

超声速气流中乙烯点火试验与影响因素

席文雄

(航天工程大学 宇航科学与技术系, 北京 101416)

摘 要: 对超声速气流中的非预混乙烯燃料扩散点火过程进行了试验研究,采用高速摄影、纹影技术获得了点火过程的火焰成功传播与失效图像和激波动态演化过程。基于点火前喷注混合流场的 NPLS(纳米粒子散射)、PIV(粒子图像测速)试验数据和大涡模拟结果对影响点火结果的关键因素进行了研究,分析了点火过程的燃料分布、回流区尺寸、激波串作用、气动壅塞效应等关键流动特征对火焰传播过程和点火失效模式之间的影响关系。研究结果表明,点火过程的激波串前移过程会对燃料的分布造成影响,并进而影响凹腔内的燃料质量分数分布;凹腔角回流区是初始火焰形成的关键区域,点火能量在该区域累积建立凹腔角回流区火焰后,分别扩展形成凹腔驻留火焰,并向下游输运、掺混燃烧,建立预燃激波串,形成点火过程的正向压力反馈;凹腔内燃料分布受喷注位置、喷注压力的影响,采用凹腔内主动喷注的方法能够主动调节凹腔内的燃料分布,有助于初始火核的形成,能有效避免点火过程中由于压力反馈对燃料分布影响造成的熄火现象。

关 键 词: 点火试验; 乙烯喷注; 火焰传播; 超声速流动; 高能火花; 预燃激波串

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Experiment and factors affecting ethylene ignition in supersonic flow-field

XI Wenxiong

(Department of Aerospace Science and Technology,
Aerospace Engineering University, Beijing 101416, China)

Abstract: The non-premixed ethylene ignition in supersonic flow-field was experimentally conducted to obtain the events of successful/failed flame propagation and the evolution of shock wave train during ignition transient using high speed photography and schlieren method. The key flow characteristics such as fuel distribution, length of recirculation zone, effect of shock wave train and air throttling affecting flame development and the modes of flame extinguishment were analyzed with the measurement of NPLS (nano-particle-based planar laser scattering) and PIV (particle image velocimetry) technology by combing with large eddy simulation data. The results showed that the shock train was pushed forward during the process of flame initiation leading to the fuel mass fraction difference between the conditions before and after ignition. The recirculation zone trapped in the fore corner of cavity was essential to the creation of initial flame, in which the ignition energy accumulated and the flame expanded and transported downstream until cavity trapped flame and positive feedback was built up. The fuel distribution within cavity was influenced by the position and

收稿日期:2017-10-12

基金项目:国家自然科学基金(51606220)

作者简介:席文雄(1984—),男,助理研究员,博士,研究领域为超燃冲压发动机燃烧过程、等离子体燃烧调控技术研究。

E-mail:13739076081@163.com

引用格式:席文雄. 超声速气流中乙烯点火试验与影响因素[J]. 航空动力学报,2018,33(12):2827-2837. XI Wenxiong. Experiment and factors affecting ethylene ignition in supersonic flow-field[J]. Journal of Aerospace Power,2018,33(12):2827-2837.

pressure of fuel injection and can be accommodated by direct injection within cavity, which was beneficial for the initial flame kernel propagation while avoiding extinguishment caused by feedback.

Key words: ignition experiment; ethylene injection; flame propagation; supersonic flow; high energy spark; pre-combustion shock wave train

非预混湍流点火是燃烧学中的经典问题,广泛存在于燃气轮机、航空发动机等热力装置的燃烧应用场合^[1]。最小点火能量、点火的浓度极限、点火效率是强迫点火的重要指标,在定容燃烧弹中能够很好地定量测量。但实际工程领域存在着各种复杂流动和燃料混合特征,点火和火焰传播过程复杂,加大了点火特性定量研究的难度,特别是湍流流动对点火过程的影响非常突出,影响因素复杂^[2],目前尚未有适合于工程应用的点火预测模型。基础研究中通过简化流动条件,分别在射流扩散火焰^[3]、钝体火焰^[4]、对冲扩散火焰^[5]、旋流火焰^[6]、混合层火焰^[7]等典型流动结构下进行了大量的点火试验工作,奠定了非预混点火的研究基础。Ahmed 等的试验揭示了扩散燃料的混合特征对点火过程的影响,采用丙酮示踪方法获得了扩散燃料的混合分数分布,提供了定量研究点火现象提供了丰富数据^[3-4]。Birch 等对点火成败的随机性特征进行了研究,定义了湍流脉动影响下的点火因子概念以揭示点火概率特性^[8-9]。Mastorakos 发展了湍流与化学动力学相互作用模型,以捕捉湍流脉动对点火火核形成与发展的影响^[1]。

相比于以上低速流动环境,超声速气流条件下的流动和混合条件更加复杂,点火面临着新的挑战:一是燃烧室入口的气流速度很高,点火和火焰稳定困难,如何保证初始火核的顺利扩展传播而不被高速气流吹熄是燃烧室设计的关键^[10];二是点火过程形成的预燃激波串对流场的动态反馈作用强烈,流场结构和燃料分布在点火前后的分布差异巨大^[11],燃料喷注设计需要同时兼顾点火和稳态燃烧性能的需要;三是由于当前测量技术和数值模型发展的限制^[12],仍无法获得超声速燃料混合流场准确全面的定量信息,点火结果定量预测和分析的难度更大。正如此,超声速气流中的点火研究仍限于现象观测上。

一般来说,燃烧室内完整的点火过程由不同的点火阶段构成。由于燃烧室内气流速度非常高,气流湍流脉动特征明显,初始火核向周围传播和发展过程中,快速脉动的湍流大尺度涡一方面

有助于火核向其他区域的迅速扩散;另一方面也可能在传播过程中因热量快速耗散而火核猝熄,使得点火失效。针对超声速气流中非预混燃料的点火问题,目前已发展了大量的点火增强技术^[13],如引导火焰点火^[14]、尾部节流点火^[15-16]、等离子点火^[17]、补氧点火^[18]、高温燃气点火^[19]等。这些点火技术对于诱导初始火核形成,促进火焰传播起到重要作用。超声速流动下的点火过程由于涉及到火焰由低速区域向高速区域的传播过程,点火火核发展路径受局部气流环境的影响,任一阶段的衔接失效都可能导致点火过程的失败^[13]。目前针对超声速气流中局部激励下的点火,已有大量的试验研究结果,获得了超声速气流下的火焰传播特征^[19-20],但由于缺少流动参数的详细定量数据,特别是凹腔局部的浓度分布、流动速度数据^[21],点火结果的解释仍强烈依赖于经验,对于影响点火成败的关键因素还不明晰。因此对于点火过程的研究,亟需建立点火性能与流场特征之间的联系,这对于认识点火机理、控制点火过程、预测点火结果具有重要的研究价值。

鉴于以上认识,本文以凹腔作为火焰稳定器的超燃燃烧室为研究对象,开展气态乙烯燃料的非预混点火试验。通过燃烧室结构参数、工况参数、喷注参数等条件的对比变换,对影响点火过程的燃料分布、回流区尺寸、气动壅塞效应等关键流动特征与火焰传播过程和点火失效模式之间的关系进行了重点关注,并综合大涡模拟的计算结果和冷态流场结构的测量结果辅助对点火影响因素进行初步分析。本文研究结果以期能对超燃冲压发动机点火方案的设计提供参考。

1 研究方法

1.1 研究对象

图1所示为用于点火试验的燃烧室结构简图,图上序号①~⑦为压力测点位置。燃烧室采用模块化分段设计,由隔离段、燃料喷注段、燃烧段、扩张排气段组成。燃烧室结构可根据试验需要在任意位置接入所需要的试验零部件。隔离段

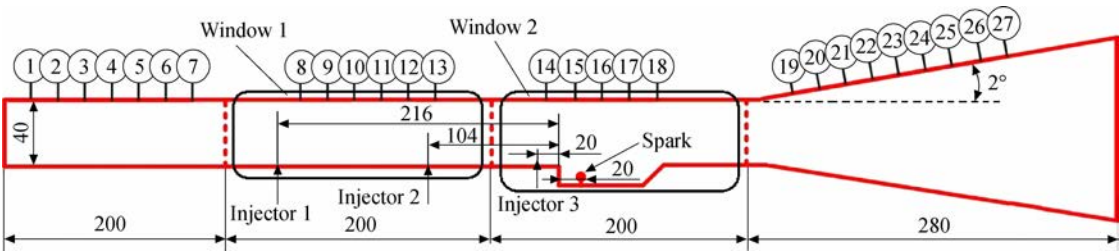


图 1 乙烯点火测试用燃烧室结构简图(单位:mm)

Fig. 1 Sketch of combustor for ethylene ignition experiment (unit:mm)

入口尺寸为 40 mm×50 mm。燃烧室壁面沿程布置压力测点,测点平均间距为 20 mm。在燃料喷注段和燃烧段设置两处开窗玻璃,用于观测燃烧室内的燃料分布及其火焰动态发展过程。在凹腔上游的燃料喷注段布置燃料喷注点,喷注点的位置和喷孔直径可根据试验需要进行调整,图 1 中 injector 1 和 injector 2 为燃料喷注点。凹腔深度为 20 mm,其长深比可调节。火花塞位于凹腔壁面低速回流区域内,安装位置可在凹腔前部和后部两个位置更换,其距凹腔前壁面距离分别为 20 mm 和 40 mm,插入深度与底壁面平齐。在点火位置下游可设置气动壅塞喷孔,通过较大流量的空气注入使燃烧使出局部壅塞,以优化点火环境。

表 1 列出了两种工况下的气流参数特征,分别对应于典型的启动工况和巡航工况。来流空气的加热通过酒精、氧气和空气三组元的混合加热实现。试验系统的详细信息可参见文献[13]。

表 1 模拟来流马赫数为 2 和 2.5 条件的
加热器典型工况

Table 1 Typical condition of air heater simulated for incoming Mach number of 2 and 2.5					
来流 马赫数 Ma	来流 速度 $V/(m/s)$	总温 T_o/K	静温 T_e/K	总压 p_o/MPa	静压 p_e/MPa
2	860	840	500	0.60	0.081
2.5	1200	1486	754	1.6	0.086

高能点火系统由高能点火储能电源和半导体火花塞组成。半导体火花塞放电过程依靠阴极和阳极之间填充的半导体材料的离子化而产生,半导体火花塞在较低的环境压力下仍能维持较高的放电效率,避免了环境压力变化对放电的影响。放电能量为 1 J,放电频率为 100 Hz,火花存续时间约为 1 ms。为了显示流动条件对火花放电过程和能量沉积的影响,图 2(a)和图 2(b)分别给出了

高能火花在静止条件和气流冲刷下的放电过程。帧频率为 8 000 帧/s,自发光辐射曝光时间为 125 μs ,纹影曝光时间为 20 μs ,放电时间间隔为 10 ms。从图中可以看出,静止气流中,高能火花放电过程呈现出一定的射流特征。有高速气流冲刷时,虽然放电过程的电弧通道长度没有改变,但是能量沉积完成后形成的高能核心区域的分布特征却发生了显著变化,热量随气流大量散失,并且影响火花的持续时间。因此,选择低速气流的点火环境对于提高点火能量效率至关重要。

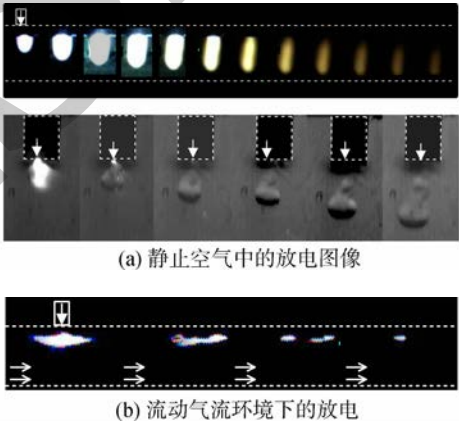


图 2 电火花塞结构及其放电过程

Fig. 2 Sketch of spark structure and discharge process

1.2 流场测量与数值方法

在火花的局部激励下,点火过程由以下几个阶段构成,分别为能量沉积阶段、初始火核形成阶段、火焰传播阶段。其中初始火核的形成取决于点火位置局部的流场条件和燃料状态,火焰传播阶段与燃烧室的全局流场特征密切相关。试验过程中为了获取更全面的点火流场信息,综合了多种流场测量设备用于对点火结果的辅助分析。采用高速摄影技术测量点火火焰的动态发展过程,采用纹影技术测量点火过程中的流场结构的变化,采用 NPLS(纳米粒子散射)的方法获得了气态燃料的混合特征,采用 PIV(粒子图像测速)方

法测量了点火前的速度流场分布信息。

数值模拟方法能够为试验数据分析提供更细节的流场信息。大涡模拟能够准确地模拟湍流剪切/混合层的发展。本文采用商用 Fluent 软件对燃烧室点火前的喷注混合流场进行三维数值研究,通过基于有限体积方法离散气相控制的多组分输运方程求解。大涡模拟计算过程中采用基于 Smagorisky-Lily 的动态应力亚网格尺度模型,对流项和扩散项采用中心差分格式,时间项采用二阶 Runge-Kutta 法。计算过程中进行了网格无关性验证,消除了网格数量因素对计算精度的影响。

2 试验结果

2.1 不同参数影响下的试验结果

图 3 所示为乙烯在不同参数设置下的点火试验结果。由于当量比的大小取决于喷孔的直径和数量以及喷注压力的大小,为便于数据的分析,试验结果统计中,直接以试验中可直接调整的喷注压力作为自变量参数。试验以长深比 $L/D=7$,到凹腔前沿距离 $l=10\text{ mm}$ 处的单孔直径 $\phi=2\text{ mm}$ 的试验构型(记为 $l=10, L/D=7, \phi 2$)为基准构型,以来流马赫数 $Ma=2.5$ 作为基准工况,通过改变凹腔大小、乙烯的喷注位置、喷孔大小等,对不同影响因素下的点火过程进行了研究。同时也进行了下游气动壅塞和 $Ma=2$,低总温 840 K 条件下的点火测试。以图中 $l=10, L/D=5, \phi 3+8-\phi 0.5$ 的标注为例,该标注表示为喷注距离 $l=10\text{ mm}$,长深比 $L/D=5$ 的凹腔构型以 $\phi=3$

mm 的孔辅以在凹腔斜坡面处以 $8\text{ 个 } \phi=0.5\text{ mm}$ 的孔喷注的试验情形,其中下划线标示的内容表示与基准构型不同的参数设置项。试验中根据高速摄影的结果,可归纳为三种试验类别,分别为无火核形成的点火失败情形;生成初始火核但无法自持的情形;形成初始火核并顺利传播建立火焰稳定的情形。

从图 3 中的点火试验结果可以看出

1) 较大的喷注孔径在相同的喷注压力下,卷吸进入凹腔内的燃料质量分数分布范围较大,采用直径为 3 mm 的喷孔,相比于直径为 2 mm 的喷孔在相同的喷注压力下可兼顾流量和燃料空间扩展混合的双重性能,因此具有较好的点火性能。

2) 采用凹腔内主动喷注乙烯的方法,能够改善凹腔内燃料卷吸不足的缺点,可扩宽点火工作范围,图中点火结果所示, 2 mm 直径的喷孔辅以凹腔内 $4\text{ 个 } 0.5\text{ mm}$ 直径的喷孔的主动喷注条件下能够实现点火,拓宽了相应单孔喷注下的点火边界。单独依靠凹腔内的燃料主动喷注能够在凹腔局部形成初始火核,但是难以建立稳定的燃烧火焰,凹腔低速回流区形成的初始火焰难以向燃烧室下游进行扩展传播。

3) 下游气动壅塞的方法有利于初始火核的形成,但是在 2 mm 直径的喷孔的情形下,由于燃料当量比较低,难以建立燃烧室的全局压力响应,当气动辅助壅塞效应撤去后,火焰难以自持稳定。

4) 改变喷注距离在一定程度上对点火性能的改善不是很明显。

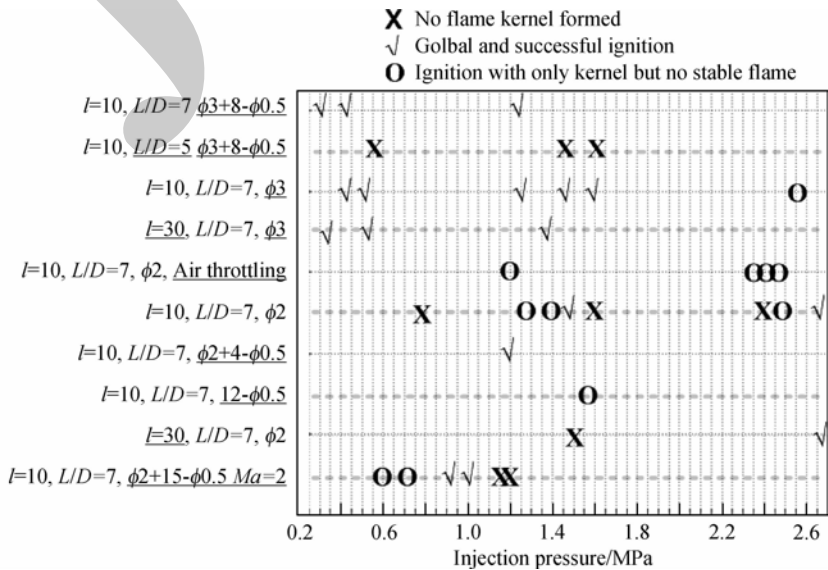


图 3 不同参数设置下的点火测试结果

Fig. 3 Ignition results under various parameter setup

5) 凹腔的长深比对初始火核形成具有重要影响,试验结果表明在同样的试验条件下, $L/D=5$ 的凹腔在所研究的喷注压力范围内难以实现点火。

因缺乏燃料组分质量分数场分布和流场湍流脉动的定量测量数据,这给数据的分析来了难度。下文将通过结合数值模拟结果和流场测量数据的对比,对点火结果进行初步分析和讨论。

2.2 激波串动态前移过程

图 4 显示了乙烯点火过程的激波串从生成直至向隔离段推移的过程。乙烯采用在凹腔前缘的直径为 3 mm 喷孔进行喷注。左侧图像为采用激光纹影从凹腔燃烧室 Window 2 处的观测结果,右侧为从隔离段 Window 1 处的观测结果。从激波演化的时间序列图可以看出,火花放电后需要历经 3.5 ms 的时间才能出现由于火焰的释热诱导边界层分离作用而导致的纹影图像变化。3.9 ms 的延迟时间后,在燃烧室内出现了预燃激波串形成的起始特征。这一过程主要用于初始火核的传播和燃烧放热的能量累积。达到一定的能量积累后,形成的预燃激波串继续向前推移,并对来流进行压缩。火焰初始发展阶段的宏观释热速率可由激波串的推移速率进行表征,从图中隔离段中激波串的位置变化可推算出推移速度在 20~100 m/s 之间。点火过程的激波动态前移势必会引起燃烧室流动条件的剧烈变化,因其前移“预燃效应”对流场的干扰作用大于火焰前传速度,这一点

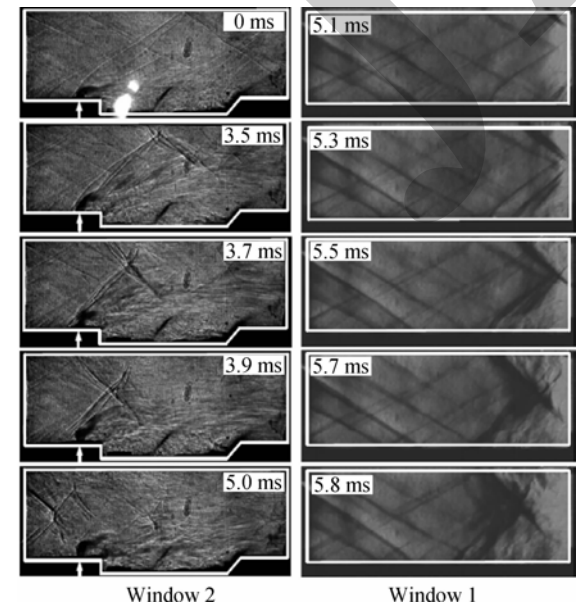


图 4 点火初始时刻的流场演化过程

与低速流场中基于混合分数分布预测火焰传播路径的点火预测方法不同^[3-4],超声流场中预燃激波串的反饋作用使得基于冷态下获得的燃料分布难以对火焰传播轨迹进行预测。初始火焰在传播发展的不同阶段将呈现不同的熄火特征。

2.3 火焰传播过程与失效模式

在超声速气流条件下,初始火核如何从局部特征发展成超声速传播的全局火焰特征对分析点火影响因素具有重要价值。图 5 显示了较低喷注压力下的乙烯点火过程的不同火焰传播路径。其中路径 I、II、III 代表了三种典型的点火失效模式。路径 IV 和路径 V 为成功点火情形下的火焰传播过程。从图中可以看出,凹腔回流区单点点火激励的条件下,形成稳定的燃烧火焰共包括五个阶段:第一阶段为能量沉积作用下初始火焰的形成;第二阶段为凹腔角回流区火焰的形成;第三阶段为凹腔驻留火焰的扩展形成;第四阶段为凹腔火焰向下游的对流输运过程;第五阶段为下游燃烧释热、边界层分离而导至火焰的逆传过程。图中由于射流火焰在边界层传播的不稳定性,第五阶段常以振荡形式出现。经过对点火图像的统计分析发现,各点火失效模式的持续时间相对固定,点火失效模式 I 的持续时间为 0.75 ms,点火失效模式 II 的持续时间为约 2.25 ms,点火失效模式 III 的持续时间为 6 ms。这些失效火焰表现出贫油火焰特征,火焰在凹腔内部逐渐收缩直至熄火,其存续时间取决于凹腔的质量交换速率,与凹腔的尺寸相关^[12]。

图 6 为点火过程的火焰传播与预燃激波串建立过程示意图。预燃激波串前移过程中对燃料轨迹实现抬升,并诱导主流火焰的前传。图中数字

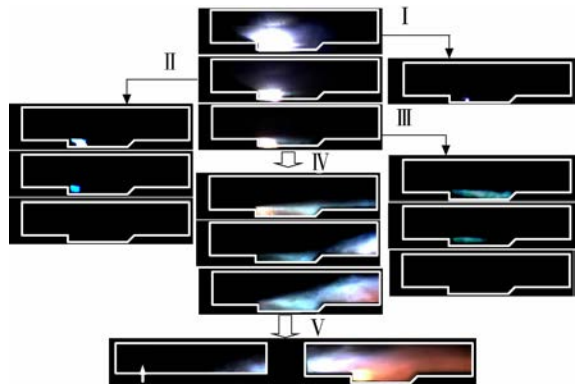


图 5 不同点火结果下的火焰传播路径

Fig. 4 Flow-field evolution from the beginning of ignition

Fig. 5 Routes of flame propagation with different ignition results

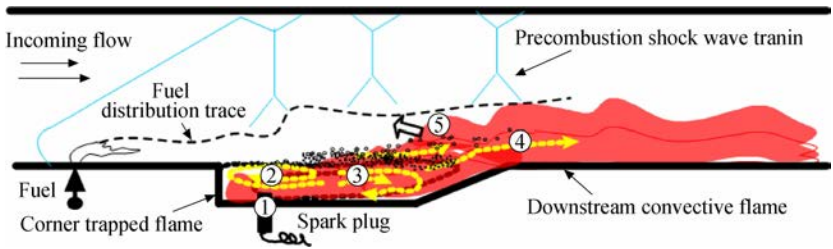


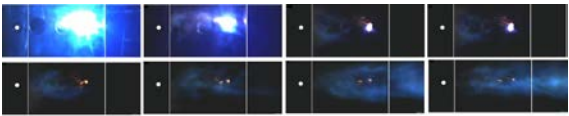
图 6 火焰传播、激波串发展直至全局火焰建立过程的示意图

Fig. 6 Schematic of flame propagation and shock train development until global combustion establishment

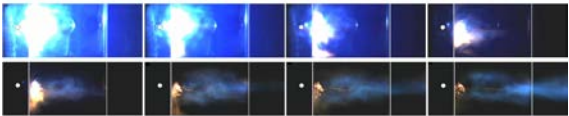
标号分别表示各种火焰传播过程相对应的火焰存在区域,①为点火初始火核形成区域,②为凹腔角部背风回流区,③为凹腔后部区域,④为凹腔尾流区,⑤为凹腔剪切层区域。

为了显示初始火焰在凹腔点火位置的展向发展情形,图 7 给出了通过燃烧室顶窗观测的高速摄影图像的时间演化过程。图 7(a)所示为点火位置位于凹腔后半部分时的火焰发展过程的展向观测结果。时间间隔为 0.1 ms,喷注孔径为 3 mm,乙烯喷注压力设为 2 MPa。从图中可以看出,点火初始时刻形成的初始火核形成后随着回流速度方向向凹腔角回流区聚集。待形成足够的能量聚集后,再向下游扩散,直至稳定的持续火焰形成。作为对比,图 7(b)给出了凹腔前半部分进行点火激励下的火焰发展过程的展向观测结果。时间间隔为 0.1 ms,喷注条件同上。从图中可以看出,当点火位置位于凹腔角回流区时,直接在点火位置所在凹腔角回流区形成大面积的回流火焰。然后再向下游扩展。通过不同位置的点火结果的对比分析可以看出,凹腔角回流区是点火初始火核形成的重要区域,起着积聚初始能量的作用。

如前所述,燃烧反馈使得点火前后燃料质量分数分布呈现出不同的特征,在高喷注压力下的点火失效过程表现出与低喷注压力不同的特点。



(a) 火花塞安装在凹腔后部

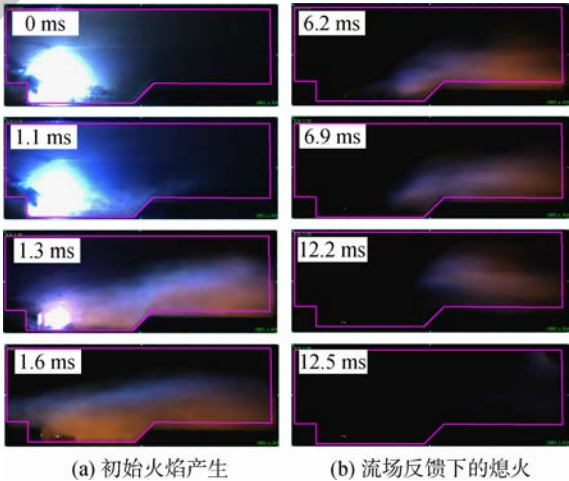


(b) 火花塞安装在凹腔前部

图 7 火焰扩展过程的俯视图

Fig. 7 Platform of flame expanding process

图 8 所示为乙烯单孔高喷注压力(2.6 MPa)下的凹腔局部富油点火及熄火过程。从图中可以看出,在火花激励下凹腔内形成了大面积的富油火焰,由于凹腔火焰稳定能力的限制,无法形成自持的稳定燃烧火焰,火焰首先在凹腔内部熄灭,之后火焰随着主流吹出燃烧室。造成这种火焰吹脱模式是由于燃烧前后的流场差异造成的。点火成功后,虽然燃烧流场的建立使喷注背压提高,但是来流动量的作用对燃料穿透度的影响更大。降低主流动量使得燃料穿透度增加,使得随剪切层卷吸进入凹腔内的燃料分布减少,凹腔内因缺少燃料供应而无法形成驻留火焰,造成火焰在主流中被高速来流吹熄。在高的燃料喷注压力下,燃烧前后的流场动量变化使得穿透深度的改变更加明显。



(a) 初始火焰产生

(b) 流场反馈下的熄火

图 8 高喷注压力下的火焰演化过程

Fig. 8 Flame evolution under high injection pressure

燃烧反馈对低的燃料喷注压力下的火焰特征的影响分布影响较弱。作为对比,图 5 的熄火模式显示了乙烯在低喷注压力、贫油点火临界状态下的火焰熄火过程。从中看出,在贫油状态下,形成初始火核后,火焰在凹腔内的存续时间较长,火焰为淡蓝色,呈现出贫油燃烧特征,强度较弱。火焰熄

火过程表现为火焰面在凹腔内部的局部收缩。其熄火主要是凹腔火焰在下游的输运过程中被主流稀释所致。因此,对于被动喷注情形,选择合适的喷注压力和燃烧当量比,应避免燃料分布因燃烧而产生变化。这同时也表明,采用燃料的主动喷注方式,对于保持燃烧前后凹腔燃料分布的一致性和凹腔驻留火焰的持续性对于火焰传播发展过程的重要意义。

3 点火结果分析与讨论

3.1 NPLS 结果分析

从点火的试验结果可以看出点火前凹腔内的燃料质量分数对于初始火核的形成具有重要影响。根据试验中喷注位置的选择,形成凹腔内的燃料质量分数条件可区分为两种方法,分别为被动喷注法和主动喷注法。前者通过在凹腔上游喷注燃料,燃料跨越凹腔剪切层时卷吸进入凹腔;后者通过直接在凹腔内部设置喷孔,实现凹腔内燃料的直接注入和主动调节。图 9 所示为不同喷注方法下的气态燃料的 NPLS 图像。燃料喷孔直径为 2 mm,喷注压力为 1 MPa。气态燃料采用二氧化钛纳米粒子进行示踪。为了清晰显示燃料输运轨迹,图像经反色处理。从图 9(a)可以看出,凹腔前方被动喷注方式下,通过剪切层可将部分燃料卷吸进入凹腔内部,随着凹腔内的回流运动,经过一定的时间累积后,可以形成一个较均匀的质量分数分布。采用凹腔内部主动喷注时,在图 9(b)所示的喷注情形下,燃料射流分成两股:一股进入凹腔回流区;一股与来流发生碰撞偏折后进入主流区向下游扩散。从试验观测结果可以看出凹腔主动喷注对于凹腔内燃料分布调节的有效性。

3.2 大涡模拟结果分析

由于散射光图像无法给出质量分数的定量描述,为从质量分数分布的定量角度考察喷注位置的影响,采用大涡模拟方法获得了点火前的燃料喷注混合流场的详细信息,对比分析了不同的喷注压力、凹腔内主动喷注位置、来流工况对质量分数分布特性的影响。

图 10 所示为被动喷注条件下不同喷注压力影响下的大涡模拟结果。乙烯喷注压力分别为 1、2、3 MPa,喷口设为声速条件。该构型的侧面采用对称边界条件。为减少燃烧室壁面边界层增长对燃料混合场的影响,计算时上壁面采用滑移壁面条件。图中以云图方式显示了乙烯当量比为 1 的等值面上的流向速度以及中心面上的乙烯质量分数($w_{C_2H_4}$)和静温分布。这些结果揭示出了燃料横向喷注条件下超声速流场的基本混合特征。燃料射流与主流之间的相互干扰作用使燃烧室通道形成了复杂的激波反射结构。随着喷注压力的增加,激波强度也越大。燃料卷吸进入凹腔内部,随着与高温空气的不断掺混换热,温度得以提高。从不同喷注压力下的燃料分布特征可以看

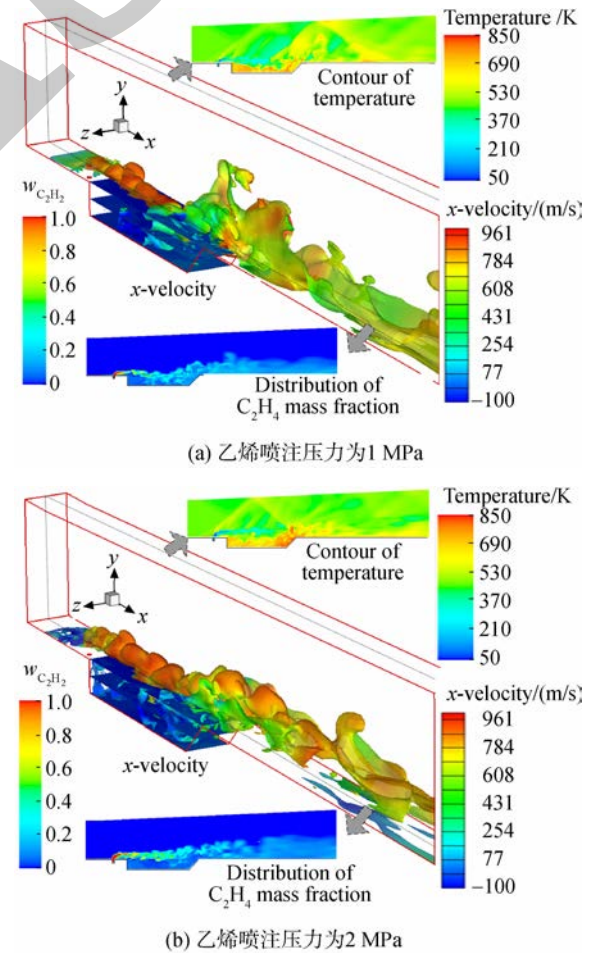


图 9 不同喷注方式下的 NPLS 图像

Fig. 9 NPLS images with different injection schemes

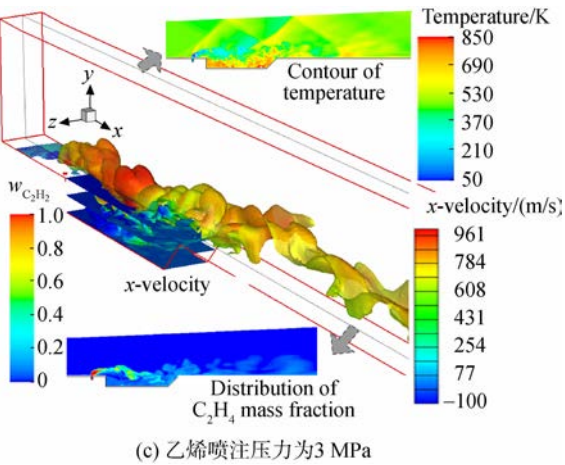
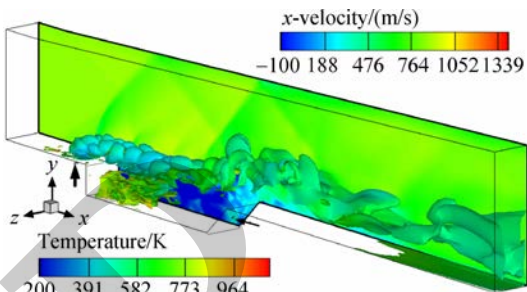


图 10 点火前不同被动喷注压力下的的大涡模拟结果
Fig. 10 Large eddy simulation results under different passive injection pressures before ignition

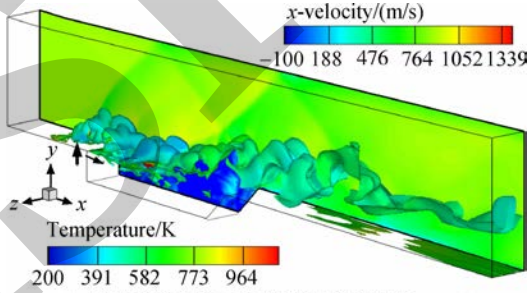
出,随着喷注压力的增大,燃料扩散轨迹上的燃料通量密度随之增大,卷吸进入凹腔内的燃料也随之增多。同时,从图中可以看出,在凹腔前沿喷注条件下,乙烯燃料跨越凹腔剪切层时,在该位置附近能够形成较好的质量分数分布条件,有利于火焰在剪切层区域的传播和发展。但从当量比为 1 的等值面分布可以看出,凹腔角回流区域处于贫油状态,卷吸进入凹腔的燃料只在斜坡面附近形成了利于点火燃烧的质量分数分布状态,但该区域的气流应变拉伸效应强烈,不利于火焰的保持。结合以上数值结果可以推断,与 NPLS 显示的结果一致,在凹腔前方被动喷注条件下,仅仅依靠喷注压力大小调节,难以在角回流区形成火焰驻留的最佳点火燃烧质量分数条件。

图 11 为辅以凹腔内主动喷注条件下的大涡模拟结果。图 11(a)为来流马赫数为 2 的来流条件辅以凹腔后壁喷注结果;图 11(b)为来流马赫数为 2 的来流辅以凹腔前壁喷注结果;图 11(c)为来流马赫数为 2.5 的来流辅以凹腔后壁喷注结果。图中分别显示了边界面的速度分布云图和当量比为 1 等值面的温度云图。从图中可以看出,在凹腔前壁面喷注燃料时,由于喷射动量较大,燃料更容易进入剪切层,而卷吸进入低速回流区的数量较少。采用凹腔后壁面燃料喷注时,图中的燃料分布结果与试验结果一致,喷出的燃料与主流发生碰撞后,一部分进入主流,另一部分跟随凹腔回流区的逆向流动进入凹腔前部,从而更容易在凹腔角回流区形成较大范围的恰当质量分数分布。数值结果显示来流马赫数为 2.5 条件下,随着主流动量增大,后壁面主动喷注在凹腔内的穿

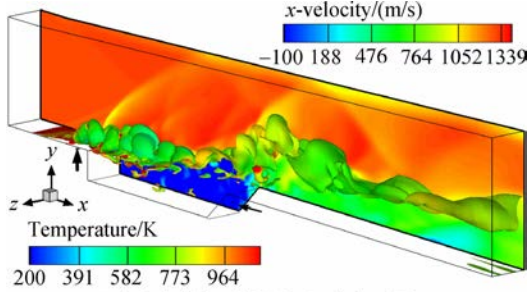
透深度有限,在同样喷注条件下难以穿透至凹腔前壁,因此后壁面喷注时喷注压力的选择应该与主流工况相匹配才能保证燃料进入凹腔前部的角回流区域。基于以上分析可得出,在点火燃烧的组织过程中应综合采用两种喷注技术,以实现凹腔内部及其剪切层较大区域范围的燃料混合和质量分数分布。



(a) 凹腔后壁喷注下的温度和速度云图 ($Ma=2$)



(b) 凹腔前壁喷注下的温度和速度云图 ($Ma=2$)



(c) 凹腔后壁喷注下的温度和速度云图 ($Ma=2$)

图 11 点火前不同被动喷注模式下的的大涡模拟结果
Fig. 11 Large eddy simulation results under different passive injection schemes before ignition

3.3 PIV 结果分析

根据点火结果可知,凹腔长深比对于乙烯的点火及其火焰稳定具有重要的影响。试验中发现,当减少凹腔长深比时,乙烯喷射难以实现点火。图 12 所示为不同凹腔长深比下的速度场分布。可以看出,采用 PIV 技术测量的主流速度在 1000~1200 m/s 之间,与设计值接近。从图中分辨出的凹腔剪切层运动的瞬时图像可以看出,长

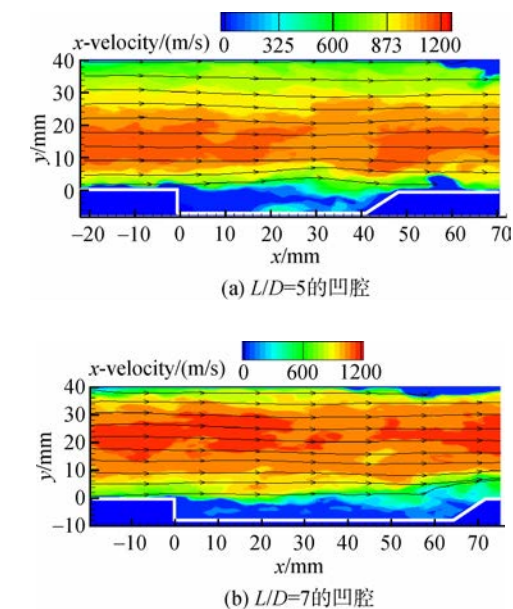


图 12 点火前 PIV 测量的速度分布

Fig. 12 Velocity distribution measured with PIV before ignition

的凹腔长深比下,凹腔剪切层的发展更为充分,更有利于燃料跨越剪切层时向凹腔内低速回流区内的输运,可保证点火初始火核的质量分数条件。相比之下,短凹腔的回流运动速度更明显。同时,长的凹腔长深比拥有更大空间尺度的回流区域,低速区域的散布面积更大,点火初始能量不易散失,同时凹腔剪切层的充分发展,使得凹腔下游区域拥有更大的低速分离区域,保证了初始火核的顺利传播。

3.4 纹影结果分析

如图 13 所示为 $L/D=5$ 的凹腔无法实现点火时不同燃料喷注方式下的纹影结构图。图中 $1-\phi 3$ 为单个直径为 3 mm 的喷孔进行喷注, $p_{C_2H_4}$ 表示乙炔的喷前压力大小。纹影图中所示的前三种喷注构型在长凹腔情形下都能实现成功点火。从纹影结构图上难以分辨出凹腔长深比导致的流场差异,燃料进入凹腔角回流区域在密度场上的细节特征也无法进行分辨。尽管在凹腔斜坡面设标识的置了各种主动喷注孔,也无法进行点火成功。结合 PIV 显示的流场结果,可认为有两种原因导致了点火结果的差异:一方面短凹腔内的回流速度场要大于长凹腔,对于初始火核的猝熄作用较为强烈;另一方面长凹腔下充分扩展的剪切层更利于燃料向凹腔内的输运。这两方面的因素又将带来火焰稳定能力的差异。

围绕点火失效的短凹腔燃烧室,试验中采用

了气动壅塞诱导边界层分离的技术手段进行了辅助强化点火尝试。结果表明:采用气动壅塞方法,在不影响凹腔内流场及其初始火核的前提下,能够对凹腔下游的掺混扩散燃烧过程起到一定的辅助作用。图 14 曲线对比了冷流与燃烧条件气动壅塞下的壁面压力分布。试验发现:尽管实现了

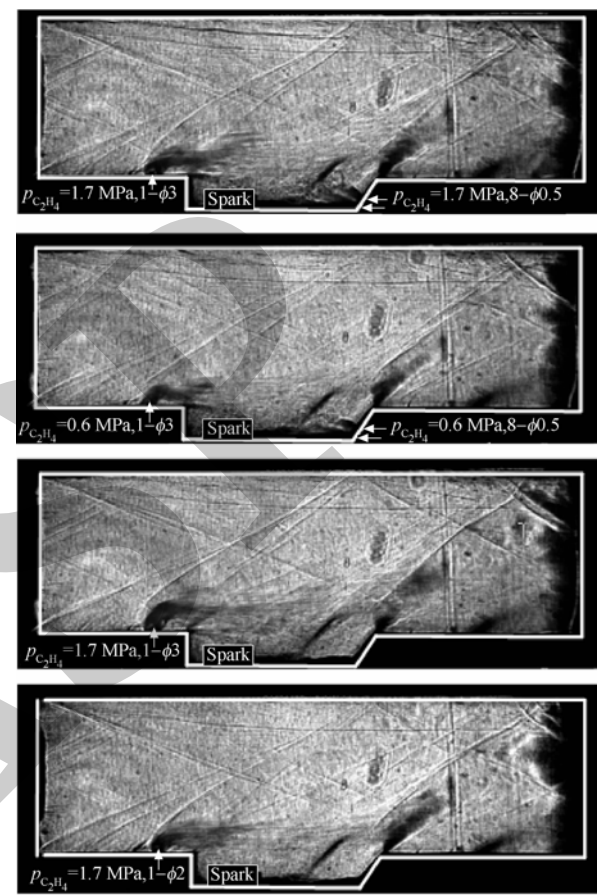


图 13 不同喷注方式下的纹影图像($L/D=5$)

Fig. 13 Schlieren images with different injection schemes ($L/D=5$)

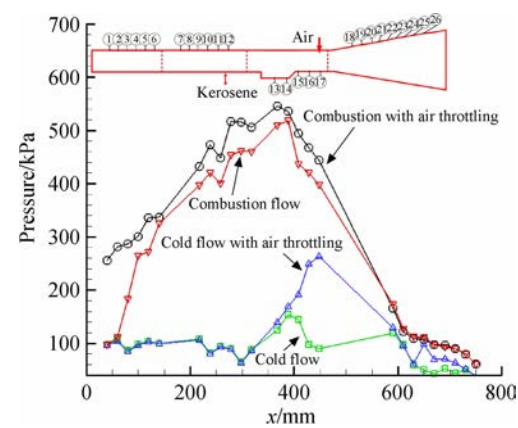


图 14 燃烧室壁面压力分布

Fig. 14 Pressure distribution along combustor wall

火焰的全路径传播过程,但由于短凹腔火焰器在火焰稳定能力方面的欠缺,关闭气动壅塞后,火焰无法驻留,被吹出燃烧室。为了排除燃料质量分数的影响,试验过程中从富油到贫油状态,变换了多种燃料当量比仍无法实现点火。

4 结 论

本文在多种参数设置条件下对气态乙烯燃料进行了超声速气流中的非预混点火试验,并结合高速火焰摄影、NPLS、PIV、纹影多种流场信息显示手段,研究了点火过程的燃料分布、回流区尺寸、激波串作用、气动壅塞效应等关键流动特征对火焰传播过程和点火失效模式之间的影响关系,获得的结论如下:

1) 获得了点火过渡流场的火焰发展和预燃激波串前移过程,结果显示凹腔角回流区是初始火焰形成的关键区域,点火能量在该区域累积建立凹腔角回流区火焰后,分别扩展形成凹腔驻留火焰,并向下游输运、掺混燃烧,建立预燃激波串,形成点火过程的正向压力反馈。

2) 凹腔内燃料分布受喷注位置、喷注压力的影响,采用凹腔内主动喷注的方法能够主动调节凹腔内的燃料分布,有助于初始火核的形成,能有效避免点火过程中由于压力反馈对燃料分布影响造成的熄火现象。

3) 凹腔长度决定了驻流火焰的强度,直接影响火焰稳定能力,短凹腔形成的驻留火焰在向下游输运时易被主流猝熄,无法实现火焰向主流扩展。

参考文献:

- [1] MASTORAKOS E. Ignition of turbulent non-premixed flames[J]. Progress in Energy and Combustion Science, 2009,35(1):57-97.
- [2] 李明磊,吴宁,侯凌云,等. 强湍流下点火及火焰传播机理研究进展[J]. 试验流体力学,2015,29(4):1-11.
LI Minglei, WU Ning, HOU Lingyun, et al. Research progress on ignition and flame propagation in highly turbulent flows[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2015,29(4):1-11. (in Chinese)
- [3] AHMED S F, MASTORAKOS E. Spark ignition of lifted turbulent jet flames[J]. Combustion and Flame, 2006,146(1/2):215-231.
- [4] AHMED S F, BALACHANDRAN R, MARCHIONE T, et al. Spark ignition of turbulent non-premixed bluff-body flames[J]. Combustion and Flame, 2007,151(1/2):366-385.
- [5] HEEGER C, BOHM B, AHMED S F, et al. Statistics of relative and absolute velocities of turbulent non-premixed edge flames following spark ignition[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2009,32(2):2957-2964.
- [6] MARCHIONE T, AHMED S F, MASTORAKOS E. Ignition of turbulent swirling *n*-heptane spray flames using single and multiple sparks[J]. Combustion and Flame, 2009,156(1):166-180.
- [7] AHMED S F, BAHENA LEDEZMA I A, et al. Spark ignition in a turbulent shearless fuel-air mixing layer: average flame growth rates[R]. AIAA-2009-238, 2009.
- [8] BIRCH A D, BROWN D R, DODSON M G, et al. Studies of flammability in turbulent flows using laser Raman spectroscopy[J]. Symposium (International) on Combustion, 1979,17(1):307-314.
- [9] BIRCH A D, BROWN D R, DODSON M G, et al. Turbulent concentration field of a methane jet[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1978,88:431-449.
- [10] 丁猛,余勇,梁剑寒,等. 碳氢燃料超燃冲压发动机点火技术试验[J]. 推进技术,2004,25(6):566-569.
DING Meng, YU Yong, LIANG Jianhan, et al. Experimental investigation of ignition technology in liquid hydrocarbon fueled scramjet combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004,25(6):566-569. (in Chinese)
- [11] XI Wenxiong, WANG Zhenguo, SUN Mingbo, et al. Effect of pre-combustion shock train on fuel injection and distribution in scramjet[R]. Naples, Italy: 63rd International Astronautical Congress IAC-12. C4. 5. 9, 2012.
- [12] 孙明波. 超声速来流稳焰凹腔的流动及火焰稳定机制[D]. 长沙:国防科技大学,2008.
SUN Mingbo. Studies on flow patterns and flameholding mechanisms of cavity flameholders in supersonic flows [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2008. (in Chinese)
- [13] 席文雄. 超声速气流中的点火启动及其强化机理研究[D]. 长沙:国防科技大学,2013.
XI Wenxiong. Investigation on initiation of ignition and mechanism for enhancement in supersonic flowfield[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2013. (in Chinese)
- [14] 李大鹏,丁猛,梁剑寒,等. $Ma=4$ 液体碳氢燃料超燃冲压发动机点火试验[J]. 推进技术,2009,30(4):385-390.
LI Dapeng, DI Meng, LIANG Jianhan, et al. Experimental investigation for liquid hydrocarbon fueled scramjet with simulated flight Mach 4 [J]. Journal of Propulsion Technology, 2009,30(4):385-390. (in Chinese)
- [15] LINK C, TAM C J, BOXX I. Flame characteristics and fuel entrainment inside a cavity flame holder in a scramjet combustor[R]. AIAA-2007-5381, 2007.
- [16] JEONG E, JEUNG I S, CHOI J Y. Numerical study on combustion process of model scramjet engine with a backward step[R]. AIAA-2002-4278, 2002.
- [17] 李飞,余西龙,顾洪斌,等. 超声速气流中煤油射流的等离

子体点火实验[J]. 航空动力学报, 2012, 27(4): 824-831.

LI Fei, YU Xilong, GU Hongbin, et al. Experiment on kerosene fueled scramjet ignition by using plasma torch[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(4): 824-831. (in Chinese)

[18] 席文雄, 王振国, 李庆, 等. 超燃冲压发动机凹腔内补氧的强化点火试验[J]. 推进技术, 2013, 34(4): 506-511.

XI Wenxiong, WANG Zhenguo, LI Qing, et al. Enhanced ignition experiment with oxygen addition into cavity in scramjet[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(4): 506-511. (in Chinese)

[19] 蔡尊, 王振国, 孙明波, 等. 超声速气流中凹腔主动喷注的强迫点火过程实验研究[J]. 推进技术, 2014, 35(12): 1661-1668.

CAI Zun, WANG Zhenguo, SUN Mingbo, et al. Experimental study of forced ignition process with active cavity injection in a supersonic flow[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(12): 1661-1668. (in Chinese)

[20] 李西鹏, 刘卫东, 潘余. 超声速气流中电火花塞直接点燃煤油过程试验研究[J]. 推进技术, 2015, 36(12): 1839-1845.

LI Xipeng, LIU Weidong, PAN Yu, et al. Experimental study on spark ignition process of kerosene in supersonic flow[J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(12): 1839-1845. (in Chinese)

[21] THAKUR A. Non-premixed conditions in the flameholding recirculation region behind a step in supersonic flow[D]. Gainesville, US: University of Florida, 2006.

(编辑: 陈 越)