

喷注结构对空桶型旋转爆轰发动机燃烧室 掺混特性的影响

刘裕强¹, 冯文康², 郑 权¹, 黄亚坤¹, 翁春生¹

(1. 南京理工大学瞬态物理全国重点实验室, 南京 210094;

2. 西安航天动力技术研究所固体推进全国重点实验室, 西安 710025)

摘 要: 为了探究燃料与超声速来流的掺混特性, 基于空桶型旋转爆轰冲压发动机燃烧室, 以环缝-小孔型喷注结构为基础模型, 开展了燃料喷注角度、喷注方式以及喷注环轴向位置对燃料和超声速来流掺混特性影响的数值模拟研究。结果表明: 燃料喷注角度的增大, 会提高燃料掺混的均匀度, 降低总压损失, 横向射流之间碰撞更为剧烈。将燃料非对撞喷注, 掺混均匀度增大, 超声速来流与燃料的碰撞面积增大。喷注环向上游移动, 能提高燃料的掺混均匀度, 横向射流与超声速来流的掺混距离变长。结合流场结构分析可知: 超声速来流与乙烯横向射流在扩张段内发生圆柱绕流, 形成向下游张开的一个扇形连续膨胀区, 进入燃烧室后掺混主流形成一连串的破碎小涡结构, 进而促进了乙烯-空气的掺混效果。

关 键 词: 冲压发动机; 空桶型燃烧室; 冷态掺混; 喷注结构; 流场特性

中图分类号: V430

文献标志码: A

Effects of injector configuration on mixing characteristics in the combustion chamber of a hollow-core rotating detonation engine

Liu Yuqiang¹, Feng Wenkang², Zheng Quan¹, Huang Yakun¹, Weng Chunsheng¹

(1. National Key Lab of Transient Physics,

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

2. National Key Laboratory of Solid Rocket Propulsion,

The Institute of Xi'an Aerospace Solid Propulsion Technology, Xi'an 710025, China)

Abstract: To investigate the mixing characteristics of fuel and supersonic inflow, a numerical simulation study was conducted based on the annular-slot-orifice injection structure in the combustion chamber of an open-barrel-type rotating detonation ramjet engine. The study explored the effects of fuel injection angle, injection method, and axial position of the injection ring on the mixing characteristics of fuel and supersonic inflow. The results showed that increasing the fuel injection angle improves the uniformity of fuel mixing, reduces total pressure loss, and leads to more intense collisions between transverse jets. When the fuel is injected in a non-colliding manner, the mixing uniformity increases, and the collision area between the supersonic inflow and the fuel enlarges. Moving the injection ring upstream enhances the uniformity of fuel mixing, and the mixing distance between the transverse jet and the

收稿日期: 2025-04-11

基金项目: 国家自然科学基金(12272185)

作者简介: 刘裕强(2000—), 男, 博士生, 研究领域为爆轰推进。E-mail: liuyuqiang@njjust.edu.cn

通信作者: 郑权(1988—), 男, 副研究员、硕士生导师, 博士, 研究领域为爆轰推进。E-mail: q.zheng@njjust.edu.cn

引用格式: 刘裕强, 冯文康, 郑权, 等. 喷注结构对空桶型旋转爆轰发动机燃烧室掺混特性的影响[J]. 航空动力学报, 2026, 41(11): 20250173.

Liu Yuqiang, Feng Wenkang, Zheng Quan, et al. Effects of injector configuration on mixing characteristics in the combustion chamber of a hollow-core rotating detonation engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2026, 41(11): 20250173.

supersonic inflow becomes longer. Analysis of the flow field structure revealed that the supersonic inflow and ethylene transverse jets undergo cylindrical wake flow within the expansion section, forming a fan-shaped continuous expansion region extending downstream. Upon entering the combustion chamber, the primary mixing flow forms a series of fragmented small vortex structures, thereby promoting the mixing effect of ethylene and air.

Keywords: ramjet engine; hollow-core combustion chamber; cold flow mixing; injection structure; flow field characteristics

旋转爆轰冲压发动机(rotating detonation ramjet engine, RDRE)结构较为紧凑、热循环效率高,经过一次点火起爆后可保持连续运行^[1],在航空航天领域中逐渐受到较多关注。在旋转爆轰冲压发动机中,燃料与氧化剂从喷注腔持续喷注,经过掺混后,掺混主流在燃烧室内点火起爆,形成稳定自持的爆轰波,爆轰产物及未燃烧完全的反应物从出口排出产生推力^[2-3]。

对于旋转爆轰冲压发动机,国内外学者在理论、实验和数值模拟方面开展了大量研究。旋转爆轰冲压发动机进气道来流为超声速,存在较为复杂的激波系,隔离段中低压气流呈现减速增压而高压气流加速减压的特征,影响流动损失的激波位置靠近进气段上游^[4]。燃料与氧化剂气体主流进入扩张段后进一步加速,为了减小扩张段中压力波动,可采取合理设计涵道结构、增大壁面表面粗糙度等措施^[5]。多种因素对爆轰波的稳定传播和发动机的性能存在影响,如燃料类型^[6-8]、燃烧室构型^[9-10]、喷注结构^[11-13]、尾喷管构型^[14]等。燃料和氧化剂经集气腔喷注,掺混效果直接影响点火起爆,因此,对于喷注结构的掺混效果的研究是非常有必要的。

在实际的实验过程中为了防止出现回火现象,多采用非预混喷注方式。对于不同的喷注方式,燃料从外、中、内三种不同环缝喷注,燃烧室内都存在两个方向相反的爆轰波,且新鲜燃料层结构表现为“L”型,Zheng等^[15]还观察到,内、外环缝喷注方式在开始喷注时对燃料流量影响很小,燃烧室内能快速形成稳定的爆轰波。而在不同的环缝宽度下,随着当量比的增大,其压力峰值与爆轰波频率都存在增大的趋势^[16]。此外,在Yao等^[17]人的研究中,增大喷注孔径可以使多波模态变成单波模态并最终爆轰波的传播稳定性得到提高。

燃料与氧化剂的喷注参数对掺混效果也存在较大影响。Zhao等^[18]针对内流场的旋涡结构和激波系,通过改变燃料喷注孔的数量和来流马赫数,发现燃料射流与激波之间的相互作用可以提

高湍流强度,对燃烧室头部附近的掺混过程有重要影响。Kou等^[19]引入无量纲喷注参数 e 来描述喷注孔的间距分布模式,发现最优的 e 值为37.35,在合适的工况范围内,燃料喷注较为稳定,掺混效果较好。上述研究人员的研究主要集中在喷注方式及喷射参数,对燃料与氧化剂的喷注结构设计具有一定参考意义。

针对燃料与氧化剂的掺混机制以及掺混效果的影响因素,研究人员也开展了相关研究。Athmanathan等^[20]采用荧光诱导化学测量法,对反应物的分层现象进行了深入研究,发现燃料与氧化剂掺混效果不良导致爆轰波多呈现弱双波模态,而掺混较为完全爆轰波呈现为单波模态。Weiss等^[21]在非预混喷注方式下,对空气与燃料射流的掺混过程进行了深入分析,发现燃烧室内部存在复杂的激波系,导致多种涡的形成、演变,进而影响掺混效果。Yang等^[22]对非预混和预混两种喷注方式进行对比,发现在非预混条件下,部分燃料未掺混完全将再次诱发激波,以寄生燃烧的方式进行掺混和燃烧。上述研究发现:燃料和氧化剂的掺混特性直接影响爆轰波的起爆和稳定自持传播,燃料喷注和掺混问题也一直是旋转爆轰冲压发动机的难题。

在发动机内燃料与超声速来流掺混时间极短,实现燃料迅速高效地掺混^[23]是冲压RDE未来发展的关键技术之一。本文基于马赫数为4、总温为860 K的超声速来流,针对空桶型旋转爆轰冲压发动机的燃烧室,通过改变燃料喷注角度、燃料喷注方式(对撞及非对撞)、喷注环轴向位置等因素对燃料掺混特性影响的数值研究。通过研究燃烧室内冷流场掺混特性,为乙烯旋转爆轰冲压发动机喷注结构设计提供理论支撑。

1 计算模型与方法

1.1 物理模型

旋转爆轰冲压发动机的物理模型如图1和图2所示,高总温超声速来流经隔离段进入燃烧

室, 乙烯采用小孔喷注。其中, 扩张段处内外壁面沿周向均布 32 个燃料喷注孔, 超声速来流和乙烯燃料在扩张段内开始掺混, 并在燃烧室内参与爆轰反应。此外, 隔离段长度 $L_1=25$ mm, 隔离段宽度 $D=3$ mm, 扩张段长度 $L_2=12$ mm, 燃烧室长度 $L_3=80$ mm, 燃烧室外径为 $R=30$ mm, 扩张段入口半径 $R_1=23.5$ mm, 扩张段出口半径 $R_2=20$ mm。燃料喷注角度模型如图 2(a)所示, 定义内外壁面燃料喷注孔的夹角为 θ , 选取燃料喷注角度为 90° 、 135° 和 180° 作为研究变量。此外, 针对典型结构 ($\theta=180^\circ$ 和 90°) 中的喷注孔周向角度进行调节, 如图 2(b)所示, 使得内外喷注环中喷注孔周向错位 $\beta=5.625^\circ$, 在研究喷注角度的基础上进一步开展不同乙烯喷注方式(对撞与非对撞)数值模拟研究。同样地, 图 2(c)展示了燃烧室典型截面示意图, 基于结构 ($\theta=180^\circ$) 研究喷注环轴向位置对燃料与来流掺混效果的影响, 喷注环原位为扩张段中 ($x=9D$), 两种模型分别为喷注环沿燃烧室中心轴

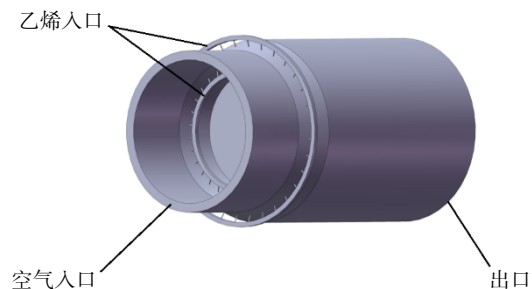


图 1 燃烧室结构示意图

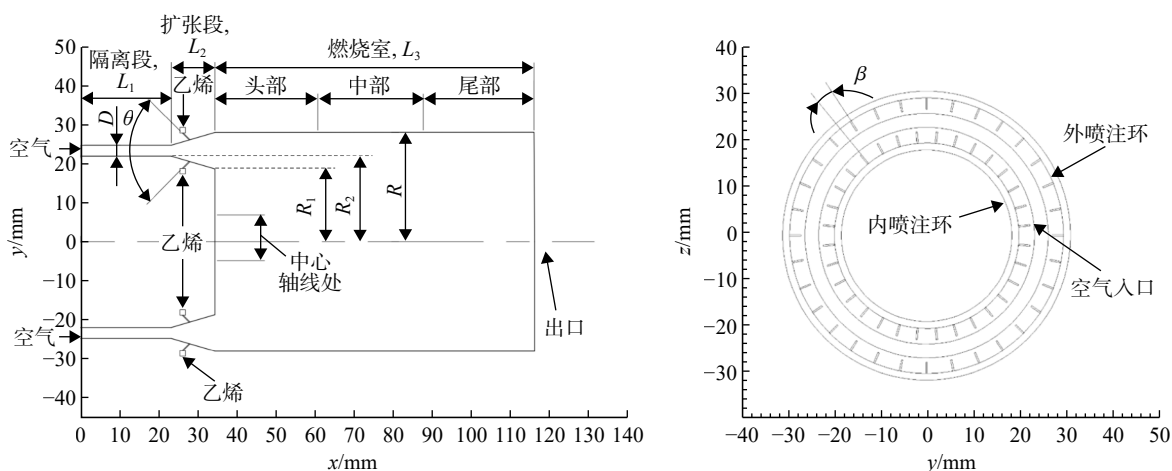
Fig. 1 Schematic diagram of combustion chamber structure

线向 x 轴负方向平移至隔离段中 ($x=7D$)、向 x 轴正方向平移至扩张段尾端靠近燃烧室位置 ($x=11D$)。

1.2 数值方法

1.2.1 湍流模型

本文采用商业软件 ANSYS FLUENT 进行数值计算。采用分离隐式求解器进行稳态双精度求解; 求解时时间推进采用点隐式 (Gauss-Seidel) 方



(a) 燃料喷注角度轴向结构示意图

(b) 燃料喷注方式结构示意图

(c) 燃料喷注环位置结构示意图

图 2 燃烧室典型截面结构示意图

Fig. 2 Schematic diagram of typical cross-section structures of combustion chamber

法,有黏对流通量采用 Roe 格式进行差分分裂,其界面左右态值通过具有二阶精度的插值得到。湍流模型选用 $k-\omega$ SST(shear stress transport)模型,分子黏性系数采用 Sutherland 公式计算,黏性通量使用二阶迎风格式离散。计算的收敛以各方程的残差均下降至 10^{-3} ,且燃烧室出口流量和总压稳定为准则。

1.2.2 控制方程

在本文的模型中,乙烯燃料和超声速来流掺混流动均满足理想气体状态方程。理想气体状态方程为:

$$p = \rho RT \quad (1)$$

本文采用的 $k-\omega$ SST 湍流模型^[24]中 k 、 ω 的输运方程如下:

$$\frac{d}{dt}(\rho k) = G_k + D_k - Y_k \quad (2)$$

$$\frac{d}{dt}(\rho \omega) = G_\omega + D_\omega - Y_\omega \quad (3)$$

式中 D_k 、 D_ω 、 G_k 、 G_ω 、 Y_k 、 Y_ω 分别为 k 、 ω 的扩散项、生成项、耗散项。

多组分运输方程如下:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega_i) + \nabla \cdot (\rho V \omega_i) = -\nabla \cdot J_i + R_i + S_i \quad (4)$$

($i = 1, 2, \dots, N$)

式中 ω_i 为组分 i 的质量分数; S_i 为由自定义源项的弥散相所引起的生成率;由于本文中,冷态掺混无点火过程,组分 i 经过化学反应的净生成率 R_i 为 0。

1.3 边界条件

各计算模型均采用统一的来流气动参数,入口总温和总压分别为 T_{air} 、 p_{air} 、 $T_{\text{C}_2\text{H}_4}$ 、 $p_{\text{C}_2\text{H}_4}$ 。具体计算工况如表 1 所示。其中,计算模型包含超声速来流和乙烯燃料两组进口,边界条件均采用压力入口条件,出口采用压力出口条件,环境压力设置为 $p_{\text{out}}=101\,325\text{ Pa}$,壁面均为无滑移绝热壁面边界条件,壁面 y^+ 保持在 $0 \sim 30$ 。在计算初始化时,从空气入口进行局部初始化,填充 300 K 、 0.1 MPa 的空气。

表 1 入口参数

Table 1 Boundary condition

T_{air}/K	$p_{\text{air}}/\text{MPa}$	$T_{\text{C}_2\text{H}_4}/\text{K}$	$p_{\text{C}_2\text{H}_4}/\text{MPa}$	$p_{\text{out}}/\text{MPa}$	Ma
860	0.60	300	1.70	0.10	1.99

1.4 网格划分及无关性验证

计算域采用六面体和分层多棱柱网格(Poly-Hexcore)进行网格划分。为了对网格进行无关性验证,划分了 3 套网格数量分别为 100 万、148 万、200 万,取 $x=40\text{ mm}$ 处沿径向($y=0 \sim 30\text{ mm}$)上乙烯质量分数比较,结果如图 3 所示,误差较小,再增加网格密度对计算结果影响不大,考虑到计算资源及经济性,采用 148 万网格作为本文研究算例基本网格数。如图 4 所示,对掺混区域及边界层部分进行加密,各工况下整体网格数约为 150 万左右。

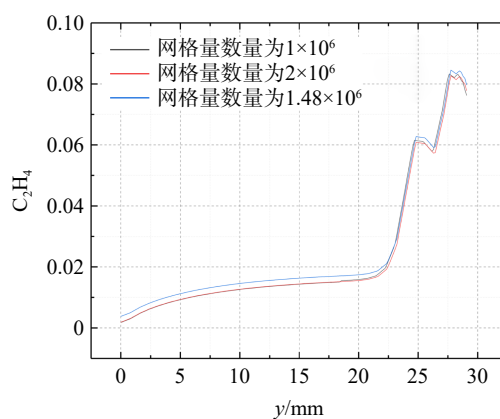


图 3 网格无关性验证结果

Fig. 3 Grid independence verification results

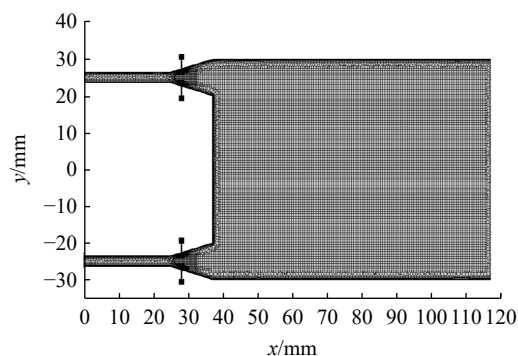


图 4 局部网格示意图

Fig. 4 Local grid schematic diagram

2 结果与讨论

为了进一步探讨燃料喷注角度对旋转爆轰燃烧室燃料掺混特性的研究,分别讨论不同结构参数下总压恢复系数和掺混系数的变化规律。其中,总压恢复系数 σ 的计算公式^[25]为:

$$\sigma = \frac{p_{t,\text{out}}}{p_{t,\text{in}}} \quad (5)$$

式中 σ 为总压恢复系数, $p_{t,\text{out}}$ 为出口总压(Pa),

p_{tin} 为进口总压(Pa)。其中, 进口总压包含多个进口, 采用质量平均进行统计。

此外, 学者们还引入质量分数离散系数的概念来表征掺混效果^[26]。 C_2H_4 质量分数离散系数定义为所选取的样本区域内各个点的质量分数的相对标准偏差, 即各个取样点处的值与所有取样点处的平均值之间的差异程度。用 S 代表乙烯的掺混均匀度, 此值越大, 说明掺混越均匀, 可将 S 定义为:

$$S = 1 - \frac{\sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (c_i - \bar{c})^2}{n-1}}}{\bar{c}} \quad (6)$$

式中 c_i 为取样点乙烯质量分数, $\bar{c}$ 为所有取样点处的乙烯质量分数平均值, n 为取样点个数。

2.1 流场特性分析

选取典型工况 $\theta=180^\circ$ 进行流场整体特性分析。图 5 为预混与非预混流场密度梯度云图, 图 6 为 $\theta=180^\circ$ 流场速度梯度着色与温度着色的 Q 准则等值面 ($Q=10^8$) 云图。

从图 5(a) 来看, 在超声速来流与燃料预混工况中, 主流经扩张段加速并产生一系列复杂的激波系, 而后由于压力梯度, 掺混主流沿壁面发生

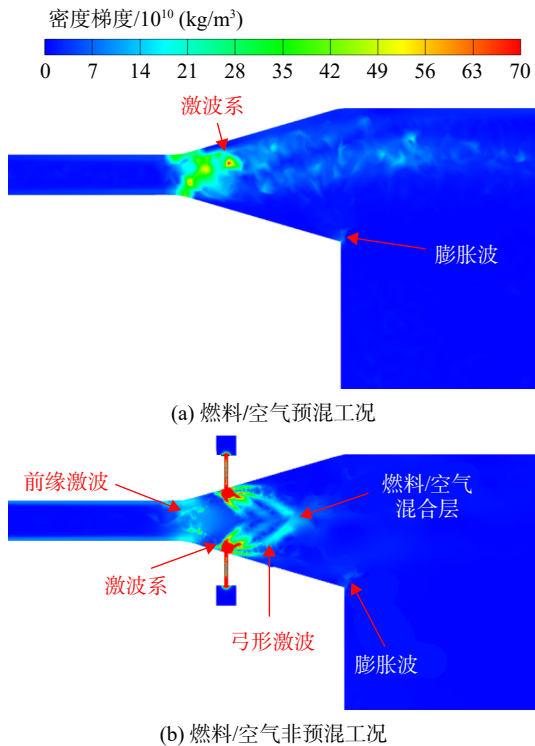


图 5 $\theta=180^\circ$ 流场密度梯度云图

Fig. 5 $\theta=180^\circ$ flow field density gradient cloud image

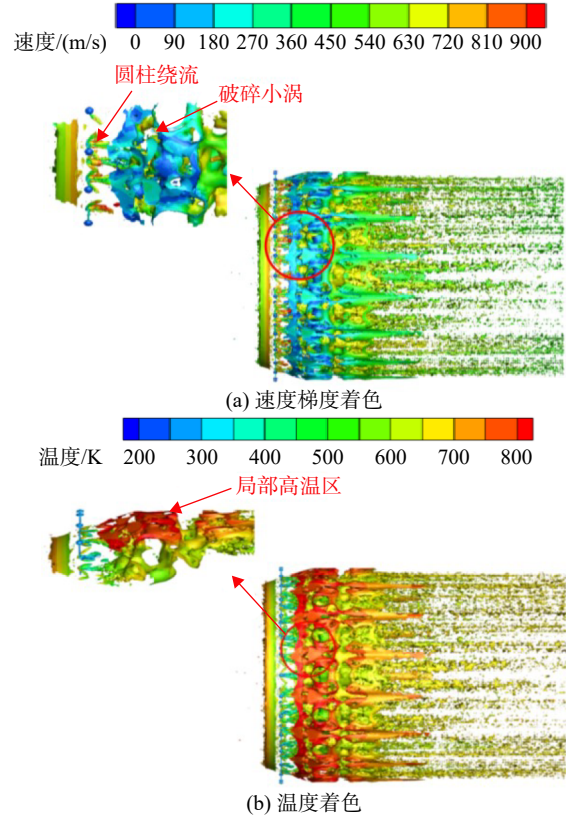


图 6 $\theta=180^\circ$ 流场速度梯度和温度着色的 Q 准则等值面 ($Q=10^8$)

Fig. 6 Q criterion contour of flow field velocity gradient and temperature coloring ($Q=10^8$) at $\theta=180^\circ$

小角度偏转。

对于图 5(b) 非预混工况, 超声速来流经隔离段进入扩张段, 在扩张段前缘由于流道面积增大产生两道斜激波, 激波交汇位置约在燃料喷注口附近。超声速来流与乙烯横向射流碰撞后, 多道激波在燃料喷注口处产生, 形成复杂的激波系。激波在下游交汇, 靠近壁面处速度梯度较小, 燃料与空气混合层朝壁面发生小角度偏转。此处, 来流与乙烯横向射流发生圆柱绕流^[27], 掺混主流产生膨胀波且气流的马赫数逐渐增大, 形成向下游张开的扇形连续膨胀区, 而后进入燃烧室掺混主流形成一连串的破碎小涡结构。

从图 6(a) 来看, 在超声速来流与横向射流的相互作用下, 多种复杂涡结构产生。在靠近壁面处由于黏性阻滞, 掺混主流速度梯度发生较大程度的降低, 同样也存在较大的压力梯度, 从而形成回流区。总体上看, 涡量较大的区域主要存在于扩张段及燃烧室头部, 这也是掺混较为剧烈的区域。从图 6(b) 来看, 高总温超声速来流有部分贴近壁面分布, 通过剪切层与掺混主流产生质量

与热量交换,燃料得到迅速升温并接近主流温度。同时,燃烧室内部存在大型回流区,局部高温区域促进了乙烯燃料的温度交换,这些高温及预热的燃料分布,将更加有利于燃料的燃烧反应。整体来看,燃料/空气非预混工况下,燃烧室内部流场更加复杂,多种激波及涡结构对于燃料的掺混有促进作用。

2.2 不同喷注角度掺混效果分析

3种喷注角度工况下中心截面处的内流场结构云图如图7所示,空桶型燃烧室内部存在两个大型回流区,位置介于气体主流区与燃烧室中心轴线($y=0$ mm)之间。从图7(a)、图7(b)和图7(c)中可以看出,3种工况下,回流涡中心位置分别为 $x=66, 70, 76$ mm,随着乙烯燃料喷注角度的减小,燃烧室内部两个大型回流区V1、V2中心

位置也逐渐往燃烧室出口方向移动。在乙烯喷注孔外侧的壁面附近,气体流速较小,与掺混主流之间存在压力梯度,在此处形成小型回流区和湍流涡结构。超声速空气来流经隔离段进入扩张段后马赫数逐渐增大,与乙烯发生掺混后沿着燃烧室外壁面向下流动,马赫数逐渐减小。

不同喷注角度下扩张段处的马赫数云图与流线图如图7(a)、图7(b)和图7(c)所示。取马赫数1.8作为掺混主流的边界,随着喷注角度的减小,扩张段回流区也随之减小,掺混气体主流区变宽。超声速空气来流进入扩张段后产生膨胀波,空气流速提高,在流经乙烯横向射流时,与乙烯气体形成掺混主流。从回流涡形态上看,回流涡V7、V9、V11中心位置分别为 $x=36.5, 34.5, 34$ mm,且回流涡呈现越来越细长的趋势。此外,对比回

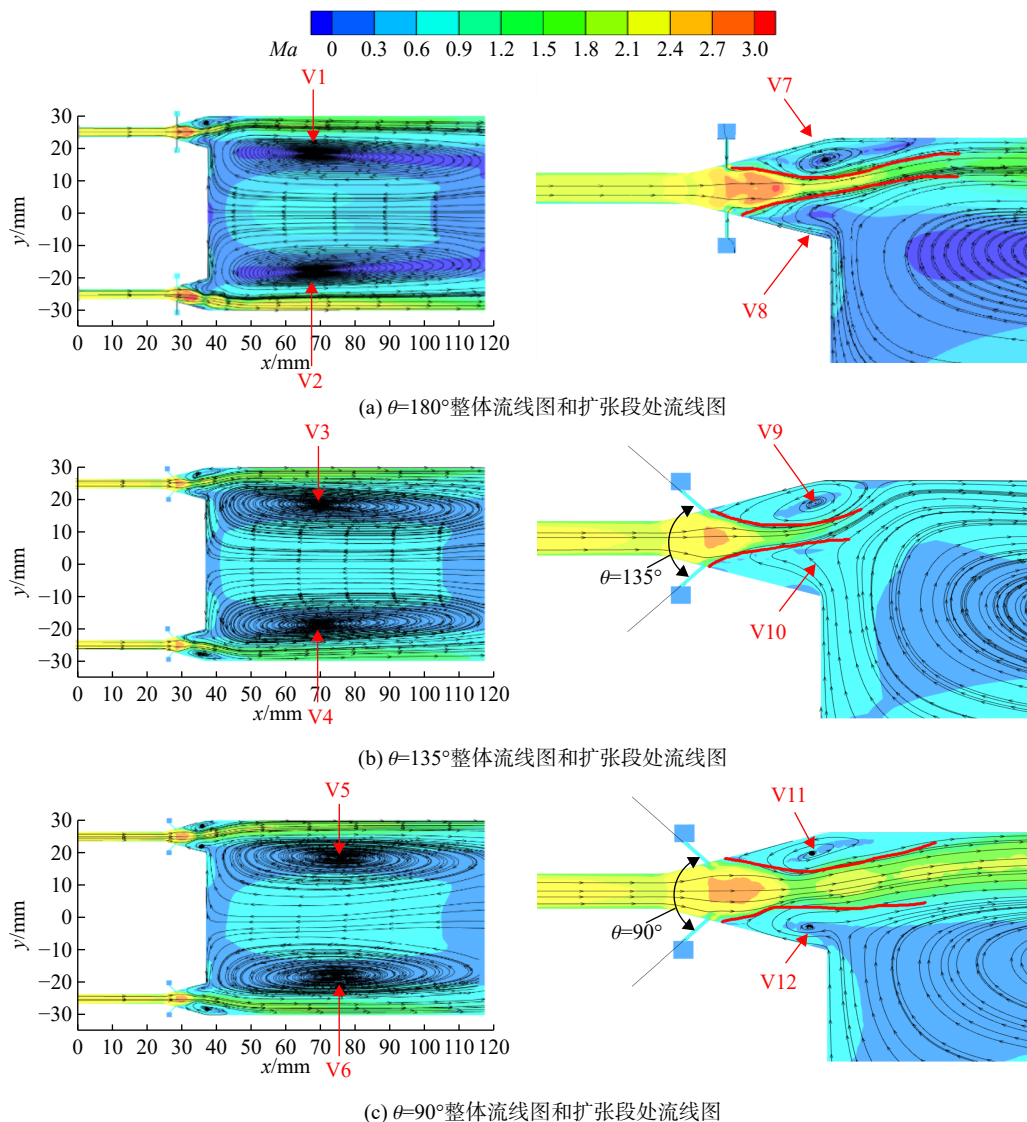


图 7 不同喷注角度的内流场结构云图

Fig. 7 Contours of internal flow-field structure at different injection angles

流区 V8、V10、V12, 喷注角度的减小还会导致扩张段内壁侧更容易形成完整的回流涡旋结构, 喷注角度对扩张段回流区的形态和大小均存在一定影响。

图 8 为不同喷注角度工况中心截面处的乙烯质量分数云图和横向沿程截面($x=40, 50, 60, 70, 80$ mm)。为了便于观察乙烯组分分布趋势, 将乙烯浓度显示范围调整为 $0 \sim 0.1$ 。从图 8 中可以看出, 随着掺混气流从扩张段进入燃烧室, 乙烯主要分布在燃烧室靠近外壁面区域。在 $x=36$ mm 截面时, $\theta=180^\circ$ 工况下掺混气体主流区 C_2H_4 浓度分布范围已降至 0.07 左右, 而 $\theta=135^\circ$ 和 90° 工况下 C_2H_4 浓度分别为 0.08 、 0.09 左右。在 $x=50$ mm 处, $\theta=135^\circ$ 工况下气体主流区乙烯组分浓度为 0.06 左右, 而 $\theta=90^\circ$ 工况下, 气体主流区乙烯组分浓度在 $x=60$ mm 处才降至 0.06 左右。燃料喷注角度的减小使内外喷注的燃料穿透深度也随之减小。掺混主流向下游移动的过程中, 部分乙烯气

体由于压力梯度, 与靠近壁面处的小型回流区形成质量交换, 不断补充和输运。由图 8 中乙烯组分分布云图对比可以看出, $\theta=180^\circ$ 工况下乙烯的掺混效果最佳。

由于燃料主要分布于燃烧室头部和中部, 取 $x=40 \sim 80$ mm 的截面进行掺混均匀度分析, 图 9 为 3 种喷注角度下的乙烯掺混均匀度曲线, 表 2 为不同喷注角度的总压恢复系数。从图 9 曲线中可以看到, 在 3 种工况下, 乙烯掺混均匀度都是沿程增大, 且在 $x=40 \sim 60$ mm 区间增长速率较快, 而 $x=60 \sim 80$ mm 时增长速率趋于平缓。从表 2 总压恢复系数来看, $\theta=180^\circ$ 工况略大于 $\theta=135^\circ$ 和 90° , 为 0.2425 。整体上看, $\theta=180^\circ$ 工况掺混均匀度要大于 $\theta=135^\circ$ 和 90° , 随着燃料喷注角度的减小, 其乙烯沿程掺混均匀度和总压恢复系数都存在减小的趋势。从上述分析中可以发现: 在双侧扩张对撞喷注构型中燃料喷注角度的增大有利于掺混效果, $\theta=180^\circ$ 工况下掺混效果最佳。

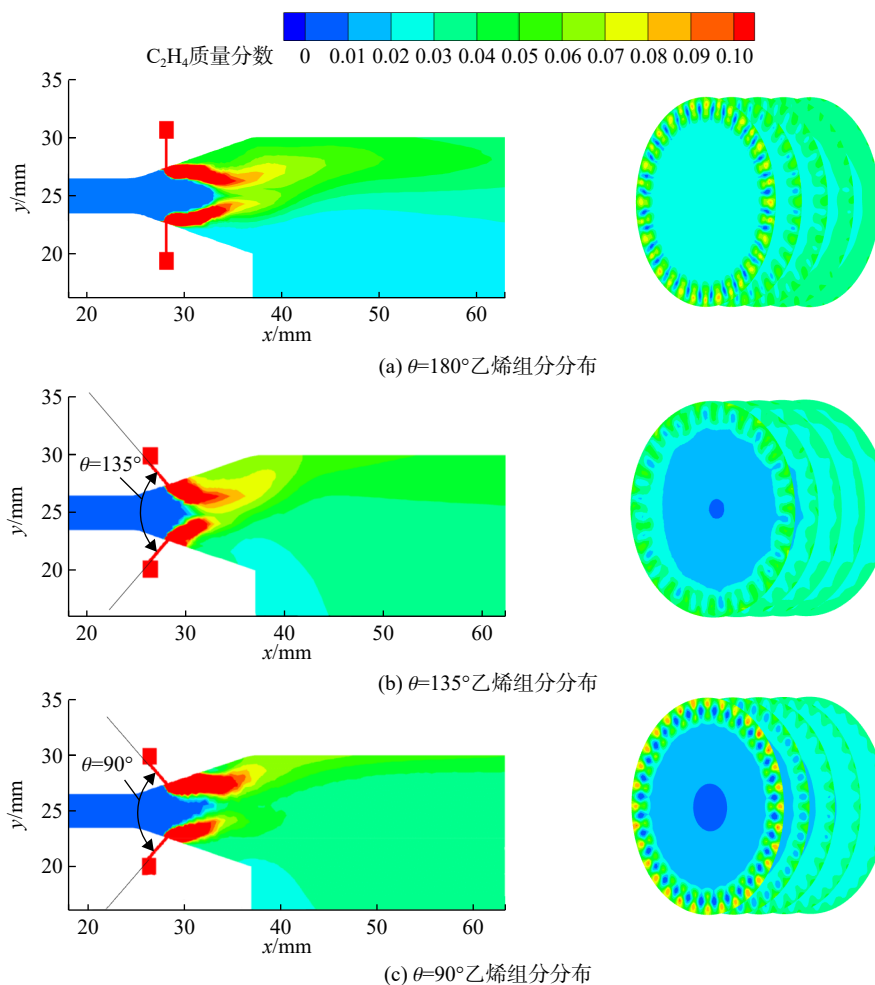


图 8 不同喷注角度截面乙烯质量分数分布云图

Fig. 8 Contours of ethylene mass-fraction distribution on cross-sections at different injection angles

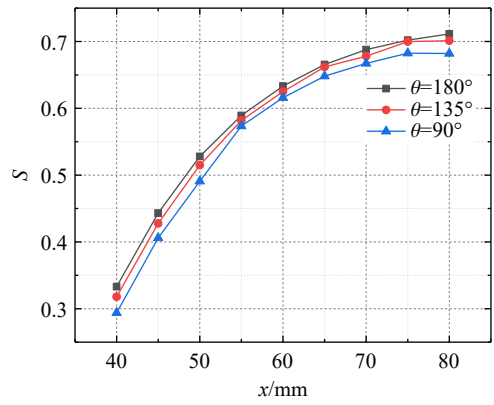


图 9 不同喷注角度的乙烯沿程掺混均匀度

Fig. 9 Blending uniformity of ethylene with different injection angles along the way

表 2 不同喷注角度的总压恢复系数

Table 2 Total pressure recovery coefficient at different injection angles

喷注角度/(°)	总压恢复系数
90	0.218 5
135	0.227 3
180	0.242 5

2.3 不同喷注方式掺混效果分析

基于工况($\theta=180^\circ$ 和 90°)中的喷注孔周向角度进行调节,使得内外喷注环中喷注孔周向错位 5.625° ,非对撞工况下的马赫数云图与流线图如

图 10 所示。在 90° 非对撞工况下,燃烧室内部两个大型回流区 R1、R2 中心位置分别为($x=64, 81\text{ mm}$),形成明显的非对称分布特征。由于燃料采用非对撞喷注方式,内外喷注孔之间存在周向错位,乙烯横向射流与超声速来流之间的接触面积增大,撞击变得更加剧烈。从 R5、R6 与 V7、V8 对比来看,在非对撞喷注工况中,扩张段的回流区变得细长,这是因为掺混主流与靠近壁面处之间压力梯度较小,回流区内气体组分分布较为均匀。对比图 7(c)中 90° 对撞工况中的两个大型回流区 V3 和 V4,回流区 R1 更靠近燃烧室头部,而回流区 R2 则是更靠近燃烧室尾部。在 180° 非对撞工况下,回流区 R3、R4 中心位置分别为($x=64, 72\text{ mm}$),同样形成了非对称分布特征。与图 7(a)中 180° 对撞工况下回流区 V1、V2 相比,回流区 R3 更靠近燃烧室头部,回流区 R4 则是更靠近燃烧室尾部。非对撞工况下,经扩张段进入燃烧室的掺混主流,沿 $y=0\text{ mm}$ 对称的燃烧室区域压力梯度分布不对称,在径向上存在较多的湍流涡结构,造成内部大型回流区呈现非对称分布特征。

图 11 为对撞工况和非对撞工况下乙烯质量分数云图。从图 11 中可以看出,在非对撞工况中,内外喷注孔之间的横向射流较难形成燃料聚集,与超声速来流发生掺混的面积较大,随着掺混气

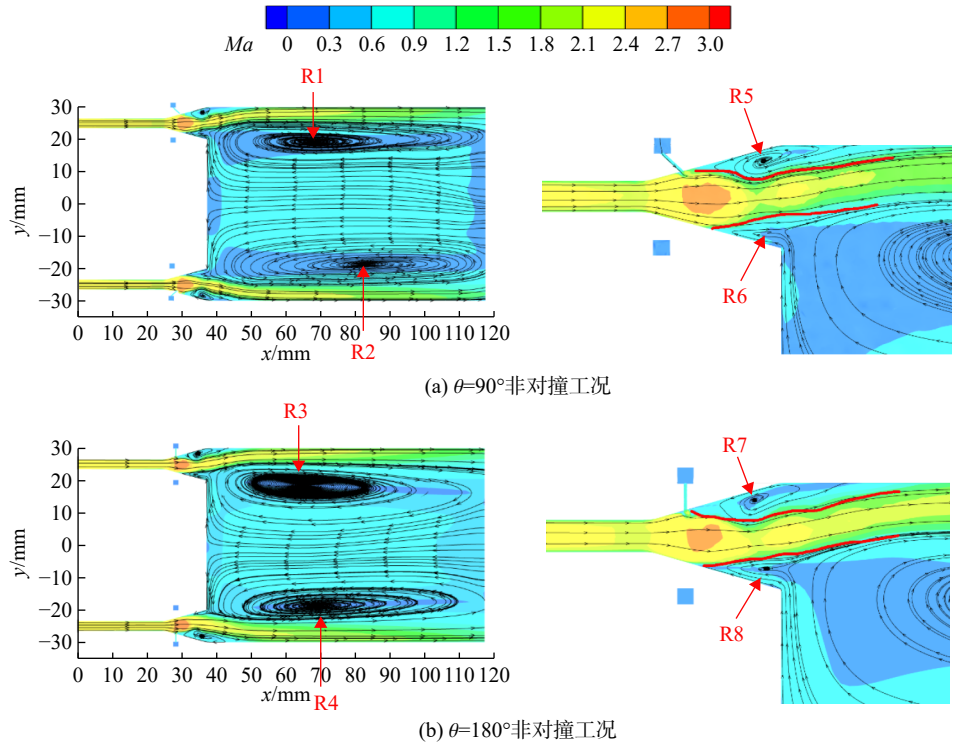


图 10 不同喷注方式中心截面处的内流场结构云图

Fig. 10 Nephogram of internal flow field structure at the central section of different injection modes.

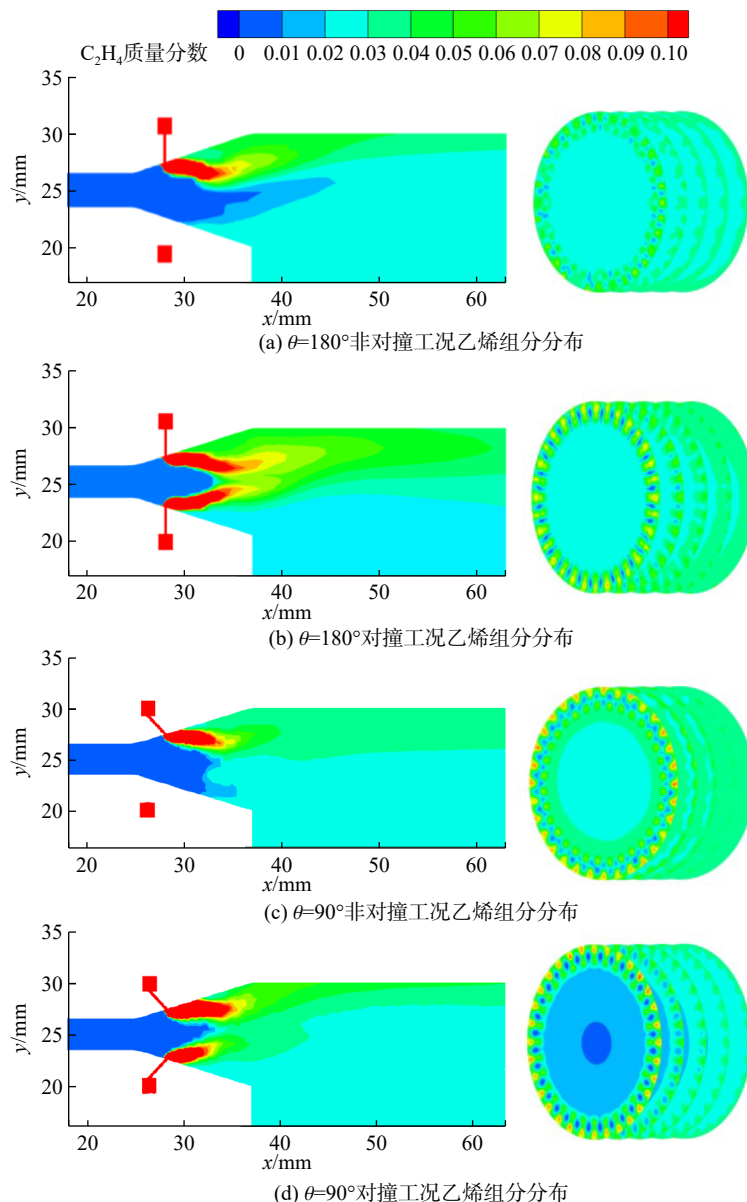


图 11 不同喷注方式乙烯组分分布云图

Fig. 11 Distribution nephogram of ethylene components in different injection methods.

体迅速充满整个燃烧室, 掺混气体主流区乙烯浓度迅速下降。整体上看, 对撞与非对撞工况中, 乙烯都主要分布于燃烧室靠近外壁面处, 越靠近中心轴线($y=0$ mm), 乙烯浓度越低。

图 12 为对撞工况和非对撞工况的掺混均匀度曲线图。在燃烧室各个位置, 非对撞工况下掺混均匀度要大于对撞工况, 燃料分布较为均匀。此外, 在 $x=55\sim 65$ mm 区间内, $\theta=180^\circ$ 工况下掺混均匀度略低于 $\theta=90^\circ$, 结合图 10 中流场结构分布, 考虑为回流涡旋边缘区域掺混主流气体组分波动较大所致。从表 3 中不难看出, $\theta=90^\circ$ 和 180° 非对撞工况总压恢复系数都要大于对撞工况, 且 180° 非对撞工况最大, 为 0.246 9。从上述分析综合考

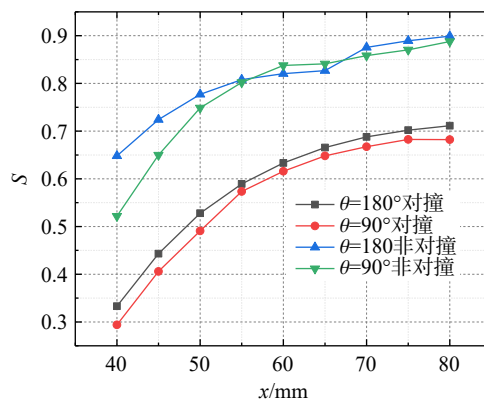


图 12 乙烯沿程掺混均匀度曲线图

Fig. 12 Mixing-uniformity curve of ethylene along the axial direction

表 3 不同喷注方式的总压恢复系数	
Table 3 Total pressure recovery coefficient of different injection methods	
喷注方式	总压恢复系数
90°非对撞	0.236 1
180°非对撞	>0.246 9
90°对撞	0.218 5
180°对撞	0.242 5

考虑,非对撞工况下乙烯燃料分布较对撞工况更为均匀,掺混均匀度更大,所以非对撞工况掺混效果较好。

2.4 不同喷注环位置掺混效果分析

基于 $\theta=180^\circ$ 工况中研究喷注环位置对燃料与空气掺混效果的影响,两种模型分别为喷注环沿燃烧室中心轴线向 x 轴负方向平移至隔离段中 ($L=7D$)、向 x 轴正方向平移至扩张段尾端靠近燃烧室位置 ($L=11D$)。对比不同喷注环位置典型截面 ($y=0$ mm) 处马赫数流线、乙烯掺混均匀度等参数特征,获得喷注环位置对爆轰燃烧室掺混特性的影响规律。

喷注环前移和后移的马赫数云图与流线图如图 13 所示,结合图 7(a) 中流线图可以看出,喷注环前移与后移对燃烧室内的大型回流区 T1~T4

影响较小,回流涡旋的形态和大小均无明显变化。

喷注环前移导致乙烯横向射流与超声速来流在等值段末端发生掺混,经过扩张段加速后进入燃烧室。从图 13(a) 来看,在 $x=36$ mm 处存在两个回流区 T5 和 T6,从形态上看,T5 回流区较为细长且掺混主流区较大,T6 未能形成完整的回流涡旋。从图 13(b) 来看,横向射流迎风侧与超声速来流之间形成两个小型回流区 T7 和 T9,该回流区的形成为超声速来流与壁面之间存在压力梯度,从而导致 T7、T9 为局部低压区。与图 7(a) 对比来看,喷注环前移与后移都会使掺混主流区变宽,横向乙烯射流背风侧回流区变窄。

图 14 为不同喷注环位置的乙烯组分分布云图。由图 14 中 3 种工况的对比图可以看出,喷注环前移工况中乙烯射流与超声速空气在扩张段前已发生掺混,在 $x=30$ mm 处,乙烯质量分数已降至 0.09。喷注环位置在原位与喷注环后移工况中,乙烯质量分数降至 0.09 的位置分别为 $x=35$ mm 和 $x=38$ mm。喷注环前移使乙烯与超声速空气来流掺混时间更长,掺混主流流至燃烧室时已掺混完全。

图 15 为不同喷注环位置的乙烯沿程掺混均匀度曲线图。从图 15 曲线对比来看,喷注环前移

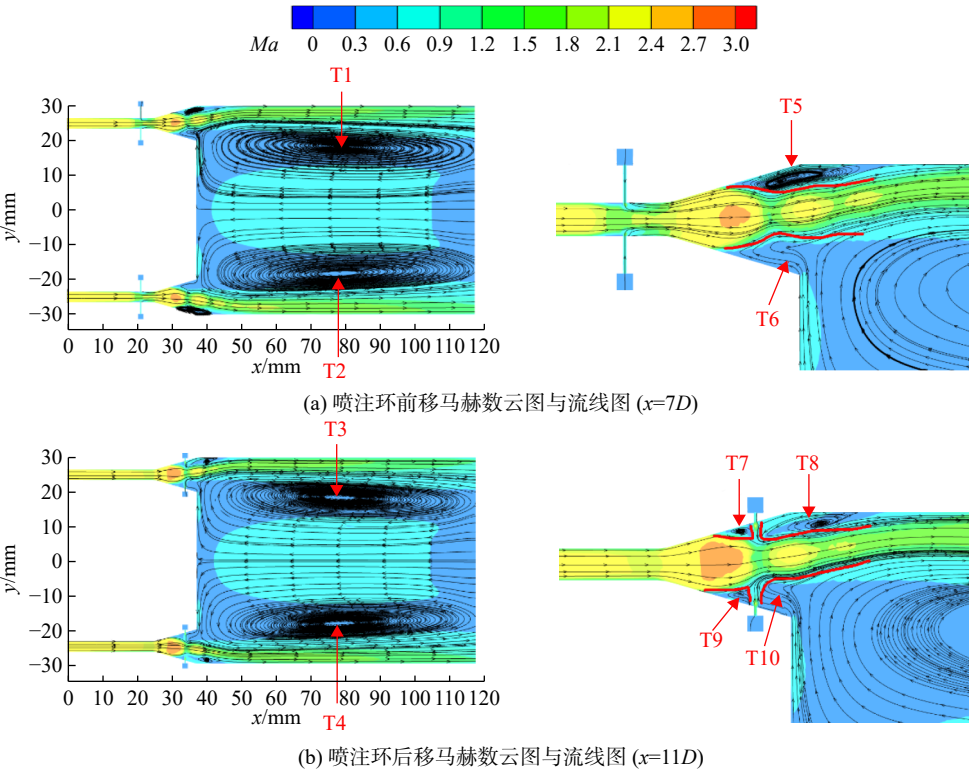


图 13 不同喷注环位置中心截面处马赫数云图与流线图

Fig. 13 At the central section of different injection ring positions Mach number nephogram and streamline diagram

20250173-10

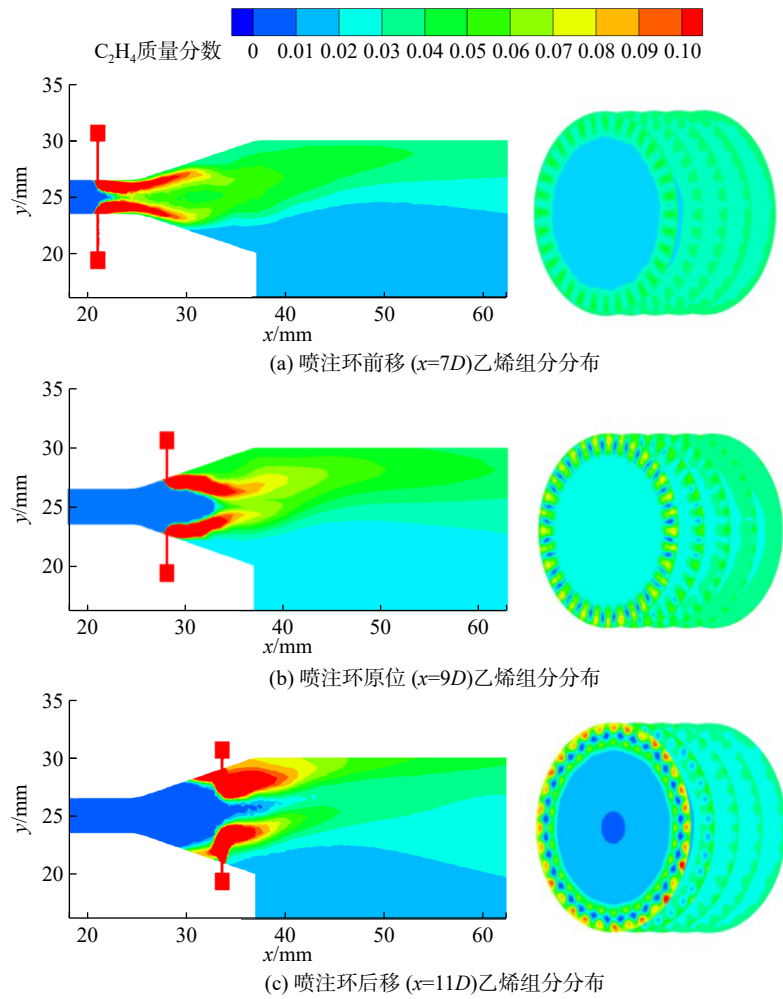


图 14 不同喷注环位置乙烯组分分布云图

Fig. 14 Distribution nephogram of ethylene components at different injection ring positions

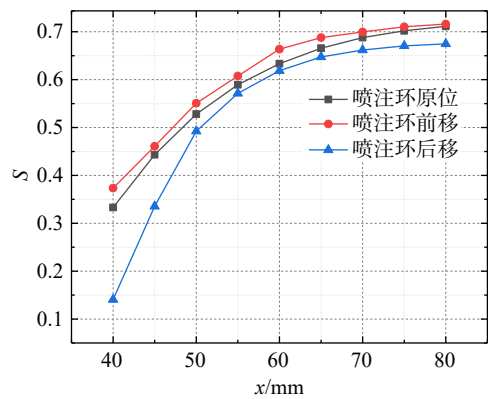


图 15 不同喷注环位置乙烯沿程掺混均匀度曲线图

Fig. 15 Curves of ethylene axial mixing-uniformity at various injection-ring locations

工况掺混均匀度最大,在 $x=60\sim80\text{ mm}$ 处,3种工况掺混均匀度趋于一致。在表4中,总压恢复系数为喷注环前移工况最大,达到0.250 1,喷注环后移工况最小,且各工况总压恢复系数相差不大。燃料喷注环后移,导致乙烯与超声速空气来流掺

表 4 不同喷注环位置总压恢复系数	
Table 4 Total pressure recovery coefficient at different injection ring positions	
喷注位置	总压恢复系数
$x=7D$	0.250 1
$x=9D$	0.246 9
$x=11D$	0.242 1

混距离较短,掺混均匀度与其他两种工况相差较大,喷注环前移工况掺混效果最好。综上:喷注环前移使乙烯横向射流与超声速来流的掺混距离变长,进入扩张段后掺混较为完全,掺混效果更好。

3 结 论

本文模拟高空为20 km,马赫数为4,温度为860 K的超声速来流条件,通过改变旋转爆轰冲压发动机空桶型燃烧室的喷注角度、喷注方式和喷注环轴向位置,对超声速来流与乙烯气体的掺混特性开展数值研究,对喷注结构的设计具有一

定参考意义,主要结论如下:

1) 空桶型燃烧室中心区域存在两个大型回流区,与靠近壁面处的掺混主流形成质量交换。局部高温区域促进了乙烯燃料的温度交换,将更加有利于燃料的燃烧反应。

2) 喷注角度增大,横向射流之间的碰撞更为剧烈。在喷注角度为 $\theta=180^\circ$ 的燃烧室中燃料与氧化剂的掺混效果最好。

3) 非对撞工况下燃烧室内存在不对称的回流涡结构,形成更好的卷吸作用,燃料分布更为均匀,掺混均匀度增大。

4) 喷注环轴向位置朝来流方向移动,乙烯横向射流与超声速来流的掺混距离变长,总压恢复系数增大,掺混均匀度增大。

参考文献:

- [1] 王健平,姚松柏.连续爆轰发动机原理与技术[M].北京:科学出版社,2018.
Wang Jianping, Yao Songbai. Principle and technology of continuous detonation engine[M]. Beijing: Science Press, 2018. (in Chinese)
- [2] Kailasanath K. Review of propulsion applications of detonation waves[J]. *AIAA Journal*, 2000, 38(9): 1698-1708.
- [3] 王兵,谢峤峰,闻浩诚,等.爆震发动机研究进展[J]. *推进技术*, 2021, 42(4): 721-737, 716.
Wang Bing, Xie Qiaofeng, Wen Haocheng, et al. Research progress of detonation engines[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(4): 721-737, 716. (in Chinese)
- [4] 李冬,张义宁,凌文辉,等.吸气式旋转爆震发动机进气段流动特性[J]. *航空学报*, 2025, 46(2): 230737.
Li Dong, Zhang Yining, Ling Wenhui, et al. Inlet flow characteristics analysis of air-breathing rotating detonation engine[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2025, 46(2): 230737. (in Chinese)
- [5] 罗龙康.旋转爆震工作条件下进气道扩张段流动特性研究[D].南京:南京航空航天大学,2021.
Luo Longkang. Study of flow characteristics of rotating detonation engine inlet diffuser[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2021. (in Chinese)
- [6] 罗永晨,续晗,张锋,等.乙烯对煤粉-氧气爆轰波起爆特性影响机制的实验研究[J]. *兵工学报*, 2024, 45(3): 754-762.
Luo Yongchen, Xu Han, Zhang Feng, et al. Experimental study on the effect of ethylene on the detonation wave initiation of coal powder/oxygen mixture[J]. *Acta Armamentarii*, 2024, 45(3): 754-762. (in Chinese)
- [7] 黄瀚黎,吕亚锦,郑权,等.当量比对常温煤油-氢气-空气旋转爆轰传播影响[J]. *航空动力学报*, 2024, 39(9): 20220712.
Huang Hanli, Lyu Yajin, Zheng Quan, et al. Effect of equivalence ratio on kerosene-hydrogen-air rotating detonation propagation at room temperature[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2024, 39(9): 20220712. (in Chinese)
- [8] 徐广川,陈铮,王晓昆,等.亚临界状态航空煤油的旋转爆轰波传播特性实验研究[J]. *航空动力学报*, 2025, 40(12): 20240265.
- Xu Guangchuan, Chen Zheng, Wang Xiaokun, et al. Experimental study on rotating detonation wave propagation characteristics of subcritical aviation kerosene[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2025, 40(12): 20240265. (in Chinese)
- [9] 韩家祥,白桥栋,邱晗,等.燃烧室结构对煤油预燃裂解气旋转爆轰特性的影响[J]. *兵工学报*, 2024, 45(8): 2837-2850.
Han Jiaxiang, Bai Qiaodong, Qiu Han, et al. Influence of combustor configuration on rotating detonation characteristics of kerosene pre-combustion cracking gas[J]. *Acta Armamentarii*, 2024, 45(8): 2837-2850. (in Chinese)
- [10] 孟豪龙,翁春生,武郁文,等.环形燃烧室中凹腔对 C_2H_4 /Air 旋转爆轰流场影响的数值模拟[J]. *兵工学报*, 2022, 43(5): 1063-1074.
Meng Haolong, Weng Chunsheng, Wu Yuwen, et al. Numerical simulation of cavity influence on C_2H_4 /air rotating detonation flow field in annular combustor[J]. *Acta Armamentarii*, 2022, 43(5): 1063-1074. (in Chinese)
- [11] Sato T, Chacon F, White L, et al. Mixing and detonation structure in a rotating detonation engine with an axial air inlet[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2021, 38(3): 3769-3776.
- [12] 孔维鹏,刘倩.喷嘴结构细节对连续爆轰发动机掺混特性的影响[J]. *航空动力学报*, 2024, 39(8): 20220558.
Kong Weipeng, Liu Qian. Influence of injector structure details on mixing characteristics of continuous detonation engine[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2024, 39(8): 20220558. (in Chinese)
- [13] 朱龙,赵楠楠,吕亚锦,等.喷注结构对 CH_4-O_2 旋转爆轰发动机掺混特性的影响[J]. *航空动力学报*, 2025, 40(11): 20240578.
Zhu Long, Zhao Nannan, Lyu Yajin, et al. Influence of injection structure on the mixing characteristics of CH_4-O_2 rotating detonation engine[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2025, 40(11): 20240578. (in Chinese)
- [14] 刘思远,汪洋,李真珍,等.中心锥喷管喉道比参数对旋转爆轰燃烧影响的数值研究[J]. *推进技术*, 2023, 44(9): 2204071.
Liu Siyuan, Wang Yang, Li Zhenzhen, et al. Numerical study on effects of throat ratio parameter of aerospoke nozzle on rotating detonation combustion[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(9): 2204071. (in Chinese)
- [15] Zheng Yushan, Wang Chao, Xiao Baoguo, et al. Numerical simulation of radial-stratified rotating detonation flow field structures with different injection patterns[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2020, 45(56): 32619-32631.
- [16] 葛高杨,马虎,夏镇娟,等.环缝宽度对两相旋转爆轰波压力与频率特性影响实验研究[J]. *推进技术*, 2022, 43(8): 210251.
Ge Gaoyang, Ma Hu, Xia Zhenjuan, et al. Experimental study on effects of annular gap width on pressure and frequency characteristics of two-phase rotating detonation wave[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(8): 210251. (in Chinese)
- [17] Yao Kepeng, Yang Pengfei, Teng Honghui, et al. Effects of injection parameters on propagation patterns of hydrogen-fueled rotating detonation waves[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2022, 47(91): 38811-38822.
- [18] Zhao Majie, Zhang Huangwei. Large eddy simulation of non-reacting flow and mixing fields in a rotating detonation engine[J]. *Fuel*, 2020, 280: 118534.
- [19] Kou Yitao, Guo Shanguang, Wu Yun, et al. Effect of injection parameters on instability of detonation waves in rotating detonation engines with an S-shaped isolator[J]. *Physics of Fluids*, 2024, 36(8): 086127.
- [20] Athmanathan V, Braun J, Ayers Z M, et al. On the effects of reac-

- tant stratification and wall curvature in non-premixed rotating detonation combustors[J]. *Combustion and Flame*, 2022, 240: 112013.
- [21] Weiss S, Bohon M D, Paschereit C O, et al. Computational study of reactants mixing in a rotating detonation combustor using compressible RANS[J]. *Flow, Turbulence and Combustion*, 2020, 105(1): 267-295.
- [22] Yang Xingkui, Wu Yun, Song Feilong, et al. Experimental study on a premixed rotating detonation combustor using Tesla inlet configuration fueled by kerosene[J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2023, 146: 110928.
- [23] 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. Effects of fuel distribution on propagation of rotating detonation wave[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2019, 34(3): 513-520. (in Chinese)
- [24] Zhang Hanxin, Fu Lin. NND schemes and numerical simulation of axial symmetric free jet flows[J]. *Acta Mechanica Sinica*, 1990, 6(3): 193-203.
- [25] 李聪. 超声速气流中凹腔下游燃料喷注混合与燃烧特性研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2021.
Li Cong. Research on fuel injection, mixing and combustion characteristics downstream of the cavity in the supersonic flow[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2021. (in Chinese)
- [26] 曹琦, 郑权, 肖强, 等. 吸气式旋转爆轰发动机冷流掺混数值模拟研究[J]. *弹道学报*, 2023, 35(2): 36-45.
Cao Qi, Zheng Quan, Xiao Qiang, et al. Numerical simulation of cold flow field mixing in air-breathing rotating detonation engine[J]. *Journal of Ballistics*, 2023, 35(2): 36-45. (in Chinese)
- [27] 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)

(编辑: 张 雪)