

连续旋转爆轰发动机冷流场的混合特性研究

周蕊^{1,*}, 李晓鹏²

1. 北京应用物理与计算数学研究所 计算物理重点实验室, 北京 100094

2. 中国科学院力学研究所 高温气体动力学国家重点实验室, 北京 100190

摘要: 连续旋转爆轰发动机(CRDE)中燃料和氧化剂的快速掺混是实现爆轰波成功起爆和稳定传播的重要前提,然而目前国际上关于这方面的研究还相对较少。本文采用大涡模拟(LES)方法,对非预混 CRDE 中燃料和氧化剂的混合过程及其主要机理开展深入研究。研究结果表明,非预混 CRDE 流场中存在欠膨胀特征、大尺度涡结构,以及回流区等复杂的流动现象,其中由于 Kelvin-Helmholtz(K-H)不稳定性产生的大尺度湍流涡结构是促进氢/氧混合的主要机制。此外,本文还考察了氧气喷注位置对非预混 CRDE 的流场结构和混合特征的影响,发现氧气喷注位置会影响射流剪切层形态、涡尺度,以及回流区分布等,进而影响氢气和氧气射流的混合过程和混合程度。与其他进气位置相比,氧气在靠近内壁面喷注时更有利于氢/氧的快速掺混。

关键词: 连续旋转爆轰发动机; 非预混喷注; 大涡模拟; 混合; 喷注位置; 爆轰

中图分类号: V231.2⁺2 文献标识码: A 文章编号: 1000-6893(2016)12-3668-07

连续旋转爆轰发动机(Continuously Rotating Detonation Engine, CRDE)由于具有只需一次起爆、结构简单和热效率高等优点^[1],近年来成为继脉冲爆轰发动机(Pulsed Detonation Engine, PDE)^[2-3]之后的又一个被高度关注的爆轰推进装置。自前苏联 Voitsekhovski^[4]首次提出 CRDE 的概念以来,俄罗斯流体力学研究所 Bykovskii 等^[5]于本世纪初最先实现了 CRDE 的长时间稳定运行,他们验证了它的可行性以及优越性能,引起国内外同行高度关注的同时,掀起了对 CRDE 的研究热潮。随后,波兰^[6]、中国^[7-16]、法国^[17-18]、美国^[19-20]等各国机构相继开展这方面的研究工作。

随着 CRDE 的研究从可行性论证逐渐转向更深层次的机理和工程应用方向,开展与试验设

计相匹配的更精细和更真实的数值模拟研究成为必然趋势。美国 Schwer 和 Kailasanath^[20]建立多种预混进气模型,研究了燃烧室内的高压强波对上游喷注腔的影响,以及不同喷注模型下爆轰波的稳定性和 CRDE 的推进性能。我国刘勖等^[21]建立 5 种预混进气模型模拟试验中喷注方式的设计,研究多波面自发形成的机理。这些研究的物理模型虽与之前的均匀全面进气相比更接近试验设计,但喷注方式均为理想预混进气,和实际应用中的非预混喷注还存在着相当差距。近两年来,波兰 Swiderski 等^[22]采用非结构网格初步实现了非预混喷注 CRDE 流场的数值计算。俄罗斯 Frolov 等^[23]也开展了氢/空气非预混 CRDE 的三维数值模拟,大体上显示了爆轰波传播过程。然而,目前仅有的这些关于非预混 CRDE 的数值

收稿日期: 2016-01-11; 退修日期: 2016-03-01; 录用日期: 2016-03-31; 网络出版时间: 2016-04-08 09:33

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20160408.0933.004.html

基金项目: 国家自然科学基金(11602028, 11502029)

* 通讯作者. Tel.: 010-59872153 E-mail: ameliazhr@163.com

引用格式: 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 R, LI X P. Numerical investigation of mixing characteristic of cold continuously rotating detonation engine[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(12): 3668-3674.

研究多采用 Reynolds-Averaged Navier-Stokes (RANS)方法,刻画流场的时均特征,所获得的流场数据时空分辨率较低,不足以揭示非预混 CRDE 中燃料和氧化剂的非定常湍流混合过程。

本文正是在上述背景下,采用大涡模拟方法,开展非预混 CRDE 的混合特性研究。研究燃料和氧化剂的湍流混合过程及其主要机理,同时考察氧气喷注位置的影响。本文研究可以定量揭示 CRDE 冷流场中的非均匀混合特性,为研究非预混喷注下的燃料喷注、爆轰波起爆,以及明确混合与爆轰之间的相互作用机制奠定基础,为非预混喷注的 CRDE 设计提供参考。

1 计算方法

通常 CRDE 的燃烧室为同轴圆环腔结构,爆轰波在燃烧室头部沿圆周方向旋转传播,燃烧后的高温高压产物经膨胀后几乎沿轴向迅速向外喷出,产生推力。在爆轰波斜后方伴随有斜激波和接触间断。试验中燃料和氧化剂在燃烧室头部分别沿径向和轴向喷注^[5],本文的数值计算采用同样的喷注结构,以三维同轴圆环燃烧室沿半径方向的切面为物理模型开展燃料(H_2)和氧化剂(O_2)混合特性的二维大涡模拟研究。如图 1(a)所示,同轴圆环腔的厚度为 10 mm,即图 1(a)中上、下壁面之间的宽度为 $H=10$ mm。高压 O_2 从燃烧室推力墙中心宽度为 $D=2$ mm 的狭缝射入燃烧室,与同样由燃烧室外壁上宽度为 $D=2$ mm 的狭缝喷入的 H_2 射流发生掺混。燃烧室沿流向的总长度为 $L=100$ mm。

图 1(b)给出了计算中采用的网格。计算网格为二维结构网格,网格总数约为 27.8 万。其中,燃烧室内、外壁面和推力墙上第 1 层网格尺寸

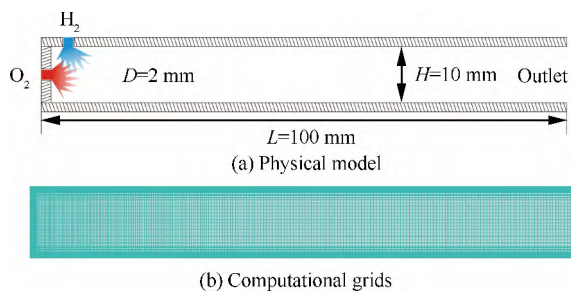


图 1 试验模型计算几何

Fig. 1 Computational schematic of test model

为 0.01 mm。在 O_2 和 H_2 喷孔内均匀布置了 50 个网格,使其网格分辨率达到 0.04 mm。流场中心区域的网格分辨率为 0.2 mm。在靠近燃烧室出口处,沿流向的网格分辨率降低至 0.5 mm,以增加数值耗散。

表 1 给出了计算条件。表中: p_1 为入流静压; T_1 为入流静温; U_1 为入流速度。 O_2 射流和 H_2 射流的静温均为 300 K,并且均按照声速 $Ma=1.0$ 喷注到燃烧室中。 O_2 射流的静压是 2×10^6 Pa,是 H_2 射流的 2 倍,使得在相同的喷注面积下, H_2 和 O_2 总的射流当量比 $\phi=1.0$ 。在计算中,燃烧室内、外壁面和推力墙按绝热、无滑移边界处理。 O_2 和 H_2 射流的马赫数为 $Ma=1.0$,因此在计算中固定射流压力、温度和速度的值不变。燃烧室出口采用外推插值进行计算。流场初压为 1×10^5 Pa,初温为 300 K。

表 1 二维非预混喷注计算条件

Table 1 Simulation conditions for 2D non-premixed injection

Property	Symbol	O_2	H_2
Mach number	Ma	1.0	1.0
Static pressure/Pa	p_1	2×10^6	1×10^6
Static temperature/K	T_1	300.0	300.0
Velocity/($m \cdot s^{-1}$)	U_1	330.3	1 321.3

数值计算采用 astroFoam 求解器,求解经过 Favre 滤波后的二维非定常 Navier-Stokes 方程。 astroFoam 是基于开源 C++ 函数库 OpenFOAM 开发的超声速可压缩多组分流动的大涡模拟求解器,目前已被成功用于高压氢气射流混合^[24]、超声速煤油燃烧^[25]等的数值求解中。在 astroFoam 求解器中,数值通量构造采用可压缩中心-迎风差分格式^[26],原始变量界面值重构采用 Normalised Variable Diagram(NVD)系列激波高分辨率差分格式。时间推进采用二阶隐式方法。热物性参数和输运参数分别采用 NIST-JANAF 的热力学数据库^[27]和 Sutherland 公式进行计算。对控制方程 Favre 滤波后出现的亚格子项,本文采用亚格子湍动能一方程模型^[28]进行求解。

2 流场结构和混合特征

数值计算中,氧气在 $y/D=2.5$ 的位置从

2 mm 宽度的狭缝沿轴向喷入燃烧室, 氢气在 $x/D=1.5$ 的位置从 2 mm 宽度的狭缝沿径向喷入燃烧室。在表 1 中的喷注条件下, 氢气和氧气射流从入口喷入到完全喷出燃烧室大概经历 0.3 ms。图 2 为数值计算时间 $t=2$ ms 时, 燃烧室中氢气质量分数 Y_{H_2} 、温度 T 、流向速度 U_x 以及密度梯度 $\nabla\rho$ 的瞬时分布, 此时流场早已达到准稳态。高压的氢气和氧气射流在喷注出口附近极速膨胀, 形成了马赫桶等波系结构, 呈现出典型的低温、高速等欠膨胀特征。在这个过程中流场的最低温度降至 150 K, 仅为流场和射流初温的一半。流场中的最大速度提高至近 1 800 m/s, 明显大于氢气和氧气射流速度。

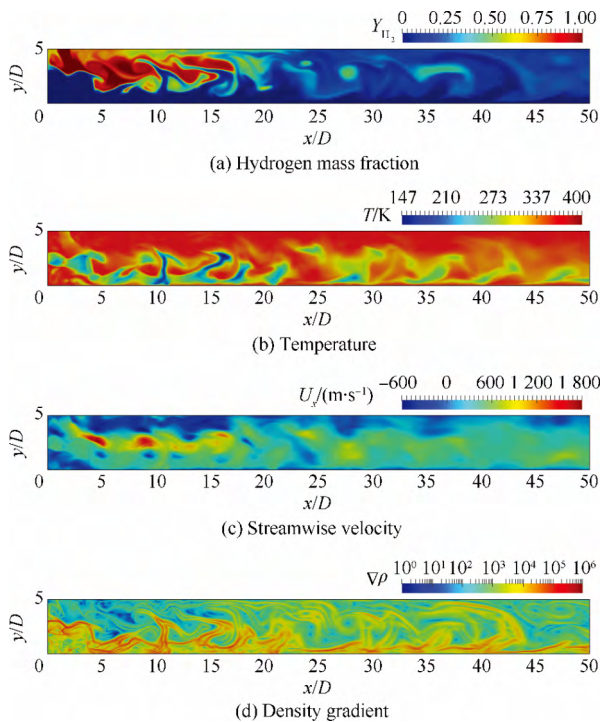


图 2 $t=2$ ms 时流场特性瞬态分布

Fig. 2 Instantaneous contours of various flow properties at $t=2$ ms

在氢气和氧气射流剪切层上, 由于 Kelvin-Helmholtz(K-H) 不稳定性形成了大尺度的湍流涡结构, 它们交替地形成和脱落, 使得流场具有很强的非定常特性。氢气和氧气之间的混合在这些涡结构的卷带作用下大幅增强, 这正是氢气和氧气混合的主要机制。这些涡结构随着流动的发展向下游输运, 并逐渐变大, 同时也带动在喷注出口

附近的欠膨胀低温流体向下游输运。此外, 图 2(c) 表明, 在氢气和氧气射流两侧存在一定数目的回流区, 氢气射流和氧气射流之间的回流区可以在一定程度上促进当地的混合。

通过采用基元化学反应机理^[29] 计算一维爆轰传播过程, 初步得到氢/氧可爆轰当量比的上、下限分别为 3.2 和 0.2, 这可为本节的混合程度分析提供一定的参考。图 3 给出了非预混 CRDE 混合流场中当地当量比大于 3.2, 小于 0.2 以及在 0.2 和 3.2 之间的 3 个区域, 这可以描述流场中可爆轰的区域。从图中可以看出, 在氢气喷口附近, 靠近燃烧室推力墙处很宽的一个区域内, 混合当量比过大。在氧气喷口附近, 以及靠近燃烧室内壁面很薄的一层区域内, 混合当量比过小。在 CRDE 燃烧室头部的这些混合当量比过大或过小的区域内, 爆轰波可能无法成功起爆或稳定传播。随着氢气和氧气射流的剪切、涡结构卷带等作用, 可爆轰区域沿着流向方向由刚开始仅有剪切层附近很窄的区域发展到下游越来越宽的区域。但注意到, 在下游的可爆轰区域内也存在着一些高当量比的流体团, 这是由于在上游剪切层上形成的大尺度涡结构向下游输运引起的。这也说明, 在真实的 CRDE 流场中, 燃料和氧化剂的混合过程极其复杂。此外, 由于这些高当量比流体团的存在, 爆轰波可能多次熄灭并再次引爆, 这将进一步增加 CRDE 流场的复杂程度。

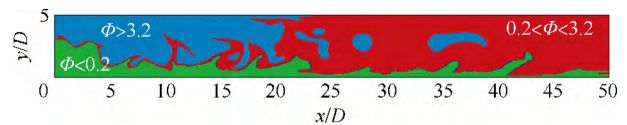


图 3 $t=2$ ms 时当地混合当量比的瞬时分布

Fig. 3 Instantaneous contour for local equivalence ratio at $t=2$ ms

图 2 和图 3 也表明, CRDE 混合流场中湍流脉动强烈, 燃料和氧化剂之间的混合程度有着很强的时间不均匀性。图 4 给出了时间平均的氢气质量分数 Y_{H_2} 的分布, 用来考察 CRDE 中燃料和氧化剂空间混合程度的时间统计特征。从平均流场来看, 只有在 $x/D=30$ 之后, 可爆轰区域才占据燃烧室截面的大部分范围, 也即此时 CRDE 的无量纲混合距离(mixing distance)约为 $M_D=30$ 。在 $x/D<30$ 的区域内, 与通过瞬时流场分析得到

的结论一致,即在燃烧室头部氢气喷口附近的很大区域内,混合当量比过大,尤其在 $x/D < 10$ 的区域内,除剪切层附近很薄的一层区域外,混合当量比要么过大,要么过小,这会显著影响爆轰波在燃烧室头部的成功起爆和稳定传播。此外,流场中由 $1.0 < \phi < 3.2$ 界定的富燃区域面积明显大于由 $0.2 < \phi < 1.0$ 界定的贫燃区域面积,由基元化学反应机理研究一维爆轰传播问题可知,富燃情况下爆轰波的传播速度更快,这可能需要更高效的进气和混合方式来维持爆轰波旋转传播。

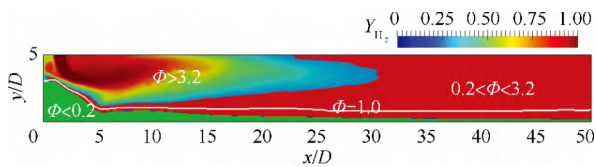


图4 时均的当地混合当量比分布

Fig. 4 Time averaged equivalence ratio distribution

3 氧气喷注位置的影响

为了促使燃料和氧化剂在 CRDE 中更快地混合,获得更短的混合距离,本文考察了氧气喷注位置对氢气/氧气混合特性的影响。除了图 1(a) 给出的氧气由推力墙中间位置进气外,另外计算了 2 个算例,使得氧气分别由靠近燃烧室内壁面 ($y/D = 0.5$) 和外壁面 ($y/D = 3.5$) 的位置从 2 mm 宽的狭缝喷入燃烧室。在这 3 个算例中,氢气均在燃烧室外壁上 $x/D = 1.5$ 的位置从 2 mm 宽的狭缝沿径向喷入。

图 5 为时间 $t = 2$ ms 时,3 种喷注情况下氢气质量分数的瞬时分布。从图中可以看出,氧气喷注位置的不同使得混合流场中剪切层形态、涡尺度等有所不同。氧气射流位置靠近燃烧室内壁面时,氢/氧射流剪切层沿径向振荡最为剧烈,剪切层上涡开始形成和脱落的位置也更靠近推力墙处,涡结构的尺度也相对较大。相反的,当氧气射流位置靠近燃烧室外壁面时,氢气和氧气射流距离较近,使得射流剪切层相对平稳,沿径向没有过大的振荡,涡尺度较小,涡脱落的位置距离推力墙处也相对远一些。整体来看,氧气喷注位置靠近内壁面时,振荡剧烈的射流剪切层以及大尺度涡结构交替地形成和脱落更有利于氢气和氧气的快速掺混。

图 6 给出了 3 种情况下计算得到的时间平均氢气质量分数分布以及混合当量比等值线。从图中可以看出,当氧气喷注位置靠近燃烧室内壁面时,氢气射流和氧气射流的混合距离约为 $M_D = 23$,要小于氧气在推力墙中间喷注时的 $M_D = 30$ 和在靠近外壁面喷注时的 $M_D = 34$ 。这进一步说明氧气在靠近内壁面的位置喷注更有利于氢气和氧气的混合。

图 7 给出了 3 种工况下计算得到的燃烧室头部附近的时均流向速度和回流区分布。整体来看,3 种喷注情况下,流场中总的回流区数目是相同的。在氢气射流出口下游,均有一大一小 2 个回流区,如图 7 中“R1”和“R2”所示。然而,氧气

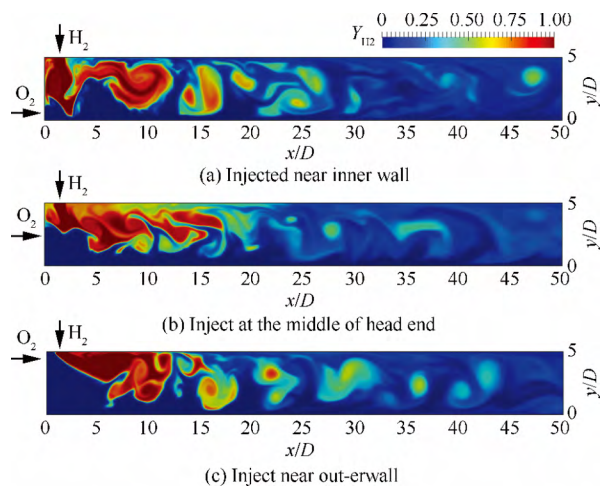


图5 氧气在不同的喷注位置时氢气质量分数瞬时分布
Fig. 5 Instantaneous contour of hydrogen mass fraction for different oxygen injection positions

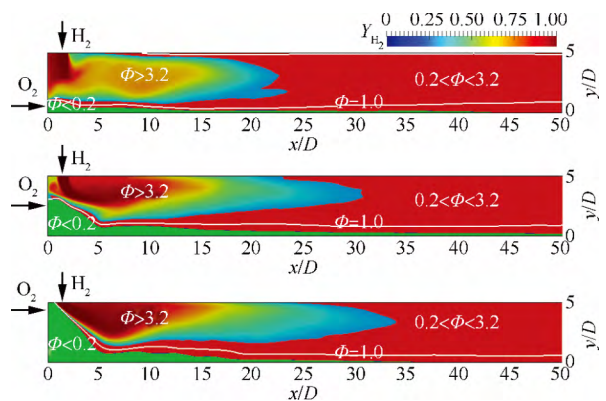


图6 氧气喷注位置不同时,时均氢气质量分数分布
Fig. 6 Time averaged hydrogen mass fraction for different oxygen injection positions

喷注位置的不同,使得氢气射流和氧气射流之间以及氧气射流下方的回流区数目和分布不同。当氧气在靠近燃烧室内壁面的位置喷注时,氢气和氧气射流之间存在 3 个回流区,如图 7(a)中“R3”,“R4”和“R5”所示。当氧气在推力墙处中间位置喷注时,在氢气射流和氧气射流之间只有 1 个回流区,如图 7(b)中“R3”所示,在氧气射流下方存在 2 个回流区“R4”和“R5”。当氧气在靠近燃烧室外壁面的位置喷注时,氢气和氧气射流之间没有回流区,在氧气射流下方存在 3 个回流区,如图 7(c)中“R3”,“R4”和“R5”所示。值得注意的是,在氢气一侧或者氧气一侧的回流区并不能增强氢气和氧气之间的混合,只有在氢气和氧气射流之间的回流区才可以促进二者的混合。因此,当氧气在靠近燃烧室内壁面的位置喷注时,氢气射流和氧气射流之间存在的 3 个回流区会促进二者在燃烧室头部的混合,这对爆轰波成功起爆是有利的。

此外,图 7 也表明,当氧气从靠近燃烧室外壁面的位置喷入时,氢气射流在径向方向上发展受到制约,与之相对应,其流向速度在较短的距离内

迅速增大。

4 结 论

1) 非预混 CRDE 混合流场极为复杂,存在着欠膨胀特征、大尺度涡结构,以及回流区等流动现象,其中由于 K-H 不稳定性产生的大尺度湍流涡结构是促进氢/氧混合的主要机制。可爆轰区域在燃烧室头部较小,沿着流向逐渐增大。在下游的可爆轰区域内,富燃区域的面积大于贫燃区域的面积。

2) 氧气喷注位置会影响射流剪切层形态、涡尺度和回流区分布等,进而影响氢气和氧气射流的混合过程和混合程度。与在靠近外壁面或者推力墙中心进气相比,氧气在靠近内壁面喷注时,氢/氧射流剪切层沿径向振荡最为剧烈,剪切层上涡开始形成和脱落的位置也更靠近推力墙处,涡结构的尺度也相对较大。此时,时均的混合距离 $M_D=23$ 最短,氢气和氧气射流之间回流区的数目也最多(3 个),这些都更有利于氢/氧在 CRDE 中的快速掺混。

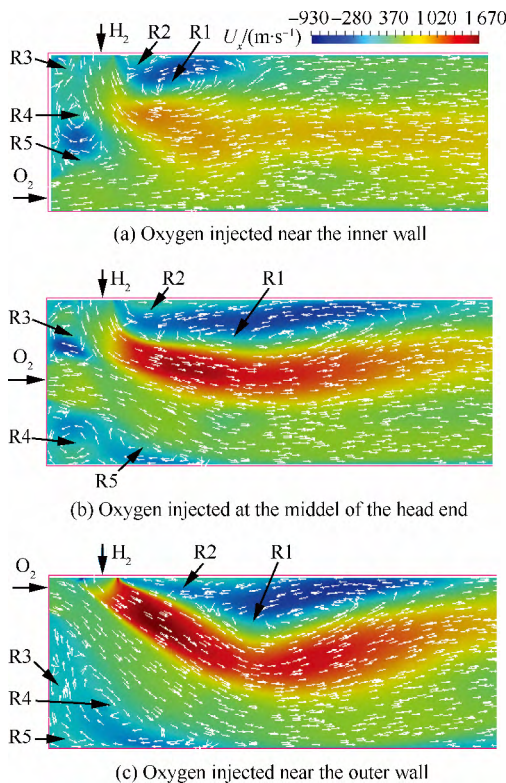


图 7 时均的流向速度和回流区分布

Fig. 7 Time average velocity along streamwise direction and recirculation zones

参 考 文 献

- [1] WOLANSKI P. Detonation propulsion[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2013, 34: 125-158.
- [2] FAN W, YAN C J, HUANG X Q, et al. Experimental investigation on two-phase pulse detonation engine[J]. Combustion and Flame, 2003, 133(4): 441-450.
- [3] 张义宁, 唐豪, 王家骅, 等. 预爆管式脉冲爆震原型机试验研究[J]. 航空学报, 2009, 30(3): 391-396. ZHANG Y N, TANG H, WANG J H, et al. Experimental investigation on PDE prototype with initiator[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(3): 391-396 (in Chinese).
- [4] VOITSEKHOVSKII B V. Stationary spin detonation[J]. Soviet Journal of Applied Mechanics and Technical Physics, 1960(3): 157-164.
- [5] BYKOVSKII F A, ZHDAN S A, EVGENII F V. Continuous spin detonations[J]. Journal of Propulsion and Power, 2006, 22(6): 1204-1216.
- [6] KINDRACKI J, WOLANSKI P, GUT Z. Experimental research on the rotating detonation in gaseous fuels-oxygen mixtures[J]. Shock Waves, 2011, 21(2): 75-84.
- [7] ZHOU R, WU D, LIU Y, et al. Particle path tracking method in two- and three-dimensional continuously rotating detonation engines[J]. Chinese Physics B, 2014, 23(12): 1-9.

- [8] LIU Y S, WANG Y H, LI Y S, et al. Spectral analysis and self-adjusting mechanism for oscillation phenomenon in hydrogen-oxygen continuously rotating detonation engine[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28(3): 669-675.
- [9] LIU S J, LIN Z Y, LIU W D. Experimental and three-dimensional numerical investigations on H₂/air continuous rotating detonation wave[J]. Proc IMechE Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2013, 227(2): 326-341.
- [10] PENG L, WANG D, WU X S, et al. Ignition experiment with automotive spark on rotating detonation engine[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2015, 40(26): 8465-8474.
- [11] 邵业涛, 刘勖, 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 Y T, LIU M, WANG J P. Numerical simulation of continuous rotating detonation engine in column coordinate[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(6): 717-721 (in Chinese).
- [12] 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, 2014, 162(4): 997-1008.
- [13] ZHOU R, WANG J P. Numerical investigation of flow particle paths and thermodynamic performance of continuously rotating detonation engines [J]. Combustion and Flame, 2012, 159(12): 3632-3645.
- [14] 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.
- [15] WU D, ZHOU R, LIU M, et al. Numerical investigation on the stability of rotating detonation engine[J]. Combustion Science and Technology, 2014, 186(10-11): 1699-1715.
- [16] PAN Z H, FAN B C, ZHANG X D, et al. Wavelet pattern and self-sustained mechanism of gaseous detonation rotating in a coaxial cylinder[J]. Combustion and Flame, 2011, 158(11): 2220-2228.
- [17] LENTSCH A, BEC R, SERRE L, et al. Overview of current french activities on PDRE and continuous detonation wave rocket engines; AIAA-2005-3232 [R]. Reston: AIAA, 2005.
- [18] DAVIDENKO D M, EUDE Y, GOKALP I. Theoretical and numerical studies on continuous detonation wave engines; AIAA-2011-2334[R]. Reston: AIAA, 2011.
- [19] NAPLES A, HOKE J, KARNESKY J, et al. Flowfield characterization of a rotating detonation engine; AIAA-2013-0278[R]. Reston: AIAA, 2013.
- [20] SCHWER D A, KAILASANATH K. Modeling exhaust effects in rotating detonation engines; AIAA-2012-3943 [R]. Reston: AIAA, 2012.
- [21] LIU M, ZHOU R, WANG J P. Numerical investigation of different injection patterns in rotating detonation engines[J]. Combustion Science and Technology, 2015, 187(3): 343-361.
- [22] SWIDERSKI K, FOLUSIAK M, LUKASIK B, et al. Three dimensional numerical study of the propulsion system based on rotating detonation using adaptive mesh refinement, ICDERS_0133[C]//24th International Colloquium on the Dynamics of Explosions and Reactive Systems, 2013.
- [23] FROLOV S M, DUBROVSKII A V, IVANOV V S. Three-dimensional numerical simulation of the operation of a rotating-detonation chamber with separate supply of fuel and oxidizer [J]. Combustion, Explosion and Shock Waves, 2013, 32(2): 56-65.
- [24] LI X P, WU K, YAO W, et al. A comparative study of highly underexpanded nitrogen and hydrogen jets using large eddy simulation[J]. International Journal of Hydrogen Energy, 2016, 41(9): 5151-5161.
- [25] YAO W, WANG J, LU Y, et al. Full-scale detached eddy simulation of kerosene fueled scramjet combustor based on skeletal mechanism; AIAA-2015-3579 [R]. Reston: AIAA, 2015.
- [26] KURGANOV A, TADMOR E. New high-resolution central schemes for nonlinear conservation laws and convection-diffusion equations [J]. Journal of Computational Physics, 2000, 160(1): 241-282.
- [27] CHASE, M W. JANAF thermochemical tables[J]. Journal of Physical and Chemical Reference Data, 1974, 3(2): 311-480.
- [28] CHAKRAVARTHY V, MENON S. Large eddy simulations of turbulent premixed flames in the flamelet regime [J]. Combustion Science and Technology, 2001, 162(1): 175-222.
- [29] WILSON G J, MACCORMACK R W. Modeling supersonic combustion using a fully implicit numerical method [J]. AIAA Journal, 1992, 30(4): 1008-1015.

作者简介:

周蕊 女, 博士, 助理研究员。主要研究方向: 爆轰数值模拟。

Tel.: 010-59872153

E-mail: ameliazhr@163.com

Numerical investigation of mixing characteristic of cold continuously rotating detonation engine

ZHOU Rui^{1,*}, LI Xiaopeng²

1. Key Laboratory of Computational Physics, Institute of Applied Physics and Computational Mathematics, Beijing 100094, China

2. State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China

Abstract: Rapid mixing of fuel and oxidizer is the necessary condition for successful initiation and stable propagation of detonation in continuously rotating detonation engine (CRDE). However, there has been few studies on the mixing characteristic of fuel/oxidizer. Two-dimensional larger eddy simulation (LES) is carried out to investigate the hydrogen/oxygen injection and mixing processes in non-premixed CRDE, and reveal the fuel/oxidizer mixing process and main mechanism. Results show that there are underexpanded feature, large scale eddy structure and recirculation zone in the non-premixed CRDE. The turbulence eddy structure generated by the Kelvin-Helmholtz (K-H) instability is the main mechanism for promoting the hydrogen/oxygen mixing. The influence of injection position of oxygen jet on the flow structure and mixing characteristics is also explored. It is found that the injection position of oxygen jet can affects the jet shear layer, vortex size and recirculation zone distribution, and then the mixing process and the mixing degree of the hydrogen and oxygen jets. It is more conducive to rapid mixing of hydrogen/oxygen when the oxygen is injected near the inner wall rather than at other injection positions of CRDE.

Key words: continuously rotating detonation engine; non-premixed injection; large eddy simulation; mixing; injection position; detonation

Received: 2016-01-11; Revised: 2016-03-01; Accepted: 2016-03-31; Published online: 2016-04-08 09:33

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20160408.0933.004.html

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (11602028, 11502029)

* Corresponding author. Tel.: 010-59872153 E-mail: ameliazhr@163.com