

空气/煤油火炬点火器设计及试验

邓维鑫, 乐嘉陵, 杨顺华, 田野, 王西耀

(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: 为解决超燃冲压发动机点火难题,设计了一种以空气和煤油作为氧化剂和燃料的火炬点火器。点火器能量设计为300 kW,空气和煤油的设计流量分别为98.9 g/s和6.7 g/s。采用软件CHEMKIN 4.0对不同当量比条件下点火器出口气流参数进行了计算,将点火器的工作状态优选为富氧模式。煤油从点火器端面经旋流喷嘴注入,空气分为一次喷注和二次喷注两个支路,采用普通汽车火花塞点燃空气煤油混合物。建立了试验系统,压力测量和摄影图像表明该点火器能够在当量比在0.3~1.3范围内可靠工作。点火器的启动时间约为0.9 s,火焰长度约为30 cm,存在高频率小幅值脉动燃烧现象。试验表明该点火器能够可靠点燃超燃冲压发动机。

关 键 词: 超燃冲压发动机; 燃烧; 火炬; 点火器; 旋流

中图分类号: V211.1⁺7

文献标志码: A

Design and experiment of air/kerosene torch igniter

DENG Weixin, LE Jialing, YANG Shunhua,

TIAN Ye, WANG Xiyao

(Air-breathing Hypersonic Technology Research Center,

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

Abstract: An air/kerosene torch igniter was designed to solve the ignition problem of scramjet. The energy of igniter was 300 kW, the mass flux of air and kerosene was 98.9 g/s and 6.7 g/s at design point respectively. Under different equivalence ratio (ER) conditions, the physical and chemical parameters of out-flow at the exit of igniter were computed by CHEMKIN 4.0. The working model of igniter was optimized as “oxygen-rich model”. Kerosene was injected from swirl injectors at one end of igniter. Air was injected through two loops, i. e. “first injector” and “second injector”. The mixture of air and kerosene was ignited by a normal spark used in the car engine. The experimental system was established. The pressure measuring and photographs showed that the igniter could work reliably within ER range of 0.3—1.3. The starting time of the igniter was about 0.9 s and the length of flame was 30 cm. A pulse combustion phenomenon was represented by the high frequency and low amplitude fluctuating of pressure in igniter’s combustor. Scramjet could be ignited by this igniter reliably in experiments.

Key words: scramjet; combustion; torch; igniter; swirl

收稿日期: 2015-11-05

基金项目: 国家自然科学基金青年基金(51406222); 国家自然科学基金面上基金(51376194)

作者简介: 邓维鑫(1983—),男,助理研究员,博士,研究领域为高超声速推进系统。E-mail: dengweixin21@aliyun.com

引用格式: 邓维鑫,乐嘉陵,杨顺华,等. 空气/煤油火炬点火器设计及试验[J]. 航空动力学报,2017,32(7):1554-1560. DENG Weixin, LE Jialing, YANG Shunhua, et al. Design and experiment of air/kerosene torch igniter[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(7): 1554-1560.

采用煤油作为燃料的超燃冲压发动机需要较长的雾化蒸发混合时间,普通电火花直接点火的方式难以保证可靠点火,需要采用某些高能量辅助点火措施^[1-2]。目前已有多种方案被成功用于超燃冲压发动机点火,除降低来流速度的方法外,主要包括射流点火和引导点火。前者向燃烧室注入高能量气流实现点火,点火系统与燃烧室相对独立,点火能量的强弱、点火位置、作用方式等易于控制和调节,常见的为燃烧热射流和等离子体射流。后者采用活性燃料实现能量的逐级放大,点火系统需要与燃烧室一体化设计,包括乙烯、氢气、硅烷引导点火等。

席文雄等^[3]对煤油发动机的 3 种点火方案进行了试验研究,包括:热射流点火、乙烯引导点火、凹腔内补氧点火。试验表明热射流火焰能够可靠点火,乙烯引导点火未能点燃煤油,凹腔内补氧能够改善点火性能。李大鹏等^[4]采用火炬点火器点燃煤油,点火器的燃料和氧化剂分别为酒精和氧气。潘余等^[5]采用引导氢气点燃常温液态煤油,研究超燃冲压发动机的燃料着火过程。宋文艳等^[6]采用火花塞加引导氢、火花塞加引导乙烯等方法,实现了煤油的强迫点火和稳定燃烧。王辽^[7]等采用引导氢点火进行了煤油的超声速燃烧试验。李飞等^[8]利用输入能量为 1.5 kW 的电弧等离子炬实现了煤油可靠点火和稳定燃烧。

X51A 采用乙烯引导火焰对煤油进行点火。但乙烯火焰对控制精度要求很高,一旦引导火焰剧烈释热将导致进气道不起动。该项目后续准备采用烟火点火器,但发动机能预装的点火器数量有限,一般仅为 2~3 发,难以解决飞行试验过程中面临的重复点火问题。

热射流火炬可以独立于发动机设计,并且能够实现重复点火,对解决超燃冲压发动机点火问题具有显著的优势。目前较为成熟的火炬点火器一般用于火箭发动机,其氧化剂和燃料组合多为:氧气/氢气^[9-11]、氧气/酒精^[12-15]、氧气/煤油^[16-18]、液氧/煤油^[19]等,尽管上述点火器工作稳定可靠,但对于采用煤油作为燃料的超燃冲压发动机而言,如果能够采用空气和煤油作为点火器的氧化剂和燃料,则将带来更大的收益,因为点火器和发动机均以煤油作为燃料,可以使得燃料供应系统更加集成、安全,节约宝贵的载荷空间。

为此,本文设计了一种空气/煤油火炬点火器,该点火器依靠普通汽车火花塞点燃空气煤油混合物,两者燃烧后的高温射流用于点燃超燃冲压

发动机的煤油燃料。文章首先给出了点火器的能量和流量等参数,然后利用软件 CHEMKIN 4.0 计算了多个当量比条件下的点火器出口气流参数,优选了点火器的工作状态,设计了点火器的结构方案。最后搭建了点火器试验平台,利用压力测量和摄影等手段对点火器的工作性能进行了试验研究。

1 设计方案

1.1 点火能量及流量计算

火炬点火器的能量高低关系到点火能否成功。文献[11]使用氧气/氢气火炬点火器未能直接点燃乙烯,该氧气/氢气点火器的能量最高可以达到 120 kW。煤油等大分子燃料较乙烯、氢气等小分子燃料更难点火,所以需要更高的点火能量。本文将点火器能量设计为 300 kW,根据文献[20]附录 B 中的数据,煤油(C₁₀ H₂₂)的低位热值为 44.6 MJ/kg,在给定点火能量的条件下,假设煤油充分燃烧释热,可以估算出煤油的流量为 6.7 g/s,化学恰当比时需要的空气流量为 98.9 g/s。

1.2 工作状态设计

采用软件 CHEMKIN 4.0 进行化学平衡计算可以方便地获得点火器出口产物的物理化学参数^[21],从而根据发动机的工作需要设计点火器的工作状态。本文为了计算简便,将煤油假设为气态,未考虑它的蒸发雾化过程。化学反应采用宾夕法尼亚州立大学开发的 9 组分 12 方程煤油简化燃烧机理。本文计算了当量比 Φ 在 0.5~3.0 范围内的结果,如图 1 所示。

当采用当量比为 1 的流量时,点火器出口组

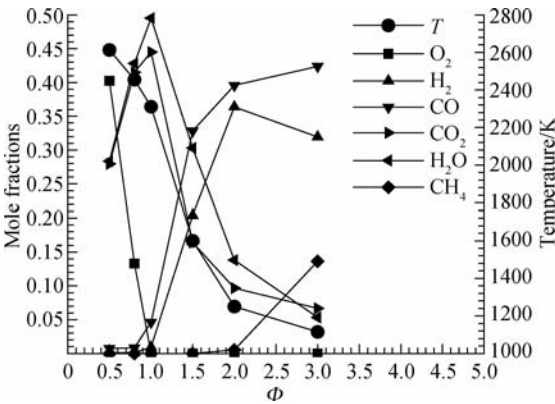


图 1 点火器产物物理化学参数

Fig. 1 Physical and chemical parameters of igniter product

分主要是 CO_2 和 H_2O , 出口气流总温 T 约为 2300 K。进一步提高点火器的当量比, 将产生更多的 CO 和 H_2 等中间产物, 上述产物喷入超燃冲压发动机燃烧室后将与主燃料争夺氧化剂。另外, 随着点火器当量比的增加, 点火器内部的吸热离解反应增加, 导致出口气流总温显著下降, 如果采用当量比为 3 的流量进行燃烧, 出口总温将下降到 1100 K, 不利于点火。根据上述计算结果, 将点火器的工作状态设计为富氧模式, 即点火器主要工作在当量比为 1 以下的范围内。

1.3 结构设计

现有的热射流点火器一般采用氧气或液氧作为氧化剂, 氧化能力极强。点火器的燃料则采用易于燃烧的氢气等, 对燃料的雾化、蒸发和混合过程不需要特别的设计。但本文采用空气/煤油组合, 氧化剂的氧化能力下降, 燃料的可燃性也相对有所弱化, 从而对点火器的结构设计提出了更高的要求。

点火器的结构设计包括两方面的内容: 首先是点火器的外形设计, 必须要考虑到发动机整体安装和使用的便利性, 不能占用过大的空间, 燃料和氧化剂的供应管路必须与发动机其他系统协调一致。其次是更为重要的点火器内部结构设计, 要点包括: ①设计高效的燃料和氧化剂喷注方案, 使煤油迅速雾化并与空气充分混合; ②设计合理的火花塞点火位置, 确保点火成功; ③设计可靠的火焰稳定装置, 防止火焰被气流吹灭。

对于点火器外形, 设计时主要考虑的是燃料、氧化剂和火花塞的安装接口布置方式。综合文献调研情况, 布置方式主要有 3 种: ①氧化剂从端面注入, 燃料从侧面旋流进入点火器内部, 火花塞侧面布置^[16], 如图 2(a) 所示; ②氧化剂和燃料均从端面同轴注入, 火花塞布置在侧面^[13-15], 如图 2(b) 所示; ③氧化剂和燃料从侧面旋流进入点火器内部, 火花塞布置在端面^[9, 18], 如图 2(c) 所示。

方案 1 的结构较为紧凑, 火花塞在点火器侧面安装, 具有足够的安装空间。方案 2 将燃料和氧化剂的入口都布置在点火器端面, 需要点火器的外径足够大。方案 3 与此类似, 也需要点火器的外径足够大, 以保证端面具有足够的空间来安装火花塞。由于本文设计的点火器外径尺寸仅为 56 mm, 如果要同时布置燃料和氧化剂的入口将较为局促, 为此本文结合上述 3 种方案, 设计了最终的点火器方案(见图 3)。

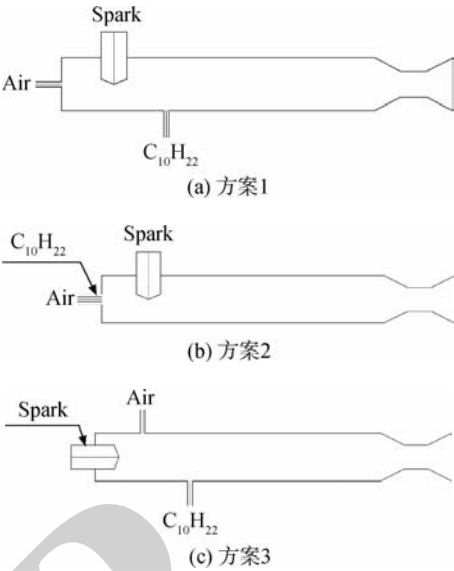


图 2 点火器结构方案
Fig. 2 Schemes of igniter structure

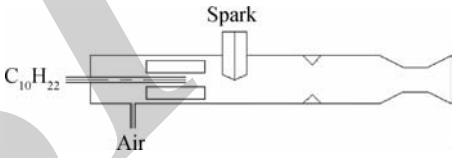


图 3 点火器结构最终设计方案
Fig. 3 Final design schemes of igniter structure

从图 3 可以看出, 煤油从端面喷注, 为了促使煤油有效雾化, 采用了旋流喷嘴。空气从侧壁注入, 为了保证煤油与空气的混合, 将空气分为两个支路, 在点火器中轴线上进行一次喷注, 在壁面附近进行二次喷注。一次喷注的空气和旋流的煤油液膜之间发生碰撞, 促使煤油液膜产生波动、褶皱, 分离出液体碎片和细丝, 并在表面张力和气动力作用下进一步收缩、破碎, 在局部形成富油环境, 有利于点火。

火花塞布置在点火器的侧壁上, 一次喷注的空气和煤油混合物流动到火花塞的电嘴处时, 被电火花点燃。二次喷注的空气沿着壁面流动, 形成一道气膜, 能够起到防止火花塞烧蚀的作用。另外, 二次喷注的空气使得燃烧室内为富氧环境, 确保煤油完全燃烧释热。燃烧室内设计了一个用于稳定火焰的环状突起, 在环状突起与壁面的交汇处形成一个高温低速的局部环境, 确保火焰不被高速气流吹灭。

2 试验结果

2.1 试验系统组成

试验系统如图 4 所示。采用节流孔板控制煤

油流量,采用文氏管控制空气流量,在孔板的上下游分别布置了压力传感器 P1 和 P2,在文丘里管的上下游分别布置了压力传感器 P3 和 P4,通过测得的压力数据和流动面积来计算流量,煤油和空气的流量计算方法如式(1)、式(2)所示。在点火器燃烧室布置了压力传感器 P5,用于监控燃烧后的压力。

$$\dot{m}_f = C_d A_f \sqrt{2\rho \Delta p} \tag{1}$$

$$\dot{m}_a = \frac{p}{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}} A_a \sqrt{\frac{\gamma}{RT}} \tag{2}$$

其中 $\dot{m}_f$ 为煤油流量(kg/s); C_d 为节流孔板流量系数,取 0.9; A_f 为节流孔板流通面积(m²); ρ 为煤油密度(kg/m³); Δp 为节流孔板上下游压差(Pa); $\dot{m}_a$ 为空气流量(kg/s); p 为文氏管上游总压(Pa); γ 为比热比,取 1.4; Ma 为马赫数,取 1; A_a 为文氏管流通面积(m²); R 为空气气体常数; T 为文氏管喉道处静温(K)。

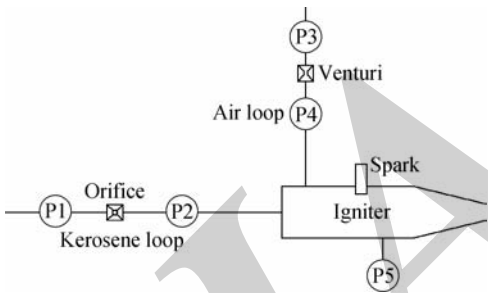


图 4 试验系统组成

Fig. 4 Experiment system constitution

2.2 点火器试验结果

点火器的当量比为 1.1 时的试验结果如图 5 所示。空气在 $t=0.6\text{ s}$ 时首先注入,同时打开火花塞,文氏管上的压力传感器 P3 迅速上升到 4.7 MPa 左右,随着试验的进行,由于空气气源容积有限,文氏管上游压力略有下降。文氏管下游压力传感器 P4 和点火器燃烧室压力传感器 P5 在空气注入时刻感受到了压力扰动,产生了一个压力尖峰,随即恢复平稳。煤油在 $t=1\text{ s}$ 时注入,其压力如 P1 所示。大约经过 0.5 s 之后,煤油和空气混合至点火条件,点火器内发生剧烈燃烧。燃烧室内的压力传感器 P5 上升至 3 MPa。

从 P5 的压力时间曲线可见,燃烧具有较强的脉动性,燃烧室内的压力呈现出高频率、小幅值振荡的现象,产生该现象的原因可能是燃烧引起

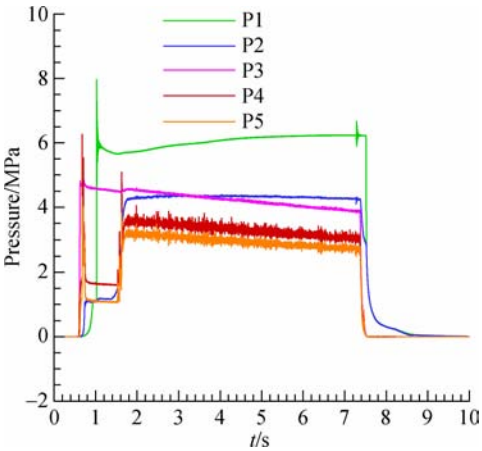


图 5 当量比 $\Phi=1.1$ 时的点火试验结果

Fig. 5 Results of ignition experiment when equivalent ratio $\Phi=1.1$

的压力上升反馈到了空气和煤油的注入回路中,引起了流量波动,燃烧和流动之间产生了一种相互抑制的耦合机制。

试验的摄影图像如图 6 所示,该图的拍摄时间为 $t=1.5\text{ s}$,时间顺序为从左至右、从上之下。从图 6(a)可以看出,点火前煤油被空气吹出点火

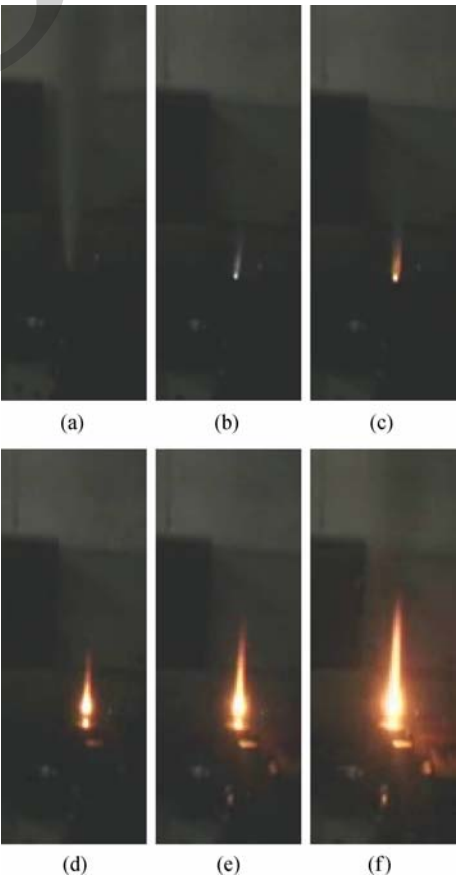


图 6 点火试验照片

Fig. 6 Photos of ignition experiment

器,形成了一团锥角约为 10° 的液雾。两者均匀混合后发生点火,火焰在燃烧室内迅速传播发展(见图 6(b)~图 6(f))。从图 6(e)和图 6(f)的火焰图像分析,火焰先收缩后扩张,出现了马赫盘的形状,意味着点火器生成物在气流出口形成了一道近似正激波,根据图像比例分析,火焰长度达到了约 30 cm。由于出口气流的总温已到达 2 300 K 以上,总压约为 3 MPa,考虑到典型的超燃冲压发动机燃烧室尺度一般都不大于 20 cm,可以认为该点火器的燃烧产物具有较强的穿透能力。

试验得到的点火器有效工作空间如图 7 所示。从图中可以看出,该点火器的工作范围较宽,空气流量最低为 85 g/s,最高达到 170 g/s,煤油流量最低为 2.5 g/s,最高达到 10.5 g/s,有效当量比范围从 0.3 覆盖到 1.3,以富氧工作状态为主,符合设计要求。

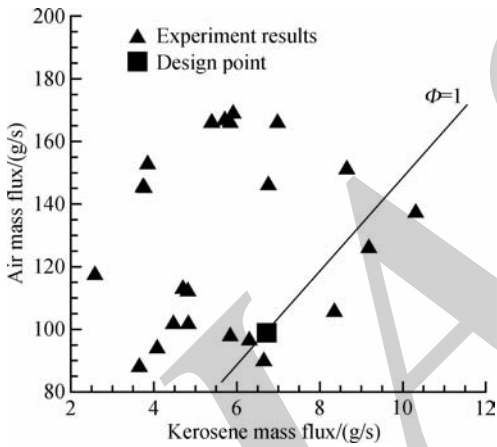


图 7 点火器工作空间

Fig. 7 Working range of igniter

2.3 发动机试验结果

利用该点火器开展了超燃冲压发动机直连式点火试验。该发动机为矩形截面,隔离段入口尺寸为 50 mm×100 mm,凹槽深度为 18 mm,长深比为 10.8,关于发动机的其他尺寸可参见文献[1-2]。隔离段入口来流马赫数为 2.6,总压为 1.7 MPa,总温为 1 295 K。在凹槽前台阶通过直径为 0.3 mm 的壁面小孔注入常温液态煤油,煤油当量比约为 0.3。点火器安装在凹槽底部,与流道齐平。

试验对比了煤油自燃点火和使用点火器两种条件下的壁面压力分布,如图 8 所示,其中,用来流静压 p_0 对壁面压力 p 进行了无量纲化, X 为发动机流向坐标。在没有点火器的条件下,煤油

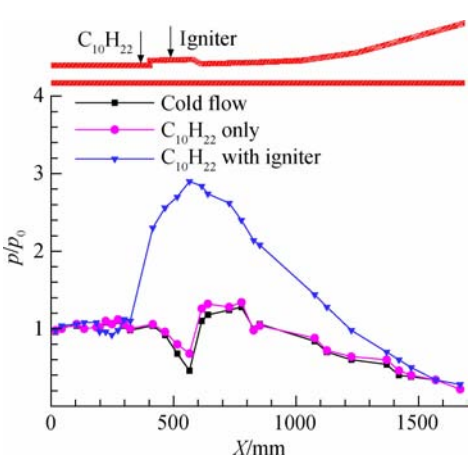


图 8 点火试验压力分布

Fig. 8 Pressure distribution of ignition experiments

不能发生自燃,壁面压力与无燃料喷注时的冷流压力一致。使用点火器后,煤油能被可靠点燃,燃烧主要发生在凹槽内部及其下游区域,壁面压力最高值达到了来流静压的 3 倍,表明该点火器能够有效解决超燃冲压发动机的点火问题。

3 结 论

火炬点火器是超燃冲压发动机一种可靠的点火解决方案。本文设计了一种火炬点火器。该点火器使用空气和煤油作为氧化剂和燃料,煤油通过旋流喷嘴注入,空气从一次喷注和二次喷注两个回路注入。混合均匀的空气煤油混合物在普通汽车火花塞的放电作用下发生点火燃烧。研究的主要结论如下:

- 1) 点火器的工作时序为空气比煤油提前注入约 0.4 s,煤油注入后再经过 0.5 s 点火器发生燃烧,即点火器需要 0.9 s 左右的起动时间。
- 2) 火焰形态表明在点火器出口形成了一道近似正激波。火焰长度约为 30 cm。点火器出口气流总温约为 2 300 K,总压约为 3 MPa。考虑到超燃冲压发动机燃烧室的典型几何尺度,可以认为该点火器的热射流具有较强的穿透能力。
- 3) 点火器内的燃烧存在高频率小幅值振荡现象,可能的原因是燃烧引起的压力上升反馈到了空气和煤油的注入回路中,引起了流量波动,燃烧和流动之间产生了一种相互抑制的耦合机制。
- 4) 该点火器的工作范围很宽,空气流量范围为 85~170 g/s,煤油流量范围为 2.5~10.5 g/s,当量比范围为 0.3~1.3,主要在富氧状态下工作。
- 5) 发动机点火试验表明,在煤油不能自燃的工作条件下,该点火器能够可靠点燃常温液态

煤油。

致谢:

本文的设计和试验工作得到了中国空气动力研究与发展中心杨阳副研究员、曾来荣高级工程师、李宏斌工程师的热忱帮助,在此一并致谢!

参考文献:

- [1] 邓维鑫,乐嘉陵,杨顺华,等. 注油方式对超燃冲压发动机燃烧性能的影响[J]. 航空动力学报, 2013, 28(7): 1449-1457.
DENG Weixin, LE Jialing, YANG Shunhua, et al. Effect of fueling scheme on scramjet combustion performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(7): 1449-1457. (in Chinese)
- [2] 邓维鑫,乐嘉陵,杨顺华,等. M3 条件下乙烯燃料超燃冲压发动机空气节流点火试验[J]. 推进技术, 2013, 34(9): 1240-1247.
DENG Weixin, LE Jialing, YANG Shunhua, et al. Air-throttling ignition experiments of ethylene fueled scramjet at Mach 3[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(9): 1240-1247. (in Chinese)
- [3] 席文雄,王振国,刘卫东,等. 双模态超燃冲压发动机点火方案对比试验[J]. 推进技术, 2013, 34(3): 383-389.
XI Wenxiong, WANG Zhenguo, LIU Weidong, et al. Experimental comparison on the scheme of ignition in dual-mode scramjet [J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(3): 383-389. (in Chinese)
- [4] 李大鹏,潘余,梁剑寒,等. 喷注方式对双模态冲压发动机燃烧稳定性的影响[J]. 国防科学技术大学学报, 2006, 28(3): 10-14.
LI Dapeng, PAN Yu, LIANG Jianhan, et al. Influence of injection mode on flame stability in dual-mode scramjet combustor[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2006, 28(3): 10-14. (in Chinese)
- [5] 潘余,刘卫东,梁剑寒,等. 模型超燃发动机内着火过程分析[J]. 力学学报, 2009, 41(4): 455-462.
PAN Yu, LIU Weidong, LIANG Jianhan, et al. On the ignition process in a model scramjet combustor[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2009, 41(4): 455-462. (in Chinese)
- [6] 宋文艳,曹玉吉,刘伟雄,等. 超音速燃烧室煤油强迫点火试验研究[J]. 弹箭与制导学报, 2006, 26(2): 426-428.
SONG Wenyan, CAO Yuji, LIU Weixiong, et al. Experimental investigation of kerosene ignition and combustion in supersonic combustor[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2006, 26(2): 426-428. (in Chinese)
- [7] 王辽,韦宝禧,章成亮,等. 基于凹槽火焰稳定器的煤油超声速燃烧试验[J]. 北京航空航天大学学报, 2008, 34(8): 907-910.
WANG Liao, WEI Baoxi, ZHANG Chengliang, et al. Experimental investigation of kerosene supersonic combustion based on cavity flame holder[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(8): 907-910. (in Chinese)
- [8] 李飞,余西龙,顾洪斌,等. 超声速气流中煤油射流的等离子体点火实验[J]. 航空动力学报, 2012, 27(4): 824-831.
LI Fei, YU Xilong, GU Hongbin, et al. Experiment on kerosene fueled scramjet ignition by using plasma torch[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(4): 824-831. (in Chinese)
- [9] 刘盛田,柳琪,高磊,等. N_2O/H_2 富燃火炬式点火器研究[J]. 舰船防化, 2007, 1(1): 30-33.
LIU Shengtian, LIU Qi, GAO Lei, et al. Study on N_2O/H_2 fuel-rich spark igniter[J]. Chemical Defence on Ships, 2007, 1(1): 30-33. (in Chinese)
- [10] 邓维鑫. 宽范围马赫数超燃冲压发动机燃烧组织技术研究[D]. 成都:西南交通大学, 2013.
DENG Weixin. Research on combustion organizing technology of scramjet in wide range Mach number[D]. Chengdu: Southwest Jiaotong University, 2013. (in Chinese)
- [11] TAKEGOSHI M, TOMIOKA S, ONO F, et al. Injectors and combustion performance of rocket thruster for rocket ramjet combined cycle engine model[R]. AIAA-2012-5915, 2012.
- [12] 李庆,李清廉,王振国,等. 燃气发生器结构对燃烧性能的影响[J]. 航空动力学报, 2008, 23(11): 2062-2067.
LI Qing, LI Qinglian, WANG Zhenguo, et al. Effect of structure of gas generator on combustion performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(11): 2062-2067. (in Chinese)
- [13] LI Qing, XI Wenxiong, LAI Lin, et al. Research on hot gas jet ignition process of scramjet combustor fueled with kerosene[R]. AIAA-2012-5947, 2012.
- [14] 钟战. 燃气发生器点火与燃烧性能研究[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2008.
ZHONG Zhan. Research on the ignition and combustion performance of gas generator[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2008. (in Chinese)
- [15] 张新桥. 空气/煤油/水燃气发生器点火特性与燃烧性能研究[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2011.
ZHANG Xinqiao. Research on the ignition and combustion performance of air/kerosene/water gas generator [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2011. (in Chinese)
- [16] 俞南嘉,张国舟,刘红军,等. 氦气谐振点火器和气氧/煤油火炬点火器研究[J]. 推进技术, 2003, 24(6): 553-556.
YU Nanjia, ZHANG Guozhou, LIU Hongjun, et al. Investigation of helium resonance ignitor and kerosene/oxygen ignitor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(6): 553-556. (in Chinese)
- [17] 田明磊,韦宝禧,徐旭,等. 应用气动斜坡和燃气发生器的超燃燃烧室[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(7): 782-788.
YAN Minglei, WEI Baoxi, XU Xu, et al. Integration of aer-

oramp injector/gas-portfire igniter in supersonic combustor[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(7): 782-788. (in Chinese)

[18] 史新兴, 韦宝禧, 闫明磊, 等. 基于气动斜坡/燃气发生器的超燃燃烧室实验[J]. 推进技术, 2010, 31(5): 549-554.
SHI Xinxing, WEI Baoxi, YAN Minglei, et al. Experiments of integrated aeroramp injector/gas-portfire in a supersonic combustion[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(5): 549-554. (in Chinese)

[19] 曹再勇, 蔡体敏, 谭永华. 富氧燃气发生器三维燃烧流场的数值模拟[J]. 西北工业大学学报, 2005, 23(5): 557-561.
CAO Zaiyong, CAI Timin, TAN Yonghua. Furnishing some theoretical basis for design of oxygen-rich gas generator[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2005, 23(5): 557-561. (in Chinese)

[20] TURINS S R. An introduction to combustion concepts and applications[M]. 2ed. Beijing: Tsinghua University Press, 2009.

[21] 吕昊. CHEMKIN 软件在均质压燃及燃料改质数值模拟中的应用[D]. 西安: 长安大学, 2010.
LÜ Hao. Application of CHEMKIN software in numerical simulation of homogeneous charge compression ignition and fuel modification [D]. Xi'an: Chang'an University, 2010. (in Chinese)

(编辑: 王碧琚)