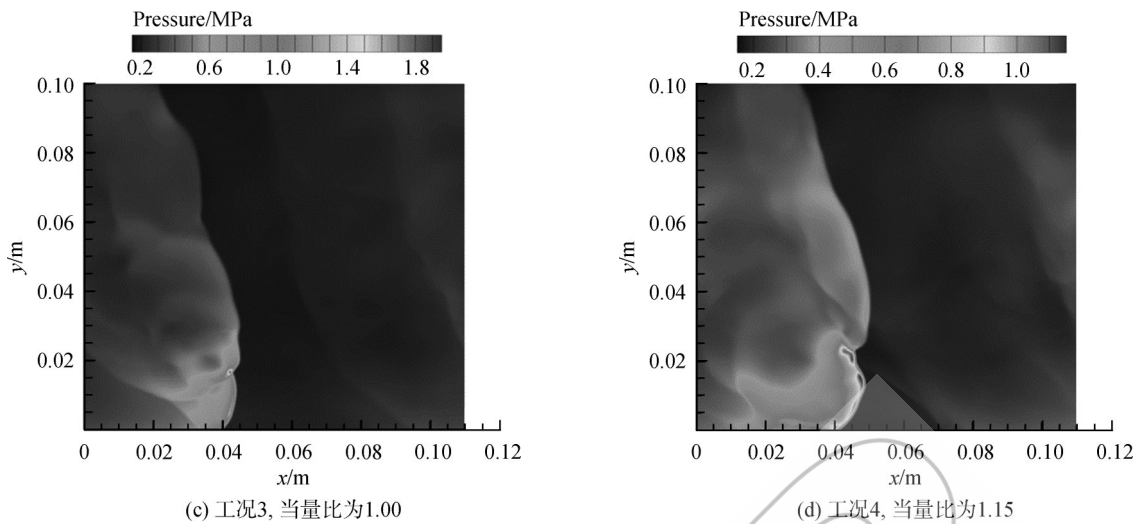


图 13 不同当量比爆轰流场的压力云图

Fig.13 Pressure contours of detonation flow field at different equivalence ratios

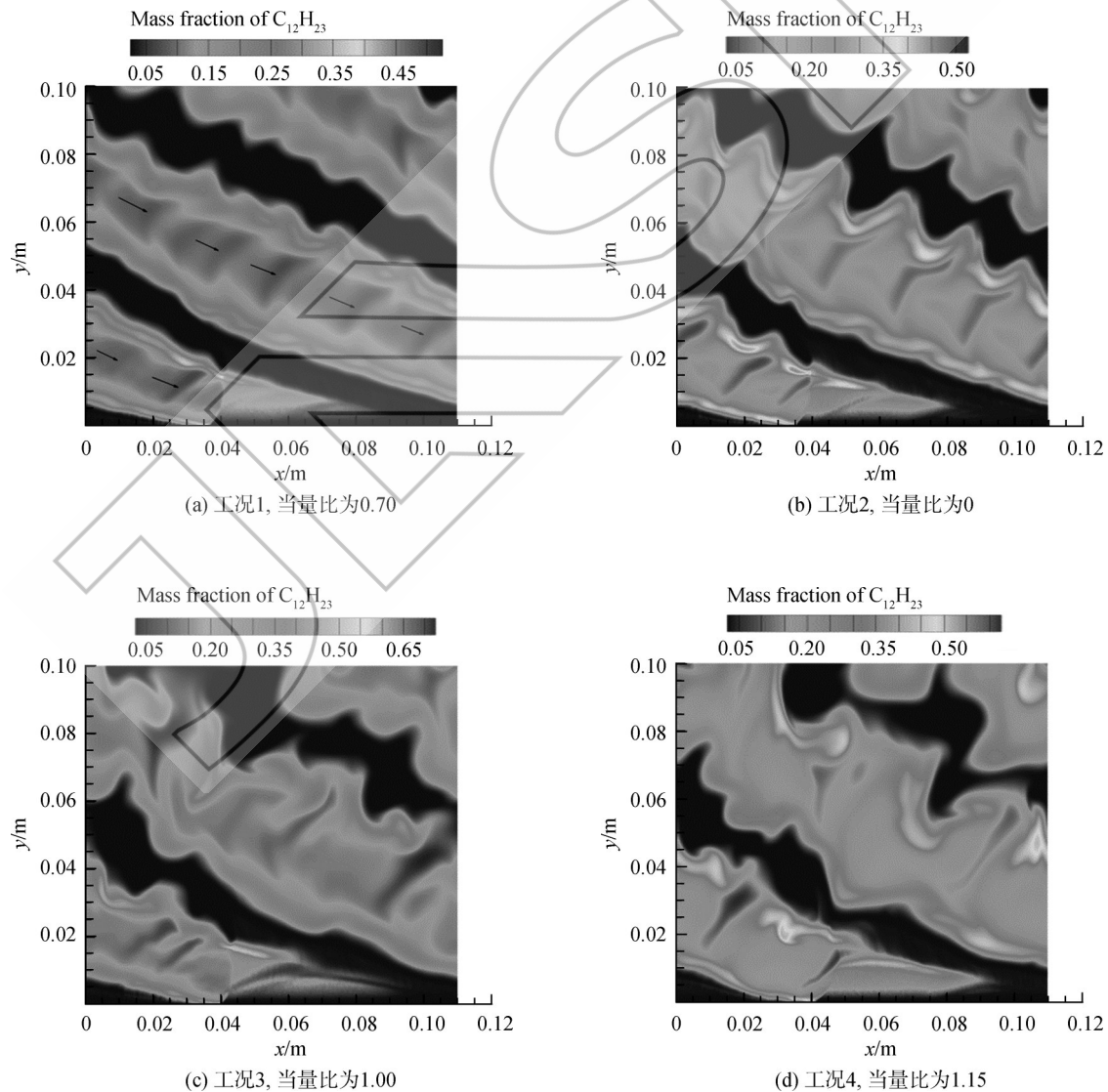


图 14 不同当量比的煤油组分质量分数云图

Fig.14 Mass fraction of $C_{12}H_{23}$ at different equivalence ratios

4 较弱的爆轰波强度对波前空气冲击作用减缓, 空气的分离效应不明显, 加之由前述及爆轰波后能量的侧向释放, 加速了部分煤油组分及产物与分离出去空气的混合, 导致了本小节开端提及的工况 4 接触间断低温区域不如工况 1~工况 3 明显的现象。图 15 为当量比为 0.70, $y=0.01$ m 高度上, $t=0.905\sim 0.981$ ms 时间内, 爆轰波在周向不同位置的化学反应速率。由于爆轰波运动过程中化学反应速率的波动, 造成了波后煤油组分中存在不均匀的间隔, 如图 14 中工况 1 箭头所示。反应速率波动周期的平均间隔约为 13 mm, 煤油不均匀间隔约为 16 mm, 差异主要由液滴爆轰反应速率的瞬态性造成。

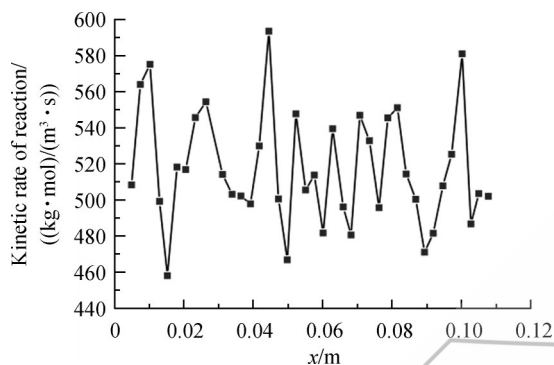


图 15 爆轰波在周向不同位置的化学反应速率
($t=0.905\sim 0.981$ ms)

Fig.15 Kinetic rate of reaction of detonation wave at different circumferential location
($t=0.905\sim 0.981$ ms)

图 16 为不同当量比下爆轰波速度及温度分布, 当量比为 1.00 的爆轰波速度 1 160 m/s, 温度为 2 500 K。随着当量比的降低, 爆轰波速度增

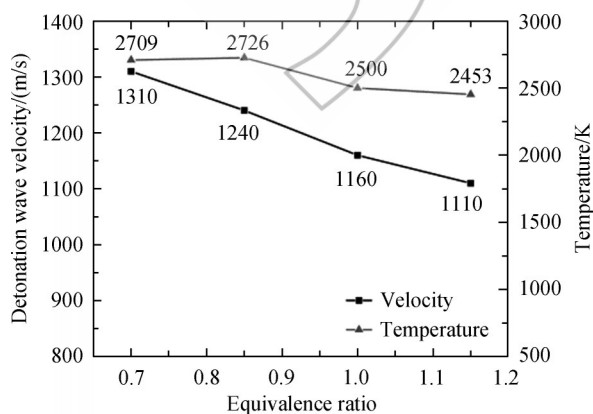


图 16 不同当量比的爆轰波速度和温度

Fig.16 Detonation wave velocity and temperature at different equivalence ratios

大, 而富燃工况 4 的爆轰波速度由于大量未燃烧的煤油组分而降低。由图 14 所示不同当量比下的煤油组分可知, 工况 1~工况 3 爆轰波后未被反应的煤油组分呈现出细窄条状, 但宽度不同, 说明不同含量的颗粒流在爆轰波后所浪费掉的煤油组分所占比例不同。工况 1、工况 2 虽然工作在贫燃条件下, 但爆轰波后不完全燃烧的煤油组分所占比例明显降低, 因此出现了贫燃时爆轰波速度增大的现象。说明气液两相爆轰, 燃料是否完全燃烧是影响爆轰波速度的关键因素。不同当量比下爆轰波速度范围在 1 110~1 310 m/s, 与有关高温空气/液态碳氢燃料旋转爆轰波速度 1 065~1 117.7 m/s 较为接近^[40]。

图 17 为不同当量比下, 爆轰波前煤油蒸气质量分数分布规律。由文中第 2.1 小结述及, 爆轰波前高质量分数煤油分布主要由于爆轰波后阻塞来流空气而未阻塞粒子产生, 因此四个工况下波前煤油质量分数均大于恰当化学计量比下的质量分数。贫燃工况下, 波前煤油蒸气质量分数越接近恰当化学计量比, 越有利于爆轰速度的提高。

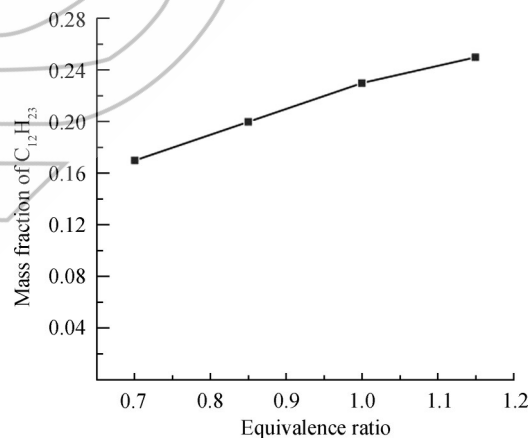


图 17 不同当量比爆轰波前的煤油质量分数

Fig.17 Mass fraction of $C_{12}H_{23}$ before detonation wave at different equivalence ratios

3 结 论

液态煤油的爆轰反应机理较为复杂, 本文采用一步总包反应机理, 忽略复杂的裂解过程, 考虑液滴的雾化破碎、碰撞黏合过程。使用离散相表面注射边界以简化复杂的雾化装置, 用以探究远离发动机入口内部的流场结构。在当量比为 0.70~1.15 工况下模拟了二维 RDE 的两相流流场, 得出的基本结论如下:

1) 不同当量比下, RDE 燃烧室内均形成了稳

定传播的单波状态。由于爆轰波前颗粒直径及高温空气预蒸发的煤油组分的分布不同,单个旋转爆轰波宏观上呈现出被两个强度不同的子爆轰波所支配的现象。在较为富燃的工况下,爆轰波面变得极为不平整。

2) 旋转爆轰波稳定传播后,流场中在入口端均形成空气和粒子三角形区域,且空气三角形区域大于粒子三角形区域,这是由连续相和离散相的速度差造成的。

3) 由于煤油需要破碎、蒸发以及与空气混合的过程,RDE燃烧室内的爆轰波后呈现出煤油组分不完全燃烧的反应特性,由于波前局部富燃,部分煤油来不及爆轰就会螺旋流出燃烧室。在富燃当量比为1.15情况下,爆轰波后未完全反应的煤油组分分布区域变宽,而当量比为0.70、0.85和1.00的情况下则呈现出条带状的煤油组分分布,最大爆轰波速度出现在贫燃工况。

4) 旋转爆轰波不稳定传播,波面反应速率准周期性波动,引起波后煤油气体质量分数呈现忽高忽低条带分布。

参考文献:

- [1] TANG X M, WANG J P, SHAO Y T. Three dimensional numerical investigations of the rotating detonation engine with a hollow combustor[J]. *Combustion and Flame*, 2015, 162(4):997-1008.
- [2] LEI Z D, CHEN Z W, YANG X Q, et al. Operational mode transition in a rotating detonation engine[J]. *Journal of Zhejiang University (Science A)*, 2020, 21(9):721-733.
- [3] JI Z F, ZHANG H Q, WANG B. Thermodynamic performance analysis of the rotating detonative airbreathing combined cycle engine[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2021, 113:106694.1-106694.17.
- [4] YANG X K, SONG F L, WU Y, et al. Investigation of rotating detonation fueled by a methane-hydrogen-carbon dioxide mixture under lean fuel conditions[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2020, 45(41):21995-22007.
- [5] BENNEWITZ J W, BLAINE B R, PILGRAM J J, et al. Modal transitions in rotating detonation rocket engines[J]. *International Journal of Energetic Materials and Chemical Propulsion*, 2019, 18(2):91-109.
- [6] FOTIA M L, KAEMMING T A, HOKE J, et al. Study of the experimental performance of a rotating detonation engine with nozzled exhaust flow[R]. AIAA-2015-0631, 2015.
- [7] FOTIA M, SCHAUER F, HOKE J. Experimental study of performance scaling in rotating detonation engines operated on hydrogen and gaseous hydrocarbon fuel[R]. AIAA-2015-3626, 2015.
- [8] FROLOV S M, AKSENOV V S, IVANOV V S. Experimental proof of Zel'dovich cycle efficiency gain over cycle with constant pressure combustion for hydrogen-oxygen fuel mixture[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2015, 40(21):6970-6975.
- [9] WANG Y H, LE J L. Rotating detonation engines with two fuel orifice schemes[J]. *Acta Astronautica*, 2019, 161:262-275.
- [10] RANKIN B A, RICHARDSON D R, CASWELL A W, et al. Imaging of OH* chemiluminescence in an optically accessible nonpremixed rotating detonation engine[R]. AIAA-2015-1604, 2015.
- [11] RANKIN B A, CHRISTOPHER A, et al. Evaluation of mixing processes in a non-premixed rotating detonation engine using acetone PLIF imaging[R]. AIAA-2016-1198, 2016.
- [12] THEUERKAUF S W, SCHAUER F R, ANTHONY R. et al. Comparison of simulated and measured instantaneous heat flux in a rotating detonation engine[R]. AIAA-2016-1200, 2016.
- [13] 马虎, 张义宁, 杨成龙, 等. 燃料分布对旋转爆震波传播特性影响[J]. *航空动力学报*, 2019, 34(3):513-520.
MA Hu, ZHANG Yining, YANG Chenglong, et al. Effect of fuel distribution on propagation of rotating detonation wave [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2019, 34(3):513-520. (in Chinese)
- [14] 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.
XU Xueyang, ZHUO Changfei, WU Xiaosong, 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. (in Chinese)
- [15] 刘世杰, 林志勇, 刘卫东, 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, LIU Weidong, et al. Two-dimensional numerical simulation of rotating detonation wave engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2010, 31(5):634-640. (in Chinese)
- [16] BATISTA A, ROSS M, LIETZ C, et al. Detonation wave interaction classifications in a rotating detonation rocket engine[R]. AIAA-2020-3861, 2020.
- [17] PAL P, XU C, KUMAR G, et al. Large-eddy simulations and mode analysis of ethylene/air combustion in a non-premixed rotating detonation engine[R]. AIAA-2020-3876, 2020.
- [18] 邵业涛, 王健平, 唐新猛, 等. 连续旋转爆轰发动机流场三维数值模拟[J]. *航空动力学报*, 2010, 25(8):1717-1722.
SHAO Yetao, WANG Jianping, TANG Xinmeng, et al. Three-dimensional numerical simulation of continuous rotating detonation engine flowfields[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2010, 25(8):1717-1722. (in Chinese)
- [19] 邵业涛, 王健平, 李韶武, 等. 空心圆筒内连续旋转爆轰波三维数值模拟[C]//第十四届全国激波与激波管学术会议论文集. 安徽 黄山:中国力学学会, 2010:181-188.
- [20] SUN J, ZHOU J, LIU S J, et al. Numerical investigation of a non-premixed hollow rotating detonation engine[J]. *International*

- Journal of Hydrogen Energy, 2019, 44(31):17084-17094.
- [21] PAXSON D E, FOTIA M L, HOKE J, et al. Comparison of numerically simulated and experimentally measured performance of a rotating detonation engine[R]. AIAA-2015-1011, 2015.
- [22] 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, 103:105899.1-105899.15.
- [23] 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. (in Chinese)
- [24] ZHAO N B, MENG Q Y, ZHENG H T, et al. Numerical study of the influence of annular width on the rotating detonation wave in a non-premixed combustor[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 100:105825.1-105825.12.
- [25] MENG Q, ZHAO N, ZHENG H, et al. A numerical study of rotating detonation wave with different numbers of fuel holes[J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 93:105301.1-105301.17.
- [26] 周蕊, 李晓鹏. 连续旋转爆轰发动机冷流场的混合特性研究[J]. 航空学报, 2016, 37(12):3668-3674.
- ZHOU Rui, LI Xiaopeng. Numerical investigation of mixing characteristic of cold continuously rotating detonation engine[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(12): 3668-3674. (in Chinese)
- [27] LI J M, CHANG P H, LI L, et al. Investigation of injection strategy for liquid-fuel rotating detonation engine[R]. AIAA-2018-0403, 2018.
- [28] BYKOVSKII F A, ZHDAN S A, VEDERNIKOV E F. Continuous spin detonation of a heterogeneous kerosene-air mixture with addition of hydrogen[J]. Combust Explos Shock Waves, 2016, 52(3):371-373.
- [29] BYKOVSKII F A, ZHDAN S A, VEDERNIKOV E F. Continuous detonation of the liquid kerosene-air mixture with addition of hydrogen or syngas[J]. Combust Explos Shock Waves, 2019, 55(5):589-598.
- [30] ZHENG Q, MENG H L, WENG C S, et al. Experimental research on the instability propagation characteristics of liquid kerosene rotating detonation wave[J]. Defence Technology, 2020, 16(6):1106-1115.
- [31] KINDRACKI J. Experimental research on rotating detonation in liquid fuel-gaseous air mixtures[J]. Aerospace Science and Technology, 2015, 43:445-453.
- [32] DABORA E K. A model for spray detonations[J]. Acta Astronautica, 1979, 6(3):269-280.
- [33] GUBIN S A, SICHEL M. Calculation of the detonation velocity of a mixture of liquid fuel droplets and a gaseous oxidizer[J]. Combustion Science and Technology, 1977, 17(3/4): 109-117.
- [34] MENG Q Y, ZHAO M J, ZHENG H T, et al. Eulerian-Lagrangian modelling of rotating detonative combustion in partially pre-vaporized n-heptane sprays with hydrogen addition[J]. Fuel, 2021, 290:119808.1-119808.17.
- [35] EIDELMAN S, BURCAT A. The mechanism of a detonation wave enhancement in a two-phase combustible medium[J]. Symposium (International) on Combustion, 1981, 18(1): 1661-1670.
- [36] HUANG Z W, ZHAO M J, XU Y, et al. Eulerian-Lagrangian modelling of detonative combustion in two-phase gas-droplet mixtures with OpenFOAM: validations and verifications[J]. Fuel, 2021, 286:119402.1-119402.16.
- [37] 黄生洪, 徐胜利, 刘小勇. 煤油超燃冲压发动机两相流场数值模拟: I 数值校验及总体流场特征[J]. 推进技术, 2004, 25(6):484-490.
- HUANG Shenghong, XU Shengli, LIU Xiaoyong. Numerical investigation on two phase flow of a kerosene-fueled scramjet with 3D cavity: I numerical calibration and characteristics of general flow[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(6):484-490. (in Chinese)
- [38] KAILASANATH K. Liquid-fueled detonations in tubes[J]. Journal of Propulsion and Power, 2006, 22(6):1261-1268.
- [39] WANG Y H, WANG J P, QIAO W Y. Effects of thermal wall conditions on rotating detonation[J]. Computers and Fluids, 2016, 140:59-71.
- [40] 阎宝林, 张义宁, 宫继双, 等. 液态碳氢燃料连续旋转爆震燃烧实验研究[R]. 长沙: 第五届爆震与新型推进学术会议, 2017.

(编辑: 陈越)