# 基于OpenFOAM的三维H<sub>2</sub>/Air 连续旋转爆轰流场数值模拟<sup>\*</sup>

孟豪龙,翁春生,武郁文,郑 权,魏万里

(南京理工大学 瞬态物理国家重点实验室, 江苏南京 210094)

摘 要:为进一步研究旋转爆轰流场特征,基于开源计算流体动力学软件OpenFOAM,采用9组分 19步的基元化学反应模型,对H<sub>2</sub>/Air连续旋转爆轰流场进行了三维数值模拟,得到了旋转爆轰波稳定传 播时燃烧室内部流场的详细结构,研究了燃烧室头部激波的传播特性,分析了旋转爆轰燃烧室的压力增 益性能。结果表明:旋转爆轰波后的第一道反射激波在由燃烧室外壁面向内壁面传播过程中反射激波的 高度增加并在靠近内壁面附近与滑移线交汇形成局部高温高压区域;旋转爆轰波在外壁面位置处相位约 落后于内壁面0.003rad~0.15rad,其相位差随燃烧室曲率差的增加而增大;燃烧室头部反射激波数目受 到曲率差和进气总压的影响,燃烧室曲率差增大,反射激波数目减少,进气总压增大,反射激波数目增 多;燃烧室压力增益保持在0.3以上,在进气总压一定的条件下,压力增益随着燃烧室曲率差的增大有 增加的趋势。研究结果揭示了三维旋转爆轰流场的精细结构和燃烧室头部激波的传播规律。

关键词: 旋转爆轰流场; 反射激波; 传播特性; 数值模拟; 压力增益

中图分类号: V231.2<sup>+</sup>2 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2020) 06-1351-10 **DOI**: 10.13675/j.cnki. tjjs. 190370

## Three-Dimensional Numerical Simulation of H<sub>2</sub>/Air Continuous Rotating Detonation Flow Field Based on OpenFOAM

MENG Hao-long, WENG Chun-sheng, WU Yu-wen, ZHENG Quan, WEI Wan-li

(National Key Lab of Transient Physics, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: To further study the flow field characteristic of rotating detonation, based on the open source computational fluid dynamics (CFD) software OpenFOAM, 19 species and 9-step reaction kinetics model was used to simulate the three-dimensional flow field of  $H_2$ /Air continuous rotating detonation. The detailed structure of the flow field in the combustor was obtained when the rotating detonation wave propagated steadily. The propagation characteristics of shock wave near the combustor head were studied. The pressure gain performance of rotating detonation combustor was analyzed. The results show that the first reflected shock wave after rotating detonation wave propagates from the outer wall of combustion chamber to the inner wall, and the height of reflected shock wave increases, and a local high temperature and pressure region is formed near the inner wall and intersects with the slip line. The phase of the rotating detonation wave on the outer wall is about 0.003rad to 0.15rad

<sup>\*</sup> 收稿日期: 2019-05-31;修订日期: 2019-08-28。

基金项目:国家自然科学基金(11802137;11702143);中央高校基本科研业务专项资金(30919011259;30918011343)。

作者简介: 孟豪龙, 博士生, 研究领域为爆轰推进。E-mail: 18362916356@163.com

通讯作者:翁春生,博士,教授,研究领域为爆震、爆轰推进。E-mail:wenges@126.com

引用格式: 孟豪龙,翁春生,武郁文,等. 基于 OpenFOAM 的三维 H<sub>2</sub>/Air 连续旋转爆轰流场数值模拟[J]. 推进技术, 2020, 41(6):1351-1360. (MENG Hao-long, WENG Chun-sheng, WU Yu-wen, et al. Three-Dimensional Numerical Simulation of H<sub>2</sub>/Air Continuous Rotating Detonation Flow Field Based on OpenFOAM [J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(6):1351-1360.)

behind that on the inner wall, and the phase difference increases with the increase of the difference of combustion chamber curvature. The number of reflected shocks near the head of combustion chamber is affected by the stagnation pressure and the difference of curvature. The number of reflected shocks decreases with the increase of the difference of combustion chamber curvature, while the number of reflected shocks increases with the increase of stagnation pressure. The pressure gain of combustor keeps above 0.3. When the stagnation pressure is constant, the pressure gain increases with the increase of the curvature difference of the combustor. The results reveal the fine structure of the three–dimensional rotating detonation flow field and the propagation law of shock wave near the combustor head.

Key words: Rotating detonation flow field; Reflected shock wave; Propagation characteristics; Numerical simulation; Pressure gain

## 1 引 言

连续旋转爆轰发动机是一种利用爆轰波在环形 燃烧室内连续旋转传播产生高温高压爆轰产物,从 而获得推力的新概念发动机。爆轰燃烧过程近似等 容燃烧,由于爆轰波的自压缩性,在没有压气机提前 增压的条件下,爆轰也能产生可观的有效功和热效 率,相对于传统等压燃烧的热循环效率高20%左 右<sup>[1]</sup>。旋转爆轰发动机(CRDE)具有推力稳定、热力 循环效率高、结构紧凑、推重比大等优点,可作为未 来军用飞机、导弹、临近空间飞行器等领域的动力 装置<sup>[2]</sup>。

目前,针对连续旋转爆轰发动机已经开展了较 多的实验和数值计算研究。在实验方面,俄罗斯的 Bykovskii 等<sup>[3-4]</sup>对 CRDE 的发展做了大量的研究工 作,系统研究了总质量流量、当量比、燃烧室构型以 及喷管构型等诸多因素对连续旋转爆轰流场结构及 传播模态的影响。波兰的 Kindracki 等<sup>[5-6]</sup>在不同燃 烧室构型和喷注条件下通过实验研究了H<sub>2</sub>/Air连续 旋转爆轰,通过监测不同位置处的压力,判断爆轰波 的传播特性,同时分析爆轰波速度和喷注条件之间 的关系。国防科技大学的刘世杰、林伟等对H<sub>2</sub>/Air连 续旋转爆轰发动机燃烧室内爆轰波的传播模态及形 成机制进行研究,通过改变工质的工况和燃烧室部 分构型参数,分析了它们对爆轰波传播特性的影 响<sup>[7-9]</sup>。北京大学的王健平课题组通过高速摄影观测 到燃烧室内存在多个爆轰波传播的现象,也发现了 在CRDE燃烧室内同时存在爆轰燃烧和爆燃燃 烧[10-11]。南京理工大学翁春生课题组实现了煤油/富 氧空气组合连续旋转爆轰波的成功起爆和稳定传 播,分析了当量比对煤油/富氧空气连续旋转爆轰波 起爆机理和传播特性的影响<sup>[12]</sup>。数值模拟方面,Zhdan等<sup>[13]</sup>对氢/氧预混气中的旋转爆轰进行了二维数 值模拟,分析了旋转爆轰波自持传播机理。Davidenko等<sup>[14]</sup>基于二维Euler方程,模拟了旋转爆轰燃烧流 场,讨论了进口参数、燃烧室尺寸对燃烧室内爆轰波 的影响。范宝春等基于8组元24步基元反应的三维 Euler方程,分析了旋转爆轰流场三维结构在径向变 化的数值模拟,并计算了旋转爆轰波受到内外壁曲 率作用的影响<sup>[15]</sup>。

在 CRDE 的大多数的数值模拟研究中,研究人员 认为由于同轴圆环腔之间距离远小于轴向长度,以 至于 CRDE 燃烧室流场可以不考虑径向影响展开为 二维平面<sup>[16]</sup>。关于三维 CRDE 流场在径向方向上差 异的研究也比较少,Schwer等<sup>[17]</sup>研究了燃烧室宽度 对三维 CRDE 流场的影响,然而他们只分析了不同燃 烧室宽度下整个流场的压力分布以及比冲性能的比 较,关于径向方向上流场的详细结构没有分析。 Eude 等<sup>[18]</sup>对二维、三维 CRDE 流场进行了对比分析, 发现三维流场具有由内外壁面相互作用产生的反射 激波,明显区别于二维流场。北京大学的周蕊等研 究了不同条件下三维 CRDE 燃烧室头部详细流场结 构,发现在燃烧室头部不仅存在规则反射也存在马 赫反射<sup>[19]</sup>。

普渡大学 Braun 等<sup>[20-22]</sup>验证了基于 OpenFOAM 的非稳态雷诺时均 N-S方程求解器 ddtFoam 模拟连 续旋转爆轰流场的可行性,并分析了不同尾喷管对 CRDE 流场非定常特性的影响,在此基础发展了一种 快速评估 CRDE 内旋转爆轰波波头高度的工具。 Braun 在 OpenFOAM 平台上将 ddtFoam 求解器与磁流 体计算模块、化学动力学模块 Mutation++进行耦合, 用于分析 CRDE 的流场特性和电磁性能。

本文基于开源 CFD 软件 OpenFOAM,采用 H<sub>2</sub>/Air 9组分19步基元化学反应模型,对三维 H<sub>2</sub>/Air 连续旋 转爆轰流场开展数值模拟研究,获得旋转爆轰波稳 定传播时燃烧室内流场的详细结构,研究燃烧室头 部激波传播特性,分析旋转爆轰燃烧室压力增益 性能。

## 2 数值方法及计算模型

## 2.1 计算方法

本文使用开源 CFD 软件 OpenFOAM 对三维连续 旋转爆轰流场进行了数值模拟, OpenFOAM (Open Source Field Operation and Manipulation)是一个使用 C++语言编写的基于有限体积法求解 N-S方程组的 三维数值模拟软件<sup>[23]</sup>。本文使用的 ddtFoam 求解器 是由德国慕尼黑大学 Florian 等<sup>[24]</sup>在 OpenFOAM 平台 上针对爆燃转爆轰(DDT)的数值模拟开发的求解器。 该求解器采用二阶精度 Harten-Lax-van Leer-Contact (HLLC)离散格式,使用 Weller燃烧模型模拟爆燃,爆 轰部分则通过引用基于 O'Conaire 等的 H<sub>2</sub>/Air 9 组分 19步详细化学反应机理文件求解。

## 2.2 CRDE物理模型

如图1所示,采用同轴圆环空腔作为CRDE燃烧 室结构,燃烧室内径R<sub>in</sub>=62.5mm,外径R<sub>out</sub>=77.5mm, 轴向长度H=50mm。爆轰波在环形燃烧室中沿圆周 方向循环传播,预混H<sub>2</sub>/Air从左侧燃烧室头部喷入, 燃烧产物从右侧出口排出。初始时刻,填充高度为 10mm,长度等于1/4周长的当量比为1的H<sub>2</sub>/Air预混 燃料,温度293K,填充压力0.1MPa;点火位置为一个 高温高压区域,温度2500K,压力1.5MPa。



Fig. 1 Initial conditions of CRDE combustor

边界条件:左侧为填充边界,采用一维等熵入流 边界条件,不考虑气流从集气腔进入燃烧室的流动 损失。填充总压为 p<sub>0</sub>,温度为 T<sub>0</sub>=293K,边界临近处 的计算压力为p,填充边界分为:

(1)当p≥p₀时,此时预混燃料不能进入燃烧室,按固壁边界处理。

(2)当 $p_{er} 时,此时按亚声速条件填充,此时边界参数为$ 

$$p_i = p, \ T_i = T_0 \left( p/p_0 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$
 (1)

$$w = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma - 1}} RT_0 \left[ 1 - \left(\frac{p}{p_0}\right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \right]$$
(2)

$$p_{\rm er} = p_0 \left(\frac{2}{\gamma + 1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$
 (3)

(3)当 $p < p_{er}$ 时,预混的燃料按声速条件填充,此时边界参数为

$$p_i = p_{\rm er} \tag{4}$$

$$T_{i} = T_{0} \left( p_{er} / p_{0} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}}$$
(5)

$$w = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma + 1} RT_0} \tag{6}$$

式中*p<sub>i</sub>*,*T<sub>i</sub>*,*w*分别为燃烧室入口边界上的压力、 温度以及轴向速度;*p<sub>et</sub>*为声速填充条件下的临界压 力;γ和*R*分别为混合气体的比热比和气体常数,是 关于气体组分质量分数和温度的函数。

计算域右侧为排气边界,使用无反射自由边界条件,分为两种情况:当出口为超声速时,出口边界根据一阶外推得到;当出口为亚声速时,出口压力等于环境压力(0.1MPa)。壁面采用滑移边界条件。

## 2.3 计算方法与网格无关性验证

为了验证 ddtFoam 求解器的准确性,对一个布置 障碍物的二维管道内爆燃转爆轰的算例进行了计 算,如图 2 所示。该管道总长 5.4m,高 60mm,初始时 刻填充压力 0.1MPa,温度 293K的H<sub>2</sub>/Air混合物。计 算域使用 2mm 结构化网格,壁面边界条件采用无滑 移边界。以左侧半圆形高温燃气点火,经过一段距 离的爆燃转爆轰后,管内形成了稳定传播的爆轰波, 数值模拟得到的结果与文献[24]中的实验结果符合 较好。

使用 ddtFoam 求解器在 CRDE 物理模型上分别对 1mm,0.5mm,0.3mm 的网格进行了计算,图 3 给出了人 口截面处压力沿圆周分布随网格尺寸的变化情况。 网格尺寸对压力沿圆周方向上的分布有一定影响,但 当网格尺寸为 0.5mm 时,继续降低网格尺寸对爆轰波 后反射激波的分辨影响较小,这时可以认为 0.5mm 网 格已经满足计算精度要求,综合计算精度和计算成本 考虑,本文中所用计算模型均使用 0.5mm 网格。

## 3 计算结果及分析

## 3.1 CRDE燃烧室流场分析

连续旋转爆轰发动机在 t=0µs 时刻通过高温高







Fig. 3 Pressure distribution along the inlet circumferential direction with the change of grid size

压区域点火成功,在预混燃料的支持下,点火之后形 成了爆轰波。经过大约1.5ms,旋转爆轰波在燃烧室 内循环了 5~6个周期并趋于稳定。图 4 给出了 t= 1.4ms 时刻的温度场,显示出 CRDE 燃烧室内流场的 主要结构。首先,新鲜预混燃料从左侧燃烧室头部 喷入,旋转爆轰波沿圆周方向传播,爆轰产物周向膨 胀并沿轴向排出。在爆轰波后附近压力大于进气压 力,并无新鲜燃料喷入燃烧室;在距离爆轰波后更远 的位置,新鲜预混燃料开始喷入,逐渐形成三角形的 新鲜燃料填充区。新鲜喷注的燃料与高温燃烧产物 接触,燃料存在提前燃烧的现象,此处火焰处于缓燃 状态<sup>[10]</sup>。另外爆轰波和斜激波之间的温度间断为滑 移线,此线为两次循环中爆轰产物的接触面,爆轰 波、斜激波、滑移线的交汇结构保持了流场的稳定 性。由于CRDE环形燃烧室的外壁面为压缩曲面,内 壁面为发散面,内外壁面流体存在流动偏折和流程 参数不匹配,导致在旋转爆轰波侧向弯曲,波后存在 激波反射现象。反射激波在内壁面和外壁面之间来 回反射并逐渐衰减。



Fig. 4 Distribution of temperature in chamber for *t*=1.4ms

图 5 和图 6 分别给出了燃烧室不同径向位置的 温度和压力分布云图,可以明显看出爆轰波波头高 度 H<sub>a</sub>在径向上的分布较为一致,爆轰波和斜激波的 强度由外壁面向内壁面逐渐减弱。爆轰波波后的第 一道反射激波高度 H<sub>a</sub>在燃烧室半径 r=70mm 处约等 于爆轰波高度 H<sub>a</sub>,在反射激波传播至内壁面时,反射 激波高度大于爆轰波高度,并与滑移线交汇形成局 部高温高压区域(如图中红色圆圈所示),导致了此 处温度和压力上升。

图 7 分别给出了压力和温度沿 r=62.5mm 的周向 分布在不同轴向位置 z 处的变化曲线,从图 7(a)可以 看出,爆轰波在不同轴向位置的压力分布较为均一, 表明爆轰波在轴向上强度稳定;爆轰波后的第一道 反射激波的压力沿轴向方向迅速衰减,但是在靠近 燃烧室入口位置即轴向位置 0.5mm处,反射激波的压 力高于同一轴线位置处爆轰波的压力,从图 6(c)中 也可以明显看出,在内壁面处的第一个激波反射点 的压力要高于前方爆轰波处。从图 7(b)中可以发 现,在轴向 0.5mm 第一道反射激波处的温度也要略高



于爆轰波处,这表明第一道反射激波在传播过程中, 虽受轴向膨胀的作用会沿轴向衰减,但是最终会碰 撞到燃烧室的内壁面上,在燃烧室入口内壁面第一 个激波反射点处形成了局部的高温高压区域。

图 8为1.4ms时流场中化学组分的分布云图,图 8 (a)为新鲜燃料 H<sub>2</sub>,图 8(b)为中间产物 OH。从图 8 (a)可以发现已燃区域和新鲜燃料区存在明显的接触



Fig. 7 Value of pressure and temperature distribution in front of detonation wave on the azimuthal for *r*=62.5mm as *z* increased from 0.5mm to 20.5mm

界面,新鲜燃料接触到高温燃气会被提前引燃,已燃 区域和新鲜燃料的接触界面存在多处褶皱,这可能 是旋转爆轰流场的非均匀分布和多步化学反应速率 不一致引起的。化学反应的中间产物OH反应了化 学反应阵面的形状,图8(b)可以发现中间产物OH主 要集中存在于爆轰波后位置1和其下游斜后方区域 2。在爆轰波下游斜后方由于Kelvin-Helmholtz不稳 定性的作用形成了旋涡。Yamada等<sup>[25]</sup>采用H<sub>2</sub>/Air



Fig. 8 Distribution of chemical species at *t*=1.4ms

9组分18步基元化学反应模型对二维CRDE流场进行了数值模拟,获得了旋转爆轰波的二维精细结构, 与图8中的CRDE流场中的化学组分分布保持一致。

图 9 给出在 CRDE 流场中监测点(x=70mm,y= 0mm,z=0mm)处压力和温度随时间的变化曲线,其中 包含 6 个旋转周期。平均峰值压力(所有周期的峰值 压力之和与总周期数的比值)为1.78MPa;平均峰值 温度为3120.29K;爆轰波的平均传播速度为2037m/s, 其工作频率为4029Hz。与CEA 计算的爆轰压力、爆 轰温度和爆轰波速度误差分别为1.8%,5.7%,3.5%。 因此,采用该方法计算得到的旋转爆轰波压力、速度 等参数与理论 CJ值十分接近。



Fig. 9 Temperature and pressure history recorded at monitoring point

#### 3.2 燃烧室头部激波传播特性

本小节对分别不同的燃烧室曲率差、进气总压进行了三维数值模拟,分析了不同条件下燃烧室头部激波传播特性。 $\Delta$ , $R_{mid}$ , $\delta$ 分别代表 CRDE燃烧室宽度、中心半径和内外径曲率差, $\delta = \frac{1}{R_{in}} - \frac{1}{R_{out}}$ 。

表1给出了不同宽度燃烧室结构参数,保持燃烧 室的中心半径 $R_{mid}$ =70mm不变,燃烧室宽度 $\Delta$ 分别为 5mm,10mm,15mm 和 20mm,内外径曲率差 $\delta$ 从 0.001mm<sup>-1</sup>增加至 0.004mm<sup>-1</sup>,燃烧室轴向长度 H= 50mm,入口喷注条件和出口条件保持一致,进气总压 0.15MPa,温度 293K,出口背压为 0.1MPa。

图 10 给出了 1.4ms 时刻不同燃烧室曲率差

 
 Table 1
 Structural parameters of CRDE combustor with different curvature difference

$\delta/\mathrm{mm^{-1}}$	$R_{\rm in}/{ m mm}$	$R_{\rm mid}/{ m mm}$	$R_{\rm out}/{ m mm}$	<i>H</i> /mm	$p_0/MPa$
0.001	67.5	70	72.5	50	0.15
0.002	65.0	70	75.0	50	0.15
0.003	62.5	70	77.5	50	0.15
0.004	60.0	70	80.0	50	0.15

CRDE燃烧室入口截面的压力云图,当燃烧室曲率差 δ=0.001mm<sup>-1</sup>, 如图 10(a) 所示, 燃烧室内外壁面流程 差较小,此时的旋转爆轰波波头方向与燃烧室半径 方向几乎保持一致。增大δ至0.002mm<sup>-1</sup>,如图10 (b),可以清晰地看到数道在爆轰波后内外壁面之间 的反射激波,燃烧室外壁面爆轰波处压力高于内壁 面,旋转爆轰波波头向传播方向略有弯曲,旋转爆轰 波在内壁面和外壁面保持旋转角速度一致,外壁面 爆轰波相位落后于内壁面,形成相位差 $\theta$ 。在旋转爆 轰波波后不仅存在规则反射,而且存在马赫反射。 当增大δ至0.003mm<sup>-1</sup>时,发现爆轰波波后的第一道 反射激波为马赫反射,相对于图10(b)内外壁面的爆 轰波波头相位差 $\theta$ 增大。当 $\delta$ =0.004mm<sup>-1</sup>时,爆轰波 波后的第一道反射激波仍为马赫反射,并且相对于 图 10(c)马赫杆有明显的增长趋势,爆轰波波头相位 差θ也趋于增大。

为了能够计算出爆轰波波头相位差 $\theta$ 的大小,图 11(a),(c)分别给出了流场在1.4ms时刻 $\delta$ =0.001mm<sup>-1</sup>,  $\delta$ =0.003mm<sup>-1</sup>的CRDE燃烧室沿内壁、中心、外壁一周 上的压力分布图,并分别对图中红色圆圈区域放大 显示于图11(b)和(d)。对于 $\delta$ =0.001mm<sup>-1</sup>燃烧室,内 外壁面上爆轰波相位差 $\theta$ 较小约为0.0037rad,爆轰波 后仍存在激波反射现象,激波反射的角度较小,在相 同的距离中压力波动次数较多,反射激波衰减的速 度较慢。增加燃烧室曲率差,压力分布在径向上的 差异明显增大,对于 $\delta$ =0.003mm<sup>-1</sup>燃烧室,外壁面处爆 轰波相位相对内壁面落后0.078rad。

图 12给出爆轰波波头相位差随燃烧室曲率差的 变化关系,从图中可以明显看出旋转爆轰波在燃烧 室内外壁面的相位差θ与燃烧室曲率差δ保持正相 关。不同曲率差条件下燃烧室头部压力沿中心半径r =70mm圆周展开由图 13给出,可以明显看出随着δ 的增大,反射激波的压力衰减至与新鲜燃料填充区 的压力平衡时的数目减少。从压力曲线可以看出, 不同相位差下爆轰波峰值压力基本不变,只有旋转 爆轰波波头相位差θ增大。分析认为θ的增大促使激 波反射的角度也增大,这有利于反射激波较快地衰 减,最终导致反射激波数目逐渐减少。Kindracki等<sup>[5]</sup> 在实验中通过动态压力传感器测得的压力信号显 示,在旋转爆轰波波后存在多个压力尖峰,与图 13得 到的压力曲线类似,因此认为爆轰波在内外壁面上 的反射可能是产生这种现象的原因。

为了研究进气总压对燃烧室头部激波传播特性的影响,在 $\delta$ =0.002mm<sup>-1</sup>和 $\delta$ =0.004mm<sup>-1</sup>的燃烧室结构

下,分别增大进气总压至0.3MPa。图14(a),(b)分别 显示在0.3MPa进气总压条件下 $\delta=0.002$ mm<sup>-1</sup>和 $\delta=0.004$ mm<sup>-1</sup>燃烧室入口截面压力云图,图14(a),(b)与 图 10(b),(d)对比发现,在相同燃烧室曲率差条件 下,增大进气总压后旋转爆轰波峰值压力显著增大, 爆轰波波头相位差θ的略有增大。



Fig. 10 Pressure distribution at the head end of combustion chamber for  $p_0=0.15$ MPa and t=1.4ms



Fig. 11 Pressure variation along the circumferential direction for t=1.4ms



Fig. 12 Variations of detonation wave front phase difference as the combustion chamber curvature difference increased



Fig. 13 Pressure variation along the circumferential direction for different combustor curvature differences

在燃烧室曲率差δ=0.002mm<sup>-1</sup>条件下,增大进气 总压后,燃烧室头部压力沿70mm半径圆周的分布由 图 15给出,首先可以发现增大进气总压后,爆轰波峰 值压力明显增大;另外爆轰波后反射激波数目也有 显著增多。这主要是因为在相同的燃烧室曲率差δ 下,爆轰波相位差θ变化不大,这导致激波反射角度 也没有明显的改变;反射激波的强度却因爆轰波强 度的增强而增强,也因此反射激波的压力衰减至与 新鲜燃料填充区压力平衡时反射激波的数目增多。

## 3.3 燃烧室压力增益

图 16给出了 *p*<sub>0</sub>=0.15MPa,δ=0.003mm<sup>-1</sup>条件下,不 同径向位置燃烧室出口总压沿周向的分布。可以发 现出口总压周向分布存在波动,燃烧室出口不同径 向位置压力波动趋势相似。出口平均总压大于进气 总压 0.15MPa,压力峰值出现在斜激波处,在外壁面 约为 0.96MPa,斜激波后压力缓慢下降,斜激波前压 力最低。表明爆轰波后斜激波具有压缩燃烧产物的 作用,体现了旋转爆轰燃烧室具有自增压性能。

引入燃烧室压力增益 p<sub>total,gain</sub><sup>[20]</sup>用于分析不同条件下燃烧室压力增益的变化,p<sub>total,gain</sub>通过下式求得





Fig. 14 Pressure distribution at the head end of combustion chamber for  $p_0=0.3$ MPa and t=1.4ms



Fig. 15 Pressure variation along the circumferential direction for different stagnation pressure at  $\delta$ =0.002mm<sup>-1</sup>

$$p_{\text{total,gain}} = (p_{\text{total out, average}} - p_0)/p_0$$
(7)  
式中 $p_{\text{total out, average}}$ 为出口截面的总压平均值。

图 17为在进气总压 0.15MPa条件下燃烧室压力 增益 $p_{total,gain}$ 随燃烧室曲率差 $\delta$ 的变化。从图中可以看 出燃烧室压力增益 $p_{total,gain}$ 随燃烧室曲率差 $\delta$ 的增大呈 现增加的趋势。在 $\delta$ =0.004mm<sup>-1</sup>时压力增益最大,表 明在该结构条件下的燃烧室压力损失较小。分析认 为,燃烧室曲率差从 0.001mm<sup>-1</sup>增大至 0.004mm<sup>-1</sup>,旋 转爆轰波相位差增大,这导致了爆轰波后反射激波 的反射角度增大,激波较快地衰减为声波,反射激波 数目减少,激波反射对燃烧室带来的压力损失也较低,燃烧室压力增益随之增大。在相同进气总压条件下,燃烧室曲率差增大引起的激波反射角度增大 有利于反射激波的衰减。



Fig. 16 Value of pressure distribution at exit plane for  $p_0=0.15$  MPa,  $\delta=0.003$  mm<sup>-1</sup>

表2为在不同的燃烧室结构和喷注条件下,燃烧 室压力增益的变化,综合图17可以发现,旋转爆轰燃 烧室压力增益均保持在0.3以上。

Table 2	Total pressure gain variations at different
	structural and injection conditions

$\delta/\mathrm{mm}^{-1}$	$p_0/\mathrm{MPa}$	$p_{ m total,gain}$
0.002	0.15	0.403
0.002	0.30	0.335
0.004	0.15	0.474
0.004	0.30	0.382
0.50		



Fig.17 Variations of total pressure gain as the combustion chamber curvature difference increased at  $p_0=0.15$ MPa

## 4 结 论

本文基于开源 CFD 软件 OpenFOAM,采用 H<sub>2</sub>/Air 9组分 19步详细化学反应机理对三维 CRDE 燃烧室 流场进行了数值模拟研究,得到以下结论:

(1)旋转爆轰燃烧室内旋转爆轰波面、斜激波与 滑移线的交汇结构构成了旋转爆轰流场的主要特 征。通过对比不同径向和轴向位置的燃烧室压力和 温度分布,发现旋转爆轰波后的第一道反射激波由 燃烧室外壁面向内壁面传播,传播过程中反射激波 高度增加并在靠近内壁面附近与滑移线交汇形成局 部高温高压区域。

(2)旋转爆轰波面在外壁面位置处相位始终落 后于内壁面,其相位差随燃烧室曲率差的增加明显 增大,在文中给定的条件下,相位差在0.003rad~ 0.15rad。在燃烧室头部,爆轰波后的反射激波数目 受到曲率差和进气总压的影响。燃烧室曲率差增 大,反射激波数目减少;进气总压增大,反射激波数 目增多。

(3)旋转爆轰燃烧室压力增益主要来自于旋转 爆轰波面及斜激波的压缩作用,在燃烧室出口斜激 波处总压最大。压力增益均保持在0.3以上,在来流 总压一定的条件下,压力增益随着燃烧室曲率差的 增大呈现增加趋势。

(4) 在旋转爆轰波面前方的三角形新鲜燃料填充区域与上一轮高温燃烧产物的接触边界,存在提前燃烧的现象。从中间产物OH的分布云图可以观察到爆轰波下游斜后方由于Kelvin-Helmholtz不稳定性形成的旋涡结构。

**致** 谢:感谢国家自然科学基金、中央高校基本科研业 务专项资金的资助。

#### 参考文献

- [1] Kailasanath K. Review of Propulsion Applications of Detonation Waves
   [J]. AIAA Journal, 2000, 38(9): 1698-1708.
- [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.
- [3] Bykovskii F A, Zhdan S A, Vedernikov E F, et al. Effect of Combustor Geometry on Continuous Spin Detonation in Syngas-Air Mixtures [J]. Combustion Explosion and Shock Waves, 2015, 51(6): 688-699.
- Bykovskii F A, Zhdan S A. Current Status of Research of Continuous Detonation in Fuel-Air Mixtures [J]. Combustion Explosion and Shock Waves, 2015, 51(1): 21-35.
- [5] Kindracki J, Wolanski P, Gut Z. Experimental Research on the Rotating Detonation in Gaseous Detonation in Gaseous Fuels-Oxygen Mixtures [J]. Shock Wave, 2011, 21 (2): 75-84.
- [6] Wolański P. Detonative Propulsion [J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2013, 34(1): 125-158.
- [7] 刘世杰,刘卫东,林志勇,等.连续旋转爆震波传播 过程研究(I):同向传播模式[J].推进技术,2014,35

(1): 138-144. (LIU Shi-jie, LIU Wei-dong, LIN Zhiyong, et al. Research on Continuous Rotating Detonation Wave Propagation Process (I): One Direction Mode [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2014, 35(1): 138-144.)

- [8] 刘世杰,林志勇,刘卫东,等. 连续旋转爆震波传播 过程研究(II):双波对撞传播模式[J]. 推进技术, 2014,35(2):269-275. (LIU Shi-jie, LIN Zhi-yong, LIU Wei-dong, et al. Research on Continuous Rotating Detonation Wave Propagation Process (II): Two-Wave Collision Propagation Mode [J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(2): 269-275.)
- [9] Lin W, Zhou J, Liu S, et al. An Experimental Study on CH<sub>4</sub>/O<sub>2</sub> Continuously Rotating Detonation Wave in a Hollow Combustion Chamber[J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2015, 62: 122-130.
- [10] Wang Y H, Wang J P. Coexistence of Detonation with Deflagration in Rotating Detonation Engines [J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2016, 41 (32) : 14302-14309.
- [11] Wang Y H, Wang J P. Effect of Equivalence Ratio on the Velocity of Rotating Detonation [J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2015, 40(25): 7949-7955.
- [12] 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 Chun-sheng, BAI Qiao-dong. 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.)
- [13] 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.
- [14] Davidenko D M, Gokalp I, Kudryavtsev A N. Numerical Simulation of the Continuous Rotating Hydrogen-Oxygen Detonation with a Detailed Chemical Mechanism [C]. Moscow: Proceedings of the West-East High Speed Flow Field Conference, 2007.
- [15] 潘振华,范宝春,张旭东,等.连续旋转爆轰三维流 场的数值模拟[J]. 兵工学报,2012,33(5):594-599.

- [16] Hishida M, Fujiwara T, Wolanski P. Fundamentals of Rotating Detonations [J]. Shock Waves, 2009, 19(1): 1-10.
- [17] Schwer D, Kailasanath K. Numerical Study of the Effects of Engine Size on Rotating Detonation Engines[C]. Florida: 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2011.
- [18] Eude Y, Davidenko D, Falempin F, et al. Use of the Adaptive Mesh Refinement for 3D Simulations of a CD-WRE (Continuous Detonation Wave Rocket Engine)
   [C]. California: AIAA International Space Planes & Hypersonic Systems & Technologies Conference, 2011.
- [19] Zhou R, Wang J P. Numerical Investigation of Shock Wave Reflections near the Head Ends of Rotating Detonation Engines[J]. Shock Waves, 2013, 23(5): 461-472.
- [20] Braun J, Saracoglu B H, Paniagua G. Unsteady Performance of Rotating Detonation Engines with Different Exhaust Nozzles [J]. Journal of Propulsion and Power, 2016, 33(1): 1-10.
- [21] Braun J, Saracoglu B H, Magin T E. et al. One-Dimensional Analysis of the Magnetohydro-Dynamic Effect in Rotating Detonation Combustors [J]. AIAA Journal, 2016, 54(12): 1-7.
- [22] Sousa J, Braun J, Paniagua G. Development of a Fast Evaluation Tool for Rotating Detonation Combustors [J]. Applied Mathematical Modelling, 2017, 52: 42-52.
- [23] Weller H G, Tabor G, Jasak H C, et al. A Tensorial Approach to Computational Continuum Mechanics Using Object Orientated Techniques [J]. Computers in Physics, 1998, 12(6): 620-631.
- [24] Florian E, Vollmer K G, Thomas S. Numerical Simulation of the Deflagration-to-Detonation Transition in Inhomogeneous Mixtures [J]. Journal of Combustion, 2014, (5): 1-15.
- [25] Yamada T, Hayashi A K, Yamada E, et al. Detonation Limit Thresholds in H<sub>2</sub>/O<sub>2</sub> Rotating Detonation Engine
   [J]. Combustion Science and Technology, 2010, 182, (11-12).

(编辑:史亚红)