

凹腔支板火焰稳定器自燃点火性能初步试验

刘玉英, 谢奕, 柳杨, 金捷

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 以凹腔支板火焰稳定器为研究对象,在进口温度为 $750\sim 900\text{ }^{\circ}\text{C}$ 、马赫数为 $0.20\sim 0.28$ 、氧气体积分数为 $13.4\%\sim 15.8\%$ 、喷嘴距支板前缘 $5\sim 50\text{ mm}$ 及常压的条件下,开展自燃点火性能的试验研究。试验表明:凹腔支板火焰稳定器在进口温度为 $850\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以上可成功实现自燃点火。自燃点火性能随进口温度的升高而提高;随着进口马赫数的提高,火焰稳定器自燃点火成功的温度范围越窄;随着燃油喷射距离的增大,稳定器自燃点火性能有所提高。稳定器的凹腔结构能够稳定火焰。

关 键 词: 自燃; 点火; 支板火焰稳定器; 钝体; 凹腔

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Preliminary experiment on spontaneous ignition performances of cavity-based strut flameholder

LIU Yuying, XIE Yi, LIU Yang, JIN Jie

(School of Energy and Power Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The spontaneous ignition performances of a cavity-based strut flameholder were preliminarily investigated with spray distances of $5\sim 50\text{ mm}$ at atmospheric pressure, the air temperature and oxygen volume fraction were within the range of $750\sim 900\text{ }^{\circ}\text{C}$ and $13.4\%\sim 15.8\%$, Mach number ranged from $0.20\sim 0.28$. Results showed that the flameholder could be autoignited when the inlet temperature was above $850\text{ }^{\circ}\text{C}$. As the inlet temperature increased, the performances of spontaneous ignition improved. When the inlet Mach number became larger, the temperature range for successful spontaneous ignition became narrower. With the increase of fuel injection distance, the autoignition performances of the stabilizer were improved. The cavity structure of the stabilizer could stabilize the flame.

Key words: spontaneous combustion; ignition; strut flameholder; bluff body; cavity

加力燃烧室是战斗机在起飞、追击或加速、爬升等机动飞行过程中短时间增加推力的有力保障,也是飞机获得超声速飞行能力的一种有效手段。对于高推质比航空发动机,先进的加力燃烧室仍然是不可缺少的增推装置^[1]。早在1995年, Clements等^[2]提出了将涡轮后承力支板与火焰

稳定器一体化设计的加力燃烧室方案;2006年通用(GE)公司的 Koshoffer^[3]提出了一种涡轮后承力支板与火焰稳定器一体化设计的加力燃烧室方案,其中包含基于带凹槽结构的支板火焰稳定方案,同年我国季鹤鸣等^[4]也提出了利用涡轮后支板与中心锥内突扩相结合来稳定火焰的内突扩式

收稿日期: 2016-12-09

基金项目: 航空科学基金(2013ZB51014)

作者简介: 刘玉英(1974—),女,副教授、硕士生导师,博士,主要从事航空发动机液雾燃烧、冲压燃烧、燃烧火焰换热辐射研究。

引用格式: 刘玉英,谢奕,柳杨,等.凹腔支板火焰稳定器自燃点火性能初步试验[J].航空动力学报,2018,33(6):1298-1304. LIU Yuying, XIE Yi, LIU Yang, et al. Preliminary experiment on spontaneous ignition performances of cavity-based strut flameholder[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(6): 1296-1304.

一体化加力燃烧室方案。可以看出,与传统的加力燃烧技术不同,这些一体化加力燃烧室概念均提出以支板作为火焰稳定器进行燃烧组织。显然,火焰稳定器作为加力燃烧室的关键部件,对合理组织燃烧、提高燃烧效率、增强燃烧稳定性、减小流动损失及减轻质量都至关重要,因此基于涡轮后框架提出的支板火焰稳定器(简称支板稳定器)需要不断的技术创新。

凹腔支板稳定器^[5]正是基于一体化先进加力燃烧室概念而提出的一种火焰稳定器,其设计原理是将凹腔驻涡稳焰和突扩稳焰原理相结合进行燃烧组织,旨在实现当高温气流流经支板凹腔时,在凹腔内形成局部回流区,同时在凹腔旋涡的扰动下,支板壁面气流提前与壁面分离,当气流到达突扩尾缘时,在尾迹区形成大范围的低速回流区,以实现可靠、稳定、高效的点火及火焰传播,并确保较小的总压损失。目前,吴迪等^[6-7]、刘雯佳等^[8]、刘广海等^[9]、罗莲军等^[10]及刘玉英等^[11]先后针对凹腔支板火焰稳定器开展了流动、结构参数优化、雾化性能及液雾分布等相关研究工作,指出凹腔支板稳定器以流动损失小为显著特点,同时从冷态燃油分布的角度证实了凹腔能够卷吸液雾从而有利于值班点火及稳焰。因此,在模拟加力燃烧室真实进口来流条件下,进一步开展该稳定器的点火能力及点火性能研究,是决定凹腔支板稳焰方案是否具有良好的工程应用潜力与生命力的关键所在。

随着航空发动机涡轮前温度的不断提高,新一代加力燃烧室的进口温度显著提高(达 650~1050℃)^[1],油气混合物在没有外来点火源条件下极有可能发生自燃,因此探讨凹腔支板稳定器的自燃点火性能及规律已经成为新一代一体化加力燃烧室设计必须解决的问题。与均匀油气混合物的自燃特性基础研究不同,高温流动条件下的自燃点火性能研究工作本身较少,且不限于自燃点火延迟时间的数据,而是更多地探讨自燃可行性、影响因素分析等。例如,1973 年 Schultz 等^[12]在来流温度为 967℃、氧气体积分数为 14%、常压及来流速度为 152.5 m/s 的条件下,以 Jet-A 为燃料,对圆形管道中以 9.5 mm 长的 3 根直射式喷油杆组织的自燃燃烧进行了试验研究,指出该条件下自燃点火的平稳可靠性,并发现无压力脉动同时燃烧效率高达 100%;同年 Branstetter 等^[13]在入口温度为 647~982℃、油气比为 0.005~0.05 范围内对薄膜蒸发式 V 槽稳定器

的燃烧试验研究中发现入口温度为 982℃时试验发生了成功自燃点火;1998 年,郭成富等^[14]在来流温度为 677~1027℃、速度为 30~200 m/s 及压力为 95~96 kPa 的条件下,采用 RP-3 燃油,对薄膜蒸发火焰稳定器的自燃燃烧特性试验研究发现,稳定器槽宽、喷油杆位置及来流参数等均会影响其自燃点火性能;2007 年,徐兴平等^[15]在进口温度 897℃条件下,试验研究了射流自燃点火延迟距离(时间)与燃气流动速度、温度、射流压力等的关系,指出气流温度对射流自燃的影响较大而气流压力及速度影响相对较小。可以看出,高温流动条件下基于火焰稳定器的自燃性能研究工作更为复杂,这是因为来流速度、温度、燃油喷射条件、稳定器结构等因素都会影响其自燃性能。因此,本文的主要目的在于:在模拟先进加力燃烧室高温高速进口条件下,探讨凹腔支板稳定器的自燃可控点火能力或可行性及燃油与凹腔支板稳焰装置匹配的点火性能,分析来流温度及速度对点火性能的影响,而不探讨点火边界及最佳点火性能或最佳点火油气比。

本研究工作在进口温度为 750~900℃、马赫数为 0.20~0.28、氧气体积分数为 13.4%~15.8%、常压及喷嘴距支板前缘 5~50 mm 的条件下,开展凹腔支板火焰稳定器自燃点火性能研究,探讨进口温度、进口速度及喷射距离对自燃性能的影响规律,为凹腔支板火焰稳定器的进一步研究和工程应用提供依据。

1 试验设备与方法

1.1 试验模型

试验用凹腔支板稳定器及喷油杆模型试验件如图 1 所示。凹腔支板稳定器结构参数同文献^[10],其中型面采用翼型造型^[9],支板长为 108 mm,最大槽宽为 30 mm,截尾宽为 16.2 mm,凹腔深为 7 mm,凹腔长高比为 1.7,凹腔后倾角为 150°。供油方式为直射式喷嘴顺喷,喷孔直径为 0.6 mm,喷嘴距支板前缘距离 L 为 5~50 mm 范

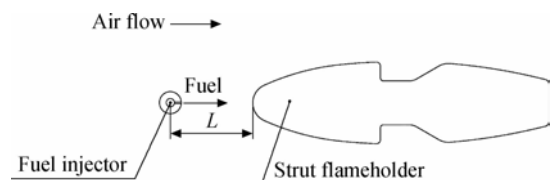


图 1 支板火焰稳定器模型

Fig. 1 Strut flameholder model

围内可调,文献[10]给出了本文结构的冷态雾化试验结果。燃料使用 RP-3 型航空煤油。

1.2 试验及测试系统

高温试验在北京航空航天大学二元加力/冲压燃烧试验台上完成。该试验台采用两级直连式加热的方式来实现试验段进口的高温条件。

试验台包括一级加温器、二级加温器、前测量段、试验段、后测量段、排气段、供气系统、供油系统及数据采集系统,图 2 给出了试验系统示意图。其中一级加温器由 3 个 BK-1A 单管燃烧室并联

组成,最高可加温至 500℃;二级加温器使用特殊设计的蒸发式加温器^[16]将气流温度提高,最高能够加热到 950℃。前测量段、试验段、后测量段均为 170 mm×150 mm 的矩形截面通道,试验段主要包括凹腔支板稳定器、喷油杆、安装座、石英玻璃观察窗等。供气系统为暂充式低压气源,可提供 0~4 kg/s 的空气流量,分为两路进入试验系统,分别为主气路和冷却气路;供油系统由 3 套供油泵和相应的管路组成,分别独立可控,为一级加温器、二加热器及试验段喷油杆供油。

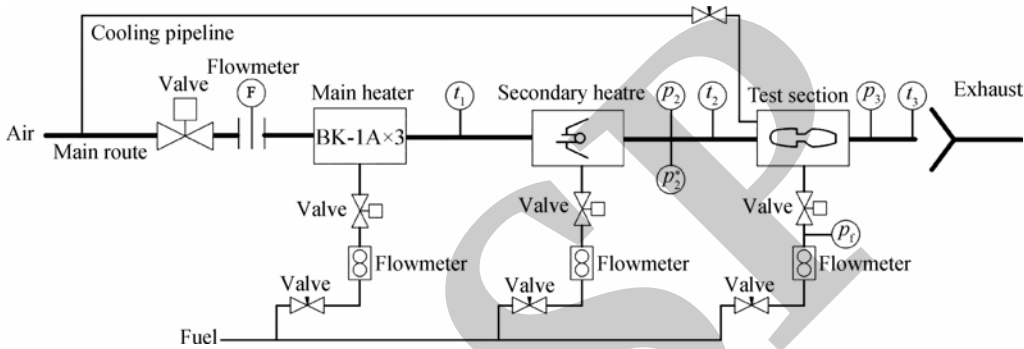


图 2 试验系统简图
Fig. 2 Schematic diagram on experiment system

测试系统主要包括试验台各段进出口的温度、总静压、空气流量及燃油流量,其中温度测量使用 B 型热电偶,压力测量采用 KYB18 型压力传感器,空气流量使用孔板流量计进行测量,燃油流量采用 DMF-1-2 型科氏力质量流量计。试验段进口测量参数分别为温度 t_2 、总压 p_2^* 及静压 p_2 ,试验段进口马赫数 Ma_2 通过 p_2^* 与 p_2 计算得出;试验段出口测量参数分别为温度 t_3 、总压 p_3^* 及静压 p_3 ;试验段供油压力为 p_1 ,总油气比为 f ,试验段还配备有采集火焰图像的视频系统。数据采集系统采样频率为 5 Hz,主要采集时间、温度、压力、马赫数、燃油流量及空气流量。试验段进口氧气体积分数采用氧传感器^[17]得到,氧气体积分数测量系统如图 3 所示,在试验段出口放置引气管,引气管采用刚玉制成,该材料能在 1550℃ 的高温环境长期使用,引气管头部为 45°斜开孔,斜面正对来流方向,采集点为出口截面中心。引气管尾端与铜制导气管连接,待测燃气流进铜制导管后首先进行了水冷(该环节是为了保证氧传感器工作在合适的环境温度中),冷却后的气体进入混合罐,在混合罐中燃气流动速度降低并进行混合,使氧气分布更加均匀。氧传感器置于混合罐

中部,负责氧气体积分数的测量。混合罐的出口通过导管与吸气泵连接以确保混合罐内的待测气体得到及时更新。在工况 $t_2 = 750 \sim 900\text{℃}$ 、 $Ma_2 = 0.2 \sim 0.28$ 范围内,试验段进口的氧气体积分数 $\varphi_{O_2} = 13.4\% \sim 15.8\%$ 。

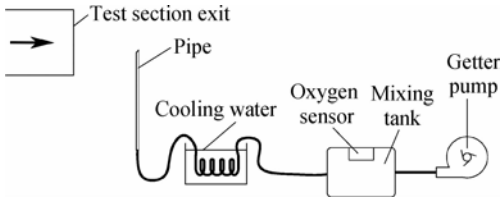


图 3 氧气体积分数测定示意图
Fig. 3 Schematic on oxygen volume fraction measurement

1.3 自燃点火成功的判定

点火试验中首先调节主气路空气流量和两级加温器供油量使得 Ma_2 和 t_2 达到试验工况所要求的进口条件;然后打开供油电磁阀,调节供油路节流阀使得 p_1 到达预定值,并持续至少 3 s,如果点燃则继续供油维持 10 s 再关闭供油,如果失败则立即停止供油。试验通过视频、 t_3 以及 p_3^* 来判断稳定器是否成功自燃。

试验中自燃点火成功的判断标准为

- 1) 在对稳定器进行供油后, p_3^* 有明显地突升并持续;
- 2) 对稳定器进行供油后, t_3 有明显地突升并持续;
- 3) 有明显的光学信号, 即在对稳定器进行供油后, 试验段的视频及目视有明显的火焰或亮度增加区域并持续。

图 4 和图 5 分别给出了典型工况下成功自燃点火时的火焰图像以及 t_3 和 p_3^* 的变化曲线。

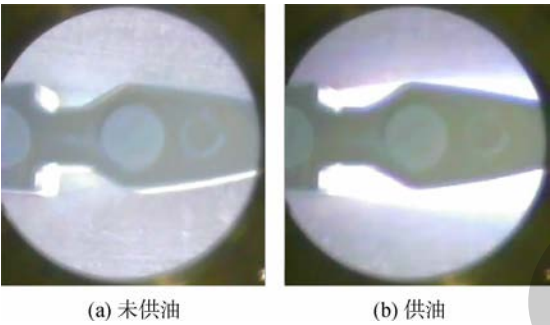


图 4 观察窗图像

($t_2=850\text{ }^{\circ}\text{C}$, $Ma_2=0.2$, $p_1=0.15\text{ MPa}$)

Fig. 4 Images of observation window

($t_2=850\text{ }^{\circ}\text{C}$, $Ma_2=0.2$, $p_1=0.15\text{ MPa}$)

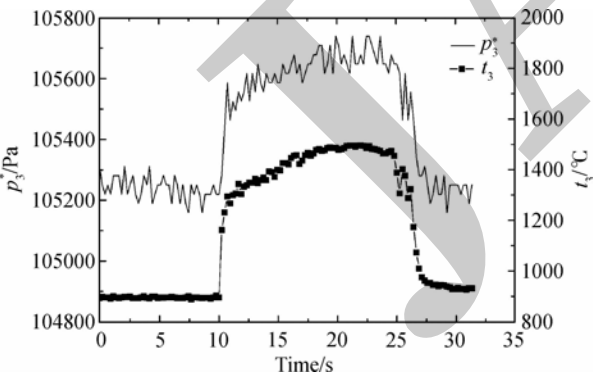


图 5 t_3 和 p_3^* 随时间的变化

($t_2=850\text{ }^{\circ}\text{C}$, $Ma_2=0.2$, $p_1=0.15\text{ MPa}$)

Fig. 5 Variation of t_3 and p_3^* with time

($t_2=850\text{ }^{\circ}\text{C}$, $Ma_2=0.2$, $p_1=0.15\text{ MPa}$)

2 结果与分析

以下主要分析在来流工况 $t_2=750\sim 900\text{ }^{\circ}\text{C}$ 、 $Ma_2=0.20\sim 0.28$ 、 $\varphi_{O_2}=13.4\%\sim 15.8\%$ 、 $L=5\sim 50\text{ mm}$ 且常压的条件下, 保持 $p_1=0.15\text{ MPa}$ 不变(油气比 f 范围为 $0.0025\sim 0.006$)时, 凹腔支板稳定器的自燃点火试验结果。

2.1 试验研究结果汇总

表 1~表 3 给出了在本文试验条件下的凹腔支板稳定器自燃点火试验结果, 其中表中符号“●”表示自燃点火成功, “○”表示未发生自燃, 而“☆”表示自燃不能持续, 间断性熄火。同时, 表中也给出了每个工况条件下的油气比 f 。

表 1 自燃点火试验结果 ($L=5\text{ mm}$)

Table 1 Experimental results of spontaneous ignition ($L=5\text{ mm}$)

$t_2/^{\circ}\text{C}$	$Ma_2=0.20$		$Ma_2=0.24$		$Ma_2=0.28$	
	自燃情况	f	自燃情况	f	自燃情况	f
700	○		○		○	
750	○	0.003	○	0.003	○	
800	●	0.004	☆	0.003	○	0.003
850	●	0.005	●	0.004	●	0.003
900	●	0.005	●	0.005	●	0.005

表 2 自燃点火试验结果 ($L=30\text{ mm}$)

Table 2 Experimental results of spontaneous ignition ($L=30\text{ mm}$)

$t_2/^{\circ}\text{C}$	$Ma_2=0.20$		$Ma_2=0.24$		$Ma_2=0.28$	
	自燃情况	f	自燃情况	f	自燃情况	f
700	○	0.004	○		○	
750	○	0.005	○	0.004	○	
800	●	0.005	☆	0.004	○	0.003
850	●	0.006	●	0.004	●	0.0035
900	●	0.005	●	0.004	●	0.0035

表 3 自燃点火试验结果 ($L=50\text{ mm}$)

Table 3 Experimental results of spontaneous ignition ($L=50\text{ mm}$)

$t_2/^{\circ}\text{C}$	$Ma_2=0.20$		$Ma_2=0.24$		$Ma_2=0.28$	
	自燃情况	f	自燃情况	f	自燃情况	f
700	○	0.004	○		○	
750	☆	0.005	○	0.003	○	
800	●	0.005	●	0.003	○	0.0025
850	●	0.003	●	0.003	●	0.003
900	●	0.003	●	0.003	●	0.0035

可以看出, 凹腔支板稳定器在 $t_2\geq 850\text{ }^{\circ}\text{C}$ 、 Ma_2 在 $0.20\sim 0.28$ 范围内且 f 为 $0.0025\sim$

0.006 时,均能成功自燃点火。当 $t_2 < 700\text{ }^\circ\text{C}$ 时,凹腔支板稳定器不能够自燃点火。当 $t_2 = 750 \sim 800\text{ }^\circ\text{C}$ 时,当 Ma_2 较低且喷射距离 L 较远时,自燃点火可能成功。可以看出温度对稳定器点火性能的影响显著,同时点火油气比过低(低于 0.003)可能也是部分工况不能稳定点火的原因之一。

2.2 进口温度对自燃点火性能的影响

试验通过调节二级加温器供油量来调整 t_2 ,显然提高 t_2 会导致试验进口燃气成分发生变化:氧气体积分数降低,而 NO_x 体积分数增加。Gokulakrishnan、Fuller 等^[18-19]的研究结果表明,氧气体积分数的降低会增加自燃点火延迟时间, NO_x 体积分数的增加会减小点火延迟,并且两者相对于温度的影响而言比较小。因此本节分析中忽略 t_2 变化引起的燃气成分变化的影响。

从试验结果中可以看出,当 $t_2 \leq 750\text{ }^\circ\text{C}$ 时,凹腔支板稳定器绝大部分试验工况都点火失败;当 $t_2 = 800\text{ }^\circ\text{C}$ 时,进口马赫数较低的工况($Ma_2 = 0.20$)能够成功自燃;当 $t_2 = 850 \sim 900\text{ }^\circ\text{C}$ 时,所有试验点均能够自燃。可以看出温度的提高有利于自燃点火的成功。这是因为自燃的主要特征参数点火延迟时间由物理延迟和化学延迟两部分组成^[20]:①物理延迟指的是液态燃料的加热、蒸发以及燃油蒸汽与空气相混合等过程所需的时间。当温度升高时,一方面会引起空气的部分物性参数发生变化,如导热系数和动力黏度都将随之增加;另一方面随着液滴环境温度的升高,液滴表面与环境的温差加大,液雾单位时间所吸收的热量增加,从而提高了液雾的蒸发速率,这两方面共同促进物理延迟的减少。②化学延迟是指化学反应到达热失控状态所需的时间,化学点火延迟时间可以采用阿罗尼乌斯公式^[21]

$$\tau \propto Ae^{\frac{E_a}{R_u t}}$$

其中 τ 为化学点火延迟, t 环境温度, E_a 、 R_u 分别为活化能和气体常数。可以看出,当温度升高时,化学点火延迟是减少的。因此,进口温度的提高减小了物理点火延迟时间及化学点火延迟时间,从而有利于凹腔支板稳定器自燃点火的成功。

此外,试验通过调整试验段观察窗的安装位置,能够得到支板稳定器凹腔及尾缘处的自燃时的照片。图 6 给出了在 $Ma_2 = 0.2$, $t_2 = 800 \sim 900\text{ }^\circ\text{C}$ 且 $L = 30\text{ mm}$ 条件下支板稳定器自燃点火成功时火焰的照片。可以看出,在试验来流条件下稳定器尾缘都明显挂火,随着 t_2 的提高稳定器周围

出现明显的蓝色火焰,当 $t_2 = 900\text{ }^\circ\text{C}$ 时支板周围也被火焰包围;当来流温度 t_2 较低时,凹腔并未挂火,而随着 t_2 的升高凹腔处建立了稳定的火焰并向下游传播。由文献[11]使用高速拍摄雾化的研究表明,如图 7 所示,在本文所述的供油结构下,凹腔能够有效卷吸燃油,随着来流温度的提高,液滴蒸发速度变快,进入凹腔的液滴越来越小,甚至完全蒸发,有利于凹腔处自燃。故结合火焰现象进一步表明,支板稳定器的凹腔结构能够有效卷吸油气混合物,随着来流温度的提高,燃油蒸发速度变快,可以稳定自燃,有利于稳定器自燃及火焰传播性能的提高。

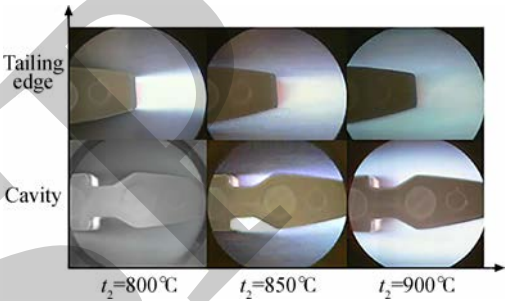


图 6 火焰图像随温度的变化($Ma_2 = 0.2$)
Fig. 6 Variation of flame images with temperature
($Ma_2 = 0.2$)

2.3 进口马赫数对于自燃点火性能的影响

从点火试验数据中可以发现,当 Ma_2 在 0.20~0.24 范围内时,只有 t_2 到达 $800\text{ }^\circ\text{C}$ 及以上自燃才能够稳定发生;当 Ma_2 等于 0.28 时,能够成功自燃点火的最小的 t_2 提高到了 $850\text{ }^\circ\text{C}$ 。可以看出,提高进口马赫数不利于自燃点火的成功,会缩小自燃点火成功的温度范围。首先,因为进口马赫数决定了燃油从喷射点喷出开始到从稳定器后方回流区流出的停留时间,所以进口马赫数的增加会减少该特征停留时间,在化学延迟时间一定的情况下,停留时间越小在稳定器附近自燃的可能性就越低;其次,由文献[20]可知,进口速度的提高还会引起点火延迟时间的线性增加。因此进口马赫数的提高意味着停留时间的缩短及点火延迟时间的增加,会导致成功自燃点火的最低温度升高。

图 8 同样给出了在来流 $Ma_2 = 0.2 \sim 0.28$, $t_2 = 850\text{ }^\circ\text{C}$ 和 $L = 30\text{ mm}$ 条件下,稳定器的自燃点火成功时火焰的照片。从稳定器尾缘的火焰图像可以看出,在试验来流马赫数条件下,稳定器尾缘一直稳定挂火,而随着 Ma_2 的提高,稳定器周围

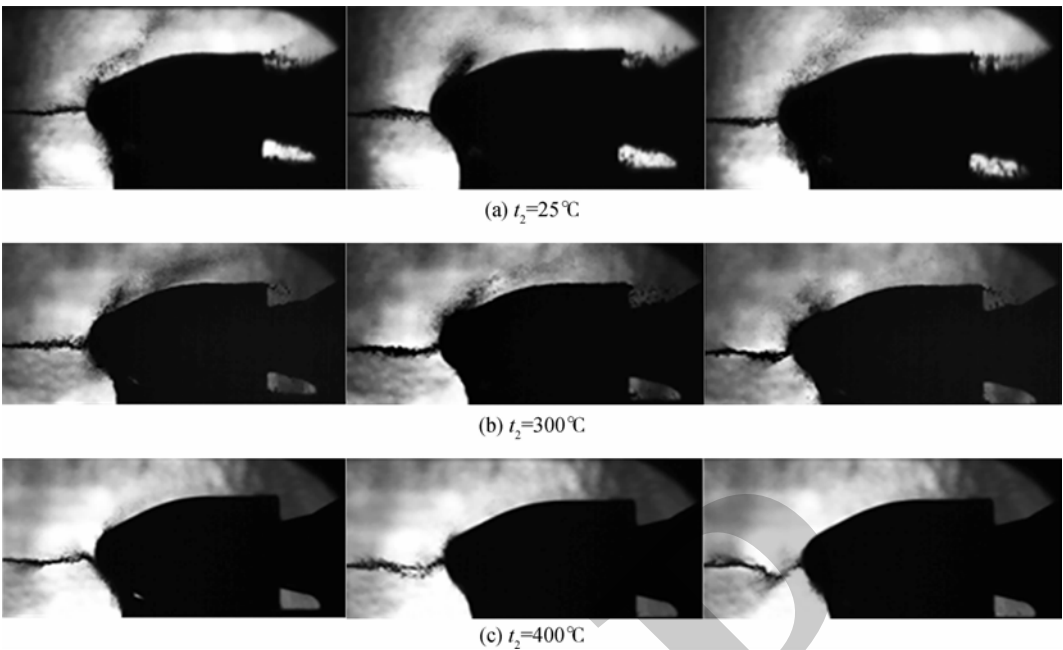


图 7 不同温度条件下燃油轨迹照片^[11] ($Ma_2=0.2$)
Fig. 7 Fuel trajectory images under different temperature conditions^[11] ($Ma_2=0.2$)

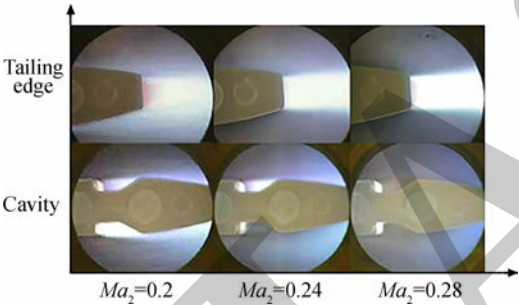


图 8 火焰图像随马赫数变化 ($t_2=850\text{ }^{\circ}\text{C}$)
Fig. 8 Variation of flame images with Mach number
($t_2=850\text{ }^{\circ}\text{C}$)

的蓝色火焰逐渐消失;由凹腔处的火焰照片可以看出,随着进口 Ma_2 升高,凹腔处不再挂火。这一现象更好的支持了支板稳定器尾缘突扩结构的值班点火作用。

2.4 喷射距离对自燃的影响

由表 1~表 3 可知 L 为 5 mm 和 30 mm 时的自燃点火性能基本相当,而当 L 增加到 50 mm 时, $Ma_2=0.24$ 、 $t_2=800\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的工况可以稳定自燃, $Ma_2=0.20$ 、 $t_2=750\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的工况可以实现不稳定的自燃,自燃性能优于前两种喷射距离。由此推测,适当增加燃油喷射距离有利于凹腔支板的自燃点火性能。这是因为喷射距离的增大会造成两方面的影响:首先,在进口速度不变的情况下,喷射距离增大会增加燃油从喷口喷出到尾缘回流区之间的特征停留时间,燃油的雾化和混合变得充分,很

明显这种影响会有利于自燃的发生;其次,在本文的供油结构条件下,燃油从喷口喷出会撞击支板前缘形成挡溅雾化,喷射距离的改变会影响其雾化效果。由文献[10]可知燃油喷射压力的增加会使得下游液雾索太尔平均直径(SMD)减小,主要原因是燃油撞击稳定器前缘的速度提高了。显然燃油向稳定器前缘运动过程中存在阻力,在燃油喷射压力不变的情况下,喷射距离的增加会减小燃油撞击稳定器前缘的速度,故增加喷射距离会使得下游液雾 SMD 增大。同时根据文献[20]可知,SMD 的增大不利于自燃。所以喷射距离对凹腔支板稳定器自燃点火的两方面影响是矛盾的。试验结果表明,在本文的试验范围内,喷射距离的影响中前者的效果更加显著,故喷射距离的增加有利于自燃点火的发生,但也可以推测,由于存在两种相互矛盾的影响因素,因此喷射距离应该存在一个最佳值,需要进一步开展研究。

3 结 论

本文在进口温度为 $750\sim 900\text{ }^{\circ}\text{C}$ 、马赫数为 $0.20\sim 0.28$ 、氧气体积分数为 $13.4\%\sim 15.8\%$ 、常压及喷嘴距支板前缘 $5\sim 50\text{ mm}$ 的条件下,开展凹腔支板稳定器自燃点火性能研究,得到如下结论:

1) 在本文研究的条件下,凹腔支板稳定器在进口温度为 $850\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以上可成功实现自燃点火,在

未来加力燃烧室中更加具有发展潜力。

2) 凹腔支板稳定器的自燃点火性能随进口温度的提高,火焰稳定器更容易自燃;随着进口马赫数的提高,火焰稳定器自燃点火成功的温度范围越窄;随着燃油喷射距离的提高,稳定器自燃点火性能有所提高。

3) 支板稳定器的凹腔结构能够有效卷吸油气混合物,随着来流温度的提高,可以稳定自燃,有利于提高支板稳定器的自燃点火性能。

参考文献:

[1] LOVETT J, BROGAN T, PHILIPPONA D, et al. Development needs for advanced afterburner designs[R]. Fort Lauderdale: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004.

[2] CLEMENTS T R, GRAVES C B. Augmentor burner; US 5385015[P]. 1995-01-31.

[3] KOSHOFFER J M. Method and apparatus for gas turbine engines; US6983601B2[P]. 2006-01-10.

[4] 季鹤鸣,樊于军,杨茂林. 新型内突扩加力燃烧室方案可行性分析[J]. 航空发动机, 2006, 32(1): 35-37.

JI Heming, FAN Yujun, YANG Maolin. Feasibility analysis of a new inner dumped afterburner concept[J]. Aeroengine, 2006, 32(1): 35-37. (in Chinese)

[5] 金捷, 吴迪, 季鹤鸣, 等. 带凹腔的支板火焰稳定装置及火焰稳定方法: CN102200292A[P]. 2011-09-28.

[6] 吴迪, 金捷, 季鹤鸣. 一种加力燃烧室凹腔支板火焰稳定方案研究[R]. 贵阳: 中国航空学会年第7届动力年会, 2010.

[7] 吴迪, 金捷, 季鹤鸣, 等. 凹腔支板尾缘涡脱落频率试验研究[J]. 航空发动机, 2011, 37(4): 48-50.

WU Di, JIN Jie, JI Heming, et al. Experimental study of vortex shedding frequency at trailing edge of a cavity-based strut[J]. Aeroengine, 2011, 37(4): 48-50. (in Chinese)

[8] 刘雯佳, 金捷, 季鹤鸣. 带凹腔支板的数值模拟[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2010, 23(4): 35-38.

LIU Wenjia, JIN Jie, JI Heming. Numerical simulation on strut with cavity[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2010, 23(4): 35-38. (in Chinese)

[9] 刘广海, 刘玉英, 翼型支板火焰稳定器结构参数的研究[J]. 航空动力学报, 2015, 30(6): 1350-1356.

LIU Guanghai, LIU Yuying. Investigation on structural parameters of airfoil shaped strut flame stabilizer[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(6): 1350-1356. (in Chinese)

[10] 罗莲军, 刘玉英, 张文龙, 等. 喷油杆与凹腔支板稳定器近距匹配雾化特性[J]. 航空动力学报, 2013, 28(11): 2462-2467.

LUO Lianjun, LIU Yuying, ZHANG Wenlong, et al. Atomization characteristics of fuel injector and cavity-based strut flame stabilizer under close-range matching condition[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(11): 2462-2467. (in Chinese)

[11] 刘玉英, 周弘毅, 谢奕, 等. 喷油杆和凹腔支板稳定器近距匹配的液雾分布可视化研究[J]. 航空动力学报, 2018, 33(3): 549-556.

LIU Yuying, ZHOU Hongyi, XIE Yi, et al. Visualized investigation on spray distribution of close-couple fuel injector and strut with cavity flameholder system[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(3): 549-556. (in Chinese)

[12] SCHULTZ D F, BRANSTETTER J R. Spontaneous ignition in afterburner segment tests at an inlet temperature of 1240 K and a pressure of 1 atmosphere with astm jet-a fuel[R]. NASA TM X-2952, 1973.

[13] BRANSTETTER J R, RECK G M. Afterburner performance of film-vaporizing V-gutters for inlet temperatures up to 1255 K[R]. NASA TM X-2855, 1973.

[14] 郭成富, 王勇, 曹康. 钝体火焰稳定器后方高温油气混合物的自燃燃烧[R]. 江西九江: 中国航空学会第11届燃烧与传热传质学术会议, 1998.

[15] 徐兴平, 张孝春, 李江宁, 等. 燃油在高温高速气流中自燃规律的研究[R]. 沈阳: 中国航空学会第14届燃烧与传热传质学术交流会, 2007.

[16] 周冠宇, 柳杨, 金捷, 等. 采用值班火焰稳定器作小型加温器的试验研究[R]. 贵阳: 中国航空学会第7届动力年会, 2010.

[17] 柳杨. 支板稳焰一体化新型火焰稳定器流动与燃烧性能研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2013.

LIU Yang. Research on flow and combustion characters of novel strut flame-holder[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)

[18] GOKULAKRISHNAN P, FULLER C C, KLASSEN M S, et al. Ignition characteristics of alternative JP-8 and surrogate fuels under vitiated conditions[R]. Cleveland: American Institute of Aeronautics and Astronautics Incorporation, 2014.

[19] FULLER C C, GOKULAKRISHNAN P, KLASSEN M S, et al. Investigation of the effects of vitiated conditions on the autoignition of JP-8[R]. Denver: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2009.

[20] AGGARWAL S K. A review of spray ignition phenomena: present status and future research[J]. Progress in Energy and Combustion Science, 1998, 24(6): 565-600.

[21] WILLIAMS A, SHCHERBIK D, BIBIK O, et al. Autoignition of a jet-a fuel spray in a high temperature vitiated air flow[R]. Montréal: American Society of Mechanical Engineers, 2015.

(编辑: 王碧珺)