

燃烧室低温燃油火炬式点火性能试验研究

杨珂^{1,2}, 顾烨峰¹, 杨阳², 汪洋², 唐阳², 颜应文¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;
2. 中国航发贵阳发动机设计研究所, 贵阳 550081)

摘 要: 针对某型采用火炬式点火的三头部扇形燃烧室, 研究了低温燃油条件下的点火性能及其影响因素。设计了低温燃油供油系统, 采用高速摄影仪捕捉点火联焰动态过程, 试验研究了不同总压损失和点火器引气孔大小对点火特性的影响规律。结果表明: 低温燃油条件下, 燃烧室点火性能显著下降。工况 1 与工况 3 下, 启动喷嘴供油质量流量达到 9 kg/h 便无法成功点火; 增大火炬式点火器引气孔面积和提高总压损失系数有助于改善点火性能, 拓宽发动机工作包线; -35 °C 低温燃油对远离点火器的头部联焰过程影响较大, 显著延长了着火延迟时间。点火完成时长最慢为 806 ms, 而常温燃油条件下点火完成时长可缩短至 433 ms。

关 键 词: 火炬式点火; 低温燃油; 总压损失; 引气孔; 联焰

中图分类号: V231

文献标志码: A

Experimental study on low-temperature torch ignition performance of combustor

Yang Ke^{1,2}, Gu Yefeng¹, Yang Yang², Wang Yang², Tang Yang², Yan Yingwen¹

(1. College of Energy and Power,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Guiyang Aero Engine Research Institute,
Aero Engine Corporation of China, Guiyang 550081, China)

Abstract: This study examined the ignition performance and its influencing factors for a triple-header combustor employing torch ignition under low-temperature fuel conditions. A specialized low-temperature fuel delivery system was designed, and high-speed imaging techniques were utilized to capture the dynamic flame propagation process during ignition. Experimental investigations were conducted to analyze the effects of total pressure loss and air intake orifice size of the igniter on ignition characteristics. The results demonstrated that the ignition performance of the combustor deteriorated significantly under low-temperature fuel conditions. Under condition 1 and condition 3, successful ignition could not be achieved when the fuel supply rate of the starting nozzle reached 9 kg/h. Enlarging the air intake orifice area of the torch igniter and increasing the total pressure loss coefficient were found to enhance the ignition performance and extend the operational envelope of the engine. Furthermore, -35 °C low-temperature fuel substantially affected the flame propagation process to sectors distant from the igniter, markedly increasing the ignition delay time. The longest ignition completion time was 806 ms, while under normal-temperature fuel conditions, it could be reduced to 433 ms.

收稿日期: 2025-03-25

基金项目: 国家自然科学基金(U2141221)

作者简介: 杨珂(1986—), 男, 硕士生, 主要从事航空发动机燃烧室试验研究。E-mail: keinyan@sina.com

通信作者: 颜应文(1978—), 男, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事航空发动机燃烧技术研究。E-mail: yanyw@nuaa.edu.cn

引用格式: 杨珂, 顾烨峰, 杨阳, 等. 燃烧室低温燃油火炬式点火性能试验研究[J]. 航空动力学报, 2026, 41(9): 20250144. Yang Ke, Gu Yefeng, Yang Yang, et al. Experimental study on low-temperature torch ignition performance of combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2026, 41(9): 20250144.

Keywords: torch ignition; low-temperature fuel; total pressure loss; ignition vent; flame propagation

燃烧室点火性能是航空发动机的一项关键性指标,尤其是主燃烧室的极端环境下点火性能,对于发动机可靠性与安全性至关重要。主燃烧室点火是一个复杂的物理化学过程^[1],受多种因素共同影响,需要经历火核生成、火核传播、头部联焰等多个过程^[2-4]。一般而言,主燃烧室进口气流温度越高、压力越高、速度越低越有利于点火;反之,主燃烧室点火性能将有所下降。

目前,国内外学者对于燃烧室常规点火技术的相关研究开展得较为全面。于婷婷等^[5]通过试验研究了旋流器叶片角度、旋流器旋向、冷却孔偏转角等结构参数对燃烧室点火性能的影响。黄兵等^[6]采用变频变能点火系统研究了点火能量与点火频率对燃烧室点火性能的影响,总结了点火延迟时间、点火余气系数、点火成功率与点火参数间的关系。Fu 等^[7]改变 5 种点火器距离旋流器出口位置,测试了不同点火位置对 low emission stirred swirl(LESS)燃烧室的点火性能影响。洪侨嗣等^[8]和薛鑫等^[9]通过试验分别就燃烧室进口压力和总压损失探究了不同气动参数对于燃烧室点火性能的影响。王良等^[10]采用 RP-3 与 RP-5 航空煤油进行低温低压点火试验,研究了不同种类燃油在相同状态下的点火边界。任智勇等^[11]则通过光学非接触测量研究了火焰结构与火焰传播过程与燃烧室内当量比的变化特性。Read 等^[12]也利用高速摄像技术对燃烧室点火过程展开研究,总结了影响点火成功概率的相关因素。

随着计算流体力学(CFD)技术的普及与进步,不少学者也通过非稳态计算(URANS)或是大涡模拟(LES)的数值计算方式对燃烧室点火过程进行研究。由于单头部燃烧室难以模拟得到头部间的互相干涉以及联焰传递过程,因而往往对多头部燃烧室进行计算。Barré 等^[13]结合试验结果,通过大涡模拟计算分析了火焰传播过程,获取了点火延迟时间。Neophytou 等^[14]则采用欧拉方法对油雾分布进行大涡模拟,研究了火焰传播过程与流场流速间的关系。Jones 等^[15]则利用大涡模拟研究了初始火核大小对点火成功率和火焰传播过程的影响,结果表明初始火核大小将直接影响燃烧室内燃油蒸发率和相对释热率。汪玉明等^[16]采用大涡模拟对 3 种不同火核初始位置的折流燃

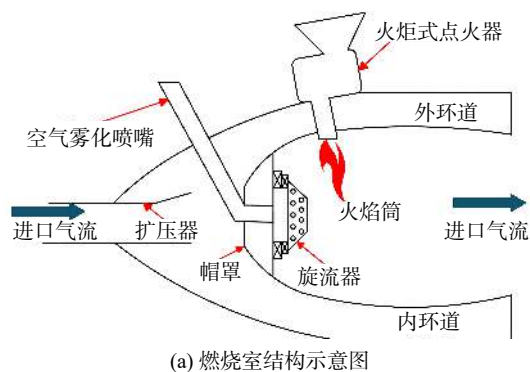
烧室进行计算,获取了火焰传播过程,得到了贫油点火边界。夏一帆等^[17]通过非稳态计算和自适应网格加密(AMR)模拟了环形燃烧室周向点火过程,并与试验结果对比,给出了更多流场与火焰传播细节。

综上所述,国内外对于燃烧室常规点火过程的试验与数值研究都比较充分,并有不少学者还提出了点火理论与经验模型^[18-22],但对于低温燃油状态下的点火过程研究却较少。而在真实发动机工作环境中,燃烧室需要保证极寒地面环境起动和高空再起动的可靠性^[23]。在这两种情况下,燃烧室点火性能必然有所降低。一方面,环境温度使得燃油温度下降^[24],使其蒸发吸热量有所上升;另一方面,低温燃油物性发生改变,并会导致喷嘴结冰,从而使得实际雾化性能变差^[25]。同时国内外对火炬式点火动态过程研究较少。

本文针对某型三头部火炬式点火燃烧室,采用高速摄影技术试验研究了点火联焰动态过程,获得了低温燃油下燃烧室点火特性,并分析了不同总压损失系数和火炬式点火器引气孔大小对点火特性的影响规律,为极寒地面和高空环境下燃烧室火炬式点火器的优化设计提供了参考依据。

1 研究对象

本文研究对象为某型三头部燃烧室扇形试验件,结构如图 1 所示。图 1(a)为该燃烧室试验件结构示意图,主要由扩压器、内外环道、火炬式点火器、火焰筒、帽罩、旋流器和空气雾化喷嘴等组成,工作主喷嘴为大质量流量(下文简称流量)空气雾化喷嘴。为保证燃烧室环道压力分布均匀并且流量分配与真实情况相同,环道末端还开布了图 1(b)中所示的圆形与腰型引气孔。



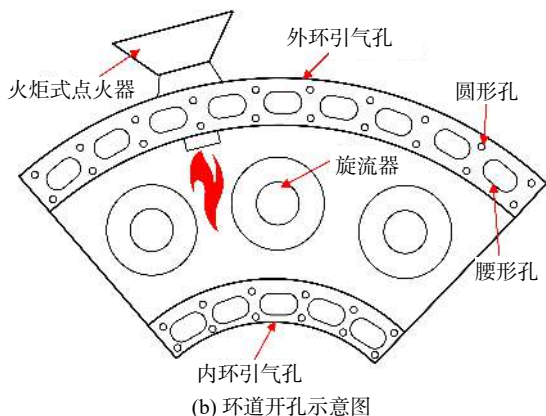


图1 三头部燃烧室

Fig. 1 Triple-head combustion chamber

与常规电火花点火的燃烧室有所不同,该燃烧室采用火炬式点火器,通过预燃室喷出的火舌引燃可燃混气。相较于电火花点火,其点火能量与穿透深度更高,更有利于极端条件下的点火起动。

如图2所示,该火炬式点火器主要由壳体、高能电嘴、离心式起动喷嘴以及安装座构成。该点火器利用外环通道与火焰筒之间的压力差,把部分外环气流从火炬式点火器上的引气孔进入点火器内,对离心喷嘴喷出的燃油在壳体内进行雾化掺混,并通过固定功率的电嘴放电,实现火焰点火器内高当量比富油燃烧,最终经由火炬式点火器壳体出口通道向火焰筒内喷出火舌,从而点燃火焰筒内油气混合物。

实际工作环境中,燃烧室外环通道与火焰筒内压力差基本不变,因此点火壳体的引气量只由壳体引气孔面积决定。针对这一特性,本文优化

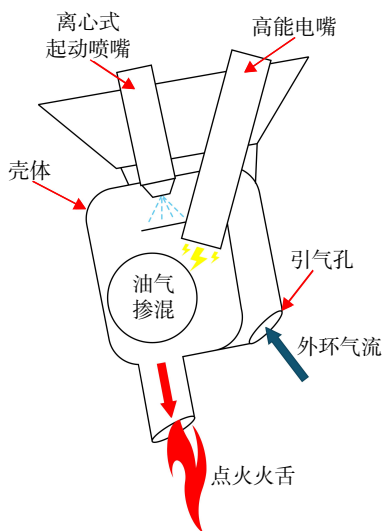


图2 火炬式点火器结构示意图

Fig. 2 Schematic diagram of torch-type igniter structure

设计并加工了两种引气孔面积的壳体进行试验,以研究引气孔大小对点火性能的影响。引气孔孔径分别为7 mm和11 mm。

2 试验系统与方法

图3为三头部燃烧室点火联焰试验系统。该试验系统由螺杆空压机提供气源,经进气阀和放气阀调节流量后,使燃烧室试验件达到规定的总压损失。燃烧室试验件两侧与后端均布置光学窗口,用于观测和拍摄点火联焰情况。

由于该燃烧室喷嘴数量较多,且离心喷嘴与空气雾化喷嘴流量系数差异巨大,因此起动喷嘴与工作喷嘴分开独立供油。图4为试验所采用的制冷系统。该系统主要由工业制冷冰箱、板翅式热交换器以及储油罐组成。在试验准备阶段时RP-3航空煤油经热交换器充分降温后存储于储油罐中,达到设定工况温度后由油泵供入喷嘴进行试验。

试验过程中,采用压力变送器对燃烧室进出口压力与喷嘴供油压力进行测量,压力变送器精度为0.2%FS(full scale)。采用K型热电偶和T型热电偶对燃烧室进气温度和燃油温度进行测量,热电偶精度均为I级。

火炬式点火器点火过程相比电火花点火器点火略有复杂,图5所示为试验点火时序。试验时点火附件首先起动,点火器内部的高能电嘴开始工作。随后起动喷嘴供油,待火舌喷出且稳定后关闭电嘴,工作喷嘴供油,此时采用高速相机拍摄点火联焰情况。高速相机为IDT公司生产的Motion Pro Y5型相机,拍摄帧率为1000 Hz。目前普遍认为火焰中甲基离子浓度与释热强度成正比,因而可认为甲基高浓度区可以反映燃烧时火焰锋面位置。作为中间组分的甲基在燃烧过程中信号较弱、易猝灭,且需要激光诱导。相较而言,甲基激发态 CH^* 的化学发光强,无需激光诱导,也能够直观反映火焰反应区位置。由于 CH^* 发光波长为431.5 nm,易受其他相近波段的基团发光影响,因此本文采用10 nm带宽、430 nm波长的 CH^* 滤镜进行滤光,相机光圈大小为F1.6,拍摄得到的 CH^* 灰度图像通过Matlab软件进行伪彩色处理。

如图6所示,是试验过程中火炬式点火器火舌稳定喷出时的实际火焰。从图中可以看出,火炬式点火器能量大、穿透深,火舌长度贯穿整个

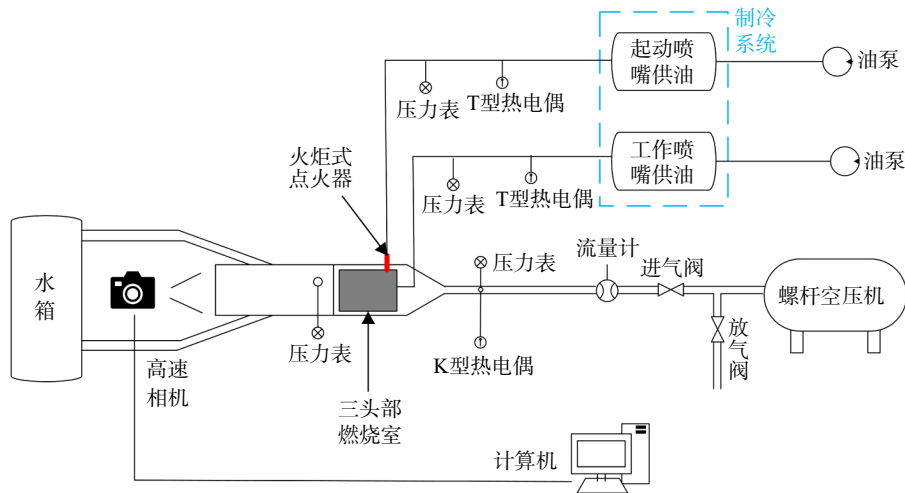


图 3 试验系统
Fig. 3 Test system

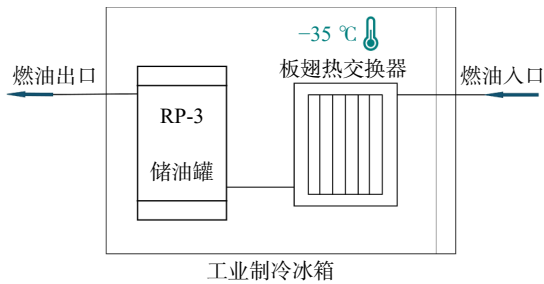


图 4 制冷系统
Fig. 4 Refrigeration system

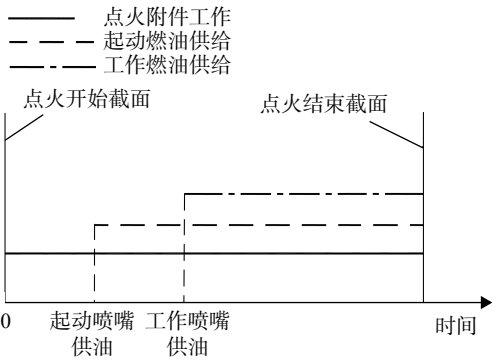


图 5 点火时序
Fig. 5 Ignition sequence

燃烧室高度,长度约为 90 mm,故火舌喷出后燃烧室极易完成周向联焰。因此,试验过程中火舌若能够稳定喷出 10 s 则为点火成功;若无法稳定喷出 10 s 则为点火失败。对于试验中出现的点火失败点,重复进行三次点火,以排除偶然性。

3 试验工况

试验在常温常压(26.85 °C、101.325 kPa)进气条件下进行。表 1 所示为具体试验状态参数,表



图 6 点火火舌
Fig. 6 Ignition flame tongue

表 1 试验状态参数
Table 1 Test state parameters

工况	$\xi/\%$	引气孔径 ϕ/mm	燃油温度/ $^{\circ}\text{C}$
1	0.6	7	-35
2	0.6	11	-35
3	1	7	-35
4	1	11	-35
5	2	7	-35
6	2	11	-35
7	1	7	26.85
8	1	11	26.85
9	2	11	26.85

中 ξ 为总压损失系数(下文简称压损),可由式(1)计算得到。

$$\xi = \frac{p_3^* - p_4^*}{p_3^*} \times 100\% \quad (1)$$

式中 p_3^* 与 p_4^* 分别为燃烧室进口与出口总压。
针对燃烧室起动过程中存在的 0.6%、1% 和 2% 这 3 种压损状态,本文组合两种火炬式点火器引气孔径和两种燃油温度,共计进行了 9 组试验。
试验准备阶段已测量得到各喷嘴流量特性,

试验中通过改变供油压力得到不同供油流量。按照表1中所示状态试验时, 起动喷嘴供油流量起始值为4 kg/h, 试验中逐步增加供油流量直至点火火舌无法正常喷出, 出现富油熄火。联焰过程拍摄时, 起动喷嘴供油流量固定为6.5 kg/h, 工作喷嘴总供油流量则固定为18.56 kg/h。

4 点火结果分析

表2所示为各试验工况下燃烧室点火情况, 表中√表示点火成功, ×表示点火失败。

表2 不同工况燃烧室点火情况

Table 2 Ignition conditions in combustion chambers under different operating conditions

工况	起动喷嘴供油流量/(kg/h)		
	4	6.5	9
1	√	√	×
2	√	√	√
3	√	√	×
4	√	√	√
5	√	√	√
6	√	√	√
7	√	√	√
8	√	√	√
9	√	√	√

从工况1、工况3、工况5的结果对比中可以看出, 当燃烧室内压损为0.6%和1%时, 火炬式点火器无法在起动喷嘴的供油流量为9 kg/h下成功点火, 而当压损增加到2%时, 点火器才能成功点火。原因在于, 燃烧室压损基本由进气流量决定, 在小压损状态下, 点火器引气量过少, 大量低温的液态燃油无法快速雾化掺混而在壳体内部积聚, 从而吸收了大部分点火能量, 使得点火失败, 火舌无法正常喷出。而当燃烧室进气量增加时, 气动雾化效果增强, 加速了燃油雾化掺混, 壳体内部的过富当量比也有所缓解, 从而能够成功点火。

比较工况1和工况2、工况3和工况4的点火情况也能发现, 通过扩大点火器引气孔面积可以使得燃烧室在小压损状态和起动喷嘴的供油流量为9 kg/h的过富供油下点火成功。这也表明, 合理地扩大引气孔径可以明显提高点火器进气量, 在小压损条件下强化气流湍动能, 促进低温油滴破碎掺混; 另一方面也能改善点火器壳体内部的油气比分配, 使得有限点火能量下部分低温燃油可

以蒸发着火。因此, 采用更大引气孔径的点火器可以有效地提高燃烧室的富油点火极限, 并且实现更小工况条件下的点火起动, 有助于拓宽发动机工作包线。

通过工况3和工况7的点火情况也可以看出, 极低的燃油温度明显提高了点火困难程度。在1%小压损状态下, 起动喷嘴的供油流量为9 kg/h的过富低温燃油吸收了绝大部分点火能量, 既不利于燃油的蒸发混合, 也使得局部温度无法到达着火点, 最终导致点火失败。然而当燃油温度处于常温时, 过富的供油流量虽增加了蒸发所需的吸热量, 但点火能量依旧可以使得部分燃油蒸发着火, 进而实现壳体内部的富油燃烧。因此, 低温燃油对吸热量需求的提高使得燃烧室富油点火极限有所降低。

5 联焰过程分析

如图7所示, 为工况6对应的联焰过程动态拍摄结果, 图中 I 为归一化后的 CH^* 亮度, 其定义如式(2)所示:

$$I = \frac{I_{\text{CH}^*} - I_b}{I_{\text{max}} - I_b} \quad (2)$$

式中, I_{CH^*} 为 CH^* 原始灰度值, I_b 为背景灰度值, I_{max} 为最大灰度值。

火炬式点火器喷出的火舌首先引燃中间头部油气混合物, 形成单头部旋流火焰, 此时为联焰初始状态, 记为时间 $t=0$ s。随后当 $t=70$ ms时, 火舌也成功引燃左侧头部, 形成两个头部稳定燃烧的状态。由于火舌点火能量巨大且位于两头部旋流相交处, 直接与头部混气相接触, 因此点火器两侧头部着火时间相差无几, 联焰快速。而当中间头部通过旋流间的传质与传热向右侧头部传焰时, 低温工作喷嘴燃油因雾化破碎不足且吸热量大, 多次使得卷入右侧头部旋流的火核熄灭, 直至 $t=752$ ms时才成功引燃最右侧头部, 从而导致着火延迟时间长。

图8所示为工况9的联焰动态过程拍摄结果。相较于低温燃油状态下的联焰, 状态9的着火延迟时间则缩短许多。 $t=0$ s时点火火舌引燃中间头部, 在 $t=57$ ms时左侧头部随即也被引燃。由于火舌已经是剧烈反应的燃烧产物, 其放热强度巨大, 因此中间头部和左侧头部的着火时间对于油温变化并不敏感, 与工况6相比也没有明显区别。而当火核从中间头部通过旋流间剪切作用传

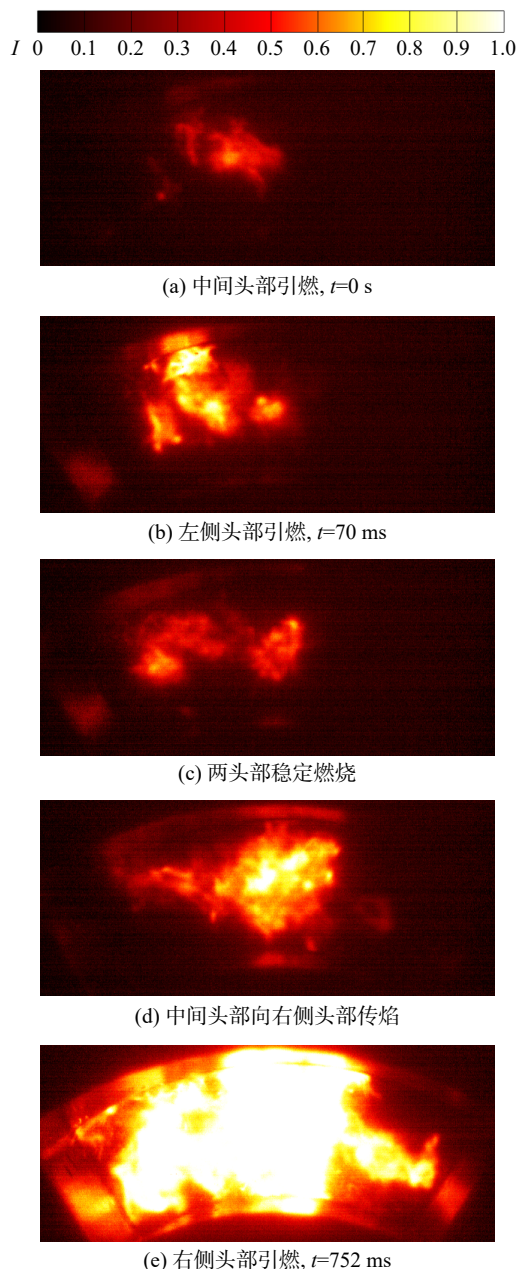


图 7 工况 6 联焰过程

Fig. 7 Flame connection process in operating condition 6

向右侧头部时, 常温燃油的着火延迟时间则有显著下降, 在 $t=288$ ms 便成功着火。这也表明, 对于被火舌强制引燃的头部而言燃油温度并不会造成影响; 但对于远离火炬式点火器的头部而言, 较低的燃油温度则会导致火核易熄灭, 延长着火时间。

图 9 所示为工况 8 对应的联焰动态过程, 与工况 9 相比压损有所降低。通过图 7 与图 8 的联焰过程对比可以发现, 虽然小压损条件下燃烧室内 CH^* 亮度更加强, 燃烧更加剧烈, 但小压损状态下右侧头部着火延迟时间约为工况 9 的 2 倍, 联焰速度更为缓慢。这是因为该状态下燃烧室空

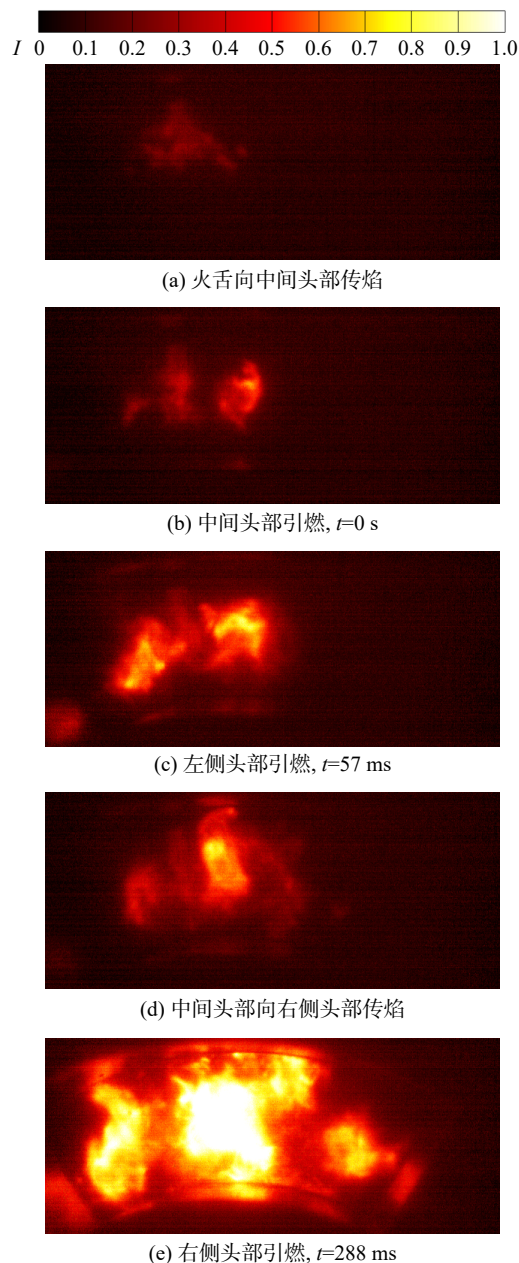


图 8 工况 9 联焰过程

Fig. 8 Flame connection process in operating condition 9

气流量过低, 已经是远大于化学当量比的过富油环境。过富的燃油在雾化蒸发时既会快速吸收热量, 使得火核的传递难以为继, 也会在燃烧反应时快速消耗氧气, 令右侧头部旋流火焰迟迟不能稳定。因此, 过小的压损状态虽然可以令燃烧释热更为剧烈, 但并不意味三头部间的联焰速度会有所提高, 相反还会导致远离火炬式点火器的头部着火延迟时间更长, 不利于燃烧室的点火起动。

此外, 在上述 3 个工况的联焰过程中都可以发现, 不管工况参数如何变化, 虽然中间头部和左侧头部都紧邻点火壳体出口, 但始终是中间头部更易被率先引燃。为此深入分析造成此类现象产

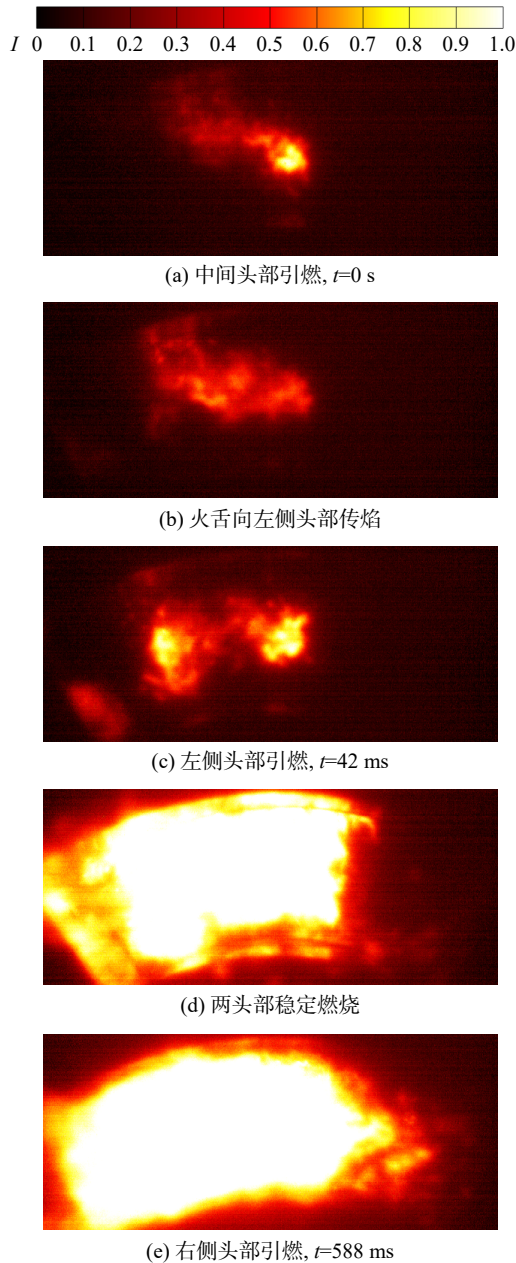


图9 状态8联焰过程

Fig. 9 Flame connection process in operating condition 8

生原因, 本文采用 Fluent 软件对各试验状态下燃烧室内流场进行了数值计算。计算中, 选用标准 $k-\varepsilon$ 双方程湍流模型, 求解三维可压缩 Navier-Stokes 方程和二阶迎风差分格式的微分方程, 求解器采用隐式分离求解器 semi-implicit method for pressure-linked equations (SIMPLE) 算法, 壁面函数为标准壁面函数, 采用 mass-flow-inlet 入口边界条件和 pressure-outlet 出口边界条件。

图 10 所示为数值计算得到的工况 9 时壳体出口处横向截面流场图。通过流线图不难看出, 在点火壳体出口处气流向内流动, 对于中间头部回流区而言两者流向相同, 但对于左侧头部回流

区而言两者流向相反。因而壳体出口处火舌更容易被中间头部的旋流卷挟进入回流区引燃可燃混气; 相较而言, 火舌被左侧头部旋流卷挟进入回流区则有所滞后。因此在试验过程中, 两头部流场因旋向而产生的相对速度差异使得火舌无论在传播方向还是传播速度上都会使中间头部更先点着。但由于火舌本身强有力的释热率和穿透性, 左侧头部很快也能被其点燃。

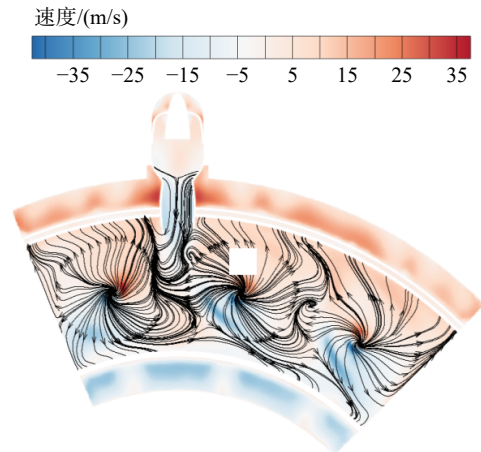


图 10 壳体出口处横向截面流场

Fig. 10 Flow field at the transverse cross-section of the igniter outlet

对联焰动态过程中拍摄得到的瞬时图像进行灰度值积分, 可得到不同工况下联焰动态过程亮度积分曲线, 红色曲线为瞬态积分值, 蓝色曲线为平滑处理后的积分平均值。图 11 所示为工况 6、工况 8、工况 9 灰度值积分曲线。 $t=0$ ms 时刻为中间头部着火时刻, 此时积分值最小。间隔数十 ms 后, 火炬式点火器另一侧的头部随即着火。但由于此时仅有两头部旋流器的出口处稳定着火, 并没有在大范围内完成联焰起动, 因此积分值并没有明显的阶跃型提高。随着两头部旋流火焰的轴向拉伸, 火焰周期性脱离拍摄平面, 火焰拍摄亮度产生波动, 故而积分曲线产生跳动并逐渐随火焰发展扩大有所上升。当远离火炬式点火器的最右侧头部也稳定着火时, 积分曲线增长幅度加快, 在经历短暂的几次拉伸波动后灰度值积分陡然增加, 达到了极大值。此后, 联焰动态过程完成, 积分曲线进入周期性变化的稳定燃烧状态。

比较工况 6 与工况 9 的积分曲线可以发现, 采用低温燃油的工况 6 在两头部着火到三头部着火的发展过程中, 经历的时间更长, 灰度值积分波动更为剧烈。工况 6 中, 在 $t=752$ ms 前积分曲

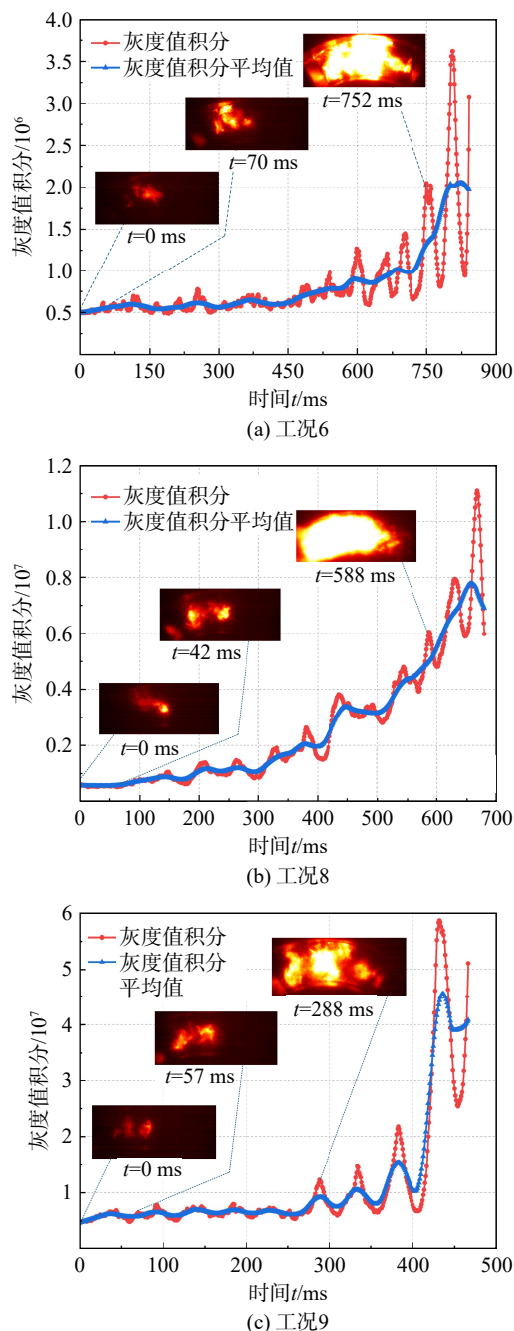


图 11 火焰亮度积分曲线

Fig. 11 Integrated flame brightness curve

线已历经多个逐次升高的波峰,这些波峰则是由中间与左侧头部旋流火焰前后拉伸并逐渐发展增强而产生的。而相较于工况 6,常温条件的工况 9 在 $t=288$ ms 前,灰度值积分基本保持稳定,随着所有头部成功着火,积分曲线波峰才有明显提高,三头部旋流火焰共同发展直至稳定燃烧。对比工况 8 与工况 9 的积分曲线也能发现,油气比更高的工况 8 在两头部着火到三头部着火的发展过程中也需要经历多个逐次升高的波峰,并且积分值更高。因此,低温燃油条件与高油气比状态下的

点火完成所需要的时间更久、火核的发展状态更成熟、能量也更高。

图 12 为工况 6、工况 8、工况 9 联焰动态过程的时间定量比较,认为灰度值积分达到最高值且燃烧趋于稳定的时刻为联焰完成时刻。工况 6 与工况 8 在两头部到三头部着火的发展中延迟时间更长,导致了点火完成时间远大于工况 9。然而,通过图 7(e)、图 8(e)、图 9(e)也能看出,在向第 3 个头部传焰的过程中,工况 6 与工况 8 中其余两个头部的旋流火焰已得到充分发展,基本进入稳定燃烧状态,而工况 9 则不然。因此工况 9 在完成 3 个头部着火后仍需要较长时间发展火核,扩大火焰面积,从而进入稳定燃烧阶段。

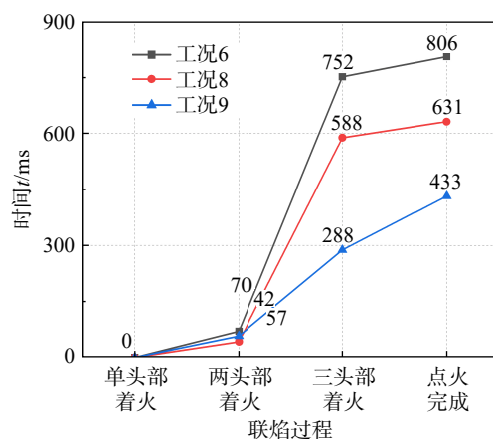


图 12 联焰动态过程时间

Fig. 12 Time of flame connection dynamic process

6 结 论

本文针对采用火炬式点火器的某型三头部扇形燃烧室,开展了不同状态参数下的点火联焰试验,研究了总压损失系数、火炬式点火器引气孔面积、燃油温度对燃烧室点火性能影响规律,并分析了其中原因,主要得到以下结论:

- 1) 更低温燃油雾化蒸发过程吸热量的增加,导致火炬式点火器富油点火极限下降。而小压损状态下点火器引气量过少,壳体内油气比过高,燃油破碎掺混效果差,不利于点火成功。
- 2) 燃烧室火焰筒压损的提高和引气孔径的合理增大有助于提高火炬式点火器富油点火极限,工程中一定程度上拓宽了工作包线。
- 3) 对于被点火火舌直接影响头部而言,燃油温度并不会对联焰产生明显影响;而对于远离点火器的头部而言,低温燃油会极大延迟头部着火时间。

4) 小压损状态下, 燃烧室内 CH^* 亮度增加, 释热更为剧烈, 但过富的油汽比会使得火核传递更困难, 不利于远离点火器的头部进行联焰。

5) 在头部流场自身旋向作用下, 点火火舌始终更易先点燃中间头部。但在高能、大穿深的火舌作用下, 左侧头部也能很快点燃, 两者延迟时间相差极小。

综上所述, 本文试验研究了不同状态参数对火炬式点火器点火联焰性能影响规律, 为该型燃烧室火炬式点火器的优化设计提供了数据支撑。

参考文献:

- [1] 索建秦, 冯翔洲, 梁红侠, 等. 航空发动机燃烧室研发中的数值仿真探讨[J]. 航空动力, 2021(2): 61-65.
Suo Jianqin, Feng Xiangzhou, Liang Hongxia, et al. Numerical simulation for research and development of aero engine combustor[J]. Aerospace Power, 2021(2): 61-65. (in Chinese)
- [2] Mastorakos E. Ignition of turbulent non-premixed flames[J]. *Progress in Energy and Combustion Science*, 2009, 35(1): 57-97.
- [3] Mastorakos E. Forced ignition of turbulent spray flames[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2017, 36(2): 2367-2383.
- [4] Bourgoign J F, Durox D, Schuller T, et al. Ignition dynamics of an annular combustor equipped with multiple swirling injectors[J]. *Combustion and Flame*, 2013, 160(8): 1398-1413.
- [5] 于婷婷, 朱宇, 杜成, 等. 双环预混旋流燃烧室点熄火性能试验研究[J]. 航空发动机, 2020, 46(5): 97-102.
Yu Tingting, Zhu Yu, Du Cheng, et al. Test study of the ignition and blow-out performance of a TAPS combustor[J]. Aeroengine, 2020, 46(5): 97-102. (in Chinese)
- [6] 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)
- [7] Fu Zhenbo, Lin Yuzhen, Li Jibao, et al. Experimental investigation on ignition performance of LESS combustor[R]. ASME GT2011-45786, 2011.
- [8] 洪桥嗣, 何小民. 涡轴发动机折流燃烧室不同进口负压下的点火性能研究[J]. 机械制造与自动化, 2022, 51(3): 208-212.
Hong Qiaosi, He Xiaomin. Study on ignition performance of annular slinger combustor of turboshaft engine under different inlet pressure[J]. Machine Building & Automation, 2022, 51(3): 208-212. (in Chinese)
- [9] 薛鑫, 林宇震, 张弛, 等. 火焰筒压力损失对点火特性的影响[J]. 航空动力学报, 2012, 27(10): 2229-2235.
Xue Xin, Lin Yuzhen, Zhang Chi, et al. Effects of liner pressure loss on combustor ignition performances[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(10): 2229-2235. (in Chinese)
- [10] 王良, 李维, 刘丽娟, 等. RP-3 和 RP-5 燃油对全环回流燃烧室点火性能影响研究[J]. 推进技术, 2022, 43(8): 210256.
Wang Liang, Li Wei, Liu Lijuan, et al. Ignition performance of reverse flow combustor using RP-3 and RP-5 jet fuel[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(8): 210256. (in Chinese)
- [11] 任勇智, 李建中, 金武, 等. 三级旋流燃烧室流动和点火过程中火焰传播特性[J]. 推进技术, 2021, 42(9): 2045-2053.
Ren Yongzhi, Li Jianzhong, Jin Wu, et al. Characteristics of flow field and flame propagation of ignition process in three-staged swirl combustor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(9): 2045-2053. (in Chinese)
- [12] Read R, Rogerson J, Hochgreb S. Relight imaging at low temperature, low pressure conditions[R]. AIAA-2008-0957, 2008.
- [13] Barré D, Esclapez L, Cordier M, et al. Flame propagation in aeronautical swirled multi-burners: Experimental and numerical investigation[J]. *Combustion and Flame*, 2014, 161(9): 2387-2405.
- [14] Neophytou A, Cuenot B, Duchaine P. Large-eddy simulation of ignition and flame propagation in a trisector combustor[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2016, 32(2): 345-359.
- [15] Jones W P, Tyliczek A. Large eddy simulation of spark ignition in a gas turbine combustor[J]. *Flow, Turbulence and Combustion*, 2010, 85(3): 711-734.
- [16] 汪玉明, 王倚阳, 肖为, 等. 折流燃烧室间接点火过程研究[J]. 推进技术, 2021, 42(3): 612-619.
Wang Yuming, Wang Yiyang, Xiao Wei, et al. Indirect ignition process of slinger combustor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(3): 612-619. (in Chinese)
- [17] 夏一帆, 赵冬梅, 葛海文, 等. 环形燃烧室点火过程的实验与数值研究[J]. 浙江大学学报(工学版), 2020, 54(2): 416-424.
Xia Yifan, Zhao Dongmei, Ge Haiwen, et al. Experimental and numerical investigations of ignition process in annular combustor[J]. *Journal of Zhejiang University (Engineering Science)*, 2020, 54(2): 416-424. (in Chinese)
- [18] Lewis B, Von Elbe G. Combustion, flames and explosions of gases[M]. 3rd ed. Amsterdam, Netherlands: Elsevier, 2012.
- [19] Peters J E, Mellor A M. A spark ignition model for liquid fuel sprays applied to gas turbine engines[J]. *Journal of Energy*, 1982, 6(4): 272-274.
- [20] Lefebvre A H. Ignition theory and its application to the altitude relighting performance of gas turbine combustors[M]//Combustion and Heat Transfer in Gas Turbine Systems. Amsterdam, Netherlands: Elsevier, 1971: 105-116.
- [21] Lefebvre A H. Fuel effects on gas turbine combustion: ignition, stability, and combustion efficiency[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1985, 107(1): 24-37.
- [22] Taylor J, Widener S. Altitude ignition/lean deceleration study[R]. AIAA-1986-1530, 1986.
- [23] 周瑜, 黄渊, 陈伟强, 等. 高空来流条件下航空发动机双旋流燃烧室点火特性数值模拟[J]. 推进技术, 2022, 43(9): 210341.
Zhou Yu, Huang Yuan, Chen Weiqiang, et al. Numerical simulation of ignition characteristics of aeroengine combustor with two-stage swirler under high-altitude inflow conditions[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(9): 210341. (in Chinese)
- [24] 苗禾状, 王朝蓬, 朱哲, 等. 航空发动机“三高”启动试验研究[J]. 工程与试验, 2015, 55(1): 38-42.
Miao Hezhuang, Wang Zhaopeng, Zhu Zhe, et al. Experimental research on aeroengine starting at high/low temperature and at plateau[J]. Engineering & Test, 2015, 55(1): 38-42. (in Chinese)
- [25] Li Shi hong, Jin Yan, Ni Kong shi. Study on the ignition factor of piston kerosene engine[J]. *Advanced Materials Research*, 2013, 779/780: 705-710.

(编辑: 秦理曼)