

文章编号:1000-8055(2013)04-0800-07

马赫数为 4 的超燃发动机碳氢燃料点火试验

张弯洲^{1,2}, 乐嘉陵², 杨顺华², 程文明¹, 邓维鑫^{1,2}, 周化波²

(1. 西南交通大学 机械工程学院, 成都 610031;

2. 中国空气动力研究与发展中心 吸气式高超声速技术研究中心, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 在直连式脉冲燃烧风洞设备上, 开展了模拟马赫数为 4, 总温为 935 K 的超燃发动机碳氢燃料点火试验. 试验利用了点火器加引导氢气、引导氢气自燃辅助点火、节流加引导氢气 3 种辅助点火方式成功实现了乙烯燃料的点火并维持了稳定燃烧. 试验研究发现: 利用氢气自燃辅助乙烯点火, 氢气质量流量范围为 0.43~12.61 g/s, 氢气质量流量过大不能成功点火; 利用节流加引导氢气的辅助点火方式, 节流量为 10%~30%, 氢气注油压力为 5 MPa 能够可靠点火. 最后研究了乙烯从凹槽上游和从凹槽底部注油的发动机贫油点火极限和富油工作极限, 研究发现两者的贫油熄火极限相近, 为当量比为 0.077, 而富油工作极限差别较大, 当量比分别为 0.327 和 0.471.

关 键 词: 超燃发动机; 点火; 节流; 贫油极限; 富油工作极限**中图分类号:** V231.3**文献标志码:** A

Experiments on hydrocarbon fuel ignition for scramjet at Mach 4

ZHANG Wan-zhou^{1,2}, LE Jia-ling², YANG Shun-hua²,CHENG Wen-ming¹, DENG Wei-xin^{1,2}, ZHOU Hua-bo²

(1. School of Mechanical Engineering,

Southwest Jiaotong University, Chengdu 610031, China;

2. Airbreathing Hypersonics Research Center,

China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: Hydrocarbon fuel ignition experiments were performed on directly connected pulse combustion facility. The test inflow parameters included stagnation temperature of 935 K and the Mach number of 4 at the entrance of isolator. Gaseous ethylene was ignited successfully and combustion was maintained stable by employing three combination assistant ignition methods: torch igniter combined with pilot hydrogen, self-combustion of pilot hydrogen and air throttle combined with pilot hydrogen. The experimental results indicate that when employing self-combustion of pilot hydrogen, the mass flow rate of hydrogen should be ranged from 0.43~12.61 g/s, and higher mass flow rate of hydrogen isn't helpful to ignition; for air throttle combined with pilot hydrogen ignition method, the injection pressure of hydrogen should be set at 5 MPa, and the throttle mass flow rate should be 10%~30% of inflow mass flow rate. At last the lean blow-out limit and rich operation limit of scramjet were researched with ethylene injected from upstream of cavity or cavity floor. The results show that two injection schemes have similar lean blow-out limits at equivalence ratio of

收稿日期: 2012-10-17**网络出版地址:** http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130417.1353.201304.800_011.html**项目基金:** 自然科学基金青年科学基金(10902109)**作者简介:** 张弯洲(1984—), 男, 湖南醴陵人, 博士生, 主要从事超燃发动机研究.

0.077, and the rich operation limits varies a lot at equivalence ratios of 0.327 and 0.471 respectively.

Key words: scramjet; ignition; throttle; lean limit; rich operation limit

以涡轮发动机为基础,与超燃发动机组合的循环推进系统(TBCC)中的涡轮发动机能够提供的最大速度为 $Ma=3\sim 4$,超燃发动机必须在 $Ma=4$ 附近成功点火起动,才能保证 TBCC 的正常工作.但飞行速度为 $Ma=4$ 时,根据弹道参数计算,其气流的总温较低,一般为 $800\sim 1\,000\text{ K}$.来流总温低,燃烧室内的超声速气流静温一般仅为 $500\sim 600\text{ K}$,低于燃料的自点火温度.因此必须开展超燃发动机在低总温条件下的起动方式和过程的研究工作,为超燃发动机的低马赫数下的成功起动进行基础研究和储备.

总结相关的超燃发动机点火方面的文献,低总温条件下成功点火的流场具有以下特点:高温、低速、混合充分和富含自由基.低总温条件下点火必须借助辅助的点火方式,文献中的辅助装置和措施有:①强迫点火器.电火花塞^[1]、等离子炬^[2]、火炬点火器、引导火焰点火、高压电弧^[3]等强迫点火器较为多见.②燃料处理技术.燃料处理技术主要为燃料加热技术和燃料添加剂的应用.③燃料混合增强技术.燃料混合增强^[4]主要为应用混合性能较好的注油器,如气动斜坡和物理斜坡注油器、支杆注油器等以及液态燃料雾化技术^[5-9].④节流点火技术^[10-11].在流场相对下游位置进行一定程度的节流,能够在节流位置上游产生一定的激波串,减速和加热来流,对点火有利.节流装置一般有物理装置节流和气体节流(air

throttle).Rasmussen 等人^[1]在连续风洞设备上,在来流温度为 640 K 和 560 K 的条件下点燃了乙烯,测量了壁面压力曲线,研究了影响点火的因素;Mathur 等人^[12]在总温低于 $1\,000\text{ K}$ 条件下,利用雾化技术和点火器点燃了加热的 JP-7 燃料.国内也有低总温条件下的相关点火文献^[13].

国内外的低温点火文献中,均在连续式风洞上开展试验^[14-15],而本试验为脉冲风洞设备.相比之下,连续风洞的点火环境为热壁环境,相对有利于点火和燃烧;而脉冲风洞由于传热时间极短,保持冷壁状态,不利于点火和燃烧.本试验组合了点火器、引导氢气和节流技术 3 种辅助点火技术,通过调节注油位置和注油当量比,精确控制点火时序等,在总温为 935 K 的条件下成功点燃了气态乙烯,并维持了稳定燃烧.

1 试验设备简介

1.1 脉冲燃烧风洞设备

本试验在直连式脉冲燃烧风洞设备(见图 1)中进行,该设备能够模拟的飞行马赫数为 $4\sim 7$,二元喷管出口马赫数为 $2\sim 3$,总温为 $800\sim 1\,900\text{ K}$,总压为 $0.8\sim 2.6\text{ MPa}$,设备能够提供的稳定试验时间为 $200\sim 270\text{ ms}$.通过设备调试和流场校测,设备的设计参数和运行参数见表 1,试验时间约 250 ms ,满足脉冲试验的时间要求.

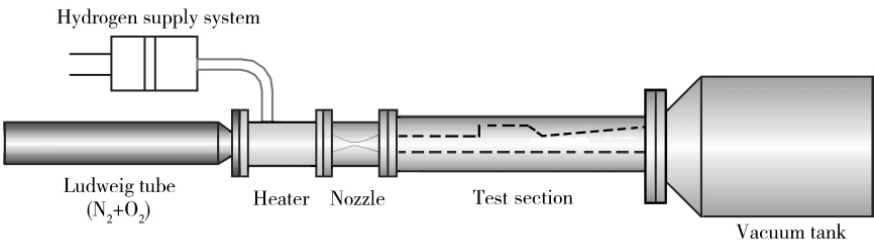


图 1 直连式脉冲燃烧风洞设备

Fig. 1 Directly connected pulse combustion wind tunnel facility

表 1 风洞设备的试验参数

Table 1 Experimental parameters of wind tunnel facility

	飞行马赫数	二元喷管出口马赫数	总温/K	总压/MPa
设计参数	4	2	900	0.8
运行参数	4	2.1	935	0.8

1.2 火炬点火器

本次试验采用氢气-空气火炬点火器,见图2.该点火器主要由3个子系统组成:氢气进气系统、

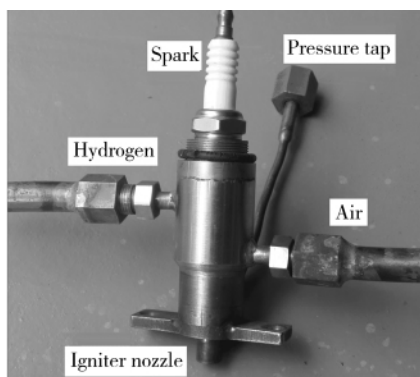


图2 火炬点火器

Fig. 2 Torch igniter

空气进气系统和点火花塞系统.单个点火器的输入功率调节范围为 $0\sim 70\text{ kW}$.试验模型上同时安装了两个独立控制的点火器,试验中点火器的功率调节范围为 $0\sim 140\text{ kW}$.

1.3 直连式超燃发动机燃烧室试验模型

发动机模型的入口截面为 $50\text{ mm}\times 100\text{ mm}$,燃烧室的具体尺寸见图3.凹槽深度为 18 mm ,长深比约为 10.8 ,后缘角为 22.5° .压力测点主要布置在发动机的侧面中心位置,单侧测点数量为 30 个.试验模型中的凹槽、注油位置、点火器位置和节流位置见图4. A、B、C、D和E为注油位置,点火器F布置在凹槽底部,节流位置G布置在上壁面,离凹槽台阶为 430 mm .节流喷气孔的当量直径约为 10.4 mm ,每排注油孔的当量直径为 3.46 mm .

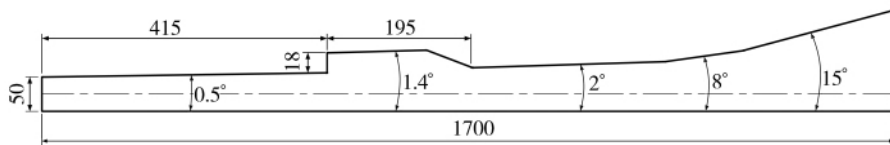


图3 超燃发动机燃烧室侧视图(单位:mm)

Fig. 3 Side-view of scramjet combustor (unit:mm)

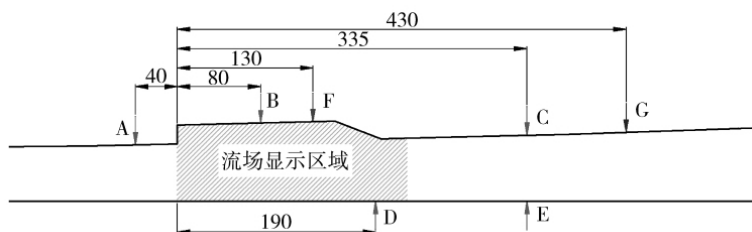


图4 凹槽、注油位置、点火器位置和节流位置(单位:mm)

Fig. 4 Positions of cavity, injectors, igniter and air throttle (unit:mm)

2 方法及理论

2.1 贫油极限和富油极限

在数值计算中,贫油点火极限可以根据生成的 CO_2 质量浓度精确判断.而实际试验中,只能通过冷流与热流试验的测量结果的比对进行判断,存在传感器测量范围、测量精度和误差等因素的影响.试验手段测量的贫油点火极限可能存在一定的误差.

受脉冲燃烧风洞试验时间的制约,不能比照连续风洞的研究方法,富油熄火极限研究困难.同

时,在试验中发现,在低马赫数条件下,发动机可能在还没有达到富油熄火极限时,燃烧室压力向上游传播至隔离段入口,达到超燃发动机的工作极限.在本试验中,富油极限主要为发动机富油工作极限.

2.2 稳定燃烧判据

脉冲燃烧风洞试验时间短,判断点火后是否维持稳定燃烧,主要判断依据为:①燃烧室测量点压力信号与冷流相比具有明显差别;②燃烧室测量的压力信号在试验时间内维持稳定.满足上述两个条件,判断为维持稳定燃烧.

3 试验内容及试验结果分析

在模拟飞行 $Ma=4$,总温为 935 K 的条件下,进行了气态乙烯燃料的点火试验.试验通过组合点火器、引导氢气和气体节流三种辅助点火方式成功点燃了乙烯燃料并使其维持了稳定燃烧.试验研究了引导氢气、点火器和气体节流辅助点火方式参数对点火的影响,通过试验确定了不同注油位置的贫油极限和富油极限.

3.1 前期的试验结果

前期开展了低温点火的部分内容研究,主要结果有:①仅靠点火器不能点燃乙烯燃料;②氢气从凹槽上游位置注入不能自点火燃烧;③利用点

火器加引导氢气的组合点火方式成功点燃了气态乙烯燃料.引导氢气辅助点火的最小当量比为 0.05,点火器的主要功能是点燃引导氢气,点火器功率在 20~140 kW 均能可靠地点燃引导氢气,进而点燃乙烯.

3.2 引导氢气自燃辅助点火方式

引导氢气自燃辅助点火试验的时序为:以流场稳定时刻为 0 ms,20 ms 时注入氢气,50 ms 时注入乙烯,80 ms 时关闭氢气,250 ms 时试验结束.依据 200~250 ms 的压力测量数据与冷流压力数据比较判断点火是否成功.试验条件和试验参数见表 2(080804 试验数据测量时刻氢气正常注油).

表 2 引导氢气自燃辅助点火试验设置
Table 2 Ignition experiment conditions with self-combustion of pilot hydrogen

No.	氢气			乙烯 当量比	点火结果
	质量流量/(g/s)	当量比	注入位置		
080704	0.452	0.005	F	0.791	成功
080804	12.61	0.142	B	0	成功
081403	0.43	0.005	F	0.806	成功
081502	17.27	0.194	B	0.806	失败
081503	6.68	0.075	B	0.806	成功

从表 2 中的试验设置参数和试验结果可以总结出下列结果:①氢气以适当质量流量(0.43~6.68 g/s)从凹槽内两个位置注入,能够发生自点火燃烧并点燃乙烯.②氢气从凹槽注入的质量流量大于 17.27 g/s 时,不能发生自点火燃烧.这是因为氢气质量流量过大,以声速注入的氢气会迅速降低附近流场温度,氢气不能发生自点火燃烧.③利用适量氢气自燃的辅助点火方式,能够成功点燃乙烯燃料,有一定的工程应用价值.

图 5 为引导氢气自燃辅助试验压力曲线,从图 5 的压力曲线可以看出,针对相同的乙烯当量比,质量流量分别为 0.452,0.43 g/s 和 6.68 g/s 的氢气自燃点燃乙烯,燃烧室壁面压力与冷流压力差别显著,表明成功点火并维持稳定燃烧.

3.3 引导氢气加气体节流组合点火方式

引导氢气加气体节流点火试验的时序为:以流场稳定时刻为 0 ms,20 ms 时注入氢气,30 ms 时开始节流,50 ms 时注入乙烯,80 ms 关闭节流

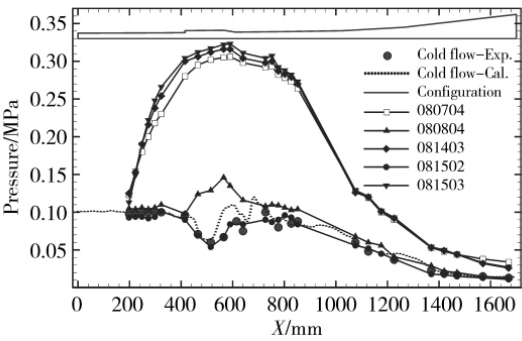


图 5 引导氢气自燃辅助试验压力曲线
Fig. 5 Pressure curves of ignition experiments with self-ignition hydrogen

和氢气,250 ms 时试验结束.依据 200~250 ms 的压力测量数据与冷流压力数据比较判断点火是否成功.试验条件和试验参数设置见表 3(080903 试验数据测量时刻为关闭节流后 50 ms,氢气继续注油),表中以喷入的节流气体质量流率与隔离段入口来流质量流率之比来表征节流量.

表 3 气体节流点火试验设置

Table 3 Ignition experiment conditions with air throttle

No.	氢气			乙烯 当量比	气体节流		点火结果
	注入位置	注入压力/MPa	当量比		位置	$\dot{m}_{\text{throttle}}/\dot{m}_{\text{air}}/\%$	
080902	A	5.4	0.281	0.8	G	5	失败
080903	A	5.0	0.281		G	30	成功
081002	A	5.0	0.281	0.8	G	30	成功
081003	A	5.0	0.281	0.8	G	20	成功
081004	A	5.0	0.281	0.8	G	15	成功
081201	A	5.0	0.281	0.8	G	10	成功
081202	A	5.0	0.281	0.8	G	5	失败
081203	A	3.0	0.168	0.8	G	10	失败
081204	A	4.0	0.224	0.8	G	10	失败
081001	A	2.0	0.112	0.8	G	15	失败

从表 3 的试验参数和试验结果可以得出下列结论:①081002~081202 的试验结果表明,在引导氢气注油压力为 5.0 MPa 的条件下,能够成功点火的最小节流量为 10%。②081201~081204 和 081001 的试验结果表明,节流量和引导氢气的注油压力均是影响成功点火的重要因素,同在 10% 的节流量下,氢气的注油压力为 4 MPa 和 3 MPa 时,均不能成功点火。③适当提高氢气的注油压力至 5.4 MPa,5% 的节流量仍不能成功点火,该结果预示成功点火的极限节流量可能在 5%~10%。

图 6 的压力曲线均在引导氢气和节流完全关闭后 120 ms 的时刻测量得到。从压力曲线的分布可以看出,在乙烯当量比相同的条件下,节流量越大,燃烧越充分,压力越高,说明节流量对燃烧的

性能有一定的影响。分析认为,节流量越大,通过激波串的作用,燃烧室内速度越低,温度相对较高,相同当量比的燃料在燃烧室内燃烧更充分,壁面压力更高,同时也会影响隔离段内的激波串位置向前移动。节流关闭后,激波串位置与燃烧情况保持一定的对应关系,继续影响燃烧室内的流场参数和燃烧情况。

3.4 凹槽上游注油和凹槽底部注油的贫油极限和富油极限

针对凹槽上游注油位置(A)和凹槽内注油位置(B),进行了贫油极限和富油极限的试验研究。脉冲风洞设备上贫油极限的试验为在辅助点火方式完全关闭后 120 ms 时刻,测量燃烧室壁面压力,将其与冷流压力进行比较,若测量压力与冷流压力曲线差别很小时,认为达到贫油熄火极限。对于富油极限,在试验过程中发现,随着燃料当量比的增加,还没有达到富油熄火极限之前,燃烧室压力已经扰出隔离段,超过了发动机的工作极限。因此脉冲风洞设备上将富油极限定义为富油工作极限。

3.4.1 凹槽上游注油的贫油极限和富油极限

乙烯从凹槽上游注入,利用点火器(功率为 40 kW)和引导氢气(当量比为 0.08)进行点火,改变乙烯的当量比,研究该位置注油的贫油极限和富油极限。乙烯当量比参数见表 4。

从图 7 中的曲线可以看出,当乙烯当量比较低时(如 073101 和 073102),壁面压力曲线除在凹槽段与冷流有差别之外,其他位置基本与冷流

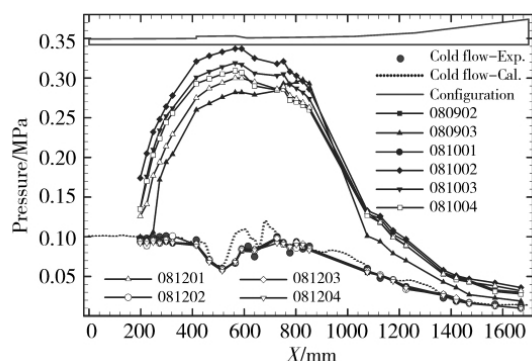


图 6 节流加引导氢气的点火试验压力曲线

Fig. 6 Pressure curves of ignition experiments with air throttle and pilot hydrogen

表4 凹槽上游注油贫油极限和富油极限的试验参数
Table 4 Experimental parameters of lean limit and rich limit for ethylene injected from upstream of cavity

No.	乙烯当量比
072801	0.184
072803	0.241
072804	0.327
073101	0.077
073102	0.076

一致,更低的当量比测量不出压力与冷流的差别,认为已经达到了试验手段的贫油点火极限。随着乙烯当量比的增加,壁面压力曲线升高,当乙烯当量比达到0.327时,燃烧室内的压力已经向上游传播至隔离段入口附近,更高的当量比会推出隔离段,可能导致进气道不起动,超出了发动机的工作范围,定义为发动机富油工作极限。

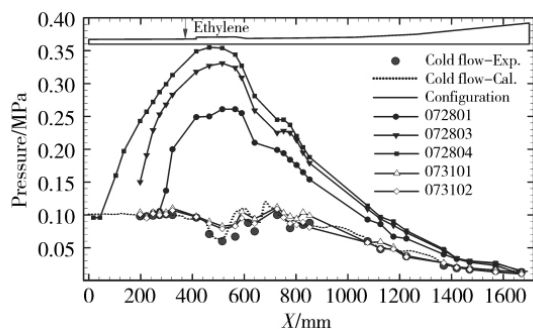


图7 凹槽上游注油的贫油极限和富油极限

Fig. 7 Lean limit and rich limit for ethylene injected from upstream of cavity

3.4.2 凹槽底部注油的贫油极限和富油极限

乙烯从凹槽底部注入,利用点火器(功率为40 kW)和引导氢气(当量比为0.08)进行点火,改变乙烯的当量比,研究该位置注油的贫油极限和富油极限。乙烯当量比参数见表5。

从图8中的曲线可以看出,当乙烯当量比为0.077时(如072401),壁面压力曲线与冷流压力曲线差别不大,定义该状态下的贫油极限当量比为0.077;乙烯当量比为0.535时,燃烧室内压力向上游传播,已经超出隔离段,超出了发动机的工作范围;乙烯当量比为0.471时,燃烧室压力向上游传播至隔离段入口附近,接近发动机工作极限,定义为该位置注油的发动机富油工作极限。

表5 凹槽底部注油贫油极限和富油极限的试验参数
Table 5 Experimental parameters of lean limit and rich limit for ethylene injected from cavity floor

No.	乙烯当量比
072301	0.115
072302	0.143
072305	0.163
072401	0.077
072402	0.325
072403	0.535
072404	0.471

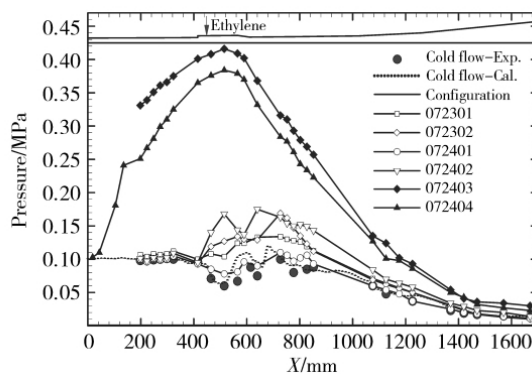


图8 凹槽底部注油的贫油极限和富油极限

Fig. 8 Lean limit and rich limit for ethylene injected from cavity floor

对两个位置注油的贫油极限当量比进行比较可以看出,除试验总压浮动的影响外(073101总压偏高),3条曲线在凹槽区域的趋势基本一致。073102曲线在700~1100 mm段比另外两条曲线更低,更接近冷流压力曲线。从图9的比较可以看出,0.076的当量比接近于试验手段测量的贫油点火极限。

比较图7和图8的曲线,能够得出这样的结论:①在较高的燃料当量比时,凹槽上游注油比凹槽内注油燃烧更加充分。②当燃料当量比降低到一定程度时,两个位置注油的差异不大。通过计算分析,当量比较高时,凹槽上游注油只有一部分燃料能够进入凹槽,导致凹槽内的燃料当量比相对有利于燃烧;而凹槽内注油仅有小部分燃料通过扩散流出凹槽,大部分燃料富集在凹槽内,导致凹槽内的富油程度稍高,不利于燃烧;而燃料当量比很低时,喷注压力很低,凹槽上游注入的燃料基本全部集中在剪切层内,大部分进入凹槽^[4],此时的

注油效果与凹槽内注油基本一致,因此在相对较低的油气比时,两个位置的注油效果差别不大。

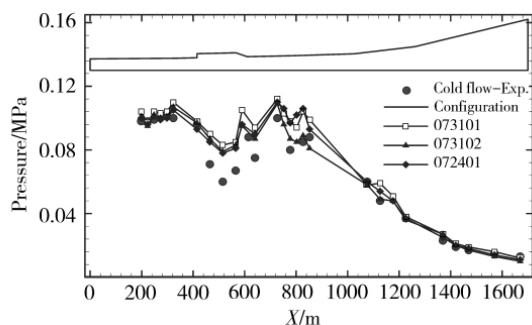


图9 凹槽上游和凹槽底部注油的贫油点火极限

Fig. 9 Lean ignition limit for ethylene injected from upstream of cavity and cavity floor

4 结 论

在模拟马赫数为4,总温为935 K,隔离段入口马赫数为2.1的试验来流中,进行了气态乙烯燃料的点火试验,并测量了壁面压力数据。通过试验得到下列结论:

1) 利用点火器加引导氢气、引导氢气自燃辅助点火、节流加引导氢气三种组合点火方式在脉冲燃烧风洞设备上成功点燃了气态乙烯,关闭辅助点火机制后,乙烯维持了稳定燃烧。

2) 研究了引导氢气自燃辅助点火方式中氢气注油位置和氢气质量流量对点火的影响,氢气从凹槽内注入的位置对点火影响不大,氢气质量流量不能过大,17.27 g/s的氢气不能发生自点火燃烧。

3) 研究了节流加引导氢气组合点火方式中节流量和氢气注油压力对点火的影响。在此试验中,能够成功点火的最小节流量为10%,氢气的注油压力不能低于5 MPa。

4) 通过试验确定了凹槽上游位置注油的贫油极限约为0.076,富油工作极限当量比约为0.327;凹槽内注油的贫油极限当量比约为0.077,富油工作极限当量比约为0.471。

5) 在较高燃料当量比时,凹槽上游注油比凹槽内注油燃烧效率更高;而燃料当量比很低时,注油位置对燃烧的影响不明显。这样的现象主要由不同注油方式对燃料的分布和混合的影响造成。

参考文献:

[1] Rasmussen C C, Driscoll J F, Hsu K Y, et al. Stability limits

of cavity-stabilized flames in supersonic flow[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2005, 30(2): 2825-2833.

[2] Watanabe J, Naoyuki A, Kenichi T. Effect of a rearward-facing step on plasma ignition in supersonic flow[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2009, 46(3): 561-567.

[3] Aleksandrov A, Bychkov V, Chernikov V, et al. Arc discharge as a mean for ignition and combustion of propane-air mixture supersonic flow[R]. AIAA 2006-1462, 2006.

[4] 张弯洲, 乐嘉陵, 杨顺华, 等. 超燃发动机混合效率评估方法探讨[J]. 航空动力学报, 2012, 27(9): 1958-1966.

ZHANG Wanzhou, LE Jialing, YANG Shunhua, et al. Evaluation of the fuel mixing efficiency for scramjet[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(9): 1958-1966. (in Chinese)

[5] Lin K C, Kirkendall K A, Kenedy P J, et al. Spray structures of aerated liquid fuel jets in supersonic cross-flows[R]. AIAA-99-2374, 1999.

[6] Lin K C, Kenedy P J, Jackson T A. Spray penetration heights of angled-injected aerated-liquid jets in supersonic cross-flows[R]. AIAA 2000-0194, 2000.

[7] Lin K C, Kenedy P J, Jackson T A. Penetration heights of liquid jets in high-speed cross-flows[R]. AIAA 2002-0873, 2002.

[8] Segal C. The scramjet engine: processes and characteristics [M]. Cambridge, UK: Cambridge University Press, 2009.

[9] Yu G, Li J G, Yue L J, et al. Characterization of kerosene combustion in supersonic flow using effervescent atomization[R]. AIAA 2002-5225, 2002.

[10] Yang V, Li J, Choi J Y, et al. Ignition transient in an ethylene fueled scramjet engine with air throttling: Part I non-reacting flow development and mixing[R]. AIAA 2010-409, 2010.

[11] Yang V, Li J, Choi J Y, et al. Ignition transient in an ethylene fueled scramjet engine with air throttling: Part II ignition and flame development[R]. AIAA 2010-410, 2010.

[12] Mathur T, Lin K C, Kennedy P. Liquid JP-7 combustion in a scramjet combustor[R]. AIAA 2000-3581, 2000.

[13] 王骥, 宋文艳, 李建平, 等. 超燃冲压发动机燃烧室碳氢燃料的点火和火焰稳定研究[J]. 固体火箭技术, 2008, 31(5): 449-452.

WANG Dian, SONG Wenyan, LI Jianping, et al. Investigation of hydrocarbon-fuel ignition and combustion in scramjet combustor[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2008, 31(5): 449-452. (in Chinese)

[14] Lin K C, Tam C J, Boxx I, et al. Flame characteristics and fuel entrainment inside a cavity flame holder in a scramjet combustor[R]. AIAA 2007-5381, 2007.

[15] Mathur T, Streby G, Gruber M. Supersonic combustion experiments with a cavity-based fuel injector[R]. AIAA-99-2102, 1999.