

文章编号: 1000-8055(2023)09-2177-09

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20210725

氢燃料超燃冲压发动机燃烧流场结构和性能

黄 刚¹, 李 朗¹, 田 野², 张 伟¹

(1. 西南科技大学 土木工程与建筑学院, 四川 绵阳 621010;

2. 中国空气动力研究与发展中心 空天技术研究所, 四川 绵阳 621321)

摘 要: 基于氢燃料单凹腔矩形截面超燃冲压发动机, 在发动机入口马赫数为 2 的条件下, 采用 RANS (Reynolds-averaged Navier Stokes) 方法求解包含 10 组分 21 步化学反应机理模型, 并结合有限速率燃烧模型进行了数值模拟研究, 并与试验数据进行对比。分析了无化学反应和化学反应流动条件下的燃烧室流场结构, 研究了不同当量比对燃烧室燃烧性能的影响, 考察了不同喷注位喷注氢气时的流场燃烧特性。结果表明: 当量比的提高会使燃烧产物分布扩大并后移, 发动机燃烧模式由超燃转为亚燃, 发动机总压损失上升, 燃烧效率降低, 推力增加。在当量比为 0.1~0.3 时, 在凹腔前端喷注燃料的发动机燃烧性能优于凹腔内喷注, 当量比为 0.4~0.5 则相反。

关 键 词: 超燃冲压发动机; 氢气; 燃烧效率; 当量比; 总压损失

中图分类号: V233.1

文献标志码: A

Combustion flow field structure and performance in hydrogen-fueled scramjet

HUANG Gang¹, LI Lang¹, TIAN Ye², ZHANG Wei¹

(1. School of Civil Engineering and Architecture,

Southwest University of Science and Technology, Mianyang Sichuan 621010, China;

2. Aerospace Technology Institute,

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621321, China)

Abstract: Based on the hydrogen-fueled single cavity rectangular cross-section scramjet, under the inflow condition of Mach number 2, the RANS (Reynolds-averaged Navier Stokes) method was used to solve the chemical mechanism model (10 species and 21 reactions), while the finite-rate combustion model was used to finish numerical simulation, and compared with the experimental data. The flow field structure of the combustor under nonreacting and reacting flow conditions was analyzed, then the effects of different equivalence ratios on the combustion performance of the combustor were discussed, and the combustion flow field characteristics of hydrogen injection at different injection positions were investigated. Results demonstrated that the distribution of combustion products was expanded and also moved back with the increase of equivalence ratio, changed the engine combustion mode from supersonic combustion to subsonic combustion, increased the total pressure loss, decreased the combustion efficiency and augment the thrust. At 0.1 to 0.3 equivalent ratios, the scramjet combustion performance of fuel injected at the front of the cavity was better than that injected in the cavity, which was contrary to 0.4 to 0.5 equivalent ratios.

收稿日期: 2021-12-24

基金项目: 国家自然科学基金(11902278)

作者简介: 黄刚(1997—), 男, 硕士生, 研究领域为空气动力学。E-mail: 468457877@qq.com

通信作者: 李朗(1979—), 女, 副教授, 博士, 研究领域为空气动力学。E-mail: lilang0211@swust.edu.cn

引用格式: 黄刚, 李朗, 田野, 等. 氢燃料超燃冲压发动机燃烧流场结构和性能[J]. 航空动力学报, 2023, 38(9): 2177-2185. HUANG Gang, LI Lang, TIAN Ye, et al. Combustion flow field structure and performance in hydrogen-fueled scramjet[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(9): 2177-2185.

Keywords: scramjet; hydrogen; combustion efficiency; equivalence ratio; total pressure loss

以超燃冲压发动机为动力的高超声速飞行器,在军事上和空间技术应用上有着重要的意义。凹腔结构具有非常好的流体特性,在许多超燃冲压发动机中都有所应用。在燃烧流场中,凹腔是火焰稳定的主要区域,燃烧效率较高,能够很好地起到增强燃烧的作用^[1]。

王璇等^[2]通过数值模拟和试验的方法研究了不同燃烧室在无化学反应流动状态下,隔离段几何尺寸、燃烧室的进口流量以及燃烧室出口的堵塞比对超声速燃烧室内流动特性的影响。鲁阳^[3]应用改进后的大涡模拟模型对典型支板型发动机燃烧室内超声速流动和燃烧问题做了仿真分析与试验对比。Settles 等^[4-5]对超燃冲压发动机进行了试验,研究了凹腔内的可压缩湍流自由剪切层。李建平等^[6]对超燃冲压发动机/机体一体化构型进行了二维数值仿真和验证。

相比于其他普通燃料,氢燃料化学燃烧反应简单、反应速率快、产热值高,更为重要的是在超燃冲压发动机中点火更为容易。Tian 等^[7]研究了氢燃料超燃冲压发动机的流动结构和壁面切应力,发现燃烧将导致壁面切应力减小而波动性增强。鲍文等^[8]研究并优化了超燃冲压发动机燃烧室传感器的布置位置及数量。王林森等^[9]采用了 acetone-PLIF(平面激光诱导荧光)流动测量显示技术,研究了超燃冲压发动机燃烧室内燃料与空气的混合过程。Ma^[10]认为在设计空腔火焰稳定器时,适当增大后壁角度有利于空腔辅助轴对称超燃冲压发动机的性能。许多学者都对氢气燃料在超燃冲压发动机中的燃烧做了许多研究试验和仿真,探究了氢气燃料的优点^[11-14]。田野、钟福宇等^[15-16]进行了不同当量比条件下的单凹腔结构超燃冲压发动机氢气燃烧试验,研究了氢气燃烧的火焰发展方式和流场结构。Ukai 等^[17]针对长深比为 5 的凹腔上游喷孔位置进行了研究,发现当喷孔距离凹腔上游 10 mm 远时,凹腔内的混合特性增强,而凹腔内的流动始终不稳定。Luetke 等^[18]研究了氢燃料双模态超燃发动机,认为不论是稳态解还是瞬态解都存在着非对称流动。乐嘉陵等^[19-20]利用脉冲燃烧风洞研究了空气节流对于超燃冲压发动机流场结构及稳焰的影响。超声速燃烧中数值模拟是复杂的,合适的化学反应机理对于数值模拟的准确性十分重要。Berglund 等^[21]对带两支板结构的超燃冲压发动机进行仿真,比较了不

同反应步的氢氧化学燃烧机理。Santana 等^[22]对氢气-空气反应机理对超声速燃烧预测的影响进行了数值研究,结果表明参与该机理的组分数和反应步数对点火长度的预测有显著影响。

虽然超燃冲压发动机燃烧室长度有限,高速来流在燃烧室内滞留时间较短(毫秒量级),但内流道的工作过程是十分复杂的流动,燃烧室内的流动过程却涉及燃料喷注与掺混、点火过程、火焰燃烧发展及稳定、燃烧流场振荡等问题,这些相互交织的问题共同影响发动机燃烧室性能。

综上,尽管许多学者采用多种方法对超燃冲压发动机性能进行了分析,但没有同时结合不同喷注点位、不同当量比对发动机流场及燃烧性能的综合对比。因此,本文针对单凹腔矩形截面超燃冲压发动机,初步研究其不同喷注位、不同当量比条件下,氢燃料的燃烧规律、燃烧室燃烧流场结构和性能,对比分析出发动机燃烧性能较优的喷注点位及条件,更准确细致地分析流场,为发动机的稳焰和设计提供更多的帮助。

1 计算方法

本文采用有限体积法,求解采用 SST(切应力输运) $k-\omega$ 湍流模型的 RANS(Reynolds-averaged Navier Stokes)方程。来流为污染空气,采用多项式计算变比热,黏性通量采用 Surtherland 公式以提高计算精度,离散精度均采用 2 阶精度格式。计算化学反应流动时考虑计算资源的消耗,采用定常雷诺应力湍流模型,氢气燃烧采用 10 组分 21 步反应的化学反应详细机理模型^[23],使用有限速率燃烧模型,使得高温高压的燃烧室流场计算更加精确。

本文分别采用 10 万、15 万、20 万的结构网格进行无关性验证,发现此 3 种网格数值结果差异较小。因此考虑到流场分辨率及计算精度,采用 15 万的网格数量进行数值计算。

2 试验及数值计算条件

本文采用氢燃料单凹腔矩形截面超燃冲压发动机,试验研究在中国空气动力研究中心直连式超声速脉冲燃烧风洞开展^[24]。试验中使用高焰气流模拟飞行器马赫数为 4.0 的飞行条件,空气采用的是摩尔分数为 21%O₂、12%H₂O 和 67%N₂ 的

污染空气。

超燃冲压发动机的进口矩形隔离器高为 30 mm, 长为 300 mm, 宽度为 150 mm, 中间的凹腔为长深比 11 的燃烧室 ($D=11$ mm, $L/D=11$, L 和 D 分别为凹腔的长和宽), 后部是 4 段带扩张角的扩张段 (476~1 100 mm)。进行化学反应流动试验时, 从凹腔内部 15 个直径为 1 mm 的圆孔喷注氢燃料, 如图 1 所示。

如图 2 所示, 本文采用二维简化模型针对无化学反应流动及化学反应流动当量比 φ 分别为 0.1、0.2、0.3、0.4、0.5 的 5 个燃烧状态开展研究。喷注位置分别为凹腔台阶下游 25 mm 位置 J1 点和凹腔上游 10 mm 位置 J2 点。监测隔离段测点 1 ($x=103$ mm)、扩张段测点 2 ($x=525$ mm) 的压力和切应力。

试验采用纹影和火焰自发光等光学测量方法

展示流场的结构状态及发展情况。在发动机上壁面采用压力传感器, 记录沿程压力分布, 在 J1 和 J2 两点布置微机电系统 (MEMS) 传感器以测量壁面切应力。压力传感器量程为 0~700 kPa, 灵敏度为 1%。MEMS 传感器量程为 0~1 000 Pa, 采样频率为 12 kHz, 接触面积仅 1 mm²。

计算模型边界条件: 隔离段进口总温总压分别为 950 K 和 0.82 MPa, 扩张段出口静压为 1 000 Pa。化学反应流动计算时, 燃料喷孔给定静压为 2 MPa。壁面采用绝热、无滑移壁面条件。

尽管超燃冲压发动机燃烧过程中的三维效应很重要, 如拐角流动、侧壁边界层和涡流, 燃料的湍流混合的影响等^[25], 但是采用二维数值模拟方法, 计算效率高, 也可以实现稳定燃烧的模拟, 所以定性研究直连式矩形截面燃烧室内的流场是合适的^[26]。

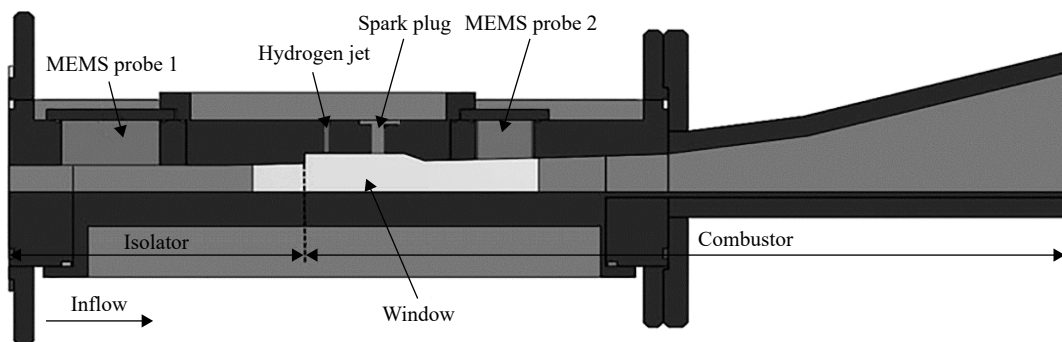


图 1 超燃冲压发动机示意图

Fig. 1 Schematic illustration of the scramjet

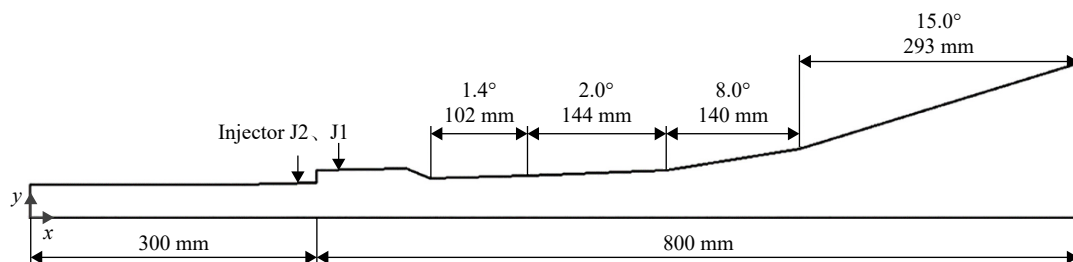


图 2 超燃冲压发动机模型

Fig. 2 Scramjet combustor model

3 数值结果分析

3.1 无化学反应流动流场结构

图 3(a) 为无化学反应流动凹腔纹影照片和数值模拟马赫数图。通过对比冷态流动的试验纹影图, 可以对数值模拟的适用性进行评判。可见数值模拟准确地展现了无化学反应流动的流场结构, 清晰地看出凹腔前端的膨胀波、在燃烧室底

部壁面的分离区、凹腔尾部的分离激波及扩张段的反射激波结构。

通过图 3(b) 可以看出, 主要高速气流流经凹腔后, 由于几何形状发生变化, 在凹腔前台阶处形成剪切层“A”, 其受凹腔前台阶的低速回流区影响, 向下游发展产生了一道斜激波“B”传播到燃烧室尾端底部边界层区域, 该激波较强且穿入深, 波后高压逆流前传, 在入射点前汇合成反射

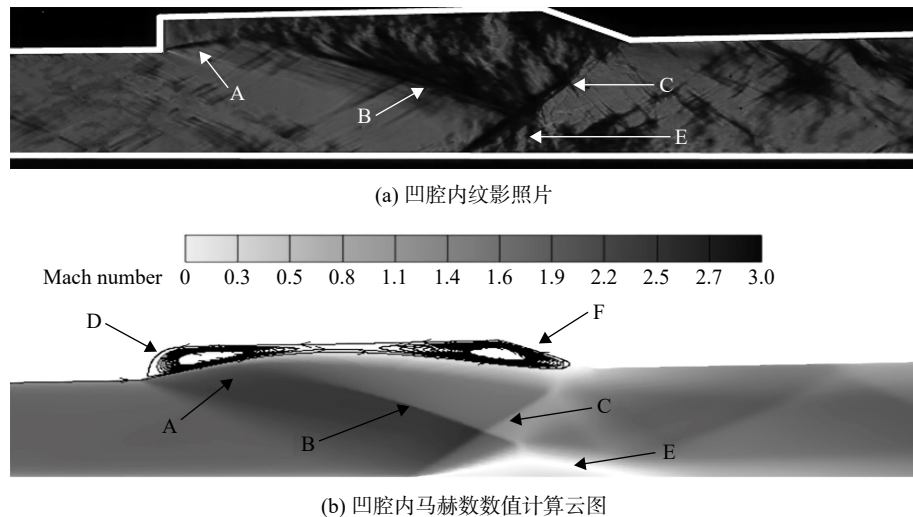


图 3 试验与仿真结果对比

Fig. 3 Comparison of experiment and simulation results

激波“C”,边界层受逆压梯度作用,在反射激波“C”后产生了一个分离区“E”。反射激波与入射激波组成 λ 形激波,而后反射激波在燃烧室后的扩张段壁面之间与边界层作用并连续反射。凹腔台阶处存在的两个低速回流区“D”和“F”,可以为燃料混合和点火提供辅助作用。

图 4、图 5 显示了无化学反应流动试验条件下监测点 1 和监测点 2 的壁面压力和切应力随时间变化曲线。在约 3 ms 时,点 1 压力和切应力参数早已稳定,而监测点 2 参数则呈周期性变化,则判定冷态流场结构已达到稳定状态。表 1 比较了无化学反应流动数值模拟与试验结果,通过对比得到最大相对误差为 6.67%,可以看出数值模拟结果与试验数据吻合较好,证明了二维数值模拟结果是可信的。

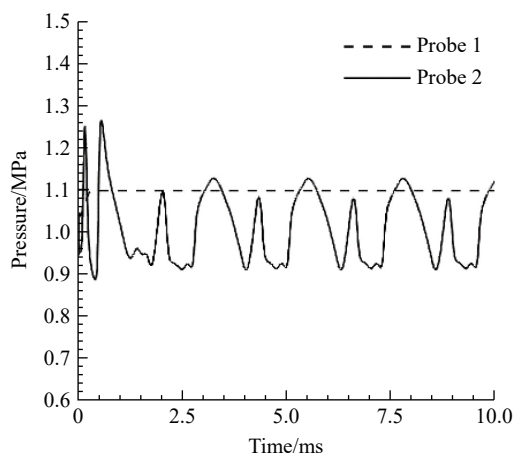


图 4 测点压力分布图

Fig. 4 Distributions of wall pressure at measuring point

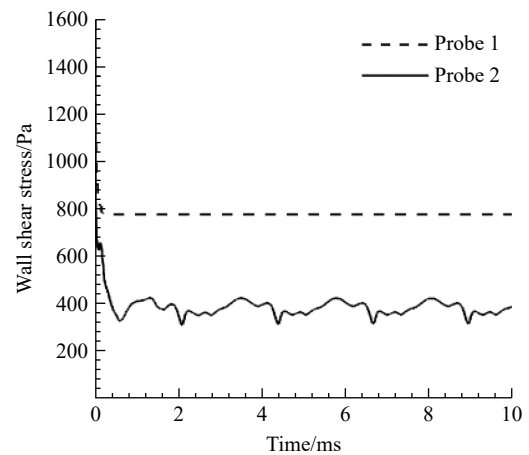


图 5 测点壁面切应力分布图

Fig. 5 Distributions of wall shear stress at measuring point

表 1 无化学反应流动数值计算结果与试验值比较

Table 1 Comparison between experimental values and numerical simulation

参数	试验值	计算值	相对误差/%
监测点 1 壁面压力/MPa	0.103	0.109	5.83
监测点 2 壁面压力/MPa	0.101	0.103	1.98
监测点 1 壁面切应力/Pa	825	770	-6.67
监测点 2 壁面切应力/Pa	401	382	-4.74

3.2 氢气燃烧数值模拟

采用凹腔结构并横向喷注燃料时,发动机燃烧室内有膨胀波区、压缩激波区、低速回流区、剪切层和边界层作用,其燃烧流动过程十分复杂,燃烧机理仍不完善,所以通过数值计算重点研究发动机燃烧流场结构,评估发动机性能特性十分有必要。

3.2.1 凹腔内 J1 点喷注氢气燃料

图6为无化学反应流动及当量比(φ)为0.1时化学反应流动的壁面压力曲线。通过与试验的压力对比可以看出,数值模拟流场壁面压力与试验数据匹配良好,本文采用的数值计算方法能捕捉到超燃冲压发动机的激波系结构及区域位置。对比无化学反应流动和当量比为0.1时化学反应流动的壁面压力,当发动机凹腔内的氢气被点燃,释放大量热量,凹腔内的压力将明显大于无化学反应流动的压力,发动机扩张段壁面的压力也将增加。但隔离段的压力变化不大,说明凹腔内燃烧产生的反压未进入到隔离段,对隔离段流场影响不大。

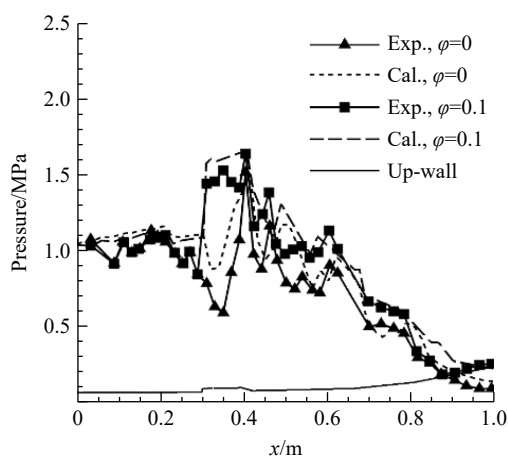


图6 数值计算及试验壁面压力分布图

Fig. 6 Distributions of numerical and experimental wall pressures

图7(a)展示了试验火焰自发光图,从图中可以看出火焰几乎充满整个凹腔,并未进入隔离段。火焰在凹腔前端分布较少,在凹腔中后区域最为明亮,表明燃料在此大量燃烧并释热。

图7(b)为燃烧室数值仿真的温度云图,展示了凹腔前端为低温低速回流区,燃烧区域主要在凹腔后端,与试验拍摄的火焰分布信息基本一致。在燃烧室底部区域可见斜激波及与边界层相互作用后的反射激波结构。常温气流流经激波系结构时静温有所上升。

从图8可以看出,氢燃料垂直于凹腔喷注,在凹腔内因高速射流而形成的类似“弯钩”状的较高马赫数分布。当量比 φ 为0.1时,燃烧室内有斜激波、分离区及斜激波反射波系结构。随着当量比的增加,燃烧强度增加,当量比为0.2后,随着燃烧反压的升高而产生的激波串前移进入隔离段,

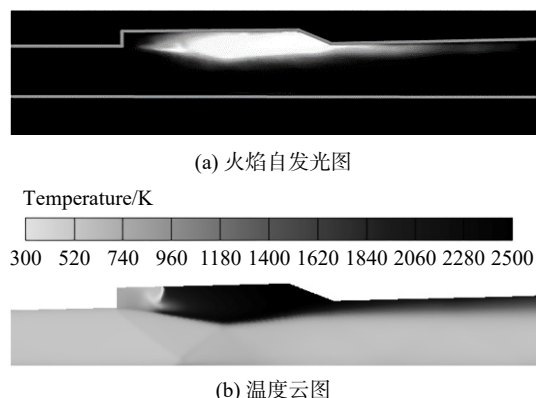


图7 凹腔内燃烧流动参数对比

Fig. 7 Comparison of combustion flow characteristics in cavity

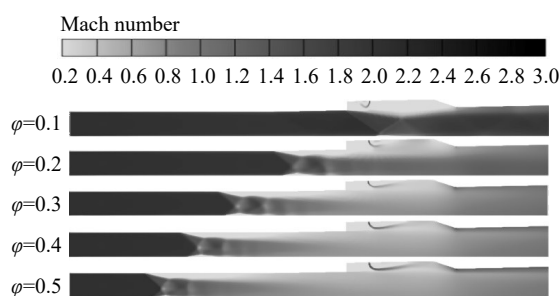


图8 J1 喷口下不同当量比马赫数分布云图

Fig. 8 Contour of Mach number distribution at different equivalent ratios with injector J1

但随之燃烧室内无明显的波系结构,流场相对均匀。从图9可以看出,随着当量比的增加,凹腔内常温的氢气质量分数增大,全部的氢气无法都在凹腔内燃烧,形成了局部“富油”现象。因此,部分氢气伴随燃烧产物流向凹腔后部,可见凹腔后部扩张段上壁面的水含量逐渐增多。总体上在燃烧室内的水质量分数将减小,燃料射流穿透深度将增大,增强燃料与空气的混合效果。当射流穿透深度传播至凹腔底部壁面边界层时,在其相互影响下,凹腔下部的剪切层将逐渐被抬升至主流通

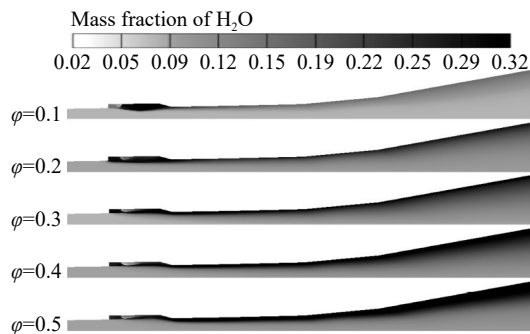


图9 J1 喷口下不同当量比水质量分数分布云图

Fig. 9 Contour of mass fraction distribution of water at different equivalent ratios with injector J1

道。通过马赫数分布图可以看出当量比超过0.3后,激波串进一步迁移,发动机工作稳定性会造成影响。可以看到当量比为0.1时,燃料高速射流的弯折方向与其他高当量比时的不同,推测是燃料喷注压力较小,不足以抵挡左侧台阶内的逆时针回流区的卷吸力。

图10为J1点喷注当量比为0.1~0.3的马赫数分布图,当量比增加,隔离段中的马赫数受前推的激波串结构影响,马赫数逐渐降低,高马赫数范围逐渐减小;凹腔内马赫数降低较为明显,当量比为0.3时凹腔内马赫数都已降至1以下,此时发动机燃烧室从超燃模态转变为亚燃模态。可见,当量比的增加改变了发动机的燃烧模态。

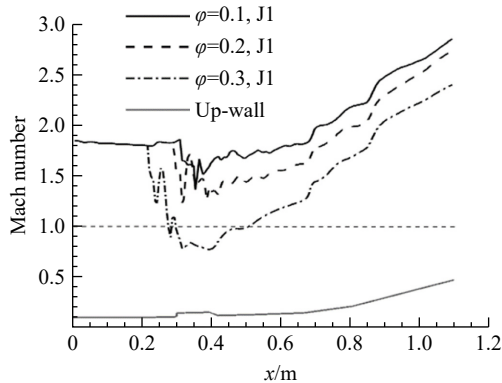


图10 J1喷口下不同当量比壁面马赫数分布

Fig. 10 Wall Mach number distribution at different equivalent ratios with injector J1

3.2.2 凹腔台阶上游J2点喷注氢气燃料

对比J1点喷注燃料,J2点的喷注位置更靠前端,在当量比为0.1时,燃烧产物水就已经被凹腔前台阶回流区吸入。从当量比为0.3~0.5,激波串前推距离将更远,如若激波串前进至燃烧室入口,将会影响到发动机进气道的启动。图11是J2点喷口喷注当量比为0.1~0.5时的燃烧流场马赫数分布云图,可知当量比增大,燃料穿透深度

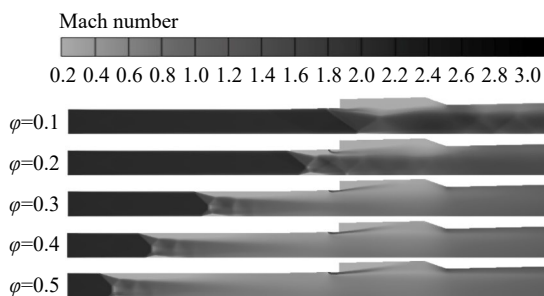


图11 J2喷口下不同当量比马赫数分布云图

Fig. 11 Mach number distribution at different equivalent ratios with injector J2

也越大。燃料在凹腔的低速回流区内充分混合,有利于燃烧的稳定和燃烧效率的增加。从图12可知,当量比的增加,凹腔前端的燃烧产物(水)将逐渐减少,表明燃烧在此区域减弱,而在凹腔后的剪切层不仅能减缓气流速度,而且可以增强燃料掺混,有着稳定火焰的作用;燃烧生成的水的分布呈后移趋势,大量的水分布于扩张段上壁面,表征燃烧愈发的剧烈。

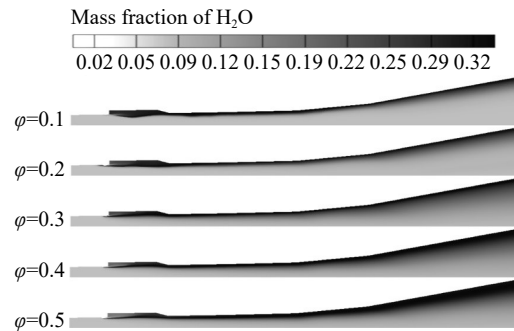


图12 J2喷口下不同当量比水的质量分数分布云图

Fig. 12 Mass fraction distribution of water at different equivalent ratios with injector J2

图13和图14展示了J2喷口下燃烧流场的壁面压力和马赫数分布,可以看出当量比的增加,凹腔内释热增加导致压力增大,激波进入隔离段,压力峰值向前移动,使得发动机受激波影响的区域压力升高,气流通过激波串结构时,压力振荡提高。在扩张段,大当量比的燃烧流场压力分布曲线更加光滑平顺,推测该区域相比隔离段无较大影响的激波系。同样地,由图14可知J2点喷注的燃料当量比越大,凹腔内的马赫数将越低,当量比为0.3时,发动机燃烧模态由超燃模态转

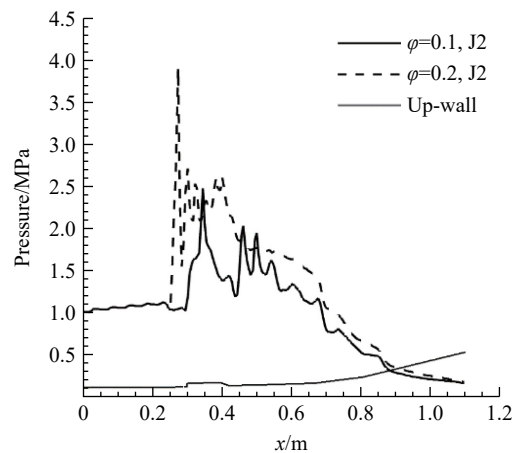


图13 J2喷口下不同当量比壁面压力分布

Fig. 13 Wall pressure distribution at different equivalent ratios with injector J2

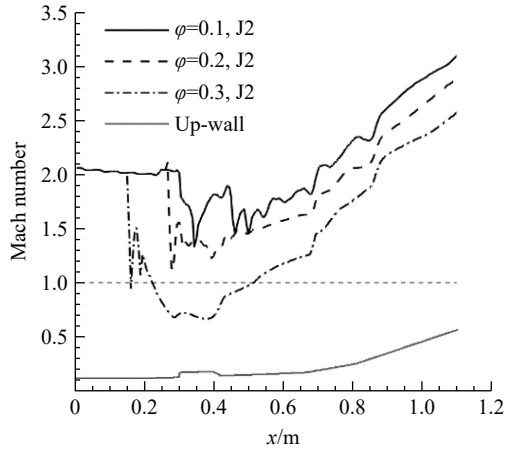


图 14 J2 喷口下不同当量比壁面马赫数分布

Fig. 14 Wall Mach number distribution at different equivalent ratios with injector J2

为亚燃模态。

3.2.3 不同喷注位置影响研究

总压代表着来流气体做功能力,能度量来流能量的可利用程度。因此可以用总压的变化情况来评估超燃冲压发动机的性能。

总压损失定义为

$$\delta = 1 - \frac{\int p_x dS}{\int p_0 dS} \quad (1)$$

式中 p_x 和 p_0 分别为截面 x 和进口处的总压; S 为截面 x 的面积。

燃烧效率定义为

$$\eta_c = \frac{\dot{m}_{H_2, in} - \dot{m}_{H_2, x}}{\dot{m}_{H_2, in}} \quad (2)$$

式中 $\dot{m}_{H_2, in}$ 为发动机喷注的氢气质量流量; $\dot{m}_{H_2, x}$ 为发动机内剩余的氢气质量流量。

冲压发动机推力为

$$F = \dot{m} u_e + A_e (p_e - p_a) \quad (3)$$

式中 $\dot{m}$ 为发动机出口质量流量; u_e 为出口速度; p_a 和 p_e 分别为进出口压力; 由于计算模型为二维, 则 A_e 为出口截面面积。

图 15 比较了不同当量比和不同喷注位置对流场质量平均总压的影响。可以看出, 不论氢燃料喷注点位在凹腔前端还是凹腔内, 总压损失均会随当量比的增加而增加。原因在于当量比增加, 燃烧增强, 激波系结构增强(由图 13 和图 14 的压力和马赫数峰值可见), 激波串前推使发动机内低马赫数区和阻力增加, 导致气流中可利用能量损耗, 即整体总压损失增加。

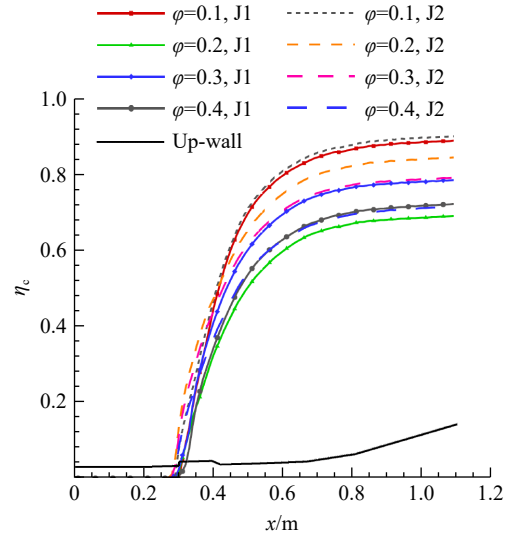


图 15 总压损失比较

Fig. 15 Comparison of total pressure loss

由于凹腔前端喷注燃料会使激波串前推更远, 因此 J2 喷口点流场总压会先产生损失。除当量比为 0.2 外, 均呈现沿轴向方向看, 前端 J2 喷口流场总压损失先领先凹腔内 J1 喷口, 随后被反超, 两个喷口流场总的总压损失相当。但当量比为 0.2 时, J2 喷口流场总压则全程大于 J1 喷口流场总压。

图 16 详细比较了两个喷口喷注当量比为 0.1~0.4 燃料的流场燃烧效率。表 2 展示了当量比为 0.1~0.5 时的出口处燃烧效率。其中, 凹腔前端 J2 喷口流场燃烧效率随当量比增加而减少, 其中出口处燃烧效率最高为当量比为 0.1 时的 89.9%, 最低为当量比为 0.5 下的 60.5%。而凹腔内 J1 喷口流场的燃烧效率随当量比增加呈现先

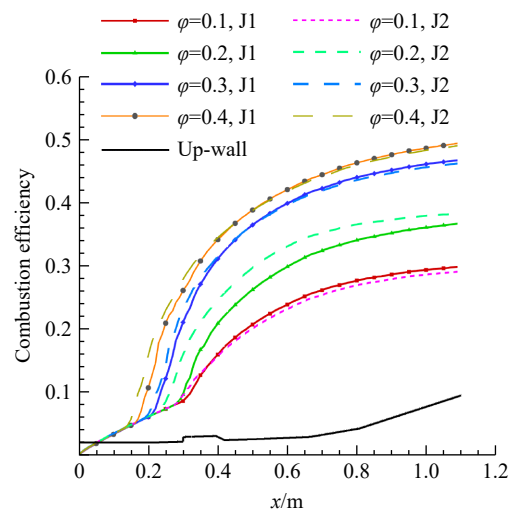


图 16 燃烧效率对比

Fig. 16 Comparison of combustion efficiency

减少后增加再减少的趋势。而当量比为 0.2 时在出口处燃烧效率为 68.9%, 低于当量比为 0.3 和 0.4 时的燃烧效率。推测原因是, 当量比为 0.1 时, 由于凹腔前台阶回流区温度低, 被卷吸到该区域内的氢气燃料并未燃烧。而当量比达到 0.2 时, 氢气燃料增多, 流场燃烧增强, 释热增加, 但回流区温度仍然不够点燃氢气, 使得该区域内氢气进一步富余, 燃烧效率降低。在当量比为 0.2~0.3 的喷注过程中, 燃烧的释热足够, 回流区的氢气与氧气达到燃烧条件并燃烧, 使得当量比为 0.3 的燃烧效率有所回升。而进一步增加当量比, 会导致燃烧室整体氢气富余过剩, 燃烧效率逐渐降低。

表 2 出口处燃烧效率

Table 2 Combustion efficiency of outlet

ϕ	J1	J2
0.1	0.888	0.899
0.2	0.689	0.844
0.3	0.784	0.791
0.4	0.721	0.715
0.5	0.626	0.605

图 17 为不同喷注位置下当量比与推力曲线图。可见当量比增加使得发动机推力增加。而在当量比为 0.2 时, 受燃烧效率影响, J2 点喷注燃料产生的推力将大于 J1 点, 两者相差约 6.44%。

综合燃烧效率和发动机推力来看, 当量比为 0.1~0.3 时, 采用凹腔前端 J2 点喷注氢燃料, 超燃冲压发动机性能优于凹腔内 J1 点喷注。而当量比为 0.4~0.5 时则是凹腔内 J1 点喷注燃料要好

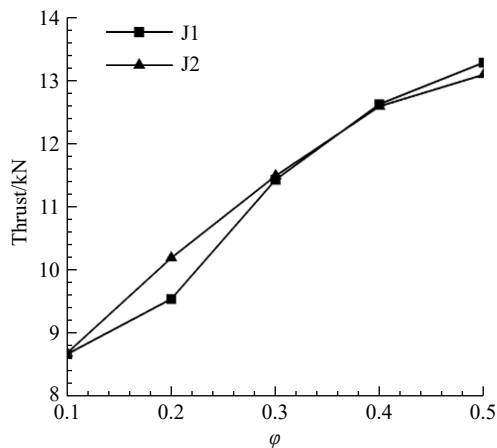


图 17 发动机推力对比

Fig. 17 Comparison of engine thrust

于凹腔前端 J2 点喷注。

4 结 论

本文基于氢燃料单凹腔矩形截面超燃冲压发动机, 通过数值模拟和试验的方法研究了其在无化学反应流动及不同当量比、喷注位置下的流场特性, 从分析结果可见:

1) 在凹腔内 J1 点喷注氢气, 当量比为 0.1 时, 燃烧主要发生在喷注点至凹腔后台阶区域, 部分燃料被卷吸至前台阶的低温回流区。随着当量比的增加, 凹腔内均在燃烧, 燃烧产物增多并向下游转移, 氢气进一步增加至富余, 燃烧产物在燃烧室内占比将减少。

2) 隔离段 J2 点喷注氢气, 随着当量比增加, 燃烧向后扩展, 燃烧产物在燃烧室内分布总体减少, 表现为在凹腔前台阶区域逐渐减少, 并向后移, 在扩张段上壁面区域占比增加; 凹腔后端的回流区在此过程中有助于燃料的混合和燃烧的稳定。

3) 当量比增加, 燃烧更剧烈, 压力扰动的位置会往前移, 燃烧室内高马赫数的范围逐渐减小, 发动机燃烧模态从超燃转变为亚燃。J2 喷口流场激波串前推要远些, 但两个喷口流场的模态变化一致。

4) 当量比增加, 发动机总体总压损失上升, 推力上升, 燃烧效率下降。

5) 在低当量比为 0.1~0.3 时, J2 点流场燃烧效率和推力高于 J1 点, 总压损失低于 J1 点, 而当量比为 0.4~0.5 则相反。

参考文献:

- [1] 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.
YANG Shiming, ZHANG Jianliang. Numerical simulation of flow field of a scramjet combustor[J]. Aeroengine, 2009, 35(4): 25-28. (in Chinese)
- [2] 王璇, 宋文艳, 李建平, 等. 超燃冲压发动机燃烧室冷态流场研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(6): 1135-1140.
WANG Dian, SONG Wenyan, LI Jianping, et al. Cold flow research in scramjet combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(6): 1135-1140. (in Chinese)
- [3] 鲁阳. 超燃冲压发动机燃烧室内流动与燃烧的数值模拟[D]. 杭州: 浙江大学, 2014.
LU Yang. Numerical simulation of flow and combustion in a scramjet combustor[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2014. (in Chinese)
- [4] SETTLES G S, WILLIAMS D R, BACA B K, et al. Reattachment of a compressible turbulent free shear layer[J]. AIAA Journal, 1982, 20(1): 60-67.

- [5] HORSTMAN C C, SETTLES G S, WILLIAMS D R, et al. A reattaching free shear layer in compressible turbulent flow[J]. *AIAA Journal*, 1982, 20(1): 79-85.
- [6] 李建平, 宋文艳, 肖隐利. 超燃冲压发动机/机体一体化优化设计[J]. *航空动力学报*, 2011, 26(4): 874-879.
LI Jianping, SONG Wenyang, XIAO Yinli. Research on the optimization design of integrated scramjet/airframe[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2011, 26(4): 874-879. (in Chinese)
- [7] TIAN Y, HAN Y, YANG S, et al. Investigation of fluctuating characteristics of wall shear stress in supersonic flow[J]. *Physics of Fluids*, 2019, 31(12): 125110.1-125110.10.
- [8] 鲍文, 郭林春, 崔涛, 等. 超燃冲压发动机燃烧室传感器最佳位置选择[J]. *航空动力学报*, 2007, 22(3): 475-479.
BAO Wen, GUO Linchun, CUI Tao, et al. Optimal sensor location of scramjet combustor[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2007, 22(3): 475-479. (in Chinese)
- [9] 王林森, 涂晓波, 王宇航, 等. 基于 acetone-PLIF 技术的超燃冲压发动机燃烧室燃料/空气掺混特性[J]. *航空动力学报*, 2021, 36(8): 1614-1620.
WANG Linsen, TU Xiaobo, WANG Yuhang, et al. Fuel/air mixing characteristics of scramjet combustor based on acetone-PLIF technology[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2021, 36(8): 1614-1620. (in Chinese)
- [10] MA G, SUN M, ZHAO G, et al. Numerical investigation of an axisymmetric model scramjet assisted with cavity of different aft wall angles[J]. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2021, 2021: 1-17.
- [11] ALI M, FUJIWARA T, LEBLANC J E. Influence of main flow inlet configuration on mixing and flameholding in transverse injection into supersonic airstream[J]. *International Journal of Engineering Science*, 2000, 38(11): 1161-1180.
- [12] CHOUBEY G, YUVARAJAN D, HUANG W, et al. Hydrogen fuel in scramjet engines: a brief review[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2020, 45(33): 16799-16815.
- [13] PECNIK R, TERRAPON V E, HAM F, et al. Reynolds-averaged Navier-Stokes simulations of the HyShot II scramjet[J]. *AIAA Journal*, 2012, 50(8): 1717-1732.
- [14] CHOUBEY G, PANDEY K M. Effect of different strut+wall injection techniques on the performance of two-strut scramjet combustor[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2017, 42(18): 13259-13275.
- [15] 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)
- [16] 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态影响研究[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)
- [17] UKAI T, ZARE-BEHTASH H, ERDEM E, et al. Effectiveness of jet location on mixing characteristics inside a cavity in supersonic flow[J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2014, 52: 59-67.
- [18] LUETKE N, MOHIELDIN T, TIWARI S. Unsteady numerical analysis of hydrogen combustion in a dual mode engine[R]. AIAA-2007-5425, 2007.
- [19] 乐嘉陵, 田野, 杨顺华, 等. 脉冲燃烧风洞中空气节流对煤油燃料超燃冲压发动机火焰稳定影响研究[J]. *推进技术*, 2018, 39(10): 2160-2170.
LE Jialing, TIAN Ye, YANG Shunhua, et al. Study on flame stabilization in a kerosene fueled scramjet combustor with air throttling in a pulse combustion wind tunnel[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(10): 2160-2170. (in Chinese)
- [20] 田野, 杨顺华, 乐嘉陵, 等. 空气节流对乙烯燃料超燃冲压发动机流场结构影响研究[J]. *推进技术*, 2015, 36(4): 481-487.
TIAN Ye, YANG Shunhua, LE Jialing, et al. Study on flow structure of an ethylene-fueled scramjet combustor with air throttling[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(4): 481-487. (in Chinese)
- [21] BERGLUND M, FEDINA E, FUREBY C, et al. Finite rate chemistry large-eddy simulation of self-ignition in supersonic combustion ramjet[J]. *AIAA Journal*, 2010, 48(3): 540-550.
- [22] SANTANA E R, WEIGAND B. Effect of the reaction mechanism on the numerical prediction of the performance of a scramjet combustor at cruise flight 8 Mach number[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2021, 112(4): 106595.1-106595.20.
- [23] Ó CONAIRE M, CURRAN H J, SIMMIE J M, et al. A comprehensive modeling study of hydrogen oxidation[J]. *International Journal of Chemical Kinetics*, 2004, 36(11): 603-622.
- [24] TIAN Y, YANG S, LE J, et al. Investigation of combustion and flame stabilization modes in a hydrogen fueled scramjet combustor[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2016, 41(42): 19218-19230.
- [25] CHOI J Y, NOH J, BYUN J R, et al. Numerical investigation of combustion/shock-train interactions in a dual-mode scramjet engine[R]. AIAA-2011-2395, 2011.
- [26] NOH J, CHOI J Y, BYUN J R, et al. Numerical study of the auto-ignition of ethylene in an scramjet combustor with air throttling[R]. AIAA-2010-7063, 2010.

(编辑: 陈越)