

自点火氢燃料超燃火焰形成与传播过程数值模拟及分析

董天洋¹, 林志勇¹, 席文雄^{2,3}, 张定瑞¹

(1. 中山大学 航空航天学院, 广东深圳 518107; 2. 中南大学 航空航天技术研究院, 长沙 410083;
3. 湖南中盛高科技研究院, 长沙 410011)

摘要: 针对氢燃料超燃冲压发动机燃烧室内的燃烧细节, 采用数值方法研究了喷注初期不同喷注位置及当量比下超燃燃烧室氢燃料自点火火焰形成与传播过程, 结合 OH、HO₂ 自由基与温度分布分析了点火燃烧过程的火焰精细流场结构。结果表明: 凹腔下游喷孔距凹腔后缘较近时, 若喷注压力超过 2 MPa, 会发生下游火焰通过回流区卷入凹腔的现象; 凹腔内喷注会在凹腔剪切层前沿形成稳定反应面, 造成反应区分离; 喷注压力相同时, 上游布置喷孔燃烧室出口氧耗率更高, 总压恢复系数降低, 而在喷注位置相同时, 随喷注压力的升高, 燃烧室出口氧耗率提高, 总压恢复系数降低; 喷注当量比不同会影响火焰的稳定位置与结构, 在当量比较低时氢气燃烧主要发生在凹腔、剪切层及燃烧室下游, 在当量比较高时则发生在燃烧室下游。

关键词: 超燃冲压发动机; 超燃燃烧室; 凹腔; 火焰稳定; 氢气

中图分类号: V235

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2024.01.011

Numerical Simulation on Flame Formation and Propagation of Hydrogen Fueled Scramjet with Auto-ignition

DONG Tian-yang¹, LIN Zhi-yong¹, XI Wen-xiong^{2,3}, ZHANG Ding-rui¹

(1. School of Aeronautics and Astronautics, Sun Yat-sen University, Shenzhen Guangdong 518107, China;
2. Research Institute of Aerospace Technology, Central South University, Changsha 410083, China;
3. Hunan Zhongsheng Hi-Tech Research Institute, Changsha 410041, China)

Abstract: In response to combustion details of hydrogen fueled scramjet combustor, the numerical simulation method was used to investigate the formation and propagation of hydrogen flame with auto-ignition in a scramjet combustor with different injection positions and equivalence ratios during the initial injection stage. The fine flow field structure of flame in the ignition combustion process was analyzed by combination with the distribution of OH, HO₂ radicals, and temperature. The results show that when the downstream nozzle of the cavity is close to the rear edge of the cavity, if the injection pressure exceeds 2 MPa, the downstream flame will be drawn into the cavity through the recirculation area; The arrangement of nozzle in the cavity will form a stable reaction surface at the front of the cavity shear layer, resulting in the separation of the reaction zone; With the injection pressure is the same and the nozzle is arranged upstream, the oxygen consumption rate at the outlet of the combustor will be higher and the total pressure recovery coefficient will be lower, while the injection position is the same, the oxygen consumption rate at the outlet of combustion chamber increases with the increase of injection pressure, and the total pressure recovery coefficient decreases; Different injection equivalence ratio will not affect the stable position and structure of the flame, with lower equivalence ratio, hydrogen combustion mainly occurs in the cavity, shear layer and downstream of the combustor, while with higher global equivalence ratio, it occurs downstream of the combustor.

Key words: scramjet; supersonic combustor; cavity; flame stability; hydrogen

0 引言

超燃冲压发动机具有较宽范围的巡航速度与较

高的比冲, 被认为是飞行器实现大气层内高超声速飞行的最佳动力装置。当超燃冲压发动机正常工作时, 由于空气流入发动机内部速度极快, 燃料在燃烧室内

收稿日期: 2022-10-17

作者简介: 董天洋 (1998), 男, 硕士。

引用格式: 董天洋, 林志勇, 席文雄, 等. 自点火氢燃料超燃火焰形成与传播过程数值模拟及分析[J]. 航空发动机, 2024, 50(1): 79-86. DONG Tianyang, LIN Zhiyong, XI Wenxiong, et al. Numerical simulation on flame formation and propagation of hydrogen fueled scramjet with auto-ignition[J]. Aeroengine, 2024, 50(1): 79-86.

进行喷注、掺混与燃烧的时间仅为1 ms左右^[1],火焰难以维持稳定。CIAM首次在俄/法联合研制的双模态氢燃料超燃冲压发动机测试试验中采用了凹腔结构^[2]。随后,又有多名学者经大量试验证实了凹腔结构对超燃燃烧室火焰稳定具有重要作用^[3-5]。目前,凹腔稳焰结构已成为超燃燃烧室中最为常见的火焰稳定结构之一。

开展凹腔稳焰结构超燃燃烧室内火焰结构的试验研究时,常会利用平面激光诱导荧光(Planar Laser Induced Fluorescence, PLIF)技术标记火焰位置,实现火焰结构的可视化。Ben-Yakar等^[6-7]使用OH-PLIF图像作为燃烧火焰位置的标记,通过试验对超燃燃烧室内氢燃料横向喷注时火焰的分布开展了研究,发现扩散的燃料主流与空气来流接触位置形成了弧形反应区,且在喷孔上游位置产生了回流区;Carter等^[8]通过激光及光学荧光探测装置开展试验研究,采用CH-PLIF技术对预混湍流火焰进行了观察;Cantu等^[9]利用CH-PLIF技术对双模态凹腔燃烧室乙烯预混火焰进行了研究,并将测量结果与大涡模拟和雷诺平均数值模拟结果进行了比较;钟富宇等^[10-12]采用纹影与PLIF技术,分别对氢燃料喷注和乙烯燃料喷注下超燃燃烧室激波结构与火焰传播及稳定过程开展了试验研究,根据OH与CH自由基分布位置变化情况,对超燃燃烧室内氢燃料与乙烯燃料喷注至火焰稳定过程中燃烧流场进行了分析。此外,利用数值模拟方法对燃烧性能进行分析的手段也较为常见。宋冈霖等^[13]利用温度和马赫数云图相结合的方法描述了不同燃烧室构型下煤油燃料的燃烧区分布情况;Kannaiyan^[14]通过燃烧室内不同位置的热释放率参数对单步反应和多步反应下乙烯燃料的燃烧情况进行了研究;Ma等^[15]在支板燃烧室中使用了氢气/甲烷、氢气/乙烯混合燃料,并结合OH分布云图对燃烧火焰进行了追踪,发现氢气与碳氢燃料掺混喷注会导致火焰燃烧强度减弱,燃烧效率降低;何磊等^[16]也通过OH自由基的分布对甲烷/氧气层流同轴射流扩散火焰的参数进行了描述;Zhao等^[17]利用HO₂可作为氢化学燃烧中自点火过程标记的特点,采用大涡模拟对最佳频率脉冲声速射流的燃烧机理进行数值模拟,发现脉动射流可以提高非预混区的热释放速率,但对预混燃烧热释放影响较小。在实际过程中,由于湍流燃烧速度极快,受到试验设备拍摄速度与频率的限制,通常对火

焰发展的研究以较长的时间取点为主,而较难利用PLIF对极短时间内燃料燃烧初期超燃燃烧室内火核形成与火焰传播的具体过程进行连续详细地追踪,容易忽视燃烧过程的火焰流动细节。

本文重点针对燃烧过程的火焰精细流场结构,对凹腔结构超燃燃烧室喷注初期火焰扩散轨迹开展数值模拟。

1 物理模型与数值方法

1.1 物理模型

本文计算采用的超燃燃烧室结构如图1所示。该燃烧室长度 $L=300$ mm,入口高度 $H=50$ mm,上壁面扩张角 $\theta=2^\circ$ 。燃烧室喷孔展向布置方案参考了文献[18]所采用的试验模型,燃烧室总宽度为70 mm,每组喷孔沿展向各设置7个。本文将沿燃烧室展向取单个喷孔进行简化,所取燃烧室展向计算区域宽度 $W=10$ mm,并将两侧面设置为对称面以降低简化模型带来的不利影响。分别开设氢气喷孔 D_1 、 D_2 和 C_1 ,直径均为1 mm且垂直壁面喷注。其中,喷孔 D_1 、 C_1 中心距凹腔前壁面10 mm,喷孔 D_2 中心距凹腔壁面后缘10 mm。凹腔前壁面至燃烧室入口距离 $\Delta L=60$ mm,凹腔总长度 $l=70$ mm,凹腔深度 $h=10$ mm,凹腔长深比 $l/h=7$,后壁面倾角 $\gamma=45^\circ$ 。模型网格总量约350万,最小网格尺寸为0.02 mm,对壁面、凹腔及凹腔下游燃烧区域进行网格加密处理,燃烧区域网格最大尺寸不超过0.2 mm。

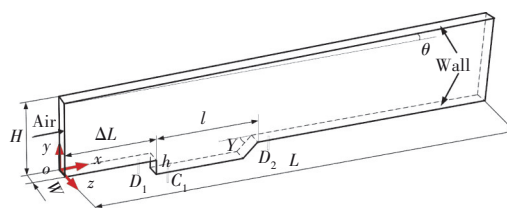


图1 燃烧室结构

1.2 数值方法及验证

本文模拟的超燃冲压发动机燃烧室燃烧工况对应飞行 $Ma=6$ 。燃烧室入口来流 $Ma=3.0$,来流总压 $P_0=2.11$ MPa,总温 $T_0=1650$ K,静温 $T=702$ K,氢气燃料垂直壁面喷注,喷注气体总温 $T_i=300$ K。在燃烧室中不额外设置点火源,利用氢气低燃点的特性使其在高温的凹腔及剪切层位置发生自点火。

此次数值模拟忽略热传导和扩散效应等对流动的影响,为尽可能捕捉燃烧流场细节并减小计算结果误差,在研究过程中采用单方程大涡模拟(One-

equation Large Eddy Simulation, One-equation LES) 湍流模型封闭亚格子湍流粘性项, 化学反应源采用有限速率燃烧模型, 壁面为无滑移绝热壁面。空间上采用 2 阶离散化求解, 并使用连续性总变差衰减 (Total Variation Diminishing, TVD) 限制器提高计算收敛性, 时间上采用 2 阶隐格式。燃烧化学反应采用 Jachimowski 氢气 8 组分 19 步详细反应机理^[19]。计算模型两侧设置为对称面, 上下壁面采用无滑移壁面条件。3 组燃料喷孔均为声速喷孔, 喷孔 D_1 与 D_2 采用压力入口边界, 由于喷孔 C_1 设置在凹腔内部, 为避免燃料喷注时受到凹腔内部燃烧压力变化的影响, 喷孔 C_1 采用质量流量入口边界。在确保冷流场计算至动态稳定后进行燃料的喷注燃烧计算。

为研究不同氢气喷注位置及不同当量比下燃烧室火核形成与火焰的扩散发展过程, 开展 3 维数值模拟, 具体算例参数见表 1。

表 1 算例参数

Case	喷注压力/ MPa	质量流量/ (g/s)	全局当量比	喷孔位置
1	3.00	1.445	0.26	D_1
2	1.00	0.482	0.08	D_1
3	3.00	1.445	0.26	D_2
4	1.00	0.482	0.08	D_2
5	1.94	0.849	0.15	C_1
6	0.65	0.283	0.05	C_1

为验证数值方法及时间步长选取的可行性, 以德国宇航中心 (Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, DLR) 支板超燃发动机^[20]的燃烧室结构 (如图 2 所示) 作为对照进行了验证。因试验测量数据较为全面且数据具有较强的可靠性和权威性, 许多研究人员也基于该模型开展了方法验证与计算研究^[21-23]。此外, 该模型同样采用了氢气作为喷注燃料且燃烧室尺寸和工况与本文所采用的模型也较为接近。基于试验数据可靠性和算例相似度 2 方面考虑, 本文也将采用该模型开展方法验证。验证模型网格约 200 万, 边界条件设置及展向尺寸选取参照文献^[24]中的计算

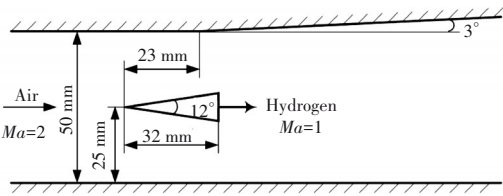


图 2 DLR 燃烧室结构

模型, 空气来流和氢燃料喷注参数见表 2。

表 2 空气来流和氢燃料喷注参数

参数	来流空气	氢气
Ma	2.0	1.0
速度 $u/(m/s)$	730	1200
静温 T/K	340	250
静压 p/MPa	0.1	0.1
O_2 质量分数 Y_{O_2}	0.232	0
N_2 质量分数 Y_{N_2}	0.736	0
H_2O 质量分数 Y_{H_2O}	0.032	0
H_2 质量分数 Y_{H_2}	0	1

以来流方向为 x 轴, 垂直于风速的方向为 y 轴。燃烧室 $x=78、125$ 和 207 mm 位置以及 $x=78、125$ 和 233 mm 位置燃烧室截面的时均速度计算值与时均温度计算值同试验结果对比如图 3、4 所示。从图中可见, 在不同位置处的时均速度和时均温度计算值与试验结果分布基本吻合。某些特殊位置处结果拟合程度有限, 如在 $x=125\text{ mm}$ 位置, 时均速度对比结果说明支板尾部回流区计算误差稍大, 对燃料的扩散与燃烧

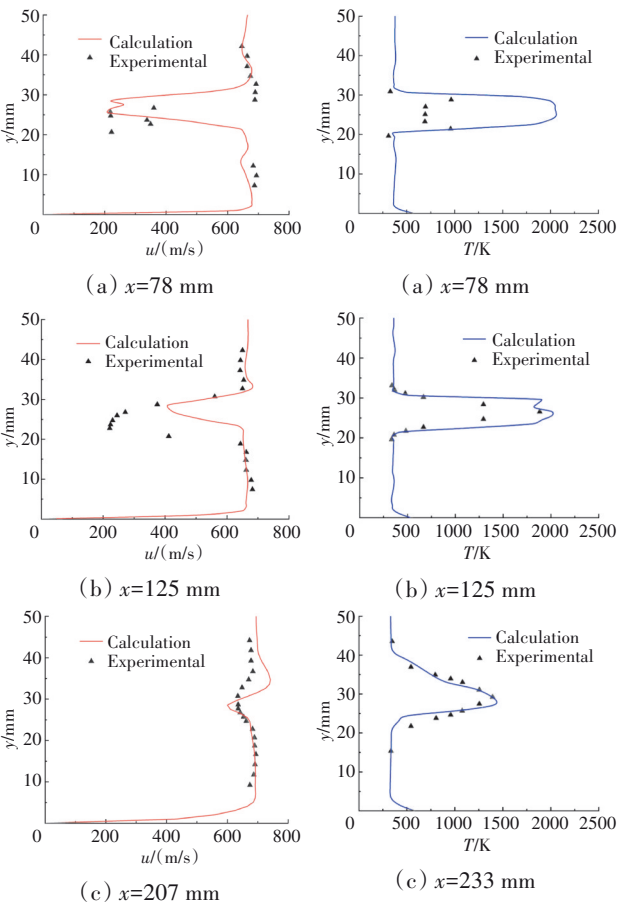


图 3 时均速度截面与试验结果对比

图 4 时均温度截面与试验结果对比

速度产生了一定的影响。然而,这些计算与试验结果的误差与文献[23–25]中的数值结果较为相近,而在时均温度中该计算结果则较为接近试验结果。总体来看,使用该数值方法所得计算结果与试验值分布趋势及变化规律基本一致,表明所采用的数值计算方法较为合理。

1.3 网格无关性验证

为验证所使用网格的计算可靠性,设置了粗(网格量为200万)、中(网格量为350万)、细(网格量为500万)3种网格系统分别计算超燃燃烧室结构。网格尺寸对上壁面压力分布的影响如图5所示。从图中可见,高速来流由于上壁面倾斜而形成的膨胀波($0 < x < 15 \text{ mm}$)、气流进入燃烧室入口产生激波在上壁面的反射($126 \text{ mm} < x < 220 \text{ mm}$)及凹腔尾缘斜激波($266 \text{ mm} < x < 300 \text{ mm}$)对壁面压力分布的影响在较好地展示出来。

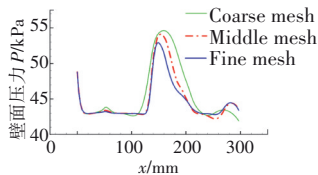


图5 网格尺寸对上壁面压力分布的影响

相较于粗尺寸网格,中等尺寸网格在模拟入口膨胀波和凹腔尾缘斜激波方面与细尺寸网格的计算结果拟合较好,而模拟入口激波时与细尺寸网格压力最大误差不超过3%。考虑到仿真精度与计算条件限制,选择采用中等尺寸燃烧室网格开展后续燃烧过程计算。

2 结果与讨论

2.1 壁面横向喷注火焰发展过程

由于OH与 HO_2 自由基是氢气燃烧的中间产物,因此可通过OH的分布来标记火焰的大体位置,而 HO_2 则可表示扩散火焰面位置。Case1和Case2中OH质量分数随时间变化如图6、7所示,其中 t 为燃料喷注后所经历的时间。

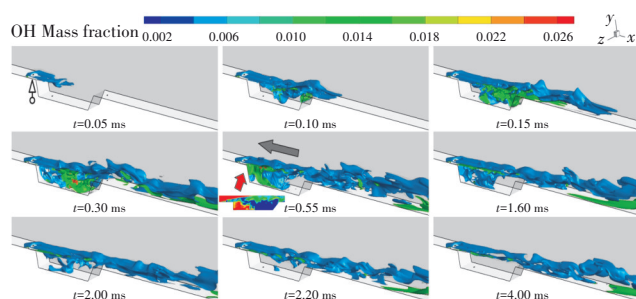


图6 Case1中OH质量分数随时间变化

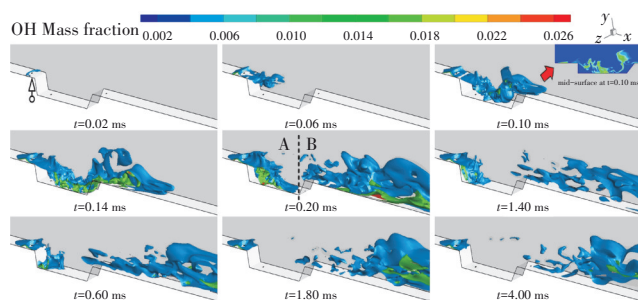


图7 Case2中OH质量分数随时间变化

氢气的横向喷注使得喷孔上游形成1道弓形激波,导致喷孔上游壁面的边界层发生分离,从而在喷孔上游形成亚声速回流区^[6],且喷注压力越大,激波强度越高,喷孔上游回流区面积越大。从图6、7中可见,喷注开始后OH自由基首先在喷孔上游形成,且Case1条件下其OH的形成面积更大。在燃料扩散初期,由于凹腔剪切层处温度较高,OH在凹腔前缘聚集,并随着燃料的扩散而逐渐覆盖至整个凹腔上方。当燃料继续向下游扩散时,由于Case1燃烧室中喷注局部当量比较高,剪切层处反应剧烈且反应面震荡较强,导致火焰传播速度提升,凹腔后部氧气被燃料迅速消耗。在 $t=0.14 \text{ ms}$ 时,OH呈“U”状分布于凹腔前缘-凹腔底壁-凹腔后缘位置。在 $t=0.20 \text{ ms}$ 时,由于凹腔后部氧气被燃烧耗尽,OH的主要产生位置被分成了A、B2个区域。在A区域内,OH从凹腔前缘延伸至凹腔底壁且随着凹腔前部氧气的不断消耗而缓慢前移;在B区域内,OH在凹腔尾缘位置产生,并继续向燃烧室下游发生扩散。在 $t > 1.80 \text{ ms}$ 后,A区域内的凹腔氧气被完全耗尽,此时凹腔与来流空气的质量交换速率低于凹腔内燃烧消耗氧化剂的速率,凹腔内部持续处于贫氧状态无法维持燃烧,OH自由基逐渐消失;在B区域中由于受到上游高温热产物的热量传递,凹腔下游燃料首先发生剧烈燃烧,可以看到OH在下游大量形成。随着凹腔内部燃烧反应逐渐减弱,凹腔下游燃料的局部点火方式从凹腔内高温传递点火转化为下游燃料热释放产生的高温自燃,喷注燃料的主反应区维持在凹腔下游。

Case2燃烧室由于喷注当量比较低,燃烧反应较缓,燃料经喷注扩散后,凹腔剪切层位置形成了稳定的OH自由基,与Case1相比其剪切层反应面的震荡较弱。当燃料扩散至凹腔尾缘位置时,一部分燃料同来流空气继续向下游扩散,而另一部分则随剪切层的

重新附着沿凹腔尾缘卷入凹腔内部,参与凹腔质量交换。对于长深比较大的开式凹腔,其内部具有前后两个主要的涡结构^[1],流入凹腔的燃料受到后侧涡的卷吸作用,与凹腔内部空气充分掺混燃烧。在 $t=0.15$ ms时,可以发现凹腔尾部OH自由基浓度较高。随着凹腔后部氧气被耗尽,反应面逐渐前移,但由于凹腔内部涡结构之间质量交换速率较低,整体反应面前移速率极慢。 $t>2.20$ ms后,凹腔内部燃烧反应因氧气耗尽而停止,此时燃料燃烧稳定在凹腔剪切层及燃烧室下游区域。

在 $t=4.0$ ms时,Case1和Case2燃烧室在对称面 $z=5.0$ mm处 HO_2 摩尔分数分布如图8所示。从图中可见,Case1燃烧室中, HO_2 主要在燃烧室下游有较大幅度的扩散,即燃料主反应区靠近燃烧室下游,而Case2中凹腔剪切层与燃料扩散主流之间有较大幅度的 HO_2 自由基的产生,燃料在该处燃烧较为剧烈。这可能是由于喷注压力影响了局部当量比分布,导致不同位置燃料的掺混程度发生了变化。 HO_2 在燃烧室内的分布情况证实了2组算例之间燃料主要反应位置的分布差异。

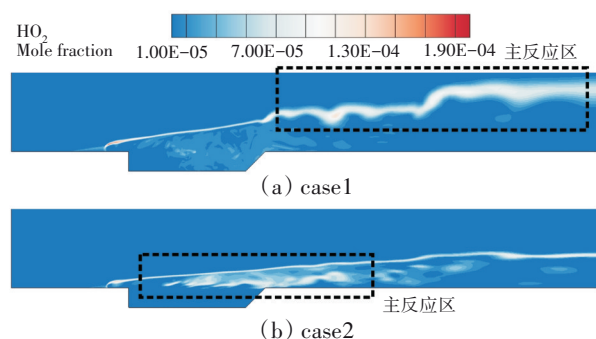


图8 在 $z=5$ mm处燃烧室 HO_2 摩尔分数分布

对上述凹腔上游壁面喷孔横向喷注下火焰形成与发展过程进行了分析。当燃料喷注后,燃料扩散主流与凹腔发生质量交换,并受腔内高温及凹腔涡结构的影响发生掺混燃烧,而高温燃烧产物则又可以作为持续点火源,以维持燃料的稳定燃烧。

氢燃料无滑移壁面横向喷注时,若喷注压力足够大,燃料可通过喷孔上下游形成的亚声速回流区及高温边界层作为局部稳焰方式^[6]。Case3与Case4均为凹腔下游壁面横向喷注算例,燃烧室内OH质量分数随时间的变化如图9所示。从图中可见,燃烧室内喷孔上游及壁面边界层位置有较低浓度的OH自由基形成,但喷注形成的亚声速区面积较小,难以维持主

流燃料的大量燃烧。与Case4相比,Case3燃烧室喷注压力更高,喷孔上游激波强度增加,边界层产生较大程度分离,形成的回流区面积增大。值得注意的是,在 $t=0.18$ ms时,上游回流区长度超过凹腔后缘与喷孔 D_2 中心的距离。由于回流区涡流与凹腔后侧涡的双重涡结构作用,部分燃料沿凹腔后缘发生了回流,并在凹腔内部发生了短暂的掺混燃烧。在 $t=0.50$ ms时,受下游燃料的回流影响,燃烧反应面几乎覆盖了整个凹腔后壁面,并因凹腔后侧涡的顺向卷吸自凹腔底部向上游发生了扩散。在 $t=0.90$ ms时,凹腔下游区域已出现大量OH自由基。经过一段时间后,随着卷入燃料的逐渐匮乏,凹腔内燃烧反应短暂发生后便开始逐渐衰弱,可见在 $t=2.00$ ms时,凹腔内部燃烧反应基本消失。

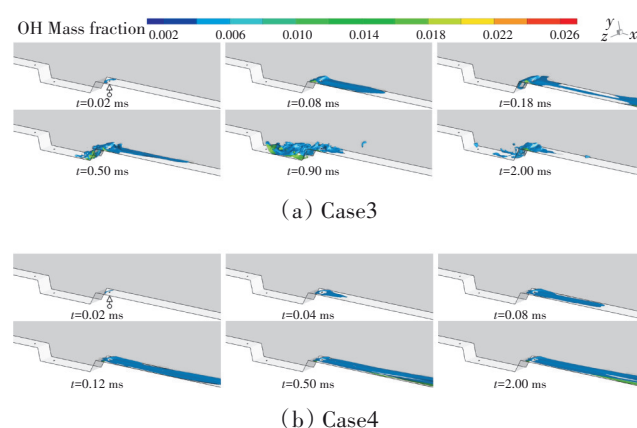


图9 OH质量分数随时间变化

与之相反的是,Case4中燃料喷注压力较低,喷孔上游回流区长度小于凹腔后缘与喷孔 D_2 中心的距离,凹腔内没有形成明显的反应区。由此可见,下游喷孔燃料喷注存在1个特定压力值,当超过该喷注压力时,喷孔上游回流区长度超过喷孔中心与凹腔后缘的间距,导致下游火焰通过喷孔上游回流区卷入凹腔后部。

为进一步分析该过程,取凹腔后壁面底部测点 M ($x=120.0$ mm, $y=-9.5$ mm, $z=5.0$ mm)。测点 M 位置OH质量分数和温度对比如图10、11所示。在 $t>0.2$ ms时,随着凹腔下游喷孔压力的降低,测点 M 处OH质量分数与温度呈下降趋势,即喷孔上游回流区燃料及火焰卷入凹腔内部的通量逐渐减小,凹腔燃烧强度下降。而当压力降低至1.5 MPa时, M 点流场参数基本维持不变,说明在该喷注压力条件下,凹腔下游喷孔

回流区火焰几乎没有卷入凹腔内部。此外,在喷注压力为1 MPa时, M 点位置流场参数与1.5 MPa工况下变化情况基本耦合,即凹腔内没有发生燃烧。由此可见,使得燃烧室凹腔下游喷孔回流区火焰卷入凹腔的喷注压力值约在1.5~2 MPa范围之内,且当压力超过2 MPa时,回流区火焰势必会回流进凹腔。

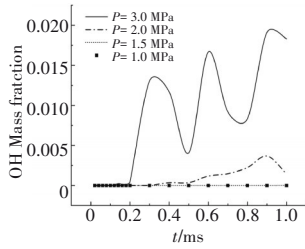


图10 测点 M 位置OH质量分数对比($x=120.0$ mm, $y=-9.5$ mm, $z=5.0$ mm)

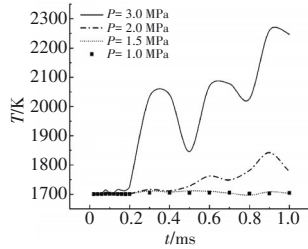


图11 测点 M 位置温度对比($x=120.0$ mm, $y=-9.5$ mm, $z=5.0$ mm)

2.2 壁面横向喷注特性

为比较上述4个算例的燃烧性能与总压变化,在此给出燃烧室出口氧耗率 ϕ 及总压恢复系数 σ 的计算方法。考虑到燃烧室出口密度与流速的不均性,使用进出口截面总压质量加权平均来定义总压恢复系数^[26]。

氧耗率为

$$\phi = \frac{q_{o_2, \text{in}} - \int \rho \omega_{o_2} u dA_{\text{out}}}{q_{o_2, \text{in}}} \quad (1)$$

式中: $q_{o_2, \text{in}}$ 为燃烧室入口处氧气的质量流量; ω_{o_2} 为氧气质量分数; u 为速度; A_{out} 为燃烧室出口面积; ρ 为密度。

总压恢复系数为

$$\sigma = \frac{\bar{P}_{0, \text{out}}}{\bar{P}_{0, \text{in}}} \quad (2)$$

式中: $\bar{P}_{0, \text{out}}$ 为出口总压的质量加权平均; $\bar{P}_{0, \text{in}}$ 为入口总压值。

$$\bar{P}_{0, \text{out}} = \frac{\int P_{0, \text{out}} \rho u dA_{\text{out}}}{\int \rho u dA_{\text{out}}} \quad (3)$$

式中: $P_{0, \text{out}}$ 为出口截面位置的局部总压。

本算例中燃烧室出口燃料质量分数较低,燃烧室内燃料消耗量的捕捉精度降低。因此,利用出口氧气消耗量计算氧耗率,以便更好地量化不同时间及工况下燃烧室燃料燃烧的充分程度。Case1~4燃烧室出口氧耗率变化如图12所示。其中,Case4燃烧室由于

缺少凹腔干扰,氧耗率始终处于低值位置。由于燃烧流场建立,4组算例初期氧耗率处于提高状态,并随着时间逐渐趋向平稳。可以发现当喷孔布置在上游时,燃烧室出口氧耗率总体大于喷孔布置在凹腔下游的,且氧耗率随喷注压力的提高而急剧提高。Case1~4燃烧室出口总压恢复系数变化如图13所示。当 $t > 0.25$ ms时,Case1、Case2燃烧室出口总压恢复系数明显低于Case3、Case4的现象也印证了凹腔对于超燃燃烧室的稳焰作用,即凹腔结构使得燃烧作用增强从而导致出口总压损失显著提升。另外,提高喷注压力会导致喷孔上游弓形激波强度提升,并由于燃料喷注通量的升高致使燃烧强度增加,使燃烧室总压损失进一步增大。此外,值得注意的是,Case2与Case3算例燃烧室出口总压恢复系数基本相同,但Case2出口氧耗率相较Case3更高,这似乎说明比起提高喷注压力,合理布置喷孔位置对提高燃烧效率具有更深远的影响。

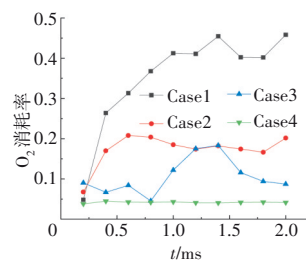


图12 Case1~4燃烧室出口氧耗率变化

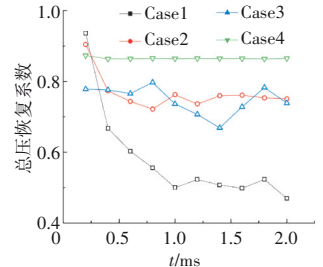


图13 Case1~4燃烧室出口总压恢复系数变化

2.3 凹腔底壁喷注火焰发展过程

当燃料喷孔布置在凹腔内部时,凹腔内部燃料柱周围首先产生了OH自由基,如Case5中OH质量分数随时间变化(如图14所示)中0.02 ms时刻所示。随着燃料柱高度的提升,由于凹腔内部流速较缓且温度较高,大量OH自由基逐渐在燃料柱附近形成,并快速扩散至整个凹腔内部。在 $t=0.16$ ms时,因凹腔氧气消耗,燃料反应位置发生了间断,并分成2个区域,如

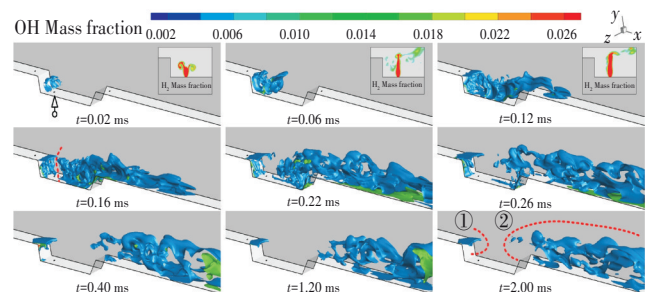


图14 Case5中OH质量分数随时间变化

图中虚线处所示,且间断随着时间推移逐渐扩大。虚线位置则处于喷孔所在的展向截面内,即喷孔将反应面分成了上下游2个区域。

在燃烧室凹腔内部,燃料喷注在一定程度上对上下游2个区域形成了节流作用,2区域之间质量交换速率下降。喷孔上游区域流速较慢,形成独立涡结构,凹腔喷孔上游涡流分布如图15所示。部分燃料经涡结构作用持续扩散至剪切层位置,与凹腔前端剪切层空气发生反应燃烧。因此,在区域①中有持续的OH自由基产生;而喷孔下游区域OH产生位置的变化与图6中 $t>0.20$ ms的过程较为相似,最终反应面稳定在凹腔剪切层前端与燃烧室下游区域内。

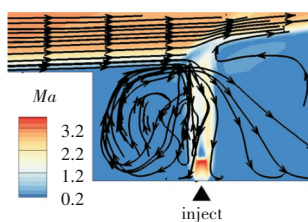


图15 凹腔喷孔上游
涡流分布

Case6中OH质量分数随时间变化如图16所示。从图中可见,喷孔上游的凹腔剪切层位置同样也出现了OH自由基,且由于Case6中燃料当量比较低,OH形成区域间断时间较Case5略向后推迟。此外,Case6来流空气与凹腔底壁喷注扩散的燃料在凹腔尾部质量交换达到平衡,局部当量比接近1,燃料在凹腔尾部发生了稳定的燃烧,并沿燃烧室底壁向下游传播,如图16中 $t=4.00$ ms时刻区域②所示。

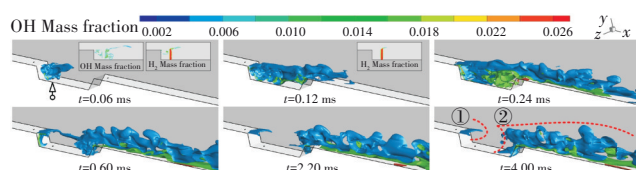


图16 Case6中OH质量分数随时间变化

在 $t=2.0$ ms时,Case5和Case6燃烧室 HO_2 摩尔分数分布如图17所示。从图中可见,大量 HO_2 形成于燃料扩散主流与空气来流交界面位置。由于Case5燃烧室喷注压力较高,喷孔上方 HO_2 摩尔分数略大于Case6的,2个燃烧室内总体 HO_2 自由基分布位置差异不大。Case5和Case6燃烧室温度分布如图18所示,

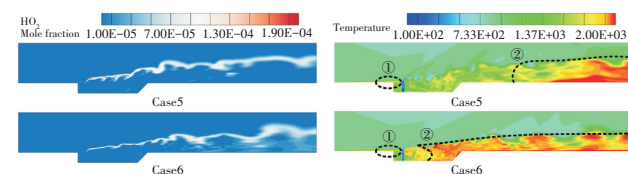
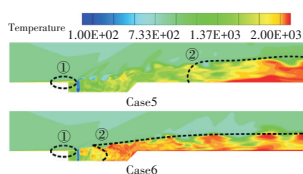


图17 Case5和Case6燃烧室
 HO_2 摩尔分数分布



温度分布

结合图14、16中OH分布位置可以确定,当燃料在凹腔内喷注时,燃烧室内最终会发展成2个反应区,喷注压力越高,反应面位置越向下游推进,且不同的喷注当量比也会影响火焰最终的稳定位置与结构。

3 结论

(1)凹腔下游横向喷注时,若喷孔位置距凹腔后缘较近,当喷注压力超过2 MPa时,上游回流区长度超过喷孔中心与凹腔后缘间距,会导致下游火焰经回流区卷入凹腔,并在凹腔内维持短暂燃烧。

(2)凹腔内喷注燃料时,若喷孔布置位置靠近凹腔前壁,在喷孔上游会形成独立涡结构,导致凹腔前端剪切层OH基质量分数升高,燃烧室内最终形成2处反应区。

(3)喷注压力相同时,喷孔布置在凹腔上游会导致燃烧室出口氧耗率较凹腔下游布置明显提高,燃烧室出口总压恢复系数降低;当喷孔开设位置相同时,随着喷注压力的升高,燃烧室出口氧耗率提高,燃烧室出口总压恢复系数降低。

(4)超燃燃烧室中燃料在同一位置喷注时,不同喷注当量比会影响火焰最终稳定位置与结构。凹腔内喷注全局当量比较低时,氢气燃料燃烧主要发生在凹腔、剪切层及燃烧室下游;而当全局当量比较高时,燃料燃烧主要发生在燃烧室下游。

参考文献:

- [1] Ben-yakar A, Hanson R K. Cavity flame-holders for ignition and flame stabilization in scramjets: an overview[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(4): 869-877.
- [2] Roudakov A, Semenov S, Hicks J. Recent flight test results of the joint CIAM-NASA Mach 6.5 scramjet flight program[R]. AIAA-98-1643.
- [3] Vinogradov V, Kobigsky S A, Petrov M D. Experimental investigation of kerosene fuel combustion in supersonic flow[J]. Journal of Propulsion and Power, 1995, 11(1): 130-134.
- [4] Owens M G, Tehranian S, Segal C, et al. Flameholding configurations for kerosene combustion in a Mach 1.8 airflow[J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(4): 456-461.
- [5] Ortwerth P, Mathur A, Vinogradov V, et al. Experimental and numerical investigation of hydrogen and ethylene combustion in a Mach 3-5 channel with a single injector[R]. AIAA-96-3245.
- [6] Ben-yakar A, Kamel M, Morris C, et al. Experimental investigation of H_2 transverse jet combustion in hypervelocity flows[R]. AIAA-97-3019.
- [7] Ben-yakar A, Hanson R K. Supersonic combustion of cross-flow jets and the influence of cavity flame-holders[R]. AIAA-99-0484.

- [8] Carter C D, Hammack S, Lee T. High-speed flamefront imaging in premixed turbulent flames using planar laser-induced fluorescence of the CH C-X band[J]. *Combustion and Flame*, 2016, 168:66-74.
- [9] Cantu L M L, Gallo E C A, Cutler A D, et al. OH PLIF visualization of a premixed ethylene-fueled dual-mode scramjet combustor[R]. AIAA-2016-1763.
- [10] 钟富宇, 乐嘉陵, 韩亦宇, 等. 当量比对氢燃料超燃燃烧室流场结构和燃烧模式影响研究[J]. *推进技术*, 2019, 40(2): 324-330.
ZHONG Fuyu, LE Jialing, HAN Yiyu, et al. Investigation for effects of equivalence ratio on flow structure and combustion mode in a hydrogen fueled scramjet combustor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(2): 324-330. (in Chinese)
- [11] 钟富宇, 乐嘉陵, 田野, 等. 乙烯燃料超燃冲压发动机燃烧过程研究[J]. *实验流体力学*, 2021, 35(1): 34-43.
ZHONG Fuyu, LE Jialing, TIAN Ye, et al. Investigation of the combustion process in an ethylene-fueled scramjet combustor[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2021, 35(1): 34-43. (in Chinese)
- [12] 时文, 田野, 郭明明, 等. 乙烯燃料超燃燃烧室流动特性与燃烧稳定性研究[J]. *力学学报*, 2022, 54(3): 612-621.
SHI Wen, TIAN Ye, GUO Mingming, et al. Investigation of flow characteristics and flame stabilization in an ethylene-fueled scramjet combustor[J]. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2022, 54(3): 612-621. (in Chinese)
- [13] 宋冈霖, 江强, 王辽, 等. 碳氢燃料超燃冲压发动机支板凹腔一体化稳焰性能研究[J]. *推进技术*, 2013, 34(11): 1499-1506.
SONG Ganglin, GANG Qiang, WANG Liao, et al. Studies of strut-cavity flameholder performance in scramjet combustor with hydrocarbon fuel[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2013, 34(11): 1499-1506. (in Chinese)
- [14] Kannaiyan K. Numerical investigation of the local and global supersonic combustion characteristics of ethylene fuel[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2020, 106: 1-10.
- [15] Ma S G, Zhong F Q, Zhang X Y. Numerical study on supersonic combustion of hydrogen and its mixture with Ethylene and methane with strut injection[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2018, 43(15): 7591-7599.
- [16] 何磊, 龚岩, 郭庆华, 等. 甲烷/氧气层流同轴射流扩散火焰 OH* 自由基的数值研究[J]. *光谱学与光谱分析*, 2018, 38(3): 685-691.
HE Lei, GONG Yan, GUO Qinghua et al. Numerical study on OH* radicals in the laminar methane/oxygen co-flowing jet diffusion flame[J]. *Spectroscopy and Spectral Analysis*, 2018, 38(3): 685-691. (in Chinese)
- [17] Zhao M J, Li Q L, Ye T H. Investigation of an optimal pulsed jet mixing and combustion in supersonic crossflow[J]. *Combustion and Flame*, 2021, 227: 186-201.
- [18] 田野, 乐嘉陵, 杨顺华, 等. 氢燃料超燃燃烧室流场结构和火焰传播规律试验研究[J]. *实验流体力学*, 2019, 33(1): 72-78.
TIAN Ye, LE Jialing, YANG Shunhua, et al. Experimental study on flow structure and flame development in a hydrogen-fueled supersonic combustor[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2019, 33(1): 72-78. (in Chinese)
- [19] Jachimowski C J. An analytical study of the hydrogen-air reaction mechanism with application to scramjet combustion[R]. NASA-TP-1988-2791.
- [20] Oevermann M. Numerical investigation of turbulent hydrogen combustion in a scramjet using flame-let modeling[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2000, 4(7): 463-480.
- [21] 邢建文. 化学平衡假设和火焰面模型在超燃冲压发动机数值模拟中的应用[D]. 四川绵阳: 中国空气动力研究与发展中心, 2007.
XING Jianwen. Applications of chemical equilibrium and flamelet model for the numerical simulation of scramjet[D]. Mianyang Sichuan: China Aerodynamics Research and Development Center, 2007. (in Chinese)
- [22] 杨阳, 邢建文, 乐嘉陵, 等. 湍流燃烧模型对氢燃料超燃室流场模拟的影响[J]. *航空动力学报*, 2008, 23(4): 605-610.
YANG Yang, XING Jianwen, LE Jialing, et al. Effect of turbulent combustion model on simulation of hydrogen supersonic combustion [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2008, 23(4): 605-610. (in Chinese)
- [23] Genin F, Menon S. Simulation of turbulent mixing behind a strut injector in supersonic flow[J]. *AIAA Journal*, 2010, 45(3): 526-539.
- [24] 李蓝天. 超声速凹腔稳焰燃烧室流场的大涡模拟[D]. 长沙: 国防科技大学, 2018.
LI Lantian. Large eddy simulation of the flowfield in a supersonic combustor with cavity flameholder[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2018. (in Chinese)
- [25] Kummitha O R, Pandey K M, Gupta R. CFD analysis of a scramjet combustor with cavity based flame holders[J]. *Acta Astronautica*, 2018, 144: 244-253.
- [26] 杨事民, 张建良. 超燃冲压发动机燃烧室流场数值模拟[J]. *航空发动机*, 2009, 35(4): 25-28, 11.
YANG Shimin, ZHANG Jianliang. Numerical simulation of flow field in scramjet combustor[J]. *Aeroengine*, 2009, 35(4): 25-28, 11. (in Chinese)

(编辑: 兰海青)