

蒸发式 Z 形值班火焰稳定器的点火性能

缪俊杰, 范育新, 吴伟秋, 赵世龙

(南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 针对一种蒸发式 Z 形值班火焰稳定器进行了点火性能试验研究,采用高速摄影和图像处理的方法获得了不同点火位置下初始火核的生成及发展过程,并对回流区油雾分布及时均火焰结构进行分析。试验结果表明:相比传统薄膜蒸发式火焰稳定器,蒸发式 Z 形火焰稳定器的贫油点熄火当量比在马赫数超 0.2 时能降低 31.1%和 19.4%。Z 形值班火焰稳定器具有双燃烧反应区特征,点火位置影响初始火核的形成,当第二反应区对火核生成起主导作用时值班火焰稳定器的点火性能较好,火核发展较快。点火位置位于 Z 形槽下拐角附近时能获得较好的点火性能,而靠近回流区与主流交界面时点火性能较差;同时低温高速条件下低燃油蒸发率导致的燃油分布不均会带来点火性能的展向差异。

关 键 词: 蒸发式 Z 形值班火焰稳定器; 点火性能; 点火位置; 火核发展; 油珠分布

中图分类号: V231.24 **文献标志码:** A

Ignition characteristics in evaporating Z-shaped pilot flame-holder

MIAO Junjie, FAN Yuxin, WU Weiqiu, ZHAO Shilong

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,
College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The ignition characteristics in an evaporating Z-shaped flame-holder were experimentally studied. The kernel formation and flamelet growth at various ignition positions were acquired using high-speed photography and image processing, and the droplet size and distribution in addition to the time-averaged flame structure in the recirculation zone were analyzed. The experimental results showed that, compared with the traditional film evaporation flameholder, the evaporating Z-shaped flameholder can decrease the lean ignition and blowout equivalence ratios by 31.1% and 19.4% when Mach number was over 0.2. The formation of the initial kernel was related to the ignition position, caused by the double-reaction-zone morphology in the Z-shaped evaporating flame-holder. When the kernel generation was more contributed by the second reaction zone, the ignition performance of the Z-shaped evaporating flame-holder was better and the flamelet growth was faster. The ignition capacity was better when the ignition position was near the lower corner of Z-gutter, and got worse when the ignition position moved to the interface of recirculation zone and mainstream; meanwhile, the non-uniformity of oil mist attributed to the low fuel evaporation rate in the evaporation tube under low temperature and high speed conditions caused the transverse difference in lean ignition performance.

收稿日期:2019-12-10
基金项目:国家科技重大专项(2017-III-0007-0033)
作者简介:缪俊杰(1994—),男,博士生,主要从事低阻、高效燃烧研究。

引用格式:缪俊杰,范育新,吴伟秋,等. 蒸发式 Z 形值班火焰稳定器的点火性能[J]. 航空动力学报,2020,35(7):1457-1465. MIAO Junjie,FAN Yuxin,WU Weiqiu, et al. Ignition characteristics in evaporating Z-shaped pilot flame-holder[J]. Journal of Aerospace Power,2020,35(7):1457-1465.

Key words: evaporating Z-shaped pilot flame-holder; ignition characteristics; ignition position; flamelet growth; droplet distribution

涡轮基组合循环发动机(turbine-based combined cycle, TBCC),作为现阶段最有前途的高超声速吸气式推进装置,已经被大量研究以应用于空间运输和军事打击等方面^[1-2]。但是 TBCC 发动机宽广的速度范围和不同的工作环境对燃烧室的点火性能提出了更高的要求,如何实现涡扇/冲压组合燃烧室在整个工作包线内的可靠点火和火焰稳定是 TBCC 工程研制中的关键技术难题。

由于燃烧室工作环境复杂且为两相燃烧,点火区域内的油气匹配多为非预混或部分预混,点火和火焰稳定会受到多种因素的干扰^[3]。对于湍流非预混两相点火,气流温度、压力、速度、湍流强度等气动条件^[4-6]和点火能量、频率等点火器参数^[7-8]都对点火的成功存在影响。而点火位置处的混合物成分和点火位置选择带来的火核发展阶段空气流动条件和混合物分数是影响点火成功率最主要的因素^[9-10]。

为了保证燃烧室的可靠点火,燃烧室内通常采用值班火焰稳定器进行软点火,V 形火焰稳定器、台阶火焰稳定器和凹腔火焰稳定器^[11-13]等已经在加力燃烧室和冲压燃烧室中得到了大量应用。为了拓宽燃烧室的点火性能以满足 TBCC 发动机的宽范围工作要求,朱志新、程晓军、Cheng 等^[14-16]将薄膜蒸发式火焰稳定器应用于涡扇/冲压组合燃烧室中获得了可靠的点火和燃烧性能。但薄膜蒸发式火焰稳定器结构复杂、热防护困难,在现代高性能加力燃烧室中的应用受到限制。为了兼顾热端部件结构可靠性,本课题组^[17-18]基于燃烧室中心或外壁点火方式,提出了

一种中心锥-台阶火焰稳定器和蒸发式 Z 形火焰稳定器。其中,蒸发式 Z 形火焰稳定器位于燃烧室外环,具有降低燃烧室阻力和增大有效稳焰面积的优势,试验结果表明蒸发式供油和 Z 形结构带来了优越的贫油点熄火性能。

为了更有效地利用蒸发式 Z 形火焰稳定器的点火能力,需要找到最佳点火位置以提高燃烧室的点火成功率。虽然已经有大量文献对钝体火焰稳定器^[9,19]及凹腔火焰稳定器^[20]中点火位置的影响进行了研究,但蒸发式 Z 形火焰稳定器由于其供油方式及流动结构的不同,点火位置对点火性能的影响存在与常规火焰稳定器不同之处。故本文采用高速摄影和图像处理的方法试验研究了初始火核的生成及发展,并通过油珠尺寸分布及时均火焰结构揭示了点火位置对蒸发式 Z 形火焰稳定器点火性能的影响,为蒸发式 Z 形火焰稳定器在实际工程燃烧室中的应用提供理论基础。

1 研究方法

1.1 蒸发式 Z 形火焰稳定器

图 1 是蒸发式 Z 形火焰稳定器的工作原理图,燃料(RP-3 煤油)由 $d=0.5\text{ mm}$ 的直射式喷嘴以液柱形式喷入进气管后,雾化为粒径大小不一的油珠,然后随气流进入扇形蒸发管中进行预蒸发,最终形成的富油混气经 4 个横向均布的矩形排气孔流入剪切层并在剪切层强湍流脉动下进一步雾化、蒸发。当 Z 形槽内低速区卷吸剪切层时,富油混气逐渐向回流区内部扩散,当点火位置处油气比达到可燃极限时,蒸发式 Z 形火焰稳定

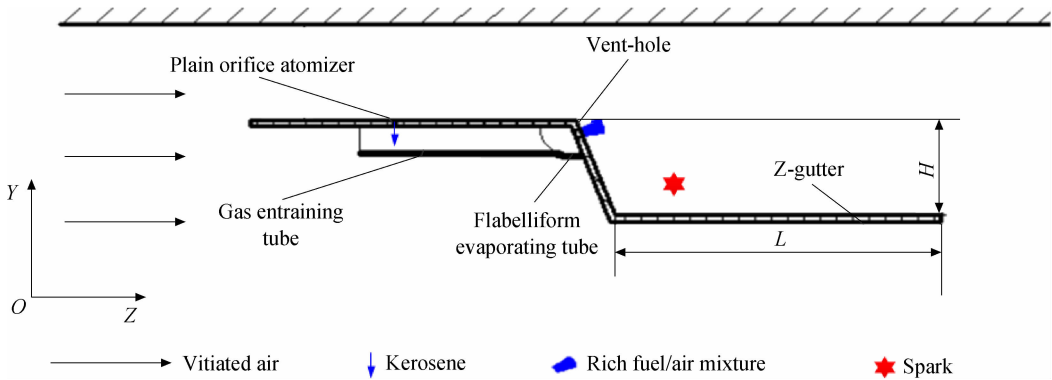


图 1 蒸发式 Z 形火焰稳定器结构示意图

Fig. 1 Sketch of evaporating Z-shaped flame-holder

器点火成功并形成自持火焰。

1.2 试验系统

如图 2 所示,试验系统主要包括空气供给系统、污染气加温系统、燃油供给系统、点火系统、测量系统和模型燃烧室试验段。直连式试验台最大可供给质量流量为 3 kg/s、总压为 0.17 MPa 的空气,通过污染气加温系统可使模型燃烧室进口空气总温达 900 K。关于本文直连式试验台的具体

性能参数已在文献[15,17]中详细描述,本文主要阐述存在差异的测量系统,包括空气/燃油流量测量系统、热力学参数测量系统、平面激光系统和图像采集系统。其中,空气和燃油流量分别通过涡街流量计(LUGB-24 温压补偿型)和椭圆齿轮流量计(OFG-3 型)测量,燃烧室进口空气温度和氧含量采用 K 型热电偶和德国 MRU(名优)公司的 NOVApplus 烟气分析仪测量。

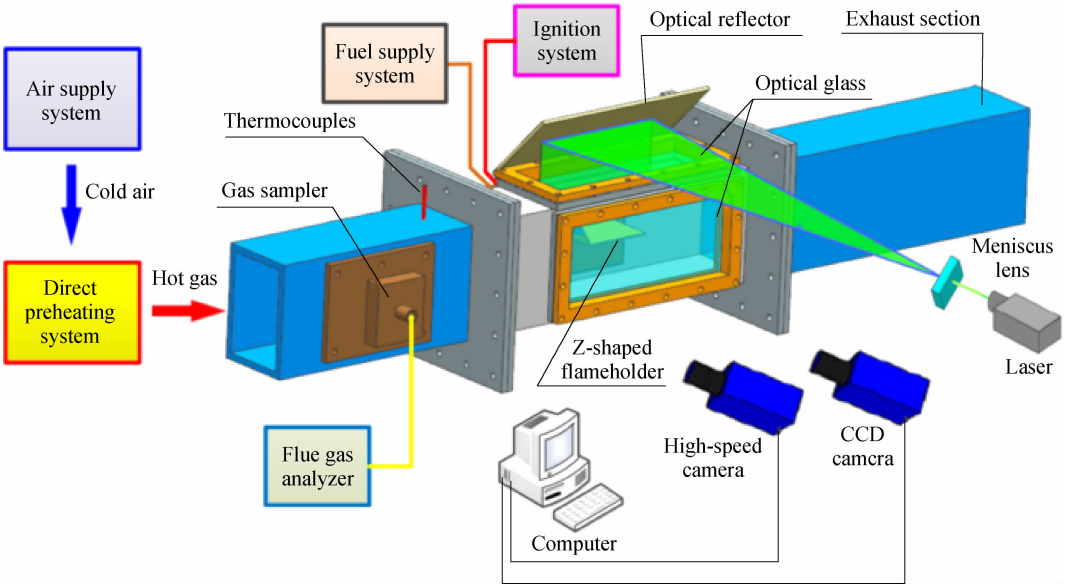


图 2 试验系统

Fig. 2 Schematic diagram of experiment facility

模型燃烧室为 150 mm×100 mm 的矩形试验段,试验段上壁面和侧壁面设置有助于光学测量的石英玻璃观察窗。蒸发式 Z 形火焰稳定器的点火采用 TDH20-1 型高能电火花点火器,点火能量和频率分别为 2 J 和 5 Hz。初始火核的形成及发展由彩色高速 CMOS(complementary metal oxide semiconductor)相机(Phantom v710)搭配 Nikon Nikkor 镜头(焦距为 50 mm、光圈为 f/2.8)捕捉,拍摄频率为 7 000 Hz,曝光时间为 140 μs,在 1 280 像素×800 像素的分辨率下共可记录 5.03 s 时长。

燃油粒径及分布的测量由平面激光系统和 CCD(charge coupled device)相机完成。其中, CW(continuous wave)激光器(波长为 532 nm,功率为 5 W)和凹凸透镜组成平面激光系统,形成厚度约 1 mm 的平面激光;为了照亮流向回流区内的油珠,本文采用光学反光镜实现光路的布置。为了更好地捕捉小液滴的散射光,本文采用具有更高感光度和分辨率的 CCD 相机(Vieworks

VA-29M)搭配 100 mm 微距镜头(Zeiss Makro-Planar),光圈和曝光时间分别设置为 f/2.0 和 200 μs。由于 CCD 相机的分辨率为 6 576 像素×4 384 像素,而本文拍摄区域为 120 mm×50 mm,因此燃油粒径的最小分辨值为 18.2 μm。

1.3 试验工况及方法

本文研究点火位置对蒸发式 Z 形火焰稳定器点火性能的影响,在点火性能的试验测试中保持模型燃烧室进口总温 $T_i = 600$ K,马赫数 $Ma = 0.2$,氧气体积分数 $\varphi_{O_2} = 18.7\%$ 。本文首先测试了不同点火位置处蒸发式 Z 形火焰稳定器的贫油点火油气比,考虑到动态调节过程中燃油蒸发率的影响,点火油气比的测量采用文献[16]中的方法。为了避免试验偶然性,每个工况均进行 5 次重复试验,并取 5 次试验的平均值作为最终结果。

在燃油粒径及分布的测量中,CCD 相机均拍摄 200 张瞬时液滴分布图像用于后处理。为了从原始图像中提取出液滴位置、尺寸等信息,本文采用灰度处理、边缘检测和轮廓提取等已经经过试

验验证能有效获取液滴信息的图像处理技术^[21]。由于液滴分布的离散性,本文对 200 张图像后处理的结果进行时均化处理,以降低随机误差。采用图像处理方法获得的索太尔平均直径(SMD)与马尔文激光粒度仪所测结果相对误差在 5% 以内。

在火焰图像拍摄过程中,不同点火位置下初始火核的形成及发展均保持相同的当量比。由于高速相机拍摄的 RGB(red green blue)图像中的 G、B 分量能更准确地体现火焰特征结构(G、B 通道的滤波范围分别接近 C₂ 基和 CH 基的波长^[22]),本文定义火焰信号强度为 $I=I_G+I_B$ 。为了准确提取火焰信号值并清晰呈现火焰结构,本文采用 MATLAB 软件对原始图像进行了一系列图像处理:①采用高斯滤波对原始图像去噪;②提取 RGB 图像中的 G 通道和 B 通道火焰强度值 I_G 和 I_B 得到表征火焰强度 I 的灰度图像;③对灰度图像 I 中的回流区区域进行积分,得到火焰强度 I 随时间的变化曲线;④对灰度图像 I 进行直方图均衡化处理以增强图像的对比度和动态范围。

1.4 数值方法

数值模拟基于 Fluent 平台的 RANS(Reynolds-averaged Navier-Stokes)算法,几何模型与试验系统中矩形燃烧室结构一致。连续性、动量、湍流和能量的控制方程采用 SIMPLE(semi-implicit method for pressure-linked equations)算法求解。湍流模型采用 Realizable $k-\epsilon$ 模型,近壁区采用非平衡壁面函数法,该湍流模型已经被验证能准确地模拟 TBCC 工作状态下蒸发式火焰稳定器的流动特性^[16,18]。几何模型采用结构化网格划分并对 Z 形火焰稳定器附近网格进行局部加密,网格总数约为 300 万。数值迭代保证残差在 2 阶精度下能收敛到 10^{-6} 量级,详细的边界条件设置如表 1 所示,其中 p_s 为静压, $\partial T_i/\partial n$ 为壁面法向总温度梯度。

表 1 边界条件
Table 1 Boundary conditions

边界类型	位置	参数
速度进口条件	燃烧室进口	$Ma=0.2;$
		$T_i=600\text{ K};$
		$\varphi_{O_2}=18.7\%$
压力出口条件	燃烧室出口	$p_s=101\,325\text{ Pa}$
无滑移壁面条件	固体壁面	$Ma=0;$
		$\partial T_i/\partial n=0$

2 结果与讨论

2.1 蒸发式火焰稳定器点熄火性能比较

图 3 是本文新型蒸发式 Z 形火焰稳定器与常规薄膜蒸发式火焰稳定器贫油点火(LI)和熄火(LBO)当量比 Φ 的对比。从图中可以看到,3 种火焰稳定器的贫油点火当量比均随着马赫数的增加先下降后上升,这是因为低马赫数下燃油雾化较差,增加马赫数能改善雾化和蒸发,而过高的马赫数会增强湍流耗散并降低流动停留时间,不利于成功点火。但相比文献[15]中的采用顺喷供油(FHA)和逆喷供油(FHB)的两种薄膜蒸发式火焰稳定器,本文设计的蒸发式 Z 形火焰稳定器在 $Ma\geq 0.2$ 时具有更低的贫油点火当量比,相比 FHA 和 FHB,贫油点火当量比分别下降 24.2% 和 31.1%,而贫油熄火当量比下降 4.8% 和 19.4%;同时相比堵塞比较大的薄膜蒸发式火焰稳定器(槽宽为 43 mm),蒸发式 Z 形火焰稳定器(台阶高度为 30 mm)能以更低的流动损失满足可靠点火及火焰稳定的要求,是低温、高速来流条件下极具潜力的值班点火方案。基于蒸发式 Z 形火焰稳定器点熄火性能的优势,下文对其冷态流动特性和点火位置对点火性能的影响进行了详细分析。

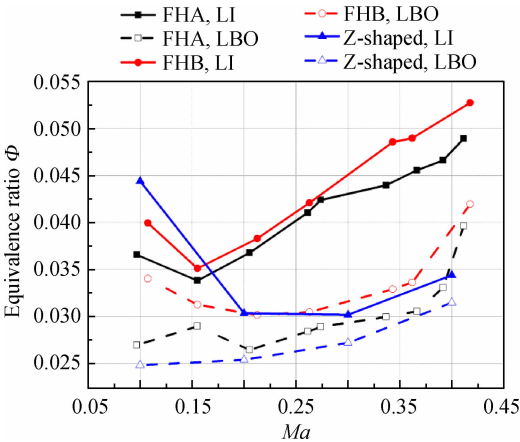


图 3 蒸发式 Z 形火焰稳定器和薄膜蒸发式火焰稳定器贫油点熄火性能对比($T_i=600\text{ K}$)
Fig. 3 Comparison of lean ignition and blowout performance between evaporating Z-shaped and thin-film evaporating flame-holder ($T_i=600\text{ K}$)

2.2 流场特性

图 4 是蒸发式 Z 形火焰稳定器的流动特性,其中图 4(a)、图 4(b)中的云图表示轴向速度 V_z ,

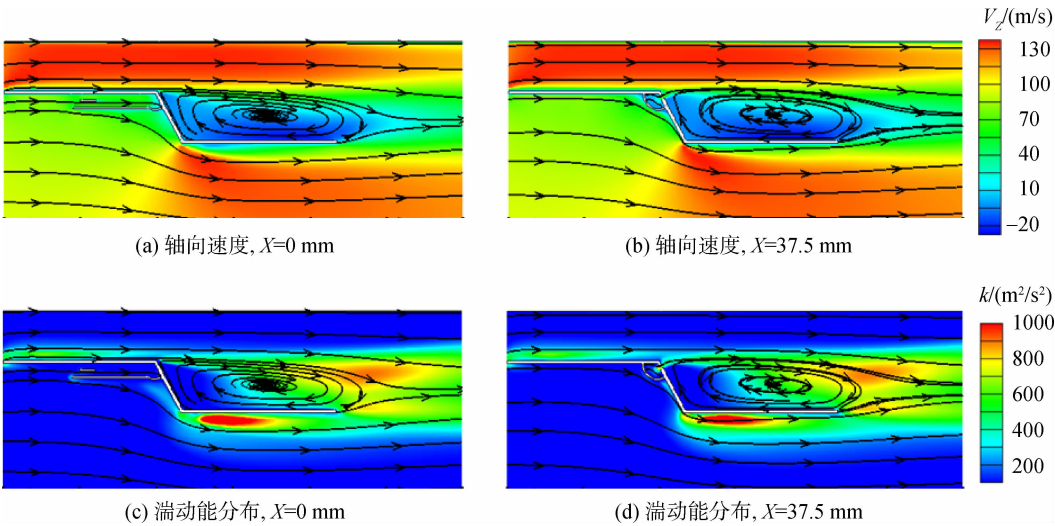


图 4 蒸发式 Z 形火焰稳定器流动特性

Fig. 4 Flow performance of evaporating Z-shaped flame-holder

而图 4(c)、图 4(d)中的云图则为湍动能 k 分布。从图 4(a)、图 4(c)可以看到,由于出气孔在中心截面处的影响较小,蒸发式 Z 形火焰稳定器内的流线分布与常规后台阶火焰稳定器类似:Z 形槽内存在一个流向回流区,主流与回流区间形成向 Z 形槽底壁偏转的剪切层。与后台阶流不同的是,Z 形火焰稳定器内存在两个高湍动能区,其中较大的高湍动能区为常见于后台阶流,是由剪切层脉动所致;而较小的高湍动能区则是 Z 形火焰稳定器特有的,是 Z 形槽尾迹流与下方主流相互作用的结果。

而比较图 4(a)、图 4(b)发现,蒸发式供油结构的引入也对流动分布带来了新的变化:蒸发管出气对蒸发孔截面处回流区内的流线分布产生影响,一定程度上抑制了剪切层偏转,所以图 4(b)中的展向涡更为饱满。但由于蒸发管出气量较小(只占主流的 0.3%),图 4(c)和图 4(d)中的湍动能分布的并无明显差异。

2.3 点火性能

本文在 Z 形槽回流区内沿展向涡设计了 7 个点火位置以探索蒸发式 Z 形火焰稳定器最佳的点火位置,图 5(a)展示了中心截面和排气孔截面处点火位置与流线涡的相对关系。由于预混气出气孔离散分布在 Z 形槽上,本文也考虑了点火位置沿展向变化时的影响(具体位置为 $X = 0, \pm 12.5, \pm 25, \pm 37.5$ mm),最终得到如图 5(b)所示的不同点火位置处的贫油点火性能。图 5(b)中的三维云图表示回流区点火当量比 Φ_{rx} 的倒数 ($1/\Phi_{rx}$),而下方的曲线则为三维云图的投影等值

线,定义点火失败时 $1/\Phi_{rx} = 0$ 。本文中回流区当量比 Φ_{rx} 定义如下:

$$\Phi_{rx} = (\dot{m}_{fuel}/\dot{m}_{rx})/(0.294\varphi_{O_2}) \tag{1}$$

其中 $\dot{m}_{fuel}$ 和 $\dot{m}_{rx}$ 分别为供入回流区的燃油量和空气量(回流区的定义及回流区空气量的计算方法已在文献[18]中详细描述), φ_{O_2} 表示加热空气的氧气体积分数,而 0.294 则是 RP-3 航空煤油与 O_2 的化学反应恰当比。

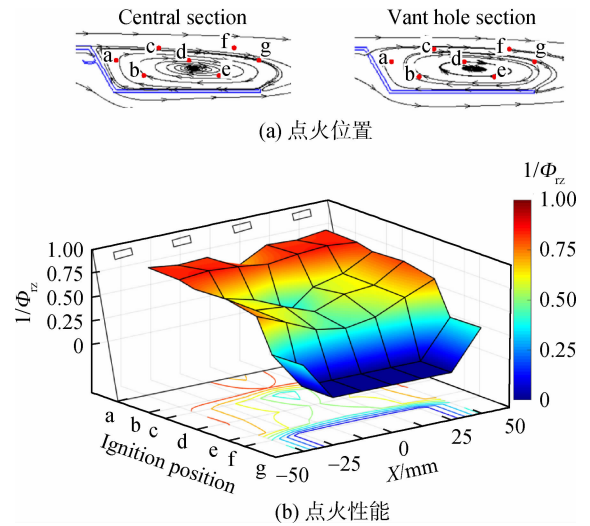


图 5 不同点火位置的点火性能

Fig. 5 Ignition performance at various ignition positions

由于 Φ_{rx} 越小贫油点火所需油量越低,点火性能越好,相应的 $1/\Phi_{rx}$ 越高,故可用 $1/\Phi_{rx}$ 表征点火性能,并在点火失败时取 $1/\Phi_{rx} = 0$ 。从图 5 可以看到,Position-a 和 Position-b 具有较好的点火性能,而 Position-f 和 Position-g 点火性能较差且存在无法点燃的情况。由于 Position-f 和 Position-g

靠近回流区与主流的交界面,强烈的湍流脉动加快了火核能量的耗散,故需提高当地油气比以增加反应热来稳定火焰;而排气孔中间截面处剪切层偏转使得 Position-f 和 Position-g 几乎处在展向涡外侧(参考图 4(a)中心截面),火花放电的能量很难向回流区内传播,因此点火失败。相反地, Position-a 和 Position-b 靠近 Z 形槽下拐角,受高速主流的影响较小,火核能量更容易在回流区内积累;同时 Position-a 和 Position-b 靠近富油出气孔,火核能量能点燃更多新鲜混气增加放热量保证火焰的稳定性,因此具有更高的点火性能。

从图 5(b)还能看到,随着点火位置逐渐靠近燃烧室中心截面,蒸发式 Z 形火焰稳定器在 Position-a 到 Position-f 的贫油点火性能均逐渐下降。为了解释上述现象,本文对蒸发式 Z 形火焰稳定器不同展向截面处的油珠直径 D 及分布进行了试验测量,如图 6 所示,其中 $X=0$ mm 和 $X=25.0$ mm 为蒸发孔中间截面,而 $X=12.5$ mm 和 $X=37.5$ mm 为蒸发孔截面。由于高温来流中燃油过高的蒸发率使得油珠粒径超出测量设备能力,本文对液滴尺寸及分布的测量在常温条件下进行。图 6 清晰地呈现了燃油体积分数分布随着拍摄截面向燃烧室中心移近而减小,这很好地解释了图 5(b)中点火性能所受影响。从图 5(b)中还能发现 Position-b 受点火位置展向移动的影响较小而 Position-c 所受影响较大。其中 Position-b 点火性能所受影响较小主要是因为不同展向截面处 Position-b 附近的燃油体积分数分布相差较小,而 Position-c 处点火性能的快速下降是两方面原因导致的:①燃油扩散不足导致点火位置处过贫的油气比;②出气孔中间截面点火位置处于展向涡边缘,点火能量易被湍流耗散作用带走。总的来说, Position-b 的贫油点火油气比较低且受展向燃油分布的影响较小,是本文蒸发式 Z 形

火焰稳定器的优选点火位置。

从图 6 能明显发现蒸发管出气孔油雾分布的不均匀性,虽然真实工况具有更高的温度能提高燃油蒸发率从而改善该不均匀性,但针对 TBCC 发动机等组合动力燃烧室工作范围的拓宽,来流温度的进一步降低仍会带来燃油蒸发率较差的问题,故需要在后续工作中考虑上述油雾分布不均匀的影响,尤其是在高空再点火等苛刻条件下。

2.4 火核动态发展

图 7(a)~图 7(g)分别为 Position-a 到 Position-g 火花放电后初始火核的形成及发展过程,点火位置均布置在展向 $X=25.0$ mm 截面上,回流区点火当量比均为 $\Phi_{rx}=2.0$, $t=0$ ms 表示火花放电时刻。图 7(a)呈现了 Position-a 火花放电后燃烧室内的典型点火过程:① $t=0.43$ ms 时火花放电形成的初始火团在气动力作用破碎为若干离散火团,其中 Z 形槽下拐角处的火核能量较高($t=1.43$ ms);② $t=1.43$ ms 时形成的初始火核逐渐点燃周围混气,火焰随展向涡的运动沿剪切层快速传播;③ $t=8.86$ ms 时蒸发式 Z 形火焰稳定器内形成燃烧室尺度上的稳定火焰。本文在火焰图像处理过程将回流区积分火焰强度达到最大值的时刻记为点火延迟时间,对应图 7(a)~图 7(e)中最右侧火焰图像。

从图 7 可以看到,除了 Position-f 和 Position-g 由于初始火团直接被高速来流吹往下游外,其他 5 个点火位置均能实现成功点火,但图 7(a)~图 7(e)中火核的形成及发展规律并不相同。其中 Position-b 和 Position-d 的火核发展与 Position-a 相似,均在 Z 形槽下拐角附近形成火核并快速发展,直至在回流区内形成稳定火焰;而 Position-c 和 Position-e 的火核发展则与 Position-a 存在较大差异,火花放电形成的初始火团受气动力作用快速耗散,只能在 Z 形槽底壁末端形成较小的火焰区,该火焰区在合适的油气分布下传播到 Z 形槽上拐角附近形成自持火核后逐渐点燃整个回流区。与 Position-a、Position-b 和 Position-d 在 Z 形槽下拐角形成初始火核相比, Position-c 和 Position-f 初始火核的形成需通过 Z 形槽尾端挂火并前传至剪切层,存在更大的困难,相应的火核发展也较慢,点火延迟时间相应较长。

总的来说,蒸发式 Z 形火焰稳定器根据点火位置的不同,能形成自持火焰的初始火核可以出现在两个位置:①Z 形槽上拐角(ZUC),具有较高的局部油气比;②Z 形槽下拐角(ZLC),较小的湍

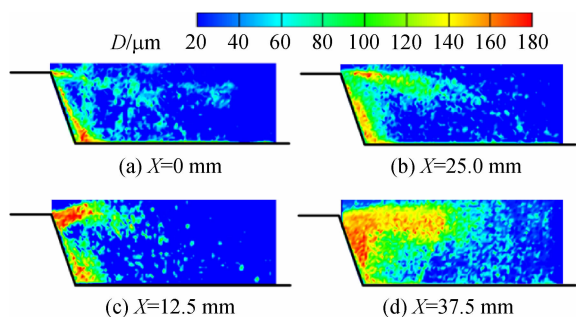


图 6 油珠尺寸及分布

Fig. 6 Droplet size and distribution

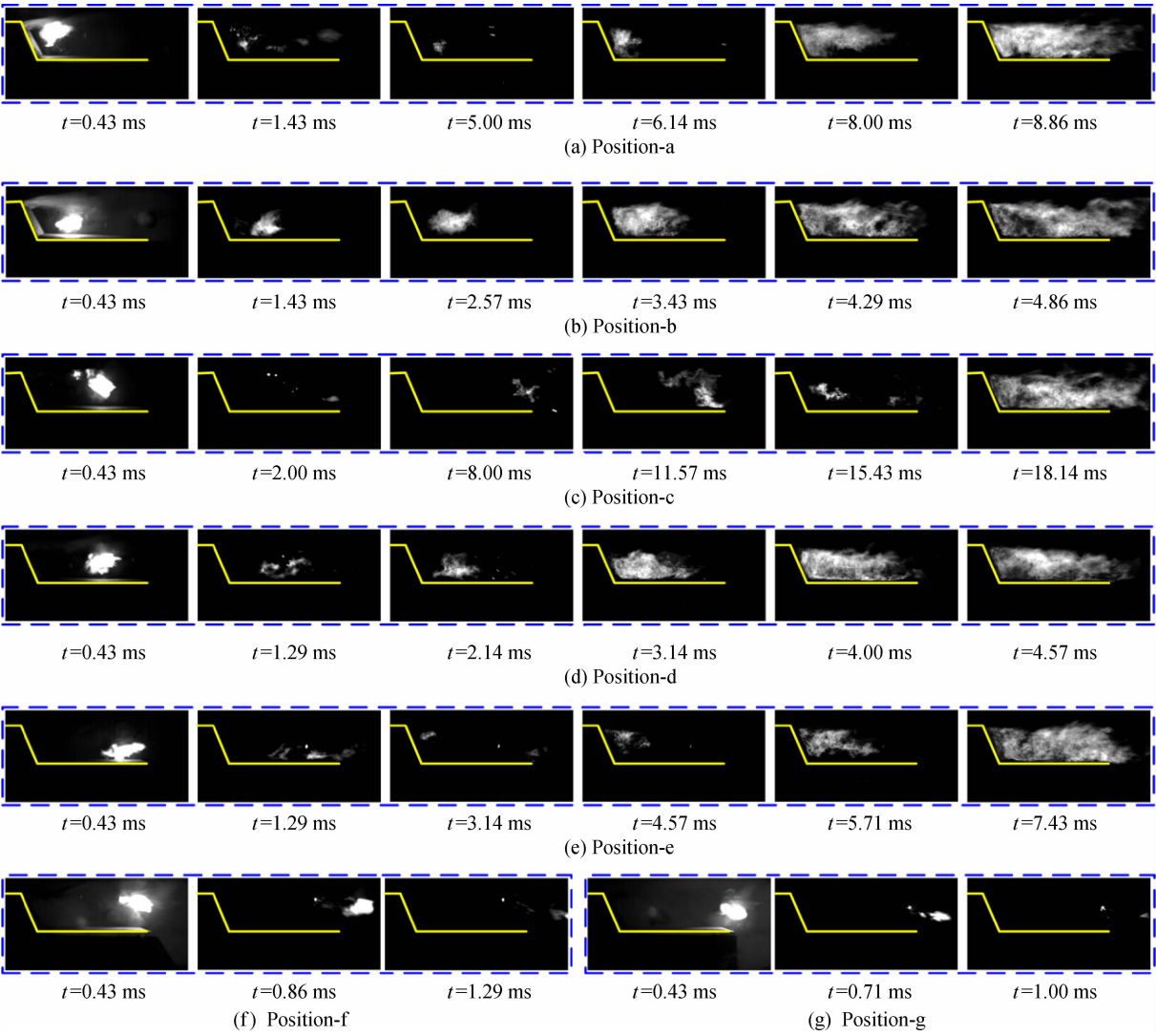


图 7 不同点火位置火核发展($\Phi_{rx}=2.0$)

Fig. 7 Expansion of flame kernel at various ignition positions ($\Phi_{rx}=2.0$)

流耗散便于能量积累。同时火核形成于 Z 形槽上拐角附近时点火性能较差、点火延迟时间较长,而形成于 Z 形槽下拐角附近的火核发展较快、点火性能也较好。产生上述现象的原因与蒸发式 Z 形火焰稳定器存在的两个高湍动能区带来的双燃烧反应区特征有关,如图 8 所示。图 8 是点火成功后瞬态火焰阶段火焰强度的时均值,云图表示归一化处理后的火焰强度 $I/I_{\max}$,体现了不同位置化学反应对火焰稳定所作贡献。

从图 8 中可以看到,蒸发式 Z 形火焰稳定器内存在双反应区特征,其中第一反应区位于剪切层附近而第二反应区靠近 Z 形槽底壁,且第一反应区的火焰强度远大于第二反应区。当点火位置靠近 Z 形槽下拐角时,由于第二反应区受 Z 形槽壁面保护,火花能量能在第二反应区积累,故可通过点燃第二反应区的方式来实现燃烧室的成功点

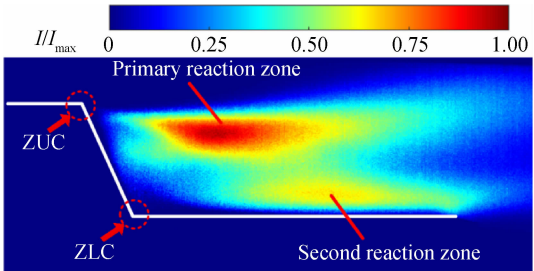


图 8 时均火焰强度分布

Fig. 8 Time-averaged flame intensity

火。但当点火位置靠近回流区与主流的交界面时,火花能量易被高速主流的湍流耗散作用带走,损失过多的火花能量不足以点燃局部油气比较低第二反应区,所以只能继续前传至 Z 形槽上拐角附近通过点燃具有较大局部油气比的第一反应区以生成点火和火焰稳定所需热量,从而实现成

功点火。

3 结 论

本文试验研究了一种蒸发式 Z 形值班火焰稳定器的点火性能,通过对贫油点火当量比、火核动态发展和油雾分布的分析获得如下结论:

1) 点火位置位于 Z 形槽下拐角附近时能获得较好的点火性能,而靠近回流区与主流交界面时点火性能较差。随着点火位置沿展向移近中心截面,局部油气比降低和回流区结构的变化导致贫油点火性能逐渐下降。Position-b 的贫油点火油气比较低且受展向燃油分布的影响较小,是本文蒸发式 Z 形火焰稳定器的优选点火位置。

2) 低温高速条件下蒸发管内较低的燃油蒸发率带来燃油展向分布不均匀的问题,回流区内的燃油量由燃烧室中心向壁面逐渐增加,在高空再点火等温度较低的情况下需进一步考虑展向不均匀性对油气匹配的影响。

3) 蒸发式 Z 形火焰稳定器的双燃烧反应区特征使得初始火核,根据点火位置的不同,可以分别在 Z 形槽上拐角和 Z 形槽下拐角附近形成。当火核形成于 Z 形槽上拐角时点火性能较差、点火延迟时间较长,而形成于 Z 形槽下拐角时火核发展较快、点火性能较好。

参考文献:

[1] SZIROCZAK D, SMITH H. A review of design issues specific to hypersonic flight vehicles[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2016, 84: 1-28.

[2] 张明阳,王占学,张晓博,等. 串联式 TBCC 发动机风车冲压模态性能模拟[J]. *航空动力学报*, 2018, 33(12): 2939-2949.

ZHANG Mingyang, WANG Zhanxue, ZHANG Xiaobo, et al. Simulation of windmilling-ram mode performance for tandem TBCC engine[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2018, 33(12): 2939-2949. (in Chinese)

[3] MASTORAKOS E. Forced ignition of turbulent spray flames[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2017, 36(2): 2367-2383.

[4] 令狐昌鸿,王高峰,钟亮,等. 环形旋流燃烧室模型点火过程的实验[J]. *航空动力学报*, 2018, 33(7): 1767-1778.

LINGHU Changhong, WANG Gaofeng, ZHONG Liang, et al. Experiment on ignition process in annular swirling combustor model[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2018, 33(7): 1767-1778. (in Chinese)

[5] NEOPHYTOU A, MASTORAKOS E, CANT R S. DNS of spark ignition and edge flame propagation in turbulent droplet-laden mixing layers[J]. *Combustion and Flame*,

2010, 157(6): 1071-1086.

[6] 陈坚,李建中,袁丽,等. 雾化特性对喷雾燃烧点火过程的影响[J]. *推进技术*, 2017, 38(6): 1318-1326.

CHEN Jian, LI Jianzhong, YUAN Li, et al. Effects of spray characteristics on ignition process in spray combustion[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(6): 1318-1326. (in Chinese)

[7] KURDYUMOV V, BLASCO J, SÁNCHEZ A L, et al. On the calculation of the minimum ignition energy[J]. *Combustion and Flame*, 2004, 136(3): 394-397.

[8] 黄兵,邱伟,房人麟,等. 中心分级燃烧室变频变能点火性能试验[J]. *航空动力学报*, 2019, 34(3): 529-538.

HUANG Bing, QIU Wei, FANG Renlin, et al. Experiment on variable-frequency-energy ignition performance of internally-staged combustor[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2019, 34(3): 529-538. (in Chinese)

[9] RICHARDSON E S, MASTORAKOS E. Numerical investigation of forced ignition in laminar counterflow non-premixed methane-air flames[J]. *Combustion Science and Technology*, 2007, 179(1/2): 21-37.

[10] SUBRAMANIAN V, DOMINGO P, VERVISCH L. Large eddy simulation of forced ignition of an annular bluff-body burner[J]. *Combustion and Flame*, 2010, 157(3): 579-601.

[11] 徐行,杨茂林. 带多圈环形 V 型稳定器的加力燃烧室两态燃油浓度分布计算[J]. *推进技术*, 1997, 18(6): 55-59.

XU Xiang, YANG Maolin. Calculation of fuel concentration distribution in afterburner with V-shape flameholders[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1997, 18(6): 55-59. (in Chinese)

[12] WADIA A R, JAMES F D. F110GE132: enhanced power through low-risk derivative technology[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2001, 123(3): 544-551.

[13] 王亚妹,方祥军,林鹏,等. 凹腔/支板结构亚燃冲压燃烧室性能[J]. *航空动力学报*, 2017, 32(10): 2355-2363.

WANG Yamei, FANG Xiangjun, LIN Peng, et al. Performance of ramjet combustor based on cavity/strut structure[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2017, 32(10): 2355-2363. (in Chinese)

[14] 朱志新,何小民,薛冲,等. 涡轮基组合循环发动机超级燃烧室燃烧性能试验[J]. *航空动力学报*, 2015, 30(9): 2115-2121.

ZHU Zhixin, HE Xiaomin, XUE Chong, et al. Experiment on performance of a hyper-combustor utilized in turbine based combined cycle engine[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2015, 30(9): 2115-2121. (in Chinese)

[15] 程晓军,范育新,王家骅. 薄膜蒸发稳定器在超级燃烧室内贫油点熄火特性[J]. *推进技术*, 2015, 36(2): 246-252.

CHENG Xiaojun, FAN Yuxin, WANG Jiahua. Performances of lean ignition and lean blowout with film evaporation flameholder in hyperburner[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(2): 246-252. (in Chinese)

[16] CHENG X, FAN Y. Experimental study of lean ignition and lean blowout performance improvement using an evap-

oration flameholder[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer,2016,103:319-326.

[17] ZHAO S,FAN Y. Experimental and numerical study on thermodynamic performance in a designate pilot-ignition structure;step [J]. Aerospace Science and Technology,2019,91:561-570.

[18] MIAO J,FAN Y,LIU T,et al. Experimental and numerical study on thermodynamic characteristics in a Z-shaped evaporating pilot-flameholder[J]. Acta Astronautica,2019,162:56-65.

[19] 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):366-385.

[20] BAO H,ZHOU J,PAN Y. The effect of kerosene injection on ignition probability of local ignition in a scramjet combustor[J]. Acta Astronautica,2017,132:54-58.

[21] YAN Y,LIU Y,WANG Y,et al. Experimental study of fuel evaporation characteristics[J]. Fuel,2016,169:33-40.

[22] HUANG H W,ZHANG Y. Flame colour characterization in the visible and infrared spectrum using a digital camera and image processing[J]. Measurement Science and Technology,2018,19(8):085406. 1-085406. 9.

(编辑:叶 青、王碧琚)