

煤油燃料内喷型斜爆震燃烧室直连试验研究

赵乾鹏¹, 朱韶华², 秦云鹏¹, 杨 旻¹, 徐雪睿¹, 阎 瑾¹, 崔智亮¹

(1. 中国运载火箭技术研究院 研究发展中心, 北京 100076;

2. 西北工业大学 航天学院, 西安 710072)

摘 要: 为了研究碳氢燃料内喷型斜爆震发动机的燃烧组织机理, 开展了模拟飞行马赫数为8的斜爆震燃烧室数值模拟和燃烧加热直连试验研究。设计了小尺度斜爆震直连试验件, 采用航空煤油作为燃料, 利用布置于流道中心区域菱形支板通过 $4 \times \Phi 0.3$ mm小孔组织燃料喷注雾化, 利用R2 mm强制起爆结构在20°楔面上实现斜爆震起爆和驻定燃烧。采用10步11组分的化学反应机理和雷诺时均N-S方程, 对燃料喷注掺混过程和发动机起爆燃烧过程进行了数值仿真。结果表明, 液体燃料在274 mm距离内完成了蒸发并与来流完成部分掺混, 楔面两侧形成了稳定的斜爆震流场, 通过光学测量观测到了火焰位置与形态特征, 燃烧区在2.2 s的有效试验窗口内保持稳定, 试验结果与数值仿真结果在沿程压力、化学反应区特征上吻合较好。研究结果证明了液体碳氢燃料内喷型斜爆震发动机的技术可行性。

关 键 词: 煤油燃料; 内喷型; 斜爆震; 直连试验; 驻定燃烧

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Direct-connection experimental investigation of an oblique detonation combustor with kerosene fuel internal injection

Zhao Qianpeng¹, Zhu Shaohua², Qin Yunpeng¹, Yang Yang¹,

Xu Xuerui¹, Yan Jin¹, Cui Zhiliang¹

(1. Research and Development Center,

China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China;

2. School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to investigate the combustion mechanism of oblique detonation with hydrocarbon fuel internal injection, numerical simulations and direct-connected combustion heating experiments were conducted on an oblique detonation combustor simulating a flight Mach number of 8. A small-scale oblique detonation experimental piece was designed and the aviation kerosene was used as the fuel. Fuel injection and atomization was organized through $4 \times \Phi 0.3$ mm holes on a diamond-shaped strut plate positioned in the center of the flow channel. An R2 mm bump was utilized to initialize detonation and stationary combustion on a 20° wedge surface. Numerical simulations of the fuel injection mixing process and engine combustion process were performed using a 10-step, 11-component chemical reaction mechanism, and the Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) equations. The results indicated that the liquid fuel evaporated within a distance of 274 mm and partially mixed with the high-speed incoming flow. Stable oblique detonation flow fields were formed on both sides of the wedge surface. The flame position

收稿日期: 2024-11-15

基金项目: 航天科技集团钱学森青年创新基金

作者简介: 赵乾鹏(1995—), 男, 工程师, 博士, 主要从事吸气式动力燃烧组织研究。E-mail: 18811508277@163.com

通信作者: 杨旻(1985—), 男, 研究员, 博士, 主要从事吸气式动力总体技术研究。E-mail: yy19850518@163.com

引用格式: 赵乾鹏, 朱韶华, 秦云鹏, 等. 煤油燃料内喷型斜爆震燃烧室直连试验研究[J]. 航空动力学报, 2026, 41(9): 20240808. Zhao Qianpeng, Zhu Shaohua, Qin Yunpeng, et al. Direct-connection experimental investigation of an oblique detonation combustor with kerosene fuel internal injection[J]. Journal of Aerospace Power, 2026, 41(9): 20240808.

and morphological characteristics were observed through optical measurements. The combustion zone remained stable within an effective experimental window of 2.2 s. The experimental results are in good agreement with the numerical simulations in terms of pressure along the flow path and characteristics of the chemical reaction zone. The research findings demonstrate the technical feasibility of internal-injection hydrocarbon fuel-based oblique detonation engines.

Keywords: kerosene fuel; internal injection; oblique denotation; direct-connected experiments; standing combustion

斜爆震燃烧是一种激波与燃烧过程耦合、相互强化的燃烧模式,相比于传统吸气式动力采用的布莱顿循环的等压燃烧,具有自增压、释热速率快、循环效率高的技术优势^[1-2]。基于斜爆震燃烧的发动机理论上可以大幅降低进气压缩部件的复杂性,缩短燃烧室尺寸,是更高马赫数吸气式飞行器极具潜力的动力革新途径^[3-4]。

利用驻定爆震进行燃烧推进的概念可以追溯至 20 世纪 50 年代前后,1958 年, Dunlap 等^[5]提出了斜爆震发动机的概念设想,认为有望拓宽既有吸气式动力的速域范围。1989~2010 年期间,加拿大多伦多大学的 Sislian 团队进一步开展了斜爆震从理论层面向应用层面的拓展研究,分析了非均匀掺混和偏离设计点对发动机性能的影响^[6],探索了边界层提前燃烧的抑制方式^[7],以及悬臂斜劈喷嘴相对位置对掺混效果的影响规律^[8]。近年来,随着地面高焓试验能力的提升,关于斜爆震的试验从高速射弹诱导起爆试验^[9-10]向地面直连及风洞试验发展。中科院力学所基于 JF-12 爆震驱动风洞先后开展了氢燃料^[11-12]、碳氢燃料^[13]的外喷型全尺度斜爆震样机的点火试验,在燃烧室内获得了稳定的斜爆震流场和正爆震流场;北京动力机械研究所 Gong 等^[14]基于燃烧加热直连试验台完成了总温 2400K, $Ma=3$ 高速来流下,在燃烧室内放置钝楔实现了时长 2s 的氢燃料斜爆震燃烧;美国海军与中佛罗里达大学^[15]完成了 $Ma=4.4$ 来流下时长 3s 的氢燃料斜爆震燃烧试验,但其试验总温与飞行状态偏差较大。此外,国防科技大学^[16-17],南京理工大学^[18-19]也基于燃烧加热超声速直连试验台开展了氢燃料、乙烯燃料的斜爆震燃烧试验。

以上针对斜爆震发动机的试验研究大多选择小分子的氢,乙烯作为燃料,缺少对大分子碳氢燃料的相关研究,特别是对于工程应用中广泛应用的煤油燃料,还尚无秒级以上的试验研究。因此,本文采用航空煤油作为燃料,以内喷型斜爆震发动机为研究对象,采用地面燃烧加热直连试

验及高速光学测量手段开展斜爆震燃烧机理研究,同时通过带化学反应的三维数值仿真分析燃料喷雾掺混与燃烧组织过程,旨在验证液体碳氢燃料长时斜爆震驻定燃烧的技术可行性。

1 研究对象与方法

1.1 研究对象

斜爆震发动机按照燃料喷注掺混位置的不同,分为外喷型和内喷型斜爆震发动机^[20],本文研究选取了内喷型斜爆震发动机作为研究对象,试验模型如图 1 所示,主要由喷注支板、起爆斜劈、掺混段和尾喷管壁面结构组成。考虑到本文研究为直连试验,模型中省略了进气道。喷注掺混段高度为 90 mm,展向宽度为 40 mm,掺混距离为 274 mm,喷注支板居中布置,由难融合金钨渗铜前缘和高温合金喷注面板构成,厚度为 7 mm,前缘倒角为 R0.5,喷孔直径为 $\phi 0.3$ mm,燃油通过支板向双侧垂直喷出,在高速来流下破碎雾化,并与空气完成掺混。尾喷管扩张角为 45° ,斜劈居中布置,半角 20° ,前缘倒角 R0.5,在距离前缘 20 mm 处布置有 R2 mm 鼓包结构,用于加速燃料起爆。

1.2 试验系统与试验方法

图 2 所示为试验系统示意图,采用酒精/氧气/空气三组元加热器和设备喷管用于实现喷注掺混段的来流条件。试验时,采用汽蚀文氏管测得酒精流量为 70 g/s,声速管流量计测得氧气和空气流量分别为 206 g/s 和 190 g/s,总来流流量为 466 g/s。通过压力传感器测量加热器室压为 5.3 MPa,经化学平衡热力学计算,配气总温为 2 858 K,产物中氧气的摩尔分数约为 20%。气流经加热器加热并经设备喷管加速至 $Ma=4.2$,考虑设备喷管热损失及燃烧效率等实际情况,实际总温约为 2 600~2 700 K,相当于 $Ma=8$ 条件下斜爆震发动机喷注掺混段的进气条件。为保证设备喷管在高焓来流下稳定工作,采用紫铜喉道结合多通道水冷进行主动冷却。燃料采用 RP-3 航空煤油,经贮箱增压

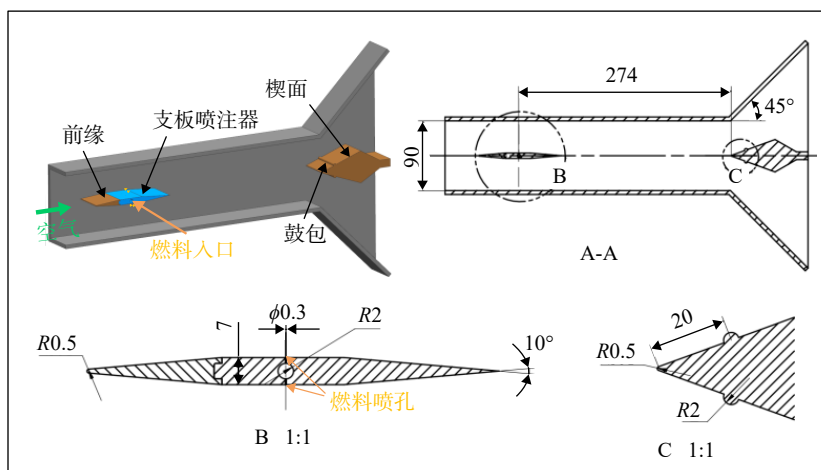


图1 斜爆震燃烧室结构示意图(单位: mm)

Fig. 1 Schematic of the structure of oblique detonation engine prototype (unit: mm)

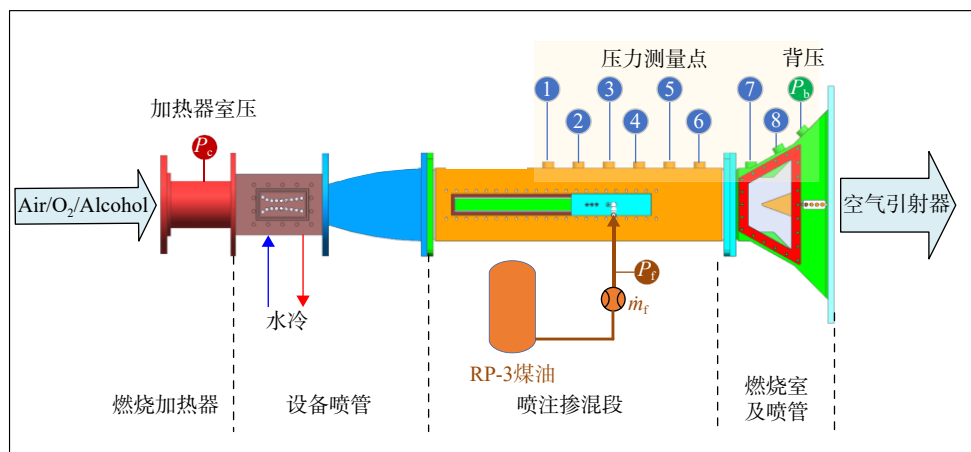


图2 试验系统示意图

Fig. 2 Schematic of the experimental system

后,采用汽蚀文氏管定量喷入燃烧室,燃油流量为 8g/s。自喷注掺混段上游起至尾喷管出口位置,沿上壁面开孔布置压力传感器,用于测量内流道沿程压力变化及背压条件。尾喷管下游安装空气引射器,引射流量 5 kg/s,引射压力 5 MPa,用于实现尾喷管出口 60 kPa 的背压条件,需要说明的是,该背压条件高于海拔 30 km 条件下的大气压力,

实际喷管出口气流处于过膨胀状态,但斜劈起爆区域处于超声速流动状态,受背压影响相对较小。

图3所示为光学测试系统布局示意图。斜劈两侧壁板安装 JGS2 光学石英玻璃,用于实现爆震起爆和燃烧过程的光学可视。采用一台单色高速相机(i-SPEED 513)布置于试验件一侧,面向光学视窗,拍摄帧频为 40 kHz,曝光时长为 2 μ s,用

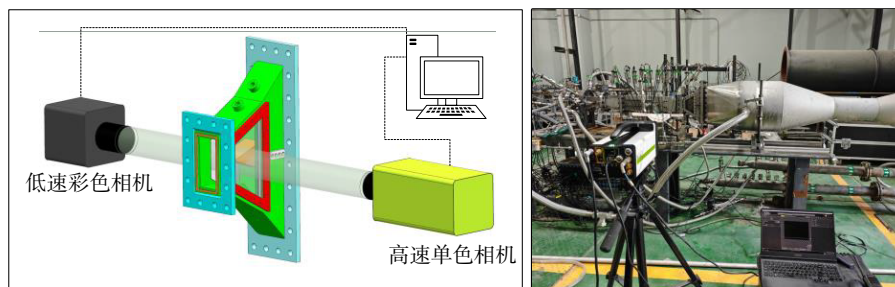


图3 光学测量系统布局

Fig. 3 Layout of optical measurement system

于捕获起爆及燃烧过程的瞬态火焰图像, 另一侧采用一台彩色低速相机记录完整燃烧过程, 拍摄帧率为 30 Hz。

图 4 所示为试验时序, 每车次试验前首先启动冷却水循环, $t=0$ 时刻, 启动空气引射器, 并供

给燃油; $t=1.5$ s 启动相机开始捕获瞬态火焰图像; $t=2.2$ s, 酒精/氧气/空气开始供给并点火, 加热器开始建压; $t=4.8$ s, 关闭加热器气源及燃料供应; $t=4.9$ s, 关闭燃油; 随后清吹管路并关闭冷却水, 完成试验。

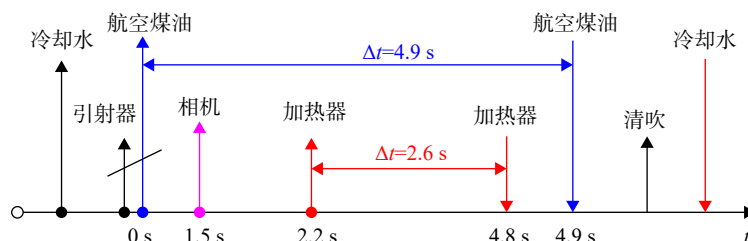


图 4 试验时序

Fig. 4 Experimental sequence

1.3 数值计算方法

采用 Fluent 软件求解带化学反应的雷诺时均 Navier-Stokes 方程来模拟斜爆震发动机内流场。计算域包括设备喷管、喷注掺混段和斜劈起爆段。考虑到研究对象为对称结构, 展向取 1/2 作为计算域, 完整结构的中心截面设定为对称边界条件。湍流模型采用爆震燃烧中常用到的 SST $k-\omega$ 模型^[12, 21], 采用 Coupled 算法处理压力与速度耦合, 燃烧模型采用有限速率化学反应模型, 化学反应机理采用分子式为 $C_{10}H_{22}$ 的 11 组分 10 步的简化化学反应机理^[22], 化学反应求解器采用刚性方程求解器。壁面采用无滑移等温壁面边界条件, 壁面温度 300 K。对于喷雾过程, 喷注点设定在模型喷孔位置, 采用拉格朗日离散相模型追踪颗粒运动轨迹, 应用 Taylor Analogy Breakup (TAB) 二次破碎模型模拟液滴的破碎雾化过程。利用 Siemens NX 软件建模, Fluent Meshing 对流体域进行网格划分, 针对喷管喉道, 喷注掺混及起爆区域进行局部加密, 加密区最大尺寸为 0.5 mm, 近壁面同样进行局部加密保证湍流模型对 y^+ 的要求, 网格数量为 479 万, 计算域网格如图 5 所示。需要说明的是, 本文研究中数值仿真侧重于对比验证全流道流场特征与火焰整体形态, 考虑到分析需求与计算成本, 未针对爆震燃烧的局部区域作更加细密 (小于 0.1 mm) 的网格划分。

1.4 仿真数据的试验验证

图 6(a) 所示为试验中沿程压力传感器 ($p_1 \sim p_8, p_b$, 见图 2) 测量结果随时间的变化曲线, 其中 $t=2.6 \sim 4.8$ s 为引射器和加热器稳定工作后的有效时间窗口, 取时间窗口内各压力传感器的测量

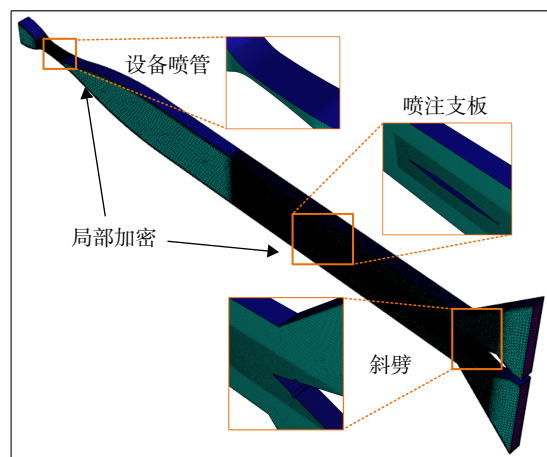
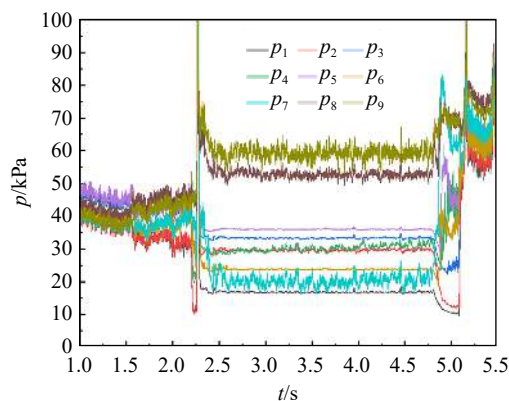


图 5 计算域网格

Fig. 5 Grid of computational domain

结果与相同工况下的仿真数据进行对比, 结果如图 6 (b) 所示, 其中带有误差棒的红色标记代表试验窗口内 ($t=2.6 \sim 4.8$ s) 各压力传感器 ($p_1 \sim p_8, p_b$) 测量结果的时均值和标准差, 蓝色线条代表数值仿真结果的壁面压力分布, 从图中可以看出, 仿真与



(a) 沿程压力分布

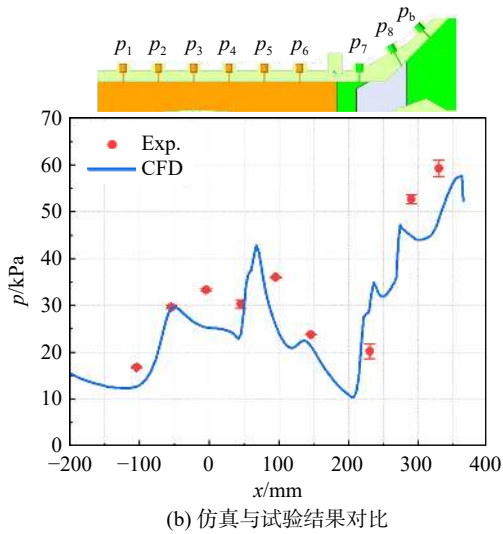


图6 压力测量结果及与仿真数据的对比验证

Fig. 6 Pressure measurement results and comparison with numerical results

试验数据在沿程压力的变化趋势和数值上表现出很好的一致性,证明了所采用仿真方法对本文研究对象的适用性。

1.5 试验及仿真工况

试验及仿真工况如表1所示。加热器室压 $p_c=5.3$ MPa, 来流流量 $\dot{m}_a=466$ g/s(酒精 70 g/s, 氧气 206 g/s, 空气 190 g/s), 背压 $p_b=60$ kPa, 燃油流量 $\dot{m}_f=8$ g/s。采用化学平衡热力学计算得到加热器出口参数及产物组成, 主要产物组分的摩尔分数为 CO_2 : 17.6%, H_2O : 26.5%, OH^* : 2.5%。为方便仿真与试验数据的对比分析, 仿真与试验工况保持一致, 采用质量流量入口, 压力出口边界条件, 并考虑污染气体带来的影响。

2 结果与讨论

2.1 仿真结果

采用以上数值仿真方法计算得到爆震起爆后 5 ms 的瞬态流场, 每隔 1 μs 保存一次流动域中心平面(即 $z=0$ 截面)的仿真结果, 对所有结果进行时均处理, 得到如图7所示的流场各参量(静压、马赫数、静温、OH 质量分数、 $\text{C}_{10}\text{H}_{22}$ 质量分数、数值纹影)云图分布, 其中数值纹影云图选择了 $\sqrt{(\partial\rho/\partial x)^2 + (\partial\rho/\partial y)^2}$ 作为显示变量^[23], 该值表征了密度梯度绝对值的大小, 云图区域选取了主要关注的喷注支板上游至尾喷管出口区域。

从图7可以看出, 到达喷注支板上游的来流马赫数约为 $Ma=4.2$, 高速来流在喷注支板尖前缘

表1 试验及仿真工况

Table 1 Experimental and simulation conditions

p_c/MPa	$\dot{m}_a/(\text{g/s})$	$\dot{m}_f/(\text{g/s})$	p_b/kPa
5.3	466	8	60

两侧产生两道斜激波(如图7(a)所示), 经壁面反射后, 再次相交于流道中心线, 支板下游的流道中心区域由于钝体绕流作用在支板后缘形成低速区(如图7(b)所示), 该区域马赫数相对较低, 而静温较高, 自支板尾缘向下游至斜劈前缘, 沿 $y=0$ 的中心线流速由 $Ma=2.3$ 逐渐变化至 $Ma=3.0$, 温度由 1462K 逐渐变化至 1160K(如图7(c)所示), 同时该区域恰好处于燃料富集区(如图7(d)所示)。尽管全局燃料流量(8g/s)与空气流量(466g/s)比处于贫燃配比(油气比 0.017, 对应当量比为 $\Phi 0.26$), 但由于高速射流下燃料穿透能力不足, 驻留时间短, 燃料在到达斜劈前缘时仅能扩散到整个流道高度(90mm)的约 39% 范围内, 流道中心区域的当量比在 $\Phi 0-\Phi 3.7$ 范围, 斜劈前处于富燃配比, 当量比约为 $\Phi 1.7$ 。因此, 燃料非均匀掺混制约了全局当量比的提升空间, 不利于发动机燃烧组织及性能提升。考虑到斜爆震发动机喷注掺混通常位于高速来流条件下(约 2000m/s), 可以采用增加喷注掺混长度以延长气流驻留时间、采用悬臂斜坡喷注器^[24-25]改善燃料穿透深度等方式提高油气掺混效率。

富油、高焓、低速的流动条件导致喷注支板下游至斜劈前的流道中心区域成为诱发燃料提前燃烧的高风险区域, 选取支板尾缘至斜劈前缘沿 $y=0$ 的直线距离进行点火延迟时间的分析, 图8所示为不同 x 坐标位置基于网格点时均参数计算得出的点火延迟时间(τ_c), 驻留时间(τ_r)和静温(T)曲线, 其中点火延迟时间采用化学反应动力学工具 Cantera 和 $\text{C}_{10}\text{H}_{22}$ 化学反应机理, 基于坐标点的流场参数计算得出。考虑到点火延迟时间主要与流场温度、压力、当量比相关, 且受温度变化最为敏感, 因此分别绘制了基于流场静温(红色实线)、提升 10% 流场静温(红色点划线)、提升 20% 流场静温(红色虚线)条件下的点火延迟时间曲线, 用于辅助分析温度变化对提前燃烧的影响程度。驻留时间为对应坐标点到斜劈前缘的剩余距离与沿程 x 方向速度分量的分布 $v(x)$ 计算得出。

从图8中可以看出, 随着流动向下游发展, 点火延迟时间与静温呈相反的趋势变化, 在 $x=60\sim 80$ mm 处, 点火延迟时间与驻留时间十分接近, 极

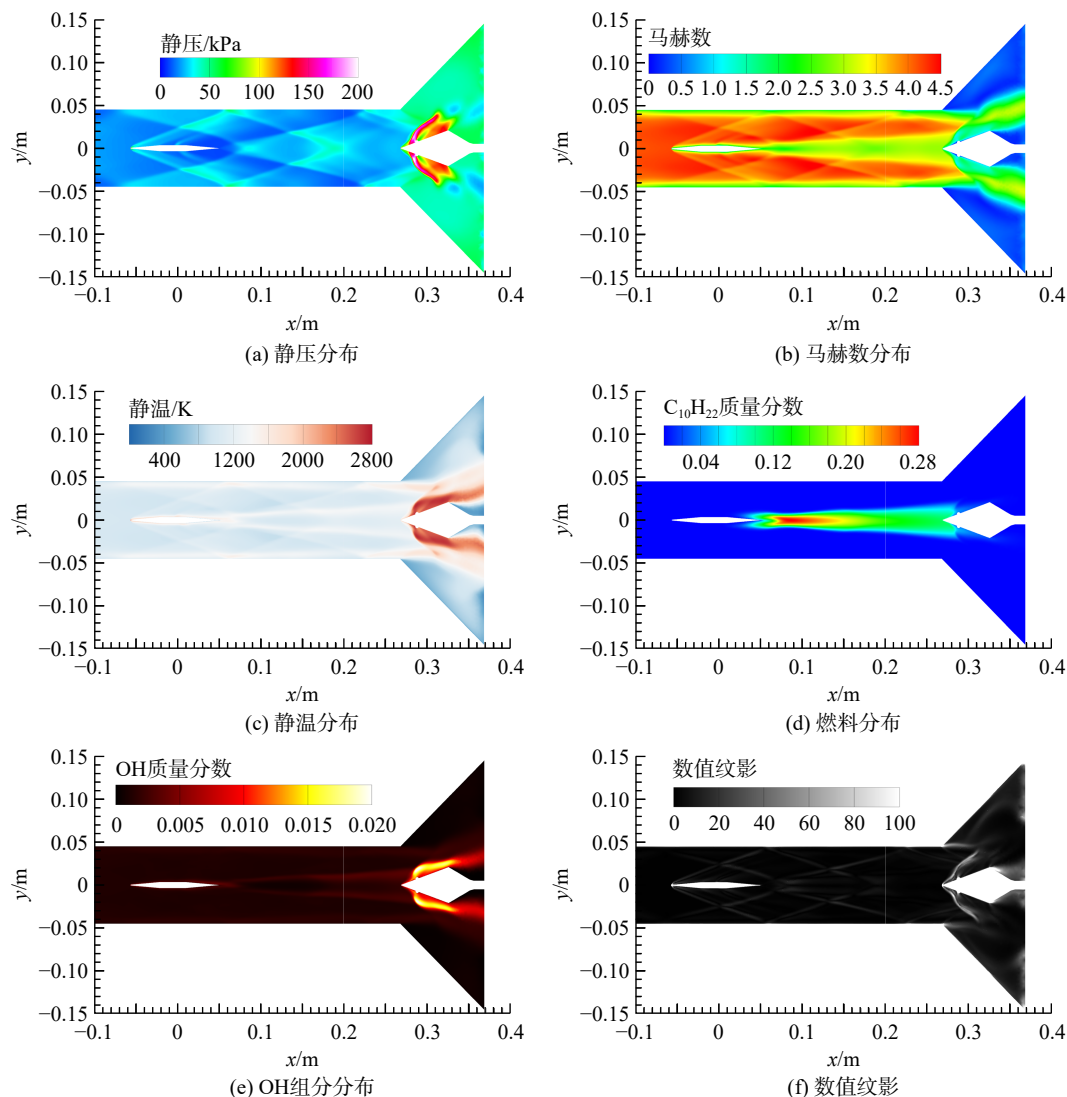
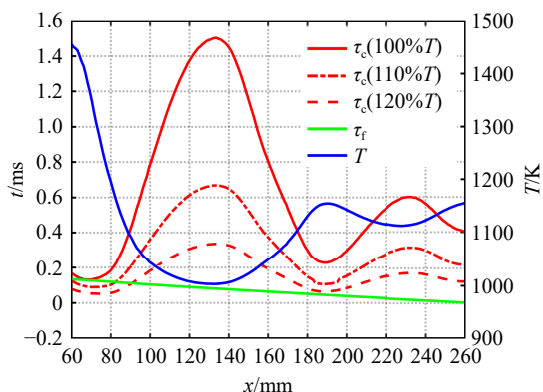
图 7 时均仿真结果($z=0$ 截面)Fig. 7 Time-averaged simulation result (plane $z=0$)

图 8 点火延迟时间、驻留时间与静温沿轴向的变化

Fig. 8 Variation of ignition delay time, residence time and static temperature along axial direction

个别位置处($x=65\sim 72$ mm, 对应图 7(e) 支板尾缘处), 点火延迟时间略短于驻留时间, 表明存在提

前燃烧的风险。但是点火延迟时间基于坐标点的状态评估, 而驻留时间是基于剩余距离计算, $x=62\sim 72$ mm 处属于全流道内点火延迟时间最短的区间, 随流动向下游发展, 点火延迟时间会增长, 因此, 单点处微秒级的时间差并不会造成提前燃烧发生。从图 7(e) 的 OH 质量分数云图中也可以看出, 掺混段内仅有极少量的 OH 生成, 质量分数在千分之二到千分之三之间。进一步地, 若流场静温提升 10% 以上, 点火延迟时间将迅速下降, 造成 $x=67\sim 90$ mm 范围内点火延迟时间显著低于驻留时间, 将会造成提前燃烧。从流场组织和结构设计的角度分析, 喷注结构下游应尽量避免产生大面积低速区或是激波干扰造成的高温区, 掺混距离应基于点火延迟时间和气流驻留时间评估确定, 以避免提前燃烧问题发生。

随流动发展到斜劈楔面,在鼓包产生的弓形激波诱导下,形成斜爆震燃烧,OH在斜劈两侧大量生成,燃料质量分数迅速下降(如图7(d)所示)。图9绘制了斜劈楔面局部区域瞬态OH质量分数分布与数值纹影云图,其中OH的质量分数云图中叠加显示了压力的等值线,数值纹影云图中叠加显示了燃料质量分数的等值线,数值纹影云图的上半部分和下半部分分别为冷态和热态计算结果。从图9(a)中可以看出,斜劈前缘存在约11 mm的诱导区,随后波面角度显著增大,OH分布表征的化学反应区与压力梯度表征的波面位置相耦合,形成典型的斜爆震燃烧。从图9(b)的反应流场可以看出,在 $|y|>20$ mm范围内,波面角度显著减小,结合燃料质量分数等值线和化学反应区可以看出,这主要是燃料径向分布高度有限,随着流动和化学反应向两侧发展,由于缺少燃料,激波

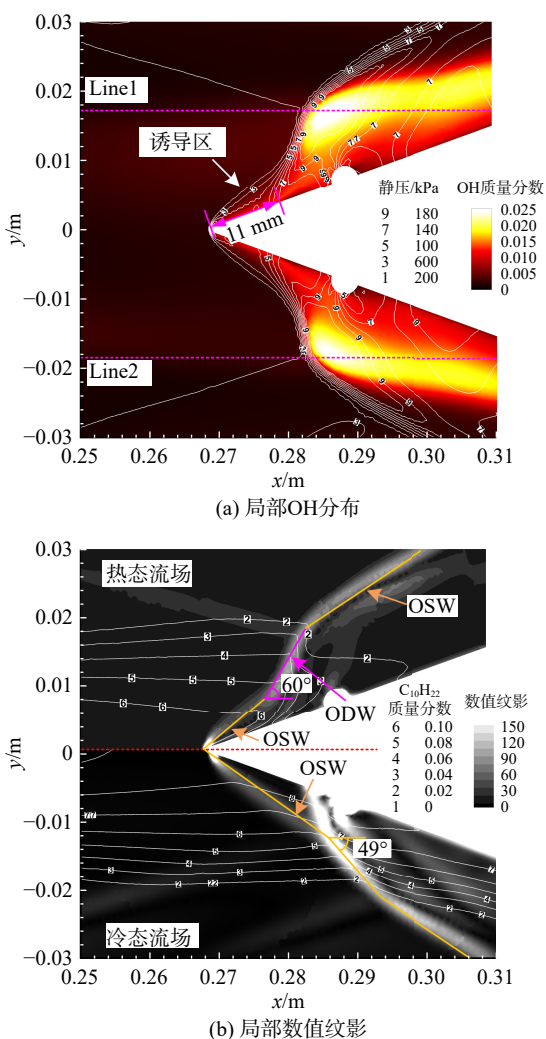


图9 斜劈楔面局部区域的OH质量分数和数值纹影
Fig. 9 OH mass fractions and numerical schlieren of local area of wedge surfaces

面与化学反应区再次解耦,斜爆震波退化为斜激波;相反地,在 $|y|<10$ mm范围内,由于处于富燃状态,燃料未能完全燃烧,少量燃料将在波面下游以缓燃的形式完成化学反应。可以看出,高焓高速来流下燃料非均匀掺混是实际发动机燃烧组织中通常面临的问题,非均匀掺混导致的非理想释热会在一定程度上削弱斜爆震发动机的性能优势。对比反应流场和非反应流场的数值纹影结果,可以看出,受R2 mm鼓包结构影响,气流在经过鼓包附近均伴随波面角度的增大,但反应条件下,爆震燃烧释热促进波面角度进一步增加。图中标注了 $10\text{ mm}<|y|<20\text{ mm}$ 范围内的波面角度近似值,其中爆震波角约60°,无反应条件下的激波角度约49°,侧面证明了燃烧反应形成了斜爆震流场,而非激波诱导燃烧流场。

图10所示为爆震燃烧前后静压分布,其中数据取自图9(a)所示的Line1和Line2处,从图中可以看出,爆震波后的峰值平均压力为272 kPa,爆震波前的平均压力为26.4 kPa,因此爆震波后压力为波前的10.3倍。

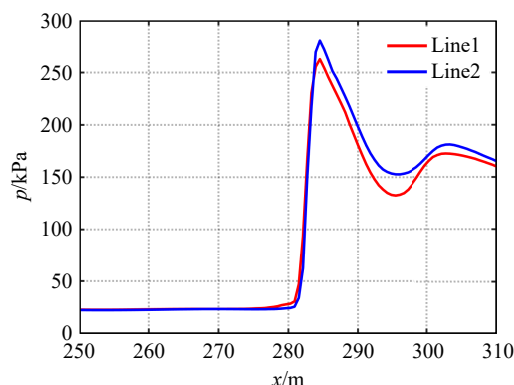


图10 爆震波前后的压力分布
Fig. 10 Pressure distribution before and after the oblique detonation wave

2.2 试验结果

图11所示为试验测得的加热器室压(p_c)、试验背压(p_b)、供油压力(p_r)及燃油流量($\dot{m}_f$)的变化曲线,在 $t=2.6\text{--}4.8$ s的时间窗口内,加热器室压和试验背压稳平均值在5.3 MPa和60 kPa,其中加热器室压较为稳定,试验背压受下游引射器工作状态影响,波动幅度相对较大,受供油管路充填影响,燃油流量在 $t=3.5$ s达到设定供油压力,燃油流量稳定在8.0 g/s。

图12所示为高速单色摄影和低速彩色摄影获取的火焰图像,其中高速相机通过试验时序触

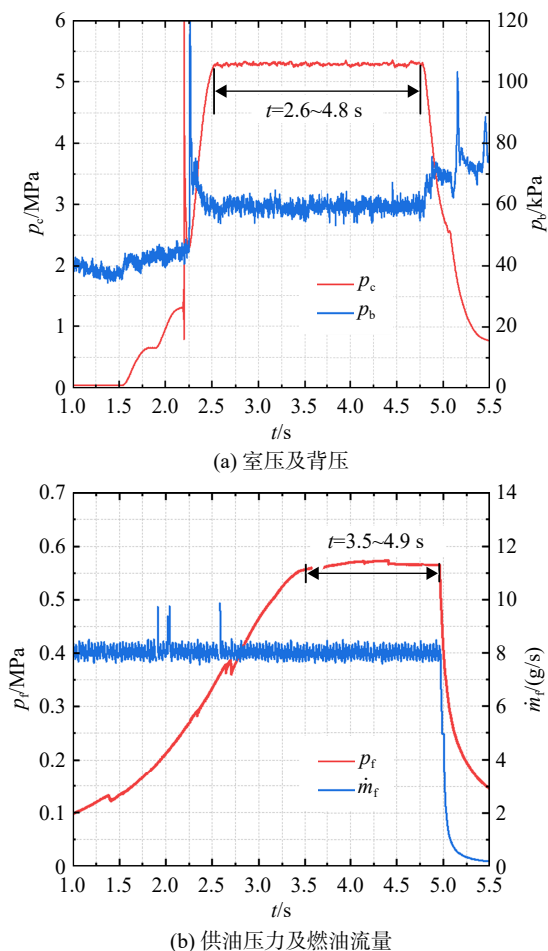


图 11 加热器室压、试验背压、供油压力、燃油流量的变化曲线

Fig. 11 Variation of heater chamber pressure, experimental back pressure, fuel pressure and fuel mass flow rate

发, 图 12(a)所示为 $t = 2.6 \sim 4.8$ s 的瞬态火焰图像, 图中黄色线条代表楔面轮廓, 单张图像的曝光时长为 $2 \mu\text{s}$ 。彩色相机通过手动提前触发, 从结果中选取爆震起爆的时刻记作 t_0 , 图 12(b)所示为

$t_0 \sim t_0 + 2.2$ s 时段内的火焰图像, 由于低速摄影的曝光时长约 10 ms , 单张图像近似为短时间内的时均火焰。两台相机分别架设在视窗两侧(如图 3 所示), 因此火焰图像呈对称分布。从图 12(a)中可以看出, 当 $t = 2.6 \sim 3.4$ s 时, 由于供油压力处于爬升阶段, 实际进入燃烧室的流量逐渐增加, 火焰发光强度逐渐增大, 在 $t = 3.6 \sim 4.8$ s, 火焰形态基本稳定, 燃烧从两侧楔面的鼓包上游起始, 向下游延伸至视窗范围以外。从图 12(b)的彩色火焰图像可以看出, 爆震起爆后(t_0 时刻)的火焰呈蓝白色, 随着燃油流量增大至稳定燃烧后, 可以看出在燃烧波面下游的楔面两侧存在黄色火焰, 代表着富燃产生的未燃碳氢(参考图 9(b))在爆震波面下游继续燃烧发出黑体辐射产生的黄光。由于本研究所采用的高速相机 CMOS 传感器在 $400 \sim 500 \text{ nm}$ 附近(蓝光波长)的量子效率偏低(约 33%), 导致高速摄影所捕获的火焰外轮廓明显小于彩色摄影的火焰轮廓。从高速摄影和低速单色摄影的结果可以总结得出, 爆震燃烧过程中火焰形态是相对稳定的, 但在一些瞬间时刻(如 $t_0 + 0.4$ s, $t_0 + 1.0$ s 时刻), 燃烧波面会出现短暂波动。斜爆震波的燃烧不稳定现象可能受到加热器工作状态, 来流压力/温度/组分, 燃料流量及试验背压等因素影响, 通过对试验测量数据中加热器室压(参考图 11(a))及相关三组元供应压力、燃料供应流量(参考图 11(b))、沿程压力分布(参考图 6(a))进行分析, 加热器室压、三组元供应压力及燃料流量在试验窗口内保持稳定, 而靠近喷管出口截面的上侧沿程压力(p_7 、 p_8 、 p_9)波动较大, 推测火焰面的短暂不稳定燃烧现象与试验背压的波动相关。

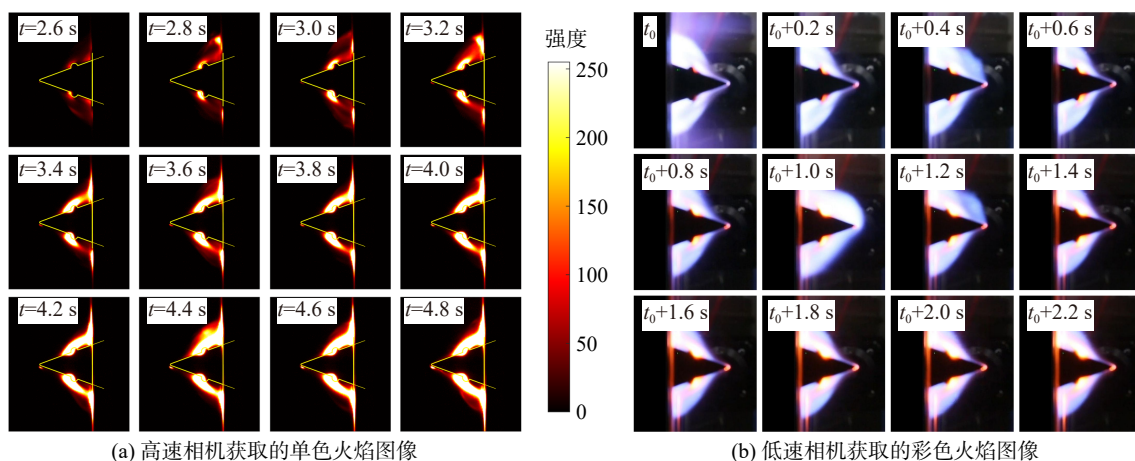


图 12 高速摄影的单色火焰图像与低速摄影的彩色火焰图像

Fig. 12 Monochrome flame images by high-speed imaging and color flame images by low-speed imaging

2.3 仿真与试验结果的对比

图13所示为仿真与试验结果的火焰形态对比,其中图13(a)为仿真时均结果中OH自由基的质量分数云图,用于表征化学反应区的位置和形态;图13(b)为试验火焰图像的时均结果,代表燃烧区域的火焰形态;考虑试验件为对称结构,图13(c)分别截取了仿真和试验结果的半幅图用于对

比,其中白色线条为仿真结果中OH质量分为0.005的等值线,用于表征化学反应区的轮廓。从图13(c)中可以看出,试验获取的火焰形态和轮廓与仿真结果表现出很好的一致性,其中仿真结果中OH生成的峰值区域对应基本完全燃烧的外侧蓝色火焰,而靠近鼓包附近,由于富燃产生较多的未燃碳氢,与火焰图像中的黄色内焰相对应。

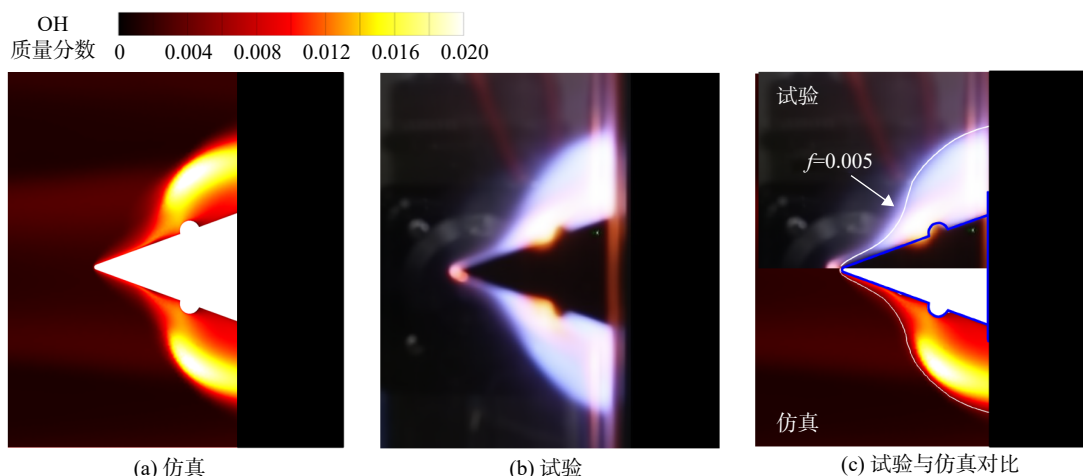


图13 仿真与试验的火焰形态对比

Fig. 13 Comparison of flame morphology between simulation and experiment

3 结 论

本文对模拟马赫数为8状态下的煤油燃料内喷型斜爆震燃烧室开展了数值模拟研究和燃烧加热直连试验验证研究,得到以下结论:

1) 数值研究表明,对于内喷型斜爆震发动机,燃料为航空煤油,可以形成稳定的斜爆震燃烧流场,但有限掺混距离下液体燃料的低穿透深度和非均匀掺混导致了爆震燃烧区域在整个流道高度上占比较低,限制了燃料流量向化学恰当配比的提升空间。

2) 试验结果表明,采用航空煤油的内喷型斜爆震发动机,在2.2s的有效试验窗口内获得了持续稳定的燃烧流场,且试验结果与数值模拟在沿程压力、化学反应区特征上吻合较好,证明在试验中形成了斜爆震波。研究结果证明了液体燃料内喷型斜爆震发动机的技术可行性。

参考文献:

[1] Urzay J. Supersonic combustion in air-breathing propulsion systems for hypersonic flight[J]. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 2018, 50: 593-627.
[2] Wolański P. Detonative propulsion[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2013, 34(1): 125-158.

[3] 凌文辉, 周林, 涂胜甲, 等. 斜爆震发动机研究进展与技术挑战[J]. *南京航空航天大学学报*, 2023, 55(4): 553-572.
Ling Wenhui, Zhou Lin, Tu Shengjia, et al. Research progress and technical challenges of oblique detonation engines[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2023, 55(4): 553-572. (in Chinese)
[4] 薛瑞, 杜鹏, 丁国誉, 等. 斜爆震燃烧与斜爆震发动机研究进展[J]. *应用力学学报*, 2024, 41(2): 241-259.
Xue Rui, Du Peng, Ding Guoyu, et al. Research status of oblique detonation combustion and oblique detonation engine[J]. *Chinese Journal of Applied Mechanics*, 2024, 41(2): 241-259. (in Chinese)
[5] Dunlap R, Brehm R L, Nicholls J A. A preliminary study of the application of steady-state detonative combustion to a reaction engine[J]. *Journal of Jet Propulsion*, 1958, 28(7): 451-456.
[6] Sislian J P, Dudebout R, Schumacher J, et al. Incomplete mixing and off-design effects on shock-induced combustion ramjet performance[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2000, 16(1): 41-48.
[7] Schwartzentruber T E, Sislian J P, Parent B. Suppression of premature ignition in the premixed inlet flow of a shcramjet[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2005, 21(1): 87-94.
[8] Alexander D C, Sislian J P, Parent B. Hypervelocity fuel/air mixing in mixed-compression inlets of shcramjets[J]. *AIAA Journal*, 2006, 44(10): 2145-2155.
[9] Kasahara J, Arai T, Chiba S, et al. Criticality for stabilized oblique detonation waves around spherical bodies in acetylene/oxygen/krypton mixtures[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2002, 29(2): 2817-2824.
[10] Verreault J, Higgins A J. Initiation of detonation by conical projectiles[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2010, 33(2): 2311-2318.

- [11] Zhang Zijian, Wen C, Yuan Chaokai, et al. An experimental study of formation of stabilized oblique detonation waves in a combustor [J]. *Combustion and Flame*, 2022, 237: 111868.
- [12] Zhang Wenshuo, Zhang Zijian, Han Xin, et al. On the determination of the standing oblique detonation wave in an engine combustor using laser absorption spectroscopy of hydroxyl radical[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2024, 152: 109344.
- [13] 韩信, 张文硕, 张子健, 等. RP3 航空煤油斜爆轰发动机试验研究[J]. *实验流体力学*, 2024, 38(6): 21-29.
Han Xin, Zhang Wenshuo, Zhang Zijian, et al. Experimental study on RP3 aviation kerosene oblique detonation engine[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2024, 38(6): 21-29. (in Chinese)
- [14] Gong Ji shuang, Zhang Yining, Pan Hu, et al. Experimental investigation on initiation of oblique detonation waves: AIAA 2017-2350 [R]. Xiamen: 21st AIAA International Space Planes and Hypersonics Technologies Conference, 2017.
- [15] Rosato D A, Thornton M, Sosa J, et al. Stabilized detonation for hypersonic propulsion[J]. *Proceedings of the National Academy of Sciences of the United States of America*, 2021, 118(20): e2102244118.
- [16] 林志勇. 高静温超声速预混气爆震起爆与发展过程机理研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2008.
Lin Zhiyong. Research on detonation initiation and development mechanisms in elevated temperature supersonic premixed mixture [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2008. (in Chinese)
- [17] 韩旭. 超声速预混气中爆震波起爆与传播机理研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2013.
Han Xu. Research on detonation initiation and propagation mechanisms in supersonic premixed flows[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2013. (in Chinese)
- [18] Chen Shuo, Ma Hu. Study of direct-link test of oblique detonation engine[J]. *Journal of Physics: Conference Series*, 2022, 2235(1): 012097.
- [19] 陈硕. 斜爆震冲压发动机燃烧室工作特性研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2023.
Chen Shuo. Research on operating characteristics of the combustion chamber of oblique detonation ramjet engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2023. (in Chinese)
- [20] 滕宏辉, 杨鹏飞, 张义宁, 等. 斜爆震发动机的流动与燃烧机理. *中国科学: 物理学 力学 天文学*[J], 2020, 50: 090008.
Teng Honghui, Yang Pengfei, Zhang Yining, et al. Flow and combustion mechanism of oblique detonation engines[J]. *Sci Sin-Phys Mech Astron*, 2020, 50: 090008. (in Chinese)
- [21] Du Peng, Xue Rui, Wu Yunkai, et al. Study on the flow field of a kerosene-fueled integrated inlet-combustor-nozzle oblique detonation engine[J]. *Physics of Fluids*, 2023, 35(6): 066127.
- [22] 高屹, 王玉清, 王亚军, 等. 煤油燃烧总包反应动力学参数优化方法[J]. *空天技术*, 2022(4): 62-72.
Gao Yi, Wang Yuqing, Wang Yajun, et al. Optimization method of global reactions kinetic parameters for kerosene combustion[J]. *Aerodynamic Missile Journal*, 2022(4): 62-72. (in Chinese)
- [23] Quirk J J. A contribution to the great Riemann solver debate[M]. Berlin, Heidelberg: Springer, 1997: 550-569.
- [24] Alexander D C, Sislian J P. Computational study of the propulsive characteristics of a scramjet engine[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2008, 24(1): 34-44.
- [25] Chan J, Sislian J P, Alexander D. Numerically simulated comparative performance of a scramjet and shcramjet at Mach 11[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2010, 26(5): 1125-1134.

(编辑: 张 雪)