

文章编号:1000-8055(2013)07-1449-09

注油方式对超燃冲压发动机燃烧性能的影响

邓维鑫^{1,2}, 乐嘉陵², 杨顺华², 田野², 张弯洲^{1,2}, 许明恒¹

(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 吸气式高超声速研究中心, 四川 绵阳 621000)

摘 要: 基于脉冲燃烧风洞直连式试验平台,利用壁面压力测量和高速摄影等手段,研究了注油方式对超燃冲压发动机燃烧性能的影响.考察了不同油位单点注油时的注油特性,利用高速摄影揭示了各个油位的火焰发展历程.在产生有效推力及防止进气道不起动的限制下,确定了各个油位的贫油最低当量比、富油最高当量比.研究了第 1 油位、第 2 油位和其他油位组合注油时的耦合作用.以隔离段未扰动区域长度、燃烧室内推力、燃料比冲为指标,探寻了燃烧性能最佳的注油方式.试验获得的隔离段未扰动区域长度最大为 149.6 mm,燃烧室内推力最大为 1622.3 N,燃料比冲最大为 1354.0 s.

关 键 词: 超燃冲压发动机; 注油方式; 火焰结构; 稳焰模式; 燃烧性能

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Effect of fueling scheme on scramjet combustion performance

DENG Wei-xin^{1,2}, LE Jia-ling², YANG Shun-hua², TIAN Ye²,

ZHANG Wan-zhou^{1,2}, XU Ming-heng¹

(1. School of Mechanical Engineering,

Southwest Jiaotong University, Chengdu 610031, China;

2. Air-breathing Hypersonic Technology Research Center,

China Aerodynamics Research and Development Center,

Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: Effect of fueling scheme on scramjet combustion performance was investigated based on pulse wind-tunnel direct connected experiment platform. Both pressure measurement and high speed videos were employed. The time evolution of flame with ethylene injected at different single injectors was demonstrated by high speed videos. Under the limits of producing effective thrust and avoiding inlet un-start, the first and second injectors' least and largest fuel equivalence ratios (ER) for combustion were obtained from injecting characteristics experiments. The coupling of the first and second injectors with others was studied. With these initiatory results gained above, different fueling schemes for best combustion performance were investigated under three indexes: isolator undisturbed length, combustor inner thrust and fuel specific impulse. The optimum values for these three indexes were 149.6 mm, 1622.3 N and 1354.0 s separately.

Key words: scramjet; fueling scheme; flame structure; flame stabilization mode; combustion performance

固定型面的超燃冲压发动机的燃烧性能主要 受到注油方式的影响.不同的注油方式,使得燃料

收稿日期:2012-11-26

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130711.1810.201307.1449_006.html

基金项目: 国家自然科学基金青年科学基金(10902109)

作者简介: 邓维鑫(1983-),男,四川遂宁人,博士生,主要从事高超声速推进系统的研究.

固定型面的超燃冲压发动机的燃烧性能主要受到注油方式的影响. 不同的注油方式, 使得燃料的空间分布、混合距离、燃烧室各局部的当量比大为不同, 显著地改变燃烧的点火机制、反应区域、火焰形态和稳焰机理, 最终影响燃烧性能. 为了获得优化的燃烧性能指标, 包括燃烧室内推力、燃料比冲、隔离段未扰动区域长度等, 必须对各种注油方式深入研究, 明确各个油位的特性, 包括单点注油时的贫油最低当量比、富油最高当量比, 多油位组合注油时的相互耦合等, 最终在理解流动、燃烧作用机理的基础上, 提出最佳的注油方式.

国内外的研究者对超燃冲压发动机流场、燃料注入方式与燃烧性能的关系进行了大量卓有成效的研究^[1]. 文献[2-3]综合运用粒子图像测速仪(PIV)测量和CFD方法, 详细考察了超燃冲压发动机的流场结构, 重点关注了进气道、隔离段和凹槽区域, 对有斜坡和凹槽的发动机流场波系做了经典的描述. 文献[4]考察了燃料注入方式对液态煤油点火特性的影响, 研究表明壁面注油可以有效实现点火, 而中心注油则会导致点火困难. 研究了碳氢燃料点火所需的最小点火器输入能量. Lin等^[5]研究了采用凹槽稳焰的碳氢燃料超燃冲压发动机的火焰结构、操作限制(即隔离段未扰动长度)等, 比较了不同燃料当量比的影响. 文献[6]考察了采用气态乙烯燃料的超燃冲压发动机点火和稳焰所需的能量. 文献[7-9]通过光学方法考察了流场内的火焰形态, 研究了超燃条件下的稳焰机理. 文献[8]重点采用了OH⁻离子化学荧光和纹影方法, 研究了燃烧室内火焰的确切位置以及流动和燃烧的相互耦合. 文献[9]研究了氢气燃料在发动机内的点火、火焰传播的时间过程, 探寻了火

焰稳定的机理, 计算了推力、比冲、燃烧效率等性能指标. 文献[10]以混合效率和燃烧效率为标准, 考察了燃料当量比对燃烧性能的影响. 文献[11]考察了不同注油方式下的燃烧压力, 并对其进行了数学处理, 作为判断隔离段不启动的依据. 文献[12-14]研究了超燃冲压发动机稳焰的两种模式: 燃料射流尾迹稳焰和凹槽稳焰, 比较了不同当量比条件下的火焰结构、压力分布. 总体而言, 上述研究多偏重于流场结构、燃料注入、燃烧性能的某一方面, 尚鲜有见到沿单点注油时的油位特性、多点注油时的耦合作用以及燃烧性能计算这一复杂因果链条的完整研究成果.

本文利用中国空气动力研究与发展中心的高性能脉冲燃烧风洞直连式试验平台, 针对固定型面的超燃冲压发动机燃烧室, 寻找使其燃烧性能最优的注油方式. 研究思路为: 首先通过试验手段考察各个油位单独注油时的燃烧特性, 然后探寻各个油位组合注油时的耦合作用, 在此基础上, 试验考察多种注油方式, 分析处理试验结果, 计算各种注油方式的燃烧性能指标, 包括: 燃烧室内推力、燃料比冲、隔离段未扰动区域长度等, 以此作为评价标准, 得到最优的注油方式.

1 设备、模型及计算软件

1.1 试验设备

脉冲燃烧风洞直连式试验平台(以下简称脉冲风洞)的主体部件包括: 气源系统、富氧管、等压供氢装置、快速阀、燃烧加热器、夹膜段、喷管、直连式模型、真空箱等, 附属系统包括: 模型供油系统、点火系统、真空系统、控制系统、数据采集系统等, 脉冲风洞布局如图1所示.

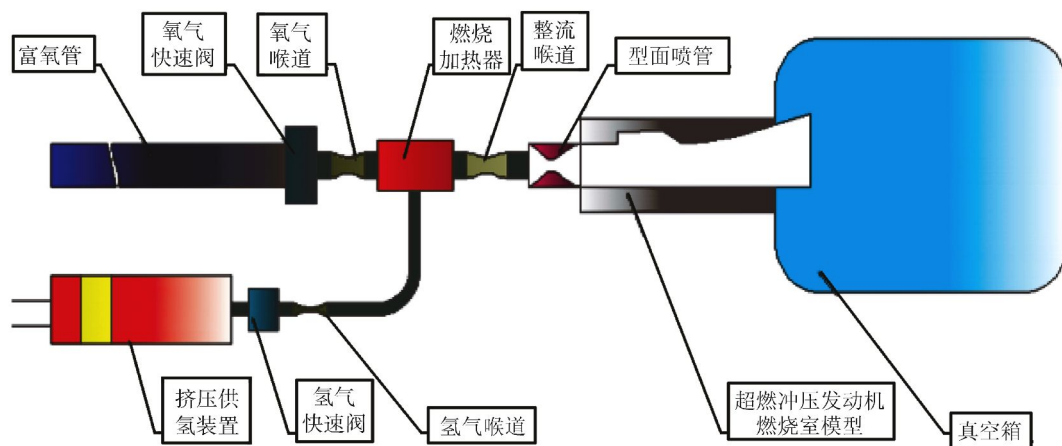


图1 脉冲风洞设备

Fig. 1 Sketch of pulse wind tunnel

风洞模拟参数包括:总温、总压、马赫数,设备性能参数如表 1 所示。

表 1 脉冲风洞性能参数

Table 1 Performance parameters of pulse wind tunnel

参数	数值
总温/K	900~1700
总压/MPa	0.8~2.7
马赫数 Ma	2~3
流量/(kg/s)	2.6~3.2
运行时间/ms	400

设备典型的运行时序如图 2 中的压力时间信号所示:试验前用富氧快速阀将氧气和空气封装在富氧管内,用氢气快速阀将氢气封装在等压供氢装置的氢气缸内。试验时,控制系统打开富氧快

速阀和氢气快速阀,富氧空气和氢气按给定时序进入燃烧加热器,如图 2 中的氢气及空气压力曲线所示。氢气和富氧空气被高频火花塞点燃,燃烧产生高温高压气体,该气体瞬时冲破分割燃烧加热器的金属膜片,燃烧加热器前室和后室压力变得一致,如图 2 膜片前后压力曲线所示。高温气体流过型面喷管,产生试验所需的流场,如图 2 隔离段来流压力曲线所示。真空箱则提供维持流场所需的压比。

试验的数据采集系统主要由压力传感器、放大器、记录仪和计算机 4 部分组成,根据压力高低配置有 0.3, 0.7, 15 MPa 等多种量程的压力传感器,测量精度 0.02%。配备“东华测试”DH5927N 动态信号测试分析系统,共 128 个数据采集通道,采用并行采集方式,可同时对所有通道进行实时采集记录。

1.2 试验模型

本次试验采用的发动机模型如图 3 所示。模型入口高度为 50 mm,宽度为 100 mm,总长为 1700 mm,其中隔离段长为 415 mm,上壁面有 0.5°扩张;凹槽深度为 18 mm,长深比固定为 10.8,凹槽底壁有 1.4°扩张。试验中常温气态乙烯从模型壁面垂直注入,注油位置共 6 处,上下壁面各 3 处,分别命名为“Injector I”至“Injector VI”,其中,位于上壁面凹槽入口处和凹槽底壁的“Injector I”,“Injector II”是主要的注油位置,下文将详细研究其注油特性。其他注油位置和主注油位配合使用,下文将研究其组合注油时的耦合作用特性。试验采用引导氢气自燃点火,引导氢布置在凹槽内部第 2 油位下游。试验共采用 32 个压力传感器,在隔离段、凹槽区域布置较为密集,

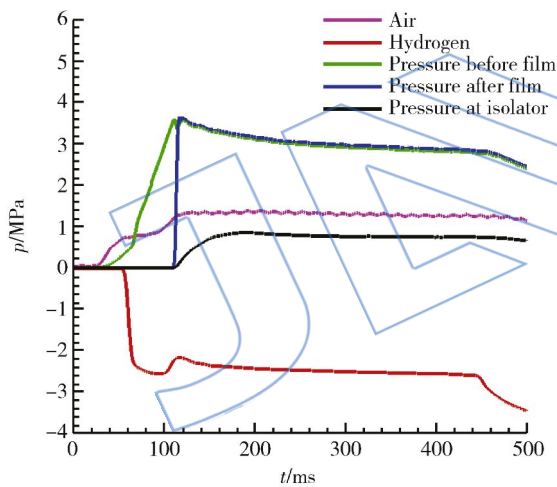


图 2 风洞时序

Fig. 2 Scheduling of wind tunnel

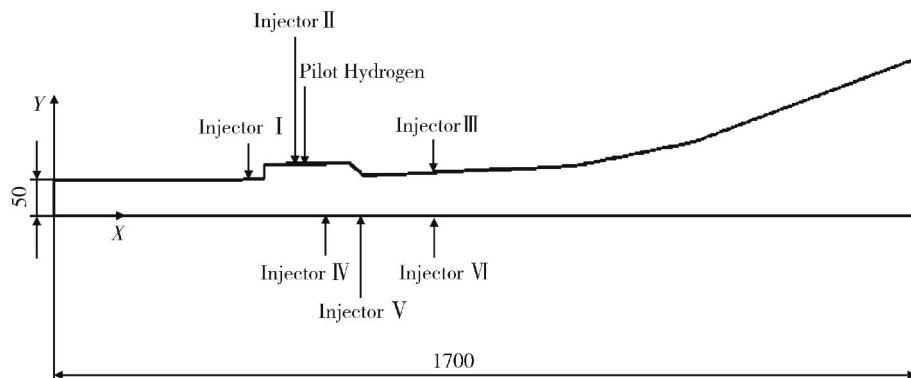


图 3 超燃冲压发动机模型(单位:mm)

Fig. 3 Sketch of scramjet (unit:mm)

在燃烧室下游扩展段布置相对稀疏,以隔离段入口为坐标原点,流向为“X”方向,垂直向上的方向为“Y”方向.

2 试验

本文所有的试验来流条件均如表2所示.其中,总温由布置在隔离段入口的总温探针测量得到,马赫数通过皮托压和波前静压关系式反算得到,总压由壁面静压和马赫数通过等熵关系式计算得到,来流流量由脉冲风洞配气参数及喉道尺寸计算得到.

表2 试验来流条件

Table 2 Inflow conditions of experiment

马赫数 Ma	总压 p_0/MPa	总温 T_0/K	来流流量 $m_0/(\text{kg/s})$
2.1	0.8	937	3.09

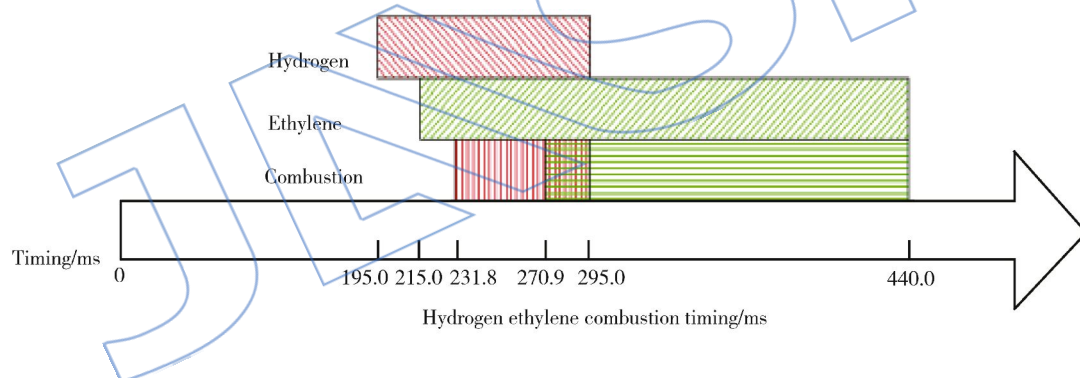
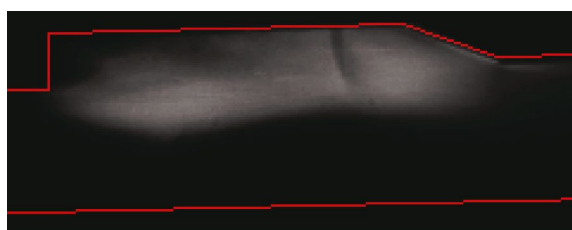


图4 第1油位单点注油试验时序

Fig. 4 Experiment timing for fuel injected at first injector



(a) 引导氢气火焰产生 ($t=231.8\text{ ms}$)



(c) 引导氢气关闭, 乙烯火焰稳定燃烧 ($t=295.0\text{ ms}$)



(b) 引导氢气、乙烯火焰剧烈燃烧 ($t=284.8\text{ ms}$)

图5 第1油位注油时火焰发展历程

Fig. 5 Time evolution of flame, fuel injected at first injector

2.1 第1油位单点注油试验

2.1.1 第1油位火焰发展历程

第1油位位于燃烧室上壁面凹槽入口上游,其具体位置如图3所示.该油位单点注油的试验时序如图4所示,图5给出了试验过程中火焰的发展历程.以数据采集系统开始工作的时刻为 $t=0\text{ ms}$ 时刻,凹槽内注入的引导氢气在 $t=231.8\text{ ms}$ 时刻自燃点火,并迅速向上、下游传播,直至充满整个凹槽,见图5(a).在 $t=270.9\text{ ms}$ 时刻,注入的乙烯在引导氢的作用下发生燃烧,反应进行得非常剧烈,高强度火焰集中位于流道上半部分区域,见图5(b).引导氢和乙烯共同燃烧约 24.1 ms 以后,引导氢关闭,乙烯能够独立保持稳定燃烧,如图5(c)所示,此时的燃烧反应主要发生在主流和凹槽的剪切层内,并向凹槽及主流下游扩散,按照文献[12]定义,此时的火焰稳定模式为“燃料射流尾迹稳焰模式”.

2.1.2 第1油位注油特性

本文所指的某一油位的注油特性是从燃烧性

能的角度进行定义,注油特性由2个当量比(ER , 量符号记为 R_e)表征:贫油最低当量比,该油位单独注油时所能注入的最小燃料当量比;富油最高当量比,该油位单独注油时所能注入的最大燃料当量比。若燃料当量比小于贫油最低当量比,则在各个测点上的燃烧压力与冷流压力的差值均小于10%,可以认为未发生燃烧,燃料不能提供推力。若燃料当量比大于富油最高当量比,则隔离段将不能再容纳燃烧引起的压力扰动,会造成进气道不起动。在两者之间的任意燃料当量比则既能稳定燃烧,发挥燃料功能,又能使隔离段容纳扰动,进气道正常工作。显然,贫油最低当量比越小、富油最高当量比越大,则该油位的注油特性越好。

图6给出了第1油位注油时壁面压力随燃料当量比的变化情况。试验中的最小当量比为0.060,此时燃烧压力和冷流压力几乎完全重合,各个压力测点上两者的差值均小于10%,燃烧几乎没有发生,而当燃料当量比为0.076时,部分测点的压力值比冷流压力高出10%,因此确定0.076为第1油位的贫油最低当量比。试验中的最高当量比为0.327,此时燃烧引起的压力上升点已前移至隔离段入口,若继续增加燃料,则燃烧压力将扰出隔离段,导致进气道不起动,所以试验中未继续增加燃料,而是直接将第1油位的富油最高当量比确定为0.327。图6所示的其他当量比燃料的燃烧压力表明:在两极限之间的燃料则可保持稳定燃烧,隔离段能够容纳扰动。

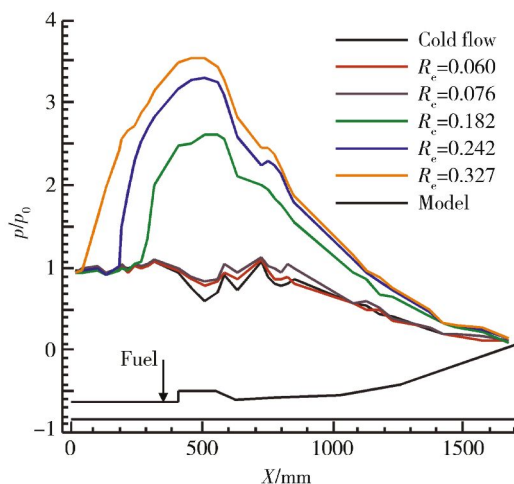


图6 第1油位注油时不同当量比的壁面压力分布
Fig. 6 Wall pressures distribution with variable ER , fuel injected at first injector

2.2 第2油位单点注油试验

2.2.1 第2油位火焰发展历程

第2油位位于燃烧室上壁面凹槽底部,其具体位置如图3所示。该油位单点注油的试验时序如图7所示,图8给出了试验过程中火焰的发展历程。同样以数据采集系统开始工作的时刻为 $t=0$ ms时刻,凹槽内注入的引导氢气在 $t=232.2$ ms时刻自燃点火,该时间与第1油位注油时火焰的产生时刻基本一致。在 $t=274.1$ ms时刻,注入的乙烯在引导氢气的作用下发生燃烧,该时刻比第1油位注油时乙烯的燃烧时间略微延迟4 ms左右。引导氢气关闭的时间同样为 $t=295.0$ ms。引导氢气关闭后,乙烯能够独立保持稳定燃烧,如图8(c)所示,此时的燃烧反应主要发生凹槽后壁,剪切层内有相对微弱的燃烧发生,火焰形态与第1油位注油时有明显改变,按照文献[12]定义,此时的火焰稳定模式为“凹槽稳焰模式”。

2.2.2 第2油位注油特性

第2油位的注油特性如图9所示。试验中的最小燃料当量比为0.077,此时燃烧压力和冷流压力的差值在各个测点上均小于10%,而稍高于当量比为0.090的燃烧压力,在部分测点上与冷流压力的差值则超过了10%,因此第2油位的贫油最低当量比确定为0.090。试验中的最高燃料当量比为0.535,此时隔离段入口处的压力已远远超过来流静压,表明隔离段不再能够容纳燃烧引起的压力扰动,实际的飞行过程中将造成进气道不起动,所以燃料的当量比必须下降,当降至0.471时,压力上升点恰好位于隔离段入口下游,表明第2油位的富油最高当量比即为0.471。

2.3 多油位组合注油的耦合

多油位组合注油时,各个油位注入的燃料引起的燃烧反应将相互耦合,火焰的产生、发展、稳定过程也将发生变化,最终的燃烧压力将是各个油位所注入的燃料综合作用的结果。

2.3.1 第1油位与其他油位的耦合作用

由于第1油位位于稳焰凹槽上游,此处喷注的燃料可以经由剪切层进入凹槽内部,利用凹槽形成的低速、高温回流区,可以形成稳定的初始火焰,并进一步点燃其他油位的燃料。若第1油位注入的燃料过少,则进入凹槽内的燃料不足,将导致初始火焰不够“强壮”,影响火焰的后续发展,最终导致燃烧性能不佳。若第1油位注入的燃料过多,

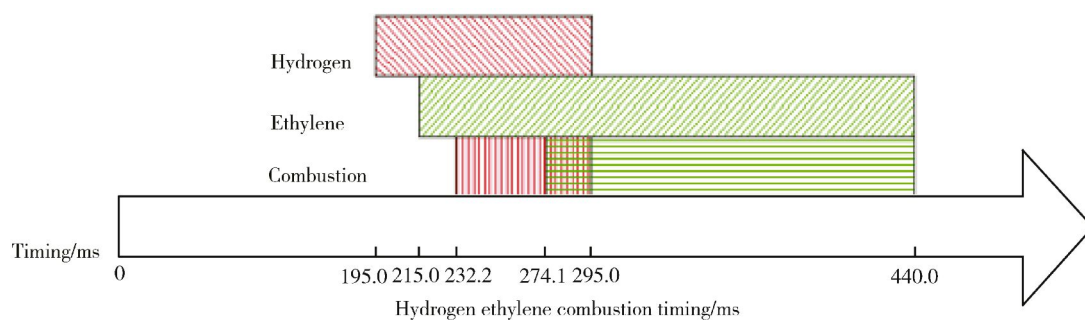


图7 第2油位单点注油试验时序

Fig. 7 Experiment timing for fuel injected at second injector

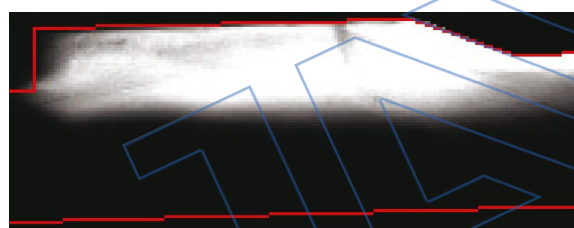
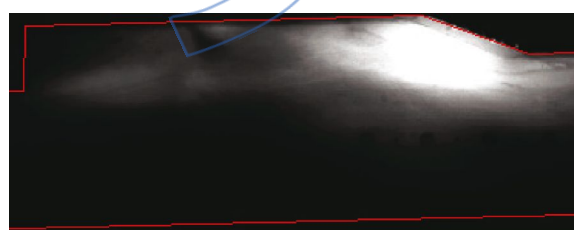
(a) 引导氢气火焰产生 ($t=232.2$ ms)(b) 引导氢气、乙烯混合火焰剧烈燃烧 ($t=274.9$ ms)(c) 引导氢气关闭, 乙烯火焰稳定燃烧 ($t=295.0$ ms)

图8 第2油位注油时火焰发展历程

Fig. 8 Time evolution of flame, fuel injected at second injector

则在凹槽甚至隔离段内发生的燃烧反应过于剧烈,导致隔离段不能容纳压力扰动,最终会造成进气道不起动.合理地安排第1油位的燃料流量,是获得良好燃烧性能的关键,因此有必要研究第1油位与其他油位的相互作用.

表3给出了第1油位和其他油位耦合试验的燃料分配方式.试验采取对照方式进行,固定其他油位的燃料当量比,改变第1油位的燃料当量比,

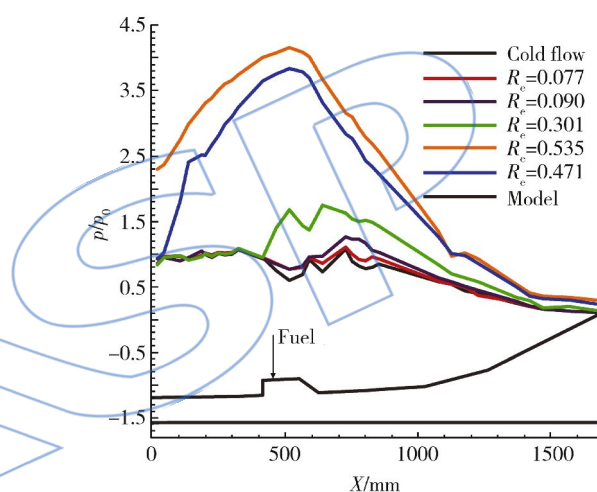


图9 第2油位注油时不同当量比的壁面压力分布

Fig. 9 Wall pressures distribution with variable ER, fuel injected at second injector

以明确第1油位对其他油位的影响.试验中“Run 1”,“Run 2”主要考察第1油位和上壁面油位的关系,采用了3个注油位置,分别是第1油位、第2油位、第3油位.试验车次(以下简称车次)“Run 3”,“Run 4”考察第1油位和下壁面油位的关系,采用了4个注油位置,分别是第1油位、第2油位、第4油位和第6油位.

表3 第1油位与其他油位的耦合作用试验燃料分配方式

Table 3 Distribution of fuel for interactive experiments of first injector and the other injectors

车次	注油位置	燃料当量比
Run 1	I + II + III	$0.13 + 0.2 + 0.44 = 0.77$
Run 2		$0.08 + 0.2 + 0.44 = 0.72$
Run 3	I + II +	$0.06 + 0.21 + 0.15 + 0.15 = 0.57$
Run 4	IV + VI	$0.09 + 0.21 + 0.15 + 0.15 = 0.60$

图10给出了第1油位和其他油位耦合试验的壁面压力分布.对比车次“Run1”和车次“Run2”可以看出:在完全采用上壁面注油时,当第1油位燃料当量比降低0.050,整个壁面的压力分布差别并不大,仅在第1油位下游到凹槽出口区域有较为微弱的差别,其余区域基本重合.当有下壁面注油时,这种差别迅速放大,对比车次“Run3”和车次“Run

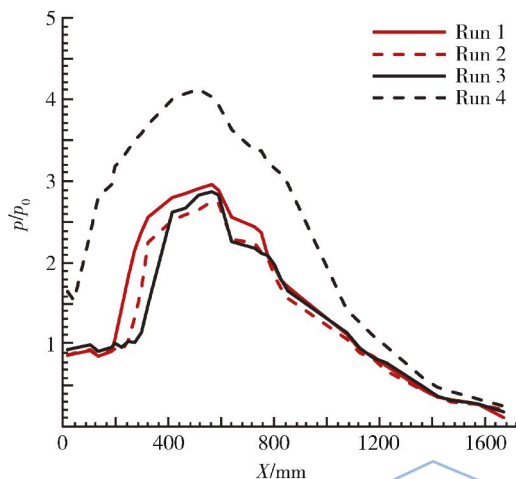


图10 第1油位与其他油位耦合作用试验壁面压力分布

Fig. 10 Wall pressures distribution of interactive experiments for first injector and the other injectors

4”可以看出:第1油位仅0.030的当量比差值,最终却导致了壁面压力峰值相差1.5倍来流静压,车次“Run4”的压力扰动甚至前传出了隔离段.出现这种显著区别的原因是,上壁面注油时燃烧主要发生在上壁面附近,火焰深入主流的高度并不大,紧邻壁面的燃烧已耗光了该区域的氧气,再继续增加燃料对燃烧的促进作用并不明显,而下壁面注油则不同,燃烧同时发生在上下壁面,燃料可以利用整个流场内的氧气,此时整个环境为富氧环境,增加第1油位的燃料,可以使其与更多的氧气发生反应,从而大幅提高壁面压力.

2.3.2 第2油位与其他油位的耦合作用

第2油位位于凹槽底部,此处注入的燃料大部分融入凹槽内的回流区,第2油位燃料的多少对保持凹槽内合理的燃料当量比有极为重要的意义.凹槽内部一般处于富油状态,但过度富油将导致凹槽内火焰熄灭,失去稳焰功能,因此有必要研究第2油位与其他油位的耦合作用,寻找合适的燃料流量.

表4给出了第2油位与其他油位的耦合作用试验的燃料分配方式.由于第1油位的试验结果,发现下壁面注油有利于利用全流道内的氧化剂,所以在第2油位的试验中,采用的油位包括上下壁面共5个油位.

表4 第2油位与其他油位的耦合作用试验的燃料分配方式

Table 4 Distribution of fuel for interactive experiments of second injector and the other injectors

车次	驻油位置	燃料当量比
Run1	I + II + III + V + VI	$0.07 + 0.09 + 0.31 + 0.16 + 0.16 = 0.79$
Run2		$0.07 + 0.12 + 0.31 + 0.16 + 0.16 = 0.82$

图11给出了试验得到的壁面压力分布结果.增加第2油位约0.030当量比的燃料,可以强化从隔离段到凹槽出口区域的燃烧反应,该区域壁面压力整体提升,峰值压力提高约0.4倍来流静压,说明在凹槽内增加燃料有利于整个流道内的燃烧.但也应注意到隔离段内的压力上升点向上游移动了约80 mm,增加了进气道不起动的风险,因此应均衡考虑增加燃料带来的燃烧压力增加和隔离段未扰动长度减少的问题.

2.4 最佳注油方式

本文选择的判断注油方式优劣的指标包括:隔离段未扰动区域长度、由壁面压力积分得到的燃烧室内推力、燃料比冲.其中,隔离段未扰动区

域定义为燃烧压力和冷流压力一致的区域,通过比较壁面压力数据来确定未扰动区域长度.内推力和燃料比冲的计算方法如下^[15]:

$$F = \sum_{i=1}^N p_i A_i \quad (1)$$

$$I = F / \dot{m}g \quad (2)$$

其中 F 为内推力(N); p_i 为第 i 个截面压力(Pa); A_i 为第 i 个截面面积(m^2); N 为压力截面测量总数; I 为燃料比冲(s); $\dot{m}$ 为燃料质量流量(kg/s); g 为重力加速度(m/s^2).

最佳的注油方式应尽量使得上述指标同时趋于最优,但实际上这些指标往往是相互矛盾的,在低马赫数条件下,适当地在流道上游添加燃料,可

以使得燃料/来流混合更加充分,燃烧反应更加剧烈,产生更大的推力,但此时容易导致燃烧压力扰动前传,缩短隔离段内未扰动区域的长度.增大燃料当量比,也有利于产生更多的推力,但燃料比冲则可能会有所下降.因此,所谓的最佳注油方式,必须在各项指标中取得平衡,同时,注油方式也与飞行状态的需要紧密相关,探明不同注油方式的性能指标,即可为超燃飞行器的不同飞行阶段提供与其相适应的注油方式.

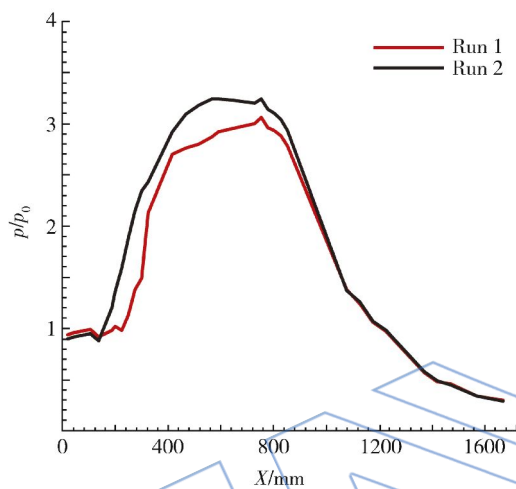


图 11 第 2 油位与其他油位耦合作用试验壁面压力分布
Fig. 11 Wall pressures of interactive experiments for second injector and the other injectors

与上述推测相吻合的结果出现在了最佳注油方式试验中(如表 5 所示).最大的隔离段未扰动裕度出现在车次“Run 4”,该车次试验将燃料同时分配在上下壁面,且大部分燃料由位于燃烧室下游的注油点Ⅲ、注油点Ⅳ、注油点Ⅴ喷入,燃烧反应主要发生在凹槽内部及凹槽下游,反应区域较其他车次更为靠后,在隔离段内得反应则较为微

弱,隔离段受到的扰动较小,图 12 中“Run 4”的压力上升点位置充分证明了该判断.最高的推力出现在车次“Run 2”,该车次与“Run 4”的主要区别在于下壁面注油点Ⅳ、注油点Ⅴ的不同,注油点Ⅳ位于注油点Ⅴ上游,使燃料有更充分的混合距离,有利于近区反应.该车次的压力分布在图 12 中最为饱满,峰值压力也最高,由壁面压力积分而来的燃烧室推力自然超过其他车次.最高的燃料比冲则出现在车次“Run 1”,该车次总的燃料当量比仅为 0.5,且大部分燃料均由注油点Ⅰ、注油点Ⅱ注入,燃料与来流的混合距离更长,有更多的燃料进入凹槽内部,从图 12 中“Run 1”的压力分布可以看出:反应主要发生在隔离段及凹槽内部,在凹槽下游由于燃料消耗殆尽,反应区域减弱,燃烧释热集中于凹槽和隔离段,在带扩张角的推力面上压力较低,因此推力是各车次当中最低的,但由于总当量比较小,燃料比冲仍然最高.

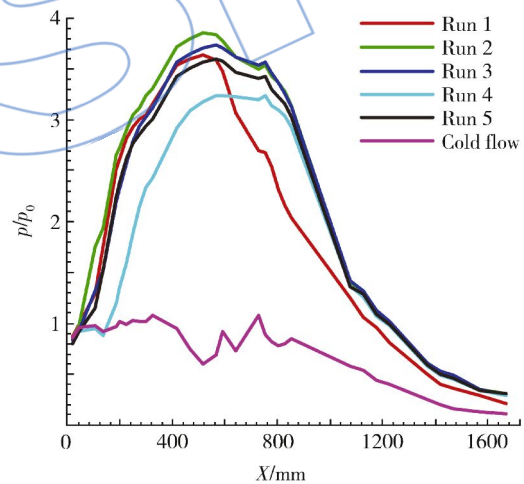


图 12 最佳注油方式试验壁面压力分布
Fig. 12 Wall pressures of optimized fuel injecting experiments

表 5 最佳注油方式试验结果
Table 5 Results of optimized fuel injecting experiments

车次	注油位置	燃料当量比	隔离段未扰动 长度/mm	燃烧室内 推力 F/N	燃料比冲 I/s
Run 1	I + II + IV	0.2+0.2+0.1=0.5	57.7	1348.6	1354.0
Run 2	I + II + III + IV + V	0.1+0.1+0.2+0.15+0.15=0.7	49.3	1622.3	1120.6
Run 3		0.1+0.1+0.3+0.15+0.15=0.8	56.3	1610.9	1008.8
Run 4	I + II + III + V + V	0.1+0.1+0.3+0.15+0.15=0.8	149.6	1459.1	857.3
Run 5		0.1+0.1+0.3+0.2+0.2=0.9	70.1	1553.7	871.9

上述试验结果说明不同注油方式对燃烧性能指标具有不同的影响,也显示了要同时使得各指标达到最优的难度.在实际应用中,应根据飞行器的要求,有侧重地选择某一项指标作为主要性能指标.例如,在发动机起动阶段,应更加注重隔离段未扰动区域的长度,应留有充足的裕度,以防止进气道不起动.

3 结 论

针对特定构型的超燃冲压发动机燃烧室,运用脉冲燃烧直连式试验手段,结合壁面压力测量和高速摄影等光学显示方法,研究了各油位单点注油特性及多油位组合注油的耦合作用,以燃烧性能指标为导向,考察了最佳注油方式.主要结论如下:

1) 利用高速摄影,揭示了火焰的发展历程.第1油位单点注油时,乙烯在氢气火焰的引导下发生燃烧,关闭引导氢气后乙烯火焰能够自持稳定,燃烧主要发生在主流与凹槽之间的剪切层内,火焰稳定模式为“射流尾迹稳焰模式”.第2油位单点注油时,乙烯在引导氢气火焰关闭后同样能够稳定燃烧,反应主要发生在凹槽内部,火焰稳定模型为“凹槽稳焰模式”.

2) 从燃烧性能的角度研究了油位的注油特性,即该油位单点注油时允许采用的燃料当量比范围,该范围的上限是使隔离段能容纳燃烧压力扰动的富油最高当量比,下限为产生比冷流压力高10%的燃烧压力的贫油最低当量比.第1油位允许的富油最高当量比为0.327,贫油最低当量比为0.060.第2油位允许的富油最高当量比为0.471,贫油最低当量比为0.077.

3) 以隔离段未区域扰动长度、燃烧室内推力、燃料比冲为性能指标,考察了最佳的注油方式.试验表明:该3项指标互相制约,难以同时达到最佳,应根据飞行状态的需要选择主要的性能指标.将燃料注入位置前提,有利于得到最高的燃料比冲,但此时能够注入的燃料较少,推力最低;在上下壁面同时注油,并且使燃料主要从燃烧室下游进入,可以提高推力,同时延长隔离段未扰动区域长度.

致谢

本文的试验工作获得了中国空气动力研究与发展中心杨阳、曾来荣、杜小仟的帮助,在此一并致谢!

参考文献:

[1] Cabell K, Hass N, Storch A, et al. HIFiRE direct-connect

rig (HDCR) phase I scramjet test results from the NASA Langley arc-heated scramjet test facility[R]. AIAA-2011-2248, 2011.

- [2] XU Jinglei, MA Jing, GU Rui, et al. PIV experimental and numerical investigation of cold flowfield of scramjet combustor with inlet/isolator[R]. AIAA-2011-2312, 2011.
- [3] 房田文, 丁猛, 周进. 凹腔超声速流场结构的试验研究[J]. 国防科技大学学报, 2007, 29(3): 1-5.
FANG Tianwen, DING Meng, ZHOU Jin. Experimental investigation on supersonic flows over cavities[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2007, 29(3): 1-5. (in Chinese)
- [4] LI Qing, PAN Yu, TAN Janguo, et al. Experiment research of ramjet with cavity-based flameholder[R]. AIAA-2009-5049, 2009.
- [5] 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.
- [6] Hatakeyama R, Tomioka S, Izumikawa M, et al. Research on combustion of hydrocarbon fuel in a supersonic combustor[R]. AIAA-2010-7038, 2010.
- [7] Retaureau G J, Menon S. Experimental studies on flame stability of a fueled cavity in a supersonic crossflow[R]. AIAA-2010-6718, 2010.
- [8] Ghodke C D, Pranatharthikarany J, Retaureau G J, et al. Numerical and experimental studies of flame stability in a cavity stabilized hydrocarbon-fueled scramjet[R]. AIAA-2011-2365, 2011.
- [9] SUN Mingbo, WANG Hongbo, BAI Xuesong, et al. Experimental and numerical study on flame stabilization in a supersonic combustor with hydrogen injection upstream of cavity flameholders[R]. AIAA-2009-5187, 2009.
- [10] Laurence S J, Schramm J M, Karl S, et al. An experimental investigation of steady and unsteady combustion phenomena in the hyshot: II combustor[R]. AIAA-2011-2310, 2011.
- [11] Mitani T, Kouchi T. Flame structures and combustion efficiency computed for a Mach 6 scramjet engine[J]. Combustion and Flame, 2005, 142(1): 187-196.
- [12] LI Junhong, SHEN Qing, CHENG Xiaoli, et al. Investigation of equivalence ratio effect on kerosene-fueled low internal drag scramjet combustor performance[R]. AIAA-2011-2246, 2011.
- [13] Donbar J M, Linn G J, Srikant S, et al. High-frequency pressure measurements for unstart detection in scramjet isolators[R]. AIAA-2010-6557, 2010.
- [14] Micka D J, Driscoll J F. Combustion characteristics of a dual-mode scramjet combustor with cavity flameholder[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2009, 32(2): 2397-2404.
- [15] Heiser W H, Pratt D T, Daley D H, et al. Hypersonic air-breathing propulsion[M]. Washington, DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics Incorporation, 1994.