

连续旋转爆轰燃烧室的性能

刘 倩, 郑洪涛, 李智明, 陈 曦
(哈尔滨工程大学 动力与能源工程学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 利用二维可压缩欧拉方程数值研究了当量氢气/空气在连续旋转爆轰燃烧室(CRDC)中的燃烧
流场情况,主要考查了不同 CRDC 周向尺寸下燃料入流总压对增压比、燃烧效率、容积热负荷及其 NO_x 排放
等性能的影响. 结果表明:当 CRDC 周向尺寸为 150 mm 时,随着燃料入流总压的提高,增压比基本保持不变,
燃烧效率和容积热负荷均呈线性增长;当 CRDC 周向尺寸为 250 mm 时,随燃料入流总压的提高,爆轰波头数
加倍,容积热负荷仍呈线性增长,但是增压比及燃烧效率均出现转折性下降. 与传统的等压燃烧室相比,
CRDC 具有更高的性能. 当计算域为 250 mm×40 mm 时,增压比高达 2.706,大大提高了燃气的做功能力;容
积热负荷达到 2.18×10^{10} W/m³;而 NO_x 排放为 0.692 mg/m³,保证了低排放的要求.

关 键 词: 燃气轮机; 连续旋转爆轰燃烧室; 燃料入流总压; 波头数; 增压比

中图分类号: V231; O381 **文献标志码:** A

Performance of continuously rotating detonation combustor

LIU Qian, ZHENG Hong-tao, LI Zhi-ming, CHEN Xi

(College of Power and Energy Engineering,
Harbin Engineering University, Harbin 150001, China)

Abstract: Using two-dimensional compressible Euler equations, the flow field in contin-
uously rotating detonation combustor (CRDC) with equivalent hydrogen/air was numerically
analyzed. The effects of fuel inflow total pressure at different azimuthal sizes of CRDC on
pressure ratio, combustion efficiency, volume heat release rate and NO_x emissions were ex-
amined. The results show that with the increase of fuel inflow total pressure, when azimuth-
al size of combustor is 150 mm, pressure ratio remains unchanged, and combustion efficiency
and volume heat release rate grow linearly; when azimuthal size of CRDC is 250 mm, detona-
tion wave number redoubles volume heat release rate still grow linearly, but pressure ratio
and combustion efficiency turn down due to the increase of fuel inflow total pressure. Com-
pared with conventional combustor, CRDC has a higher performance. In the calculation re-
gion of 250 mm×40 mm, the pressure ratio goes up to 2.706, greatly improving the potential
power of gas; volume heat release rate is 2.18×10^{10} W/m³; NO_x emissions is 0.692 mg/
m³, thereby ensuring low emissions requirements.

Key words: gas turbine; continuously rotating detonation combustor (CRPC);
fuel inflow total pressure; detonation wave number;
pressure ratio

燃气轮机主要基于布雷顿循环,利用等压的燃
烧方式将燃料化学能转化为机械能. 通过提高部件
效率、增加压比或温比的方式,简单燃气轮机热效
率在 40%左右^[1],而进一步提高热效率需要付出
更加昂贵的代价. 连续旋转爆轰燃烧室(CRDC) 是
一种利用爆轰波在环形区域内连续旋转传播的燃

烧室,将 CRDC 用于燃气轮机可以降低燃烧室前压气机的耗功,从而减少燃料的消耗,提高燃气轮机的热效率.美国海军研究实验室(NRL)的技术人员正在开展舰用旋转爆轰发动机(RDE)降低燃气轮机燃料消耗可能性的研究,若入口处回流等几项技术难关被攻克,旋转爆轰发动机有望成为提高舰船和航空燃机效率的颠覆性技术^[2].

CRDC 是发动机燃烧室研究中相对较新的方向,国内外学者对爆轰燃烧室的流场特性和工作性能等进行了探索和研究.邵业涛等^[3-5]研究了二维及三维 CRDC 内的燃料入射、提前燃烧、爆轰波结构和比冲等关键问题. ZHOU 等^[6]基于 CRDC 详细追踪和分析了 3 种不同过程中的粒子流路径,研究发现爆轰波或斜激波使粒子流路径发生偏斜,而爆轰波或接触面不会对路径造成影响. Schwer 等^[7]研究了采用碳氢燃料/空气混合物时旋转爆轰发动机(RDE)的爆轰波结构,并考察了其工作性能. 研究发现比冲范围为 1990~2540 s,与先前计算的氢气/空气结果一致. Yamada 等^[8]研究了 3 mm×3 mm 的小尺寸爆轰燃烧室内实现连续旋转爆轰的入口滞止压力阈值为 2.6, 7.1 MPa,并且该阈值的确定依赖于燃烧室尺寸. Bykovskii 等^[9-10]开展了有无扩张通道的环形燃烧室中氢气/空气混合物旋转爆轰的数值和实验研究,考查了不同混合组分的质量流量和背压对流场结构的影响. 当背压增加到极限值时,会对爆轰波产生不利影响,最终导致爆轰波衰减为声波. SHAO 等^[11]利用一步化学反应模型开展了旋转爆轰发动机的二维和三维数值研究,发现随着入口滞止压力增加,质量流量呈线性增加,比冲略有减小;而燃烧室长度对比冲和质量流量影响很小. 他们还考察了 4 种不同类型的喷嘴对 CDE(连续旋转爆轰发动机)的推进性能的影响,结果发现拉瓦尔喷嘴可以在较低的质量流量下产生最高的比冲^[12]. Schwer 等^[13]研究了二维旋转爆轰燃烧室入口滞止压力和出口背压对性能的影响,研究表明爆轰波高度和入口质量流量主要受滞止压力的影响,而比冲等性能则与增压比相关. Davidenko 等^[14-15]采用二维欧拉方程数值模拟了连续爆轰波火箭发动机(CDWRE)燃烧室,研究了 CDWRE 燃烧室的几何、喷射参数对于 CDWRE 燃烧室内部流场和比冲等性能的影响. 但其研究的入口压力范围为 1~6 MPa,与低压压气机可以提供的入口总压相比,其值较高.

上述学者针对航天推进系统进行研究,主要

考查了入口参数和几何尺寸等对比冲的影响,有一定的借鉴意义. 但是地面或船舶燃气轮机在其进口压力等方面有其特定的应用范围,当燃气发生器中仅采用低压压气机时,燃料入流总压在 0.1~0.5 MPa 范围内,而较低的燃料入流总压容易造成爆轰起爆或传播失败.

为了验证 CRDC 用于燃气轮机的可行性,采用 CFD 技术对其速度场等燃烧流场进行分析,主要考察不同 CRDC 周向尺寸下燃料入流总压对增压比、燃烧效率、容积热负荷及其 NO_x 排放等重要性能参数的影响. 为进一步研究设计爆轰燃烧室提供理论支持.

1 数值方法及计算模型

1.1 数值方法

本文利用 FLUENT 求解器,基于理想气体假设进行数值研究,其中反应混合物为 $2\text{H}_2 + \text{O}_2 + 3.76\text{N}_2$. 由于在环形管道流动中对流项的影响远远大于输运效应,因此忽略黏性、热传导和扩散等传输特性;基于密度基求解器采用显式格式求解二维非稳态欧拉控制方程,物理通量采用迎风型矢通量分裂格式(advection upstream splitting method, AUSM)进行分解,对流项采用 3 阶逆风单调守恒格式(monotone upstream centered scheme for conservation laws, MUSCL)进行离散,时间项采用 2 阶隐式格式进行离散;化学反应模型为一步反应的有限速率模型,反应速率常数采用 Arrhenius 公式进行计算.

本文采用了 FLUENT 软件中的热力(thermal) NO_x 与快速(prompt) NO_x 两种形成机理对 NO_x 的生成进行了预测.

1.2 几何和边界条件

CRDC 为柱状环形燃烧室,其结构见图 1. 当 CRDC 厚度为 5 mm,内径大于 94.2 mm 时,可以忽略流场的三维效应的影响,把内部流场简化成二维结构^[16]. 本文将环形区域沿母线剖开拉直后,形成二维矩形计算区域,见图 1.

为了研究爆轰燃烧室内部流场特征及其燃烧室性能,本文设定计算域 $l \times L$ 、燃料入流总压 p_0 、总温 T_0 、入口处反应混合物质量流量 $\dot{m}_m$ 及出口背压 p_b 等,见表 1. 根据爆轰波传播特点,利用 FLUENT 的用户自定义函数(user-defined function, UDF)对入口处 $\dot{m}_m$ 进行设置,并采用分段填充方式进行旋转爆轰的起爆^[17].

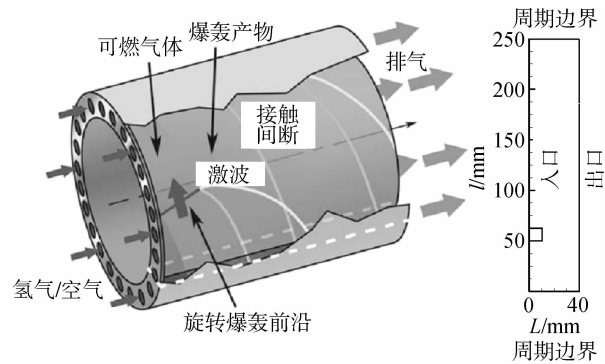


图 1 CRDC 流场和计算域示意图^[18]

Fig. 1 Schematic of flow field in a CRDC and calculation region^[18]

表 1 计算域尺寸和边界条件

Table 1 Calculation region and boundary conditions					
参数	计算区域 $l \times L/\text{mm} \times \text{mm}$	p_0/MPa	T_0/K	$\dot{m}_{\text{in}}/(\text{kg/s})$	p_b/MPa
数值	$100 \times 20,$	$0.2 \sim 0.5$	300	Set by UDF	0.1
	$150 \times 40,$				
	250×40				

入口处燃料喷入采用收缩喷管模型,边界上每个网格单元的流动情况由该网格单元的压力 p_w 决定.在远离爆轰波前沿的入口区域,由于爆轰波后的膨胀波作用, $p_w < p_{\text{cr}}$, p_{cr} 为燃料喷射临

界压力,预混气质量流量依赖于燃料入流总压,以声速注入;在爆轰波头之后不远处,当 $p_{\text{cr}} < p_w < p_0$ 时,预混气质量流量依赖于进出口增压比,以亚声速注入;在爆轰波附近,由于爆轰后压力增加到约为燃料入流总压的 10 多倍,预混气无注入.

2 模型验证

2.1 网格和时间独立性验证

为了定义最佳网格和时间尺度,文章首先进行了网格独立性和时间独立性验证.首先以计算域为 $100\text{ mm} \times 20\text{ mm}$ 作为算例,对上述计算方法进行验证.研究网格尺度从 1.0 mm 变化到 0.1 mm (相应的网格数从 2×10^3 变化到 2×10^5),如表 1 所示;时间尺度从 $0.10\text{ }\mu\text{s}$ 变化到 $0.01\text{ }\mu\text{s}$,如表 2 所示.爆轰波传播一周的旋转周期、一周内的入口平均静压 $\bar{p}_{\text{in_static}}$ 和出口平均总压 $\bar{p}_{\text{out_total}}$ 被用来检查网格和时间独立性.表 2 和表 3 列出了每种情况下的数值模拟结果.根据不同网格尺度下的模拟结果发现,当网格尺度为 0.5 mm ,时间步长为 $0.05\text{ }\mu\text{s}$ 时,数值结果已经独立了.但是通过图 2(a)、图 2(b)发现,只有在网格尺度达到 0.2 mm ,时间尺度达到 $0.02\text{ }\mu\text{s}$ 时,误差才可以接受,因此以本文采用的网格尺度 Δx 和时间尺度 $\Delta \tau$ 分别为 0.2 mm 和 $0.02\text{ }\mu\text{s}$.

表 2 网格独立性验证

Table 2 Grid independence validation

网格分辨率 $\Delta x/\text{mm}$	旋转周期 $\tau_{\text{rot}}/\mu\text{s}$	$\Delta\tau_{\text{rot}}/\mu\text{s}$	$\bar{p}_{\text{in_static}}/\text{MPa}$	$\Delta\bar{p}_{\text{in_static}}/\text{MPa}$	$\bar{p}_{\text{out_total}}/\text{MPa}$	$\Delta\bar{p}_{\text{out_total}}/\text{MPa}$
1.0	58.1		0.2388		0.6068	
0.5	54.2	−3.9	0.2360	−0.0028	0.7069	0.1001
0.2	53.1	−1.1	0.2316	−0.0044	0.7351	0.0282
0.1	52.9	−0.2	0.2301	−0.0015	0.7576	0.0225

表 3 时间步独立性验证

Table 3 Time step independence validation

时间步长 $\Delta\tau/\mu\text{s}$	旋转周期 $\tau_{\text{rot}}/\mu\text{s}$	$\Delta\tau_{\text{rot}}/\mu\text{s}$	$\bar{p}_{\text{in_static}}/\text{MPa}$	$\Delta\bar{p}_{\text{in_static}}/\text{MPa}$	$\bar{p}_{\text{out_total}}/\text{MPa}$	$\Delta\bar{p}_{\text{out_total}}/\text{MPa}$
0.10	56.1		0.2352		0.7504	
0.05	52.0	−4.2	0.2318	−0.0034	0.7387	−0.0117
0.02	53.1	1.1	0.2316	−0.0002	0.7351	−0.0036
0.01	53.2	0.1	0.2317	0.0001	0.7348	−0.0003

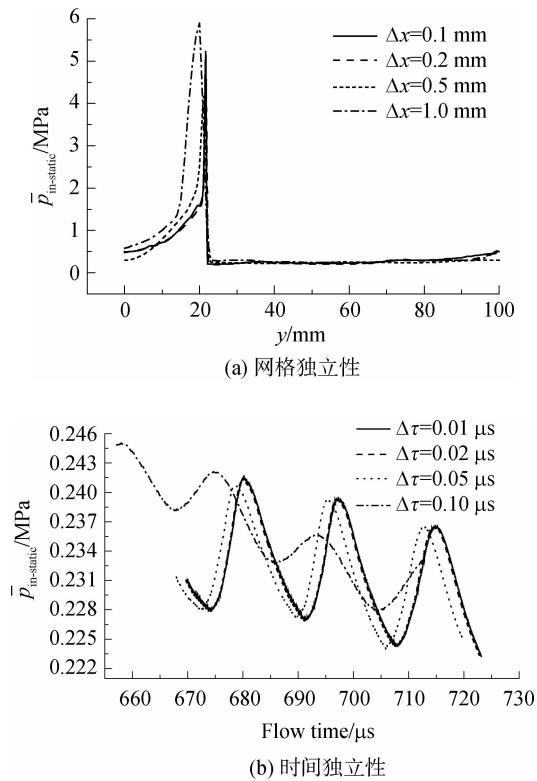


图 2 不同网格尺寸和时间步下的压力分布
Fig. 2 Pressure distribution at different grid size and time step

2.2 模型准确性验证

本文以计算域为 250 mm×40 mm 作为算例,采用网格尺寸为 0.2 mm、时间步长为 0.02 μs 计算了 CRDC 的流场情况.为了验证数值模型的可靠性,将计算结果与文献中数值模拟结果进行了对比分析.图 3(a)为计算 1005 μs 时的温度场分布图,图 3(b)为 Bykovskii 实验中观测到的旋转爆震波基本结构^[19].通过对比可以发现计算结果与实验测量结果所揭示的内部流场结构定性一致,其中 A 为爆轰波;B 为斜激波;C 为滑移线,即新的爆震产物与上一循环的爆震产物形成的接触间断面;D 为二次激波;E 为新鲜预混气体与上一循环燃烧产物的接触间断面;F 为阻塞段;G 为新鲜混合物.

2.3 旋转爆轰波头数分析

爆轰波头数 W 是用来评估连续旋转爆轰稳定的准则之一,当 $W \geq 1$ 时,爆轰波能够稳定传播.结合三维连续旋转爆轰波头数的定义式^[2],本文给出二维连续旋转爆轰波头数 W 定义式,见式(1),其中 U_d 为爆轰波传播速度, ρ_{mix} 入口新鲜混合物密度, $\dot{m}_{\text{in}}$ 为入口混合物质量流量, l_{cr} 为临界新鲜混合物层高度.爆轰波头数与燃料入流总压、周向尺寸及混合物属性等相关,当周向尺寸为

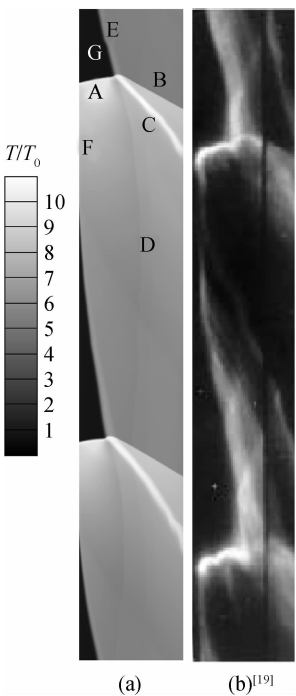


图 3 氢气/氧气在 CRDC 内的温度分布 ($t=1005 \mu\text{s}$)
Fig. 3 Temperature distribution of H_2/Air in CRDC ($t=1005 \mu\text{s}$)

250 mm、轴向尺寸为 40 mm、燃料入流总压为 0.3 MPa、混合物为当量氢气/空气时,CRDC 出现双波头,见图 3(a).

$$W = \overline{\dot{m}_{\text{in}}} / (l_{\text{cr}} U_d \rho_{\text{mix}}) \tag{1}$$

其中 $\overline{\dot{m}_{\text{in}}}$ 为爆轰波传播的一个旋转周期内入口平均质量流量.

$$\overline{\dot{m}_{\text{in}}} = \frac{\Delta \tau}{\tau} \sum_{i=1}^{\tau/\Delta \tau} \dot{m}_{\text{in}} \tag{2}$$

其中 τ 为爆轰传播的一个旋转周期; $\Delta \tau$ 为计算步长,本文取 0.02 μs.

3 性能分析

本文对比分析不同 CRDC 周向尺寸下燃料入流总压对 CRDC 性能的影响情况.相关的评价指标定义如下.

增压比(总压恢复系数):出口平均总压 $\overline{p_{\text{out_total}}}$ 与燃料入流总压 p_0 之比,是考察燃烧室性能的关键指标之一.

$$\pi_d = \frac{\overline{p_{\text{out_total}}}}{p_0} \tag{3}$$

燃烧效率:直接体现燃烧室对燃料化学能的转换效率,是考察燃烧室性能的关键指标之一.

$$\eta_c = \frac{\overline{\dot{m}_{\text{out}}}(\Delta h_{\text{out}} + E_{\text{v,out}}) - \overline{\dot{m}_{\text{in}}}(\Delta h_{\text{in}} + E_{\text{v,in}})}{\overline{\dot{m}_{\text{in}}} w_{\text{H}_2} Q_u} \tag{4}$$

其中 Δh 为显焓值; E_v 为动能; ω_{H_2} 为入口处 H_2 质量分数; Q_u 为燃料的低热值; s 下标 in 和 out 分别表示入口和出口处参数.

$$\Delta h = \int_{T_{ref}}^T c_p(T) dt \tag{5}$$

$$E_v = \frac{1}{2} v^2 \tag{6}$$

其中 c_p 为比定压热容, 是温度的函数; v 为质量加权平均速度.

容积热负荷: 影响燃烧室的结构尺寸等参数, 也是考察燃烧室性能的关键指标之一.

$$Q_v = \frac{\bar{m}_{in} \omega_{H_2} Q_u}{V_c} \tag{7}$$

其中 V_c 为燃烧室体积.

NOx 排放: 污染物排放的重要指标, NOx 排放质量浓度 ρ_{NOx} (mg/m^3) 为

$$\rho_{NOx} = \frac{r_{NOx} \times 10^6}{1 - r_{H_2O}} \cdot \frac{M}{V_m} C \tag{8}$$

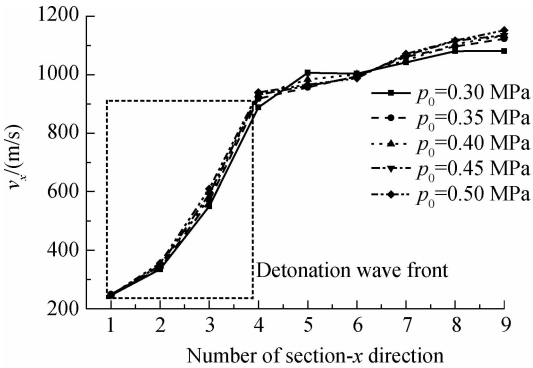
其中 r_{NOx} 、 r_{H_2O} 和 r_{O_2} 分别为出口边界上 NOx、 H_2O 和 O_2 的质量加权平均摩尔分数; M 为标况下 NOx 的摩尔质量 (g/mol); V_m 为标况下 NOx 的摩尔体积 (L/mol); C 为按照氧气体积分数为 15% 计算的折合系数

$$C = \frac{0.21 - 0.15}{0.21 - r_{O_2} / (1 - r_{H_2O})} \tag{9}$$

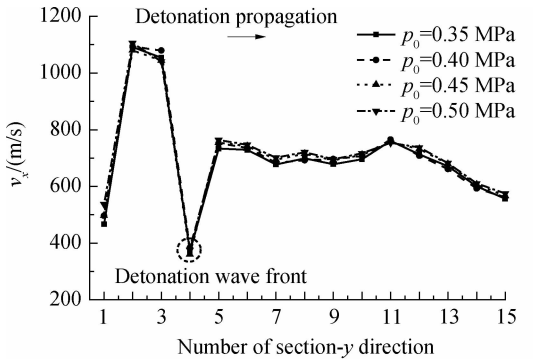
3.1 燃料入流总压对 CRDC 速度场的影响

在计算域为 $150\text{ mm} \times 40\text{ mm}$ 的 CRDC 中, 不同燃料入流总压下的各截面上的质量加权平均轴向速度沿 x 轴及 y 轴的分布情况绘制在图 4 上, 具体截面选取见图 5, 其中在 x 轴方向上以间距为 5 mm 均匀选取; 在 y 轴方向上, 点 4 处为爆轰波前沿所在位置, 其余各点均是在点 4 所在 y 轴处的纵坐标值依次递加或递减 10 mm 所对应的纵坐标值.

在不同的燃料入流总压下, CRDC 的速度场分布基本相同. 根据图 4(a) 可知, 在爆轰波侧, 流体轴向速度沿 x 轴方向呈指数增长; 在斜激波侧, 流体轴向速度呈线性增长. 根据图 4 可知, 在 Kelvin-Helmholtz (K-H) 不稳定波的卷吸作用下一部分燃料没有来得及反应, 便进入爆轰波与斜激波相交处的斜下方侧, 并在由卷吸作用形成的“孤岛低速区”发生反应, 产生类 K-H 不稳定波的局部高温区域. 但由于斜激波侧的流体轴向速度较高, 仍有少量氢气流, 最终爆轰燃烧室的燃烧效率在 $98\% \sim 99\%$.



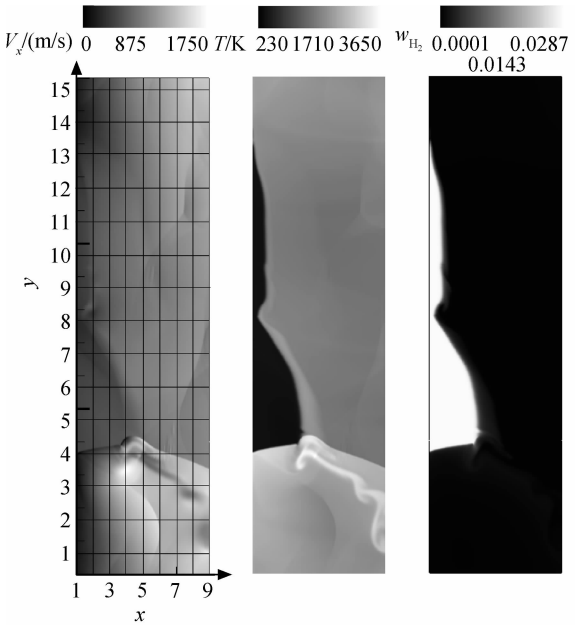
(a) 计算域 $150\text{ mm} \times 40\text{ mm}$ 中不同 x 处轴向速度平均值



(b) 计算域 $150\text{ mm} \times 40\text{ mm}$ 中不同 y 处轴向速度平均值

图 4 不同燃料入流总压下计算域 $150\text{ mm} \times 40\text{ mm}$ 中轴向速度平均值 ($0.30 \sim 0.50\text{ MPa}$)

Fig. 4 Averaged axial velocity in caculation region of $150\text{ mm} \times 40\text{ mm}$ at different fuel inflow total pressures ($0.30 \sim 0.50\text{ MPa}$)



(a) 轴向速度分布 (b) 温度分布 (c) H_2 质量分数分布

图 5 图 4 截面图

Fig. 5 Section of Fig. 4

根据图 4(b),在爆轰波前沿处(点 4),由于爆轰波作用使入口压力远远高于燃料入流总压,此时没有预混燃料进入,流体轴向速度达到最低点;在爆轰波后侧(20 mm 范围内,点 2 和点 3),燃烧产物膨胀,在泰勒稀疏波的作用下,流体获得非常高的轴向速度,其值约为 1 100 m/s 左右;在点 1、点 14 和点 15 处,轴向速度又处于较低值,这是由于该位置仍处于燃料阻塞段区域,同时膨胀波的作用也较弱;点 5~点 13 处由于有新鲜混合物注入,质量加权平均轴向速度基本维持在 700 m/s 左右。

在计算域为 250 mm×40 mm 的 CRDC 中,不同截面上的质量加权平均轴向速度沿 x 轴及 y 轴的分布情况绘制在图 6 上.当燃料入流总压增加到 0.30 MPa 时,爆轰波由单波头变为双波头.随着爆轰波头数的改变,燃烧室中的速度场分布出现明显的差异,但各情况下沿 x 轴方向的速度场变化趋势与周向尺寸为 150 mm 时的结果基本一致.当存在双波头时,沿 y 轴方向,轴向速度出

现了两次峰谷值,分别对应两个爆轰波前沿.

3.2 CRDC 周向尺寸为 150 mm 时燃料入流总压对 CRDC 流场特性及燃烧室性能的影响

传统燃烧室中燃料停留时间为毫秒量级,而化学反应速率为微秒量级,因此通常假定化学反应瞬间完成,即影响燃烧效率的因素为燃料停留时间等.根据表 4 可知,在 CRDC 中,随着燃料入流总压的提高,入口处燃料平均比质量流量 $\bar{m}$ 呈线性增加,相应的氢气浓度 c_{H_2} 也线性增加,同时不同条件下的最大反应速率 R_{max} 也呈线性提高,因此计算所得的各化学反应时间 τ_{che} ($\tau_{che} = c_{H_2} / R_{max}$) 在 0.24 μs 左右;随着燃料入流总压的提高,爆轰波传播速度 U_d 不断增加,相应的爆轰波旋转 1 周的时间 τ_{rot} 逐渐缩短,其值在 77 μs 左右;通过质量加权平均计算得到的全场轴向速度 v_x 约为 645 m/s,因此计算所得的爆轰燃烧室内燃料停留时间 τ_{res} 约为 62 μs .由于 τ_{rot} 和 τ_{res} 处于相同的数量级,因此对燃烧效率的影响占有同等重要的地位.

根据表 5 可知,随着燃料入流总压 p_0 的增加,压力峰值 p_{peak} 及出口平均总压 $\bar{p}_{out_total}$ 均呈线性增长趋势,CRDC 增压比 π_d 变化较平缓,略微呈现出先增加后降低的趋势;当 p_0 为 0.4 MPa 时,增压比 π_d 达到最大值.这是由于随着燃料入流总压的增加,爆轰波强度逐渐增强,爆轰波后侧反射的泰勒稀疏波速度也逐渐增加;当 CRDC 周向尺寸为 150 mm 保持不变时,不断增强的反射波对爆轰波产生对冲影响,从而使爆轰波强度增加缓慢.CRDC 的燃烧效率较高,各工况均达到 98% 以上;当爆轰波头数保持不变时,燃烧效率随燃料入流总压的增加而逐渐增加.入流总压的提高使预混燃料质量流量不断提高,同时燃烧效率也略有增加,因此 CRDC 的容积热负荷呈线性增长趋势.

3.3 周向尺寸为 250 mm 时燃料入流总压对 CRDC 流场特性及燃烧室性能的影响

根据表 6 和表 7 可知,在周向尺寸为 250 mm 的 CRDC 中,随着燃料入流总压的增加,爆轰流场出现双波头.波头数的变化对入口平均比质量流量 $\bar{m}$ 、入口氢气浓度 c_{H_2} 、最大反应速率 R_{max} 及入口压力峰值 p_{peak} 等影响较小,各参数均随着燃料入流总压 p_0 的增加呈线性增长,说明这些特性参数主要受 p_0 的影响,而与爆轰流场结构无关;爆轰传播速度 U_d 、质量加权平均轴向速度 v_x 、出

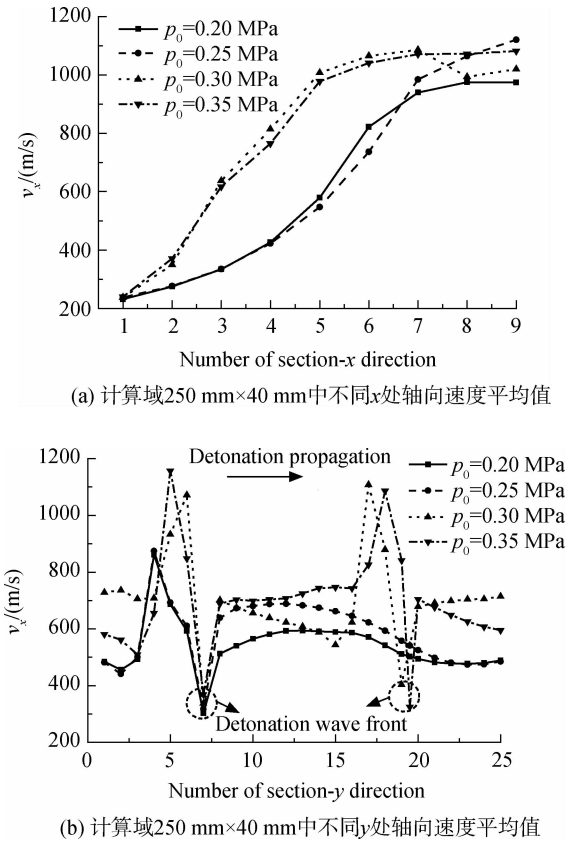


图 6 不同燃料入流总压下计算域 250 mm×40 mm 中轴向速度平均值(0.20~0.35 MPa)

Fig. 6 Averaged axial velocity in caculation region of 250 mm×40 mm at different fuel inflow total pressures (0.20~0.35 MPa)

表 4 计算域为 150 mm×40 mm 中燃料入流总压对 CRDC 流场的影响

Table 4 Effect of fuel inflow total pressure on CRDC flow field in the calculation region of 150 mm×40 mm

p_0/MPa	W	$\overline{m}/$ ($\text{kg}/(\text{s}\cdot\text{m}^2)$)	$c_{\text{H}_2}/$ (kmol/m^3)	$R_{\text{max}}/10^5$ ($\text{kmol}/(\text{m}^3\cdot\text{s})$)	$\tau_{\text{che}}/\mu\text{s}$	$U_{\text{d}}/(\text{m}/\text{s})$	$\tau_{\text{rot}}/\mu\text{s}$	$v_x/(\text{m}/\text{s})$	$\tau_{\text{res}}/\mu\text{s}$
0.30	1	299.86	0.02868	1.15	0.25	1920.9	78.09	640.75	62.43
0.35	1	348.63	0.03347	1.37	0.24	1933.7	77.57	638.22	62.67
0.40	1	396.68	0.03831	1.56	0.25	1943.3	77.19	654.00	61.16
0.45	1	444.91	0.04309	1.81	0.24	1951.6	76.86	641.95	62.31
0.50	1	494.13	0.04792	2.06	0.23	1958.0	76.61	654.61	61.11

表 5 计算域 150 mm×40 mm 中燃料入流总压对 CRDC 性能的影响

Table 5 Effect of fuel inflow total pressure on CRDC performance in the calculation region of 150 mm×40 mm

周向尺寸 l/mm	p_0/MPa	W	$p_{\text{peak}}/\text{MPa}$	$\overline{p}_{\text{out_total}}/\text{MPa}$	π_{d}	$\eta_{\text{r}}/\%$	$Q_{\text{v}}/10^{10}$ (W/m^3)
150	0.30	1	4.855	0.712	2.372	98.13	2.56
	0.35	1	5.681	0.832	2.378	98.36	3.04
	0.40	1	6.486	0.952	2.380	98.62	3.40
	0.45	1	7.293	1.069	2.377	98.72	3.86
	0.50	1	8.080	1.185	2.369	98.88	4.27

表 6 计算域 250 mm×40 mm 中燃料入流总压对 CRDC 流场的影响

Table 6 Effect of fuel inflow total pressure on CRDC flow field in the calculation region of 250 mm×40 mm

p_0/MPa	W	$\overline{m}/$ ($\text{kg}/(\text{s}\cdot\text{m}^2)$)	$c_{\text{H}_2}/$ (kmol/m^3)	$R_{\text{max}}/$ ($\text{kmol}/(\text{m}^3\cdot\text{s})$)	$\tau_{\text{che}}/\mu\text{s}$	$U_{\text{d}}/(\text{m}/\text{s})$	$\tau_{\text{rot}}/\mu\text{s}$	$v_x/(\text{m}/\text{s})$	$\tau_{\text{res}}/\mu\text{s}$
0.20	1	204.30	0.01951	0.729	0.27	1939.9	128.87	456.95	87.54
0.25	1	253.53	0.02419	0.876	0.28	1949.2	128.26	480.54	83.24
0.30	2	307.62	0.02871	1.08	0.27	1917.3	130.39	592.39	67.52
0.35	2	358.41	0.03330	1.34	0.25	1931.4	129.44	642.05	62.30

表 7 计算域 250 mm×40 mm 中燃料入流总压对 CRDC 性能的影响

Table 7 Effect of fuel inflow total pressure on CRDC performance in the calculation region of 250 mm×40 mm

周向尺寸 l/mm	p_0/MPa	W	$p_{\text{peak}}/\text{MPa}$	$\overline{p}_{\text{out_total}}/\text{MPa}$	π_{d}	$\eta_{\text{r}}/\%$	$Q_{\text{v}}/10^{10}$ (W/m^3)
250	0.20	1	3.452	0.536	2.680	98.03	1.75
	0.25	1	4.284	0.677	2.706	98.22	2.18
	0.30	2	4.978	0.671	2.236	98.06	2.64
	0.35	2	5.866	0.798	2.278	98.38	3.06

口平均总压 $\overline{p}_{\text{out_total}}$ 等参数随着双波头的出现均发生明显转折. 相应地, CRDC 的增压比 π_{d} 及燃烧效率等性能指标均也出现明显转折. 这主要存在 3 方面的原因: ①当爆轰波头数发展为双波头

后, 各爆轰波阵面后侧的膨胀空间变小, 爆轰产物膨胀波与爆轰波发生显著对冲碰撞, 造成爆轰波阵面强度减弱; ②随着波头数增加, 轴向速度也出现转折性提高, 导致反应物在燃烧室中的停留时

间减小;③波头数的增加使爆轰波高度明显减小,见图 7,由此带来的斜激波高度相应增加,且斜激波数目也成倍增加,流体经斜激波后产生熵增带来的总压损失明显增加。

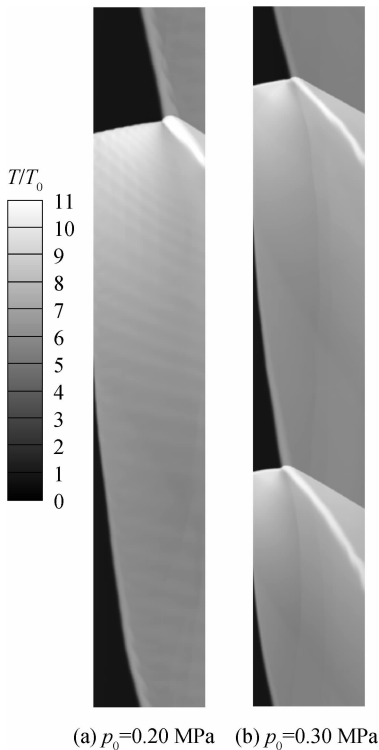


图 7 不同燃料入流总压下爆轰波头数和爆轰波高度
Fig. 7 Detonation wave number and height at different fuel inflow total pressures

由于入口平均比质量流量随着入流总压的增加线性增加,同时燃烧效率基本维持在 98% 左右,因此 CRDC 的容积热负荷仍呈线性增长趋势,且与 CRDC 周向尺寸为 150 mm 时的容积热负荷相比略有增加。

现有的传统燃烧室是基于等压的燃烧方式将燃料的化学能转化为热能的,由于冷态流阻损失和热阻损失的存在导致燃烧室总压损失较大,总压恢复系数为 0.92~0.95,因此降低了燃气的做功能力;而目前计算得到的 CRDC 出口增压比达到 2.706,大大提高了出口燃气的做功能力。

3.4 CRDC 中 NO_x 排放分析

NO_x 生成量主要与燃烧温度和燃烧气体在高温区停滞时间有关。在 CRDC 中,由于燃气停滞时间达到微秒量级,NO_x 排放有了明显的降低。当计算域为 250 mm×40 mm,燃料入流总压为 0.25 MPa 时,数值模拟得到出口处 H₂O,NO_x 和 O₂ 的摩尔分数分别为 3.38×10^{-1} , $1.14 \times$

10^{-6} , 4.5×10^{-3} ,根据式(8)计算得到的 CRDC 出口 NO_x 排放质量浓度为 0.692 mg/m³,而地面燃气轮机排放的设计要求为 51.25 mg/m³ (15% 余氧状态)^[20],因此,CRDC 可以显著降低 NO_x 排放,能够保证低排放的要求。

4 结 论

通过以上分析,本文所得的主要结论如下:

- 1) 爆轰波头数与燃料入流总压、CRDC 周向尺寸及混合物属性等相关,在 250 mm×40 mm 的计算域中,燃料入流总压为 0.3 MPa、混合物为当量氢气/空气时,CRDC 出现爆轰双波头。
- 2) 当 CRDC 周向尺寸为 150 mm 时,随着燃料入流总压的提高,爆轰波保持单波头,增压比基本保持不变,而燃烧效率和容积热负荷等均呈线性增长。
- 3) 当 CRDC 周向尺寸为 250 mm 时,随燃料入流总压的提高,爆轰波头数加倍,增压比及燃烧效率等出现明显的转折性下降,这与爆轰波强度、斜激波的特征参数及其停留时间等因素相关,经过爆轰燃烧后气体增压比最高达到 2.706 左右,燃烧效率均高于 98%。
- 4) CRDC 的 NO_x 排放质量浓度为 0.692 mg/m³,保证了低排放的要求。

参考文献:

[1] 李孝堂,梁春华.世界航改舰船用燃气轮机的发展趋势[J].航空科学技术,2011(6):4-7.
LI Xiaotang, LIANG Chunhua. Development trend of world aero-derivative marine gas turbines[J]. Aeronautical Science and Technology, 2011(6):4-7. (in Chinese)

[2] Wolanski P. Detonative propulsion[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2013, 34(1):125-158.

[3] 邵业涛,刘勐,王健平.圆柱坐标系下连续旋转爆轰发动机的数值模拟[J].推进技术,2009,30(6):717-721.
SHAO Yetao, LIU Meng, WANG Jianping. Numerical simulation of continuous rotating detonation engine in column coordinate[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(6):717-721. (in Chinese)

[4] 邵业涛,王健平.连续爆轰发动机的二维数值模拟研究[J].航空动力学报,2009,24(5):980-986.
SHAO Yetao, WANG Jianping. Two dimensional simulation of continuous detonation engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(5):980-986. (in Chinese)

[5] 唐新猛,王健平,邵业涛.连续旋转爆轰波在无内柱圆筒内的数值模拟[J].航空动力学报,2013,28(4):792-799.
TANG Xinmeng, WANG Jianping, SHAO Yetao. 3-D simulation of rotating detonation wave in combustion cham-

- bers without inner wall[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(4): 792-799. (in Chinese)
- [6] ZHOU Rui, WANG Jianping. Numerical investigation of flow particle paths and thermodynamic performance of continuously rotating detonation engines[J]. Combustion and Flame, 2012, 159(12): 3632-3645.
- [7] Schwer D, Kailasanath K. Fluid dynamics of rotating detonation engines with hydrogen and hydrocarbon fuels[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2013, 34(2): 1991-1998.
- [8] Yamada T, Hayashi A K, Yamada E, et al. Detonation limit thresholds in H_2/O_2 rotating detonation engine[J]. Combustion Science and Technology, 2010, 182(11/12): 1901-1914.
- [9] Bykovskii F A, Zhdan S A, Vedernikov E F. Continuous spin detonation in annular combustors[J]. Combustion, Explosion, and Shock Waves, 2005, 41(4): 449-459.
- [10] Bykovskii F A, Zhdan S A, Vedernikov E F. Continuous spin detonation of hydrogen-oxygen mixtures: 2 combustor with an expanding annular channel[J]. Combustion, Explosion, and Shock Waves, 2008, 44(3): 330-342.
- [11] SHAO Yetao, LIU Meng, WANG Jianping. Numerical investigation of rotating detonation engine propulsive performance[J]. Combustion Science and Technology, 2010, 182(11/12): 1586-1597.
- [12] SHAO Yetao, LIU Meng, WANG Jianping. Continuous detonation engine and effects of different types of nozzle on its propulsion performance[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2010, 23(6): 647-652.
- [13] Schwer D, Kailasanath K. Numerical investigation of the physics of rotating-detonation-engines[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2011, 33(2): 2195-2202.
- [14] Davidenko D M, Gökalp I. Numerical study of the continuous detonation wave rocket engine[R]. AIAA-2008-2680, 2008.
- [15] Davidenko D M, Jouot F, Kudryavtsev A N, et al. Continuous detonation wave engine studies for space application[J]. Progress in Propulsion Physics, 2009, 1: 353-366.
- [16] Bykovskii F A, Zhdan S A, Vedernikov E F. Continuous spin detonation of hydrogen-oxygen mixtures: 1 annular cylindrical combustors[J]. Combustion, Explosion, and Shock Waves, 2008, 44(2): 150-162.
- [17] 马虎, 武晓松, 王栋, 等. 旋转爆震发动机数值研究[J]. 推进技术, 2012, 33(5): 820-825.
- MA Hu, WU Xiaosong, WANG Dong, et al. Numerical investigation for rotating detonation engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(5): 820-825. (in Chinese)
- [18] Hishida M, Fujiwara T, Wolanski P. Fundamentals of rotating detonations[J]. Shock Waves, 2009, 19(1): 1-10.
- [19] Bykovskii F A, Vedernikov E F. Continuous detonation of a subsonic flow of a propellant[J]. Combustion, Explosion and Shock Waves, 2003, 39(3): 323-334.
- [20] 包文飞, 李明, 牟影, 等. R0110 重型燃气轮机 DLN 燃烧室 NOx 排放特性研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2013, 26(1): 40-42.
- BAO Wenfei, LI Ming, MOU Ying, et al. NOx emissions properties of DLN combustor of R0110 heavy duty gas turbine[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2013, 26(1): 40-42. (in Chinese)