

高背压等离子点火器及其液体燃料点火特性 实验研究*

曹亚文^{1,2}, 李斌^{1,3}, 王飞^{1,2}, 林榕^{1,2}, 韩先伟^{1,2}, 谭畅^{1,2}

(1. 西安航天动力研究所 液体火箭发动机技术重点实验室, 陕西 西安 710100;

2. 陕西省等离子体物理与技术应用重点实验室, 陕西 西安 710100;

3. 航天推进技术研究院, 陕西 西安 710100)

摘要: 航天应用的液体火箭发动机及燃烧型加热器燃烧室室压高、燃料流量大、温度低、有重复启动需求, 实现安全可靠点火的难度较大。针对这些需求, 研究了一种采用高背压设计的电弧等离子体点火器。实验研究了Ar, N₂气体工质在高进气压力下的伏安特性, 发现N₂在宽压力范围内适用于点火。发射光谱分析表明, 在高达数MPa的进气压力下, Ar, N₂等离子体射流电子密度符合局部热力学平衡判据(LTE判据), 点火能量集中。N₂等离子体整体温度低于Ar, 但阳极喷口附近温度高于Ar, N₂等离子体射流火焰长, 卷吸沿程空气造成射流平均温度偏低, 但有助于低温液体推进剂的蒸发混合和强化点火。等离子体射流引起了臭氧和氮氧化物的形成, 具有促进点火和化学反应的作用。背压提高引起电源输出电压升高, 提高供气压力和电流, 有助于点火器在高背压环境中稳定电压。燃烧型空气加热器燃烧室的点火实验发现, 采用N₂等离子体喷注面中心点火, 可以在短时间内完成酒精-空气和酒精-液氧-空气的点火, 最高燃烧室室压接近5MPa时, 点火器仍能稳定工作, 多次使用电极烧蚀不明显, 在液体火箭发动机的重复可靠点火方面具有很好的应用前景。

关键词: 液体火箭发动机; 等离子体; 点火器; 背压; 发射光谱; 液体推进剂

中图分类号: V431 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2021) 07-1570-11

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 200554

Experiment Researches of High Back Pressure Plasma Ignitor and Liquid Fuel Ignition Characteristics

CAO Ya-wen^{1,2}, LI Bin^{1,3}, WANG Fei^{1,2}, LIN Rong^{1,2}, HAN Xian-wei^{1,2}, TAN Chang^{1,2}

(1. Science and Technology on Liquid Rocket Engine Laboratory, Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China;

2. Shaanxi Key Laboratory of Plasma Physics and Applied Technology, Xi'an 710100, China;

3. Academy of Aerospace Propulsion Technology, Xi'an 710100, China)

Abstract: Combustion chamber of cryogenic liquid rocket engine and air heater has characteristics of high pressure, heavy flow of cryogenic fuels and demands repeated starts, for which the safety and reliable ignition is difficult. A high back pressure plasma ignitor meeting with these requirements was designed and studied. The voltage-current characteristics of Ar and N₂ working at high inlet pressures were studied by experiments and results showed that N₂ worked well within a wide pressure range. Emission spectrum diagnose showed that the electron

* 收稿日期: 2020-07-28; 修订日期: 2021-02-05。

基金项目: 国家自然科学基金(11475131); 国家重点研发计划项目(2019YFC1907000)。

通讯作者: 曹亚文, 博士生, 研究领域为电弧等离子体技术。E-mail: yawencaox@126.com

引用格式: 曹亚文, 李斌, 王飞, 等. 高背压等离子点火器及其液体燃料点火特性实验研究[J]. 推进技术, 2021, 42(7): 1570-1580. (CAO Ya-wen, LI Bin, WANG Fei, et al. Experiment Researches of High Back Pressure Plasma Ignitor and Liquid Fuel Ignition Characteristics[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(7): 1570-1580.)

density of Ar, N₂ plasma jets reached the local thermodynamic equilibrium (LTE) criterion and showed concentrated ignition power under inlet pressures of several MPa. The average temperature of N₂ plasma was lower than that of Ar, while just the reverse at the anode outlet. N₂ plasma jet lasted longer in atmosphere, sucking and mixing the air, which resulted in the temperature drop but would accelerate the evaporation, mixture and ignition of cryogenic liquid fuels. The plasma caused the formation of active particles like ozone and oxynitride, which would also promote the ignition and chemical reactions. Higher back pressure caused higher output voltage, and raising inlet pressure and current helped to stabilize the output voltage under high back pressure. Ignition experiments in the combustion chamber of combustion-type air heater showed that N₂ plasma could ignite the alcohol-air and alcohol-LOX-air within a short period when placed in the center of the injection surface. The ignitor worked stably even the back pressure reached 5MPa, and repeated operations caused slightly electrode erosion, showing prospects in reliable and repeated ignition of liquid rocket engine.

Key words: Liquid rocket engine; Plasma; Ignitor; Back pressure; Emission spectrum; Liquid propellant

1 引言

液体火箭发动机及燃烧型加热器等地面试验系统通常采用液体氧化剂和燃料,具有较高的燃烧室压力。新型液体火箭发动机多采用液氧、液氢、液态烷烃等低温推进剂,点火环境恶劣,点火能量和安全性要求较高。此外,多次启动和可复用的液体火箭发动机也对点火技术提出了快速可靠可复用的要求。安全可靠的高能点火技术对液体火箭发动机及其地面试验系统至关重要。

电弧等离子体点火器利用热等离子体能量集中、化学反应活性粒子多的特点,可在极短时间内引发燃烧反应,完成燃料点火^[1]。相比其它点火方式,等离子体射流点火具有点火能量密度高、安全性较高等优点,此外等离子体点火器系统结构简单、主体结构无需浸润在推进剂环境中,具有较长的寿命和灵活的启停特性。在航天发动机领域,电弧等离子体点火器既可应用于液氧-煤油、液氧-液甲烷、液氧-液氢等新型液体火箭发动机点火,也可应用于组合动力发动机点火。基于液体火箭发动机燃烧室结构设计,采用液氧-酒精、液氧-异丁烷等燃料组合,为组合火箭发动机试车、航天飞行器热防护、液体发动机涡轮吹风试验等提供地面试验条件的燃烧型加热器,在航天领域应用前景广泛^[1-3]。

文献[4-5]及张鹏等^[6]的研究表明,气体放电产生的氮氧化物、臭氧等长寿命活性粒子能够增大火焰传播速度,强化点火过程。何立明等^[7-9]对用于航空发动机的等离子体射流点火器的结构参数和点火特性的影响进行了大量实验研究。于锦禄等^[10]发现,放电环境气压的升高引起等离子体点火器的临

界放电电压的增大。在亚燃/超燃冲压发动机领域,国内外对等离子体射流点火进行了大量的机理研究和工程验证^[11-13],但这些研究的焦点多集中于高气流速度下的等离子体点火,与液体火箭发动机类型燃烧室室压高达数MPa的点火条件存在明显差异。在液体火箭发动机类型燃烧室点火方面,日本JAXA采用60Hz低频交流电诱导低电离能的气体He产生等离子体射流,对液氧-液甲烷实现了一定混合比下的可重复点火^[14],但技术成熟度较低,燃烧室压仅0.8MPa。俄罗斯对液体火箭发动机等离子体点火的研究和应用相对较多,RD-161使用交流放电氧气等离子体在实际的航天应用中实现了液氧-煤油发动机多次点火^[3],Yusupov等^[15]则设计一种压力可达2.5MPa的直流电弧等离子体点火器,用于大型燃烧型空气加热器的点火。国内,西安航天动力研究所在液体火箭发动机类型燃烧室低温推进剂和高室压环境下的电弧等离子体点火助燃方面做了较多工程化的研究^[3]。总体而言,目前国内外关于液体火箭发动机类型燃烧室等离子体射流点火的报道和研究较少。

适用于液体火箭发动机类型燃烧室的等离子体点火器研制的难点在于这种类型的燃烧室多采用高室压和低温推进剂,所以,不同于一般条件下使用的等离子体点火器的常压设计,针对这种点火需求的电弧等离子体点火器需采用高背压设计,以保证等离子体射流的速度、长度和能量,避免恶劣环境中点火能量不足引起熄火或点火延迟时间过长引起爆燃,同时,保证点火端压力以避免燃烧室高室压引起射流火焰回流损坏点火器结构。此外,液体火箭发动机类型的燃烧室点火过程中迅速建立的高室压环

境对应陡峭的点火器背压曲线,对电弧和射流的稳定性和电源性能要求更高。同时,在高气压下工作的点火器粒子密度大,电子和重粒子之间碰撞频繁,射流整体温度与电子温度更为接近^[16],工况恶劣,更容易发生断弧或结构烧坏。

本文针对液体火箭发动机类型燃烧室的动态高室压和低温推进剂特点,研究了一种可以稳定工作在高背压环境下的台阶式阳极电弧等离子体点火器,通过实验研究了该等离子体点火器在不同气体工质、进气压力和功率下形成的等离子体电弧的电特性,并通过发射光谱采集得到了不同工况下氩/氮等离子体射流的电子激发温度和电子密度,并初步研究了等离子体射流对环境空气的影响,获得了这种等离子体点火器的参数特性并确定了合适的点火工质。实验还对点火器在高背压环境中的参数特性和稳定性进行了模拟实验研究,并在地面实验台进行了液体工质、高室压燃烧室的点火实验研究,验证了这种等离子体点火器在液体火箭发动机类型燃烧室中点火的可行性,实验获得点火器特性及其液体燃料点火特性以匹配液体火箭发动机类型燃烧室点火参数,促进点火器设计改进。

2 方 法

2.1 实验系统

电弧等离子体发生器弧室内部剖面结构示意图和点火器实物见图1。为在动态高背压环境下实现稳定电弧,不同于常见的直孔和喇叭状阳极,点火器采用台阶式阳极以约束弧根运动。电源电路高压模块(10kV)用于击穿电极间的高气压工质气体,建立电离通道,恒流模块产生稳定电流,为等离子体射流提供持续的能量。

等离子体点火器工作电流12~35A。为实现2~10MPa宽范围高背压 p_{back} 环境下对大流量低温推进剂的稳定重复点火,点火器自身进气压力 p_{in} 设为2~

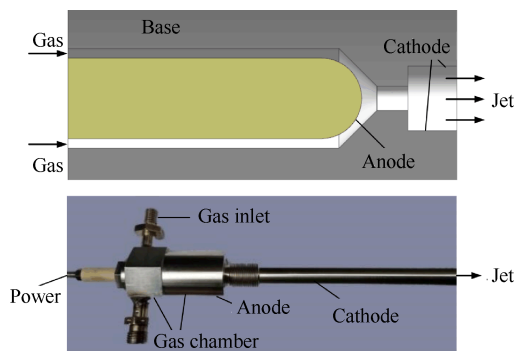


Fig. 1 Plasma ignitor of high pressure

10MPa。

为方便观察与实验,等离子体点火器在高进气压下的电特性实验和射流参数实验在大气压背景下进行,工质采用常用的等离子体点火工质Ar和N₂。点火器射流光谱诊断系统见图2,实验使用LTB Aryelle 150光谱仪,波长190~1100nm,分辨率0.01nm。等离子体自由射流下游副产物采用气体成分分析仪测量。

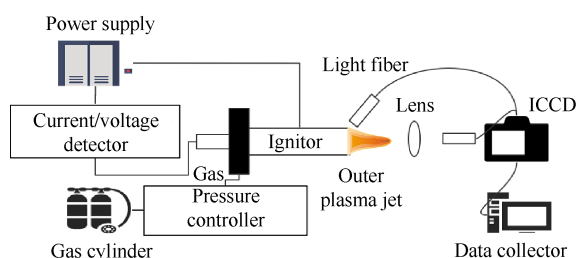


Fig. 2 Spectrum diagnosis system of plasma jet

点火器背压实验在氮气背压腔中进行,调节背压腔排气孔和氮气流量,可获得0~5MPa的背压。

液体工质点火实验在燃烧型加热器上进行,燃烧型加热器具有与液体火箭发动机相似的燃烧组织方式和较高的燃烧室压力,可为组合动力发动机试车、航天飞行器热防护、液体火箭发动机涡轮吹风试验提供合适的气流环境。在燃烧型加热器上开展液体工质点火实验,对液体火箭发动机类型的燃烧室点火环境具有较好的模拟效果。点火器安装在喷注面中心位置,如图3所示。实验分别采用酒精-空气和酒精-液氧-空气作为燃烧工质。

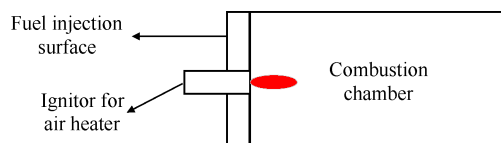


Fig. 3 Practical ignition experiments

2.2 射流参数光谱诊断计算模型

LTB ARYELLE 150光谱仪为中阶梯光谱仪,在波长测量范围内,总的衍射级数达到了80级,在低波长段,每个衍射级次约覆盖10nm的范围,在高波长段,每个衍射级次覆盖20~25nm的范围,每个级次对应的波长范围上,中心处衍射效率最大并向两翼递减,光强度需经光栅效率曲线的校正^[17]。本文采用标准卤素灯测量,并通过分段插值获得可见光波段的光栅效率曲线见图4。

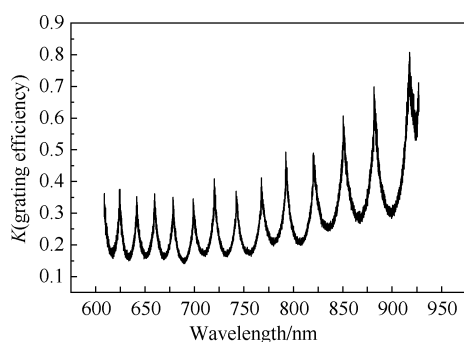


Fig. 4 Grating efficiency

等离子体的激发温度主要反映等离子体电子温度。如处于某一能量的激发态的粒子通过电子碰撞激发和退激发过程达到了平衡状态,则处于第 q 能级的粒子数密度 n_q 符合 Boltzmann 分布^[18]

$$n_q = \frac{n}{Z} g_q \exp\left(-\frac{E_q}{T_{\text{exc}}}\right) \quad (1)$$

$Z = \sum_q g_q \exp\left(-\frac{E_q}{T_{\text{exc}}}\right)$ 为配分函数, g_q 为统计权重, E_q 是 q 能级能量, T_{exc} 为激发温度。

电子从能级 $q \rightarrow p$ 跃迁, 辐射强度 I_{qp} 为

$$I_{qp} = N_0 \frac{g_q}{g_0} A_{qp} h \gamma_{qp} \exp\left(-\frac{E_q}{kT_{\text{exc}}}\right) \quad (2)$$

N_0 为元素的原子数密度; g_0 为基态能级统计权重; A_{qp} 为能级跃迁几率; h 为普朗克常量; γ_{qp} 为能级跃迁发射谱线的频率, k 为波尔兹曼常数。取对数并使用换底公式, 得到

$$\lg \frac{I_{qp} \lambda_{qp}}{g_q A_{qp}} = -\frac{5040 E_q}{T_{\text{exc}}} + C \quad (3)$$

I_{qp} 和 λ_{qp} 可测, g_q, A_{qp}, E_q 可从 NIST 数据库获得, 通过拟合斜率可计算激发温度。

实验中工况连续调节, 对不同工况进行了两到三次重复光谱采集实验, 筛选特征谱线变化趋势合理的谱图进行参数计算。对同种气体工质, 选用同一气压不同工况下共有的特征谱线进行玻尔兹曼谱图计算, 通过拟合的相关性和显著性检验对结果的精度与合理性进行判断。

电子密度是体系热平衡程度的重要判据, 等离子体电子密度足够大时, 可认为体系达到局部热力学平衡。根据 Stark 展宽理论, Stark 展宽仅与等离子体的电子密度有关。因此测量谱线轮廓的半高全宽即可得到电子密度, 简化算法计算电子密度为^[19]

$$\Delta \lambda_{\text{width}} = 2 \times 10^{-16} \omega n_e \quad (4)$$

$\Delta \lambda_{\text{width}}$ 为 Stark 展宽, nm, ω 为电子碰撞半宽度, $\text{mm} \cdot \text{cm}^3$, n_e 为电子密度, $1/\text{cm}^3$, 单位可换算为 $1/\text{m}^3$, 对

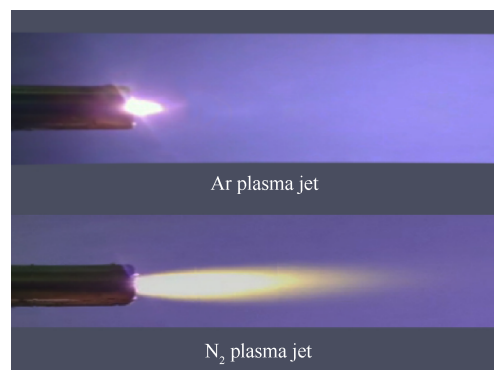
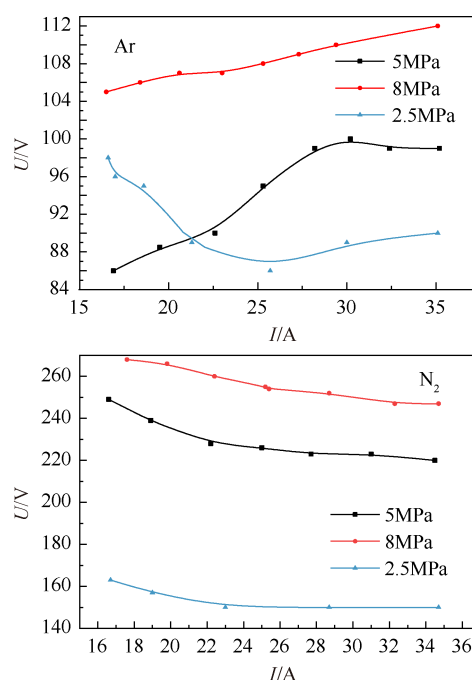
某种气体特定波长, ω 为温度的函数。

3 结果与讨论

3.1 等离子体射流形态及点火器电特性

相同进气压力 p_{in} 和电流条件下, Ar 和 N_2 点火的等离子体射流见图 5。Ar 等离子体射流呈白色, 喷口处亮度最高, 射流短、面积小; N_2 等离子体射流中心呈白色, 边区及尾焰呈黄色, 射流长、区域大, 环境存在明显的过渡区。

改变气压和电流获得 Ar 等离子体和 N_2 等离子体的伏安特性曲线($U-I$), 见图 6。在同样的进气压力和电流下, Ar 等离子体的弧电压远低于 N_2 等离子体, 这一特性与实验观察到的射流长度现象相符合。Ar 的电离能较 N_2 低, 能够在更低的能量作用下电离, 进入大气后也更容易复合。由于 Ar, He 等惰性气体低

Fig. 5 Plasma jet of Ar and N_2 (2.5MPa, 35A)Fig. 6 $U-I$ for Ar arc and N_2 arc

电离能的特点,起弧容易,对电源要求较低,作为点火工质在一些液体推进剂点火研究中得到了应用^[14],但从射流长度和点火能量来看, N_2 点火性能优于 Ar。

由图 6 看到, N_2 工质呈现下降的伏安特性,弧电压随 p_{in} 的增大而升高。进气压力较低时,Ar 弧电压随电流增大先下降后升高,并随着压力升高逐渐呈现上升的伏安特性。

对等离子体的热物理性质和输运性质的研究表明^[20],等离子体的电导率同时受到温度和压力的影响,进而影响到电弧的伏安特性。现有的研究文献中^[10,13],一般低进气压力下的等离子体电弧会表现出下降的伏安特性。在本文使用的高气压等离子体点火器设计中,阳极弧根通过台阶结构约束在较小的电极区域上。研究认为,对这种台阶式突扩形输出电极结构的等离子体发生器,在常规电流区间内,伏安特性会随电流增大呈现典型的“U”形^[16]。使用 Ar 工质时,弧根落在台阶上,Ar 在较小电流下就容易电离。 $p_{in}=2.5\text{MPa}$ 的工况下,当电流增大时,电阻率下降,同时温度升高,通道内气压进一步提高,弧长增长,两种作用的综合影响使伏安特性曲线出现下降段。而电流进一步增大时,Ar 在通道内几近完全电离,此时电流值的影响就占据主导,呈现上升的伏安特性。在更高的气压下,电流和温度提高始终导致弧电压处于上升趋势。 N_2 作为气体工质时,电弧始终被限制在台阶回流区后的一段距离上运动,平均弧长较长,此外, N_2 相对于 Ar 比较不易电离,增大电流对电阻率影响较大,所以弧电压呈现下降趋势且变化值较小。

由于台阶式阳极和较高的进气压力, p_{in} 变化对 Ar 电弧的影响与普通气压设计不同,故若以 Ar 作为点火工质, p_{in} 为 2~5MPa 时,如电流 <25A,提高 p_{in} 对增强点火能量意义不大。在 8MPa 的供气压力下,Ar 电弧具有上升的伏安特性,是理想的工作状态。而采用 N_2 作为点火工质时,虽然表现为轻微下降的伏安特性,但提高供气压力和电流都可以明显提升点火能量,具有较好的稳定性。

3.2 等离子射流电子激发温度

由于 Ar 和 N_2 等离子体射流形态差异较大,因此主要通过轴线上的透镜将分散光聚焦至光纤以采集射流整体光谱。相同电流下部分波段 N_2 和 Ar 射流光谱信息如图 7 所示。

3.2.1 Ar 等离子体电子激发温度和密度

调节 Ar 供应压力和电源输出电流,测量了 Ar 等

离子体射流的发射光谱,并根据光栅效率曲线修正谱线强度。选择一组典型 Ar I 谱线,参数见表 1 (NIST)。表中参数与前述玻尔兹曼法拟合公式相对应, λ 为选择的谱线波长, A 为能级跃迁几率, E_u 为能级能量, g_u 为统计权重。

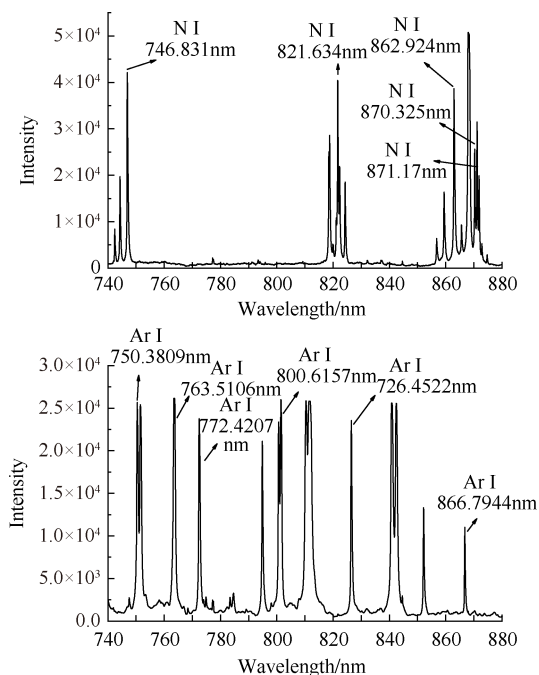


Fig. 7 Spectrum of N_2 and Ar plasma jets

Table 1 Ar I spectroscopy parameters

λ/nm	A/s^{-1}	E_u/eV	g_u
693.7664	3.08×10^6	14.69363880	1
714.7042	6.30×10^5	13.28263891	3
727.2936	1.83×10^7	13.32785693	3
866.7944	2.43×10^6	13.15314376	3
912.2967	1.89×10^7	12.90701519	3

图 8 给出了计算得到的不同压力和功率下 Ar 等离子体射流的电子激发温度。

可以看到,在相同的供气压力 p_{in} 下,电子激发温

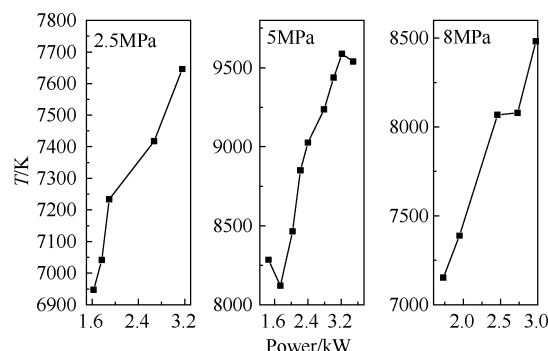


Fig. 8 Electron excitation temperature of Ar plasma at 2.5MPa, 5MPa, 8MPa

度基本随功率的增大而单调升高。这是因为 p_{in} 一定时,提高电流增大了注入功率,对电弧加热起到了明显的促进作用。

在不同的 p_{in} (2MPa,5MPa和8MPa)下,可以看到2kW对应的电子激发温度分别为7250K,8400K,7400K,2.5kW对应的电子激发温度分别为7350K,9000K,8000K,3kW对应的电子激发温度分别为7600K,9480K,8400K,将 p_{in} 从2MPa提升至5MPa,气流量增大而功率不变的情况下,电子激发温度却出现了提高。分析原因,可能是提高压力导致射流温度梯度变大,即 p_{in} 提高导致电流通道压缩,使电弧区电流密度增大,从而导致射流高温区减小的同时,最高温度升高^[21]。 p_{in} 进一步提高至8MPa时, p_{in} 提高引起的电流通道压缩已趋于极限,而提高 p_{in} 气体流量增大,功率不变的情况下,气体平均焓值下降,电子激发温度下降。

Ar等离子体电子密度选用696.54nm处谱线展宽计算。该波长处仪器展宽为0.1161nm,谱线半高全宽由软件读出。根据该谱线Stark展宽参数拟合得到电子碰撞半宽度 $\omega = 0.0013T^{0.3748[22]}$,由前述计算的电子激发温度求得各工况点电子碰撞半宽度,代入简化后的Stark展宽公式得到电子密度。 $p_{in}=5\text{MPa}$ 时,电子密度如图9所示。

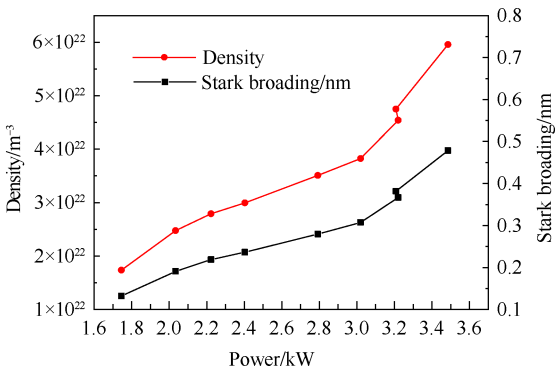


Fig. 9 Electron density of Ar plasma at 5MPa

有研究认为^[23],等离子体局部热力学平衡状态的判定标准为电子密度达 $1\times10^{22}/\text{m}^3$,本实验工作参数下,Ar等离子体射流电子密度达到 $10^{22}/\text{m}^3$ 以上,满足局域热力学平衡的判定标准,可认为热等离子体的温度与激发温度、电子温度相等。

图10给出了Ar等离子体在 $p_{in}=2.5\text{MPa}$ 和8MPa的电子密度,对比温度曲线发现,Ar等离子体的电子密度随功率单调变化。

3.2.2 N₂等离子电子激发温度和密度

N₂等离子体射流发射光谱的多数谱线的绝对强

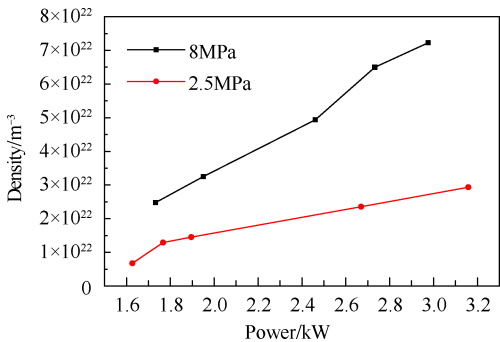


Fig. 10 Electron density of Ar plasma at 2.5MPa and 8MPa

度随功率明显增强。选择一组典型N I谱线并修正谱线强度,参数见表2。

Table 2 N I spectroscopy parameters

λ/nm	A/s^{-1}	E_u/eV	g_u
744.229	1.19×10^7	11.9955752	4
818.487	8.21×10^6	11.8444760	6
822.314	2.62×10^7	11.8374290	2
862.924	2.67×10^7	12.1263786	4
870.325	2.16×10^7	11.7500910	2
871.170	1.29×10^7	11.7528948	4
871.883	6.54×10^6	11.7575318	6

图11给出了不同压力和功率下计算得到的N₂等离子体射流的电子激发温度。结果显示N₂等离子体温度比Ar等离子体的明显偏低。分析原因除选择的计算谱线和谱线自吸收引起一定误差外,还可能是N₂等离子体射流进入环境后,由于射流较长,边区卷吸了较多的冷空气并形成了加热效应,因此自由射流整体温度相对较低。

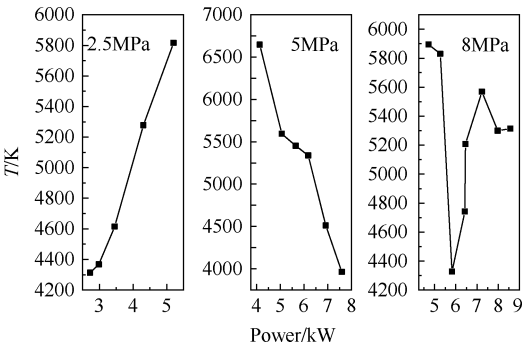


Fig. 11 Electron excitation temperature of N₂ plasma at 2.5MPa, 5MPa, 8MPa

在 $p_{in}=2.5\text{MPa}$ 工况下,等离子体激发温度随功率的提高单调增大,数据处理也发现在该工况下参数拟合相关度非常高,结合文献研究认为,在较低气压下,射流高温区整体面积较大,且对周围空气卷吸量

较小,温度分布比较平均,功率提高对射流整体产生加热效应^[21]。提高 p_{in} 至5MPa, p_{in} 增大不仅增大了气体流量,也对电弧通道产生压缩,同时提高电流强化了弧柱附近气体的热膨胀,射流速度在压力和温度的双重作用下提高,对周围空气的卷吸作用增强,导致 N_2 等离子体射流温度在空间分布的不均匀性增强,功率的提高难以弥补空气卷吸量增加导致的平均温度下降,因此温度随电流的增大反而呈现降低的趋势。进一步提高 p_{in} 至8MPa,射流激发温度随电流的增大先降低后升高,最后基本保持不变,分析原因是在高压力和足够大的电流条件下,射流形态及其对周围空气的卷吸达到了饱和,射流长度几乎不再随功率提高而增长,功率提高重新主导了整体温度的升高。

选择746.831nm处谱线计算 N_2 等离子体的密度^[22],该波长处仪器展宽为0.12447nm。拟合电子碰撞半宽度 $\omega = 0.00167T^{0.3682}$,计算 N_2 电子密度如图12所示。 N_2 等离子体射流电子密度均达到 $10^{22}/m^3$ 量级以上,满足局域热力学平衡的判定标准。虽然不同的气压下,电流增大对电子密度的影响效果有所不同,但 N_2 等离子体的电子密度总是随着功率的提高而增大,说明电流和功率的增大会明显提高 N_2 电离度,即使因为对空气的卷吸作用增强造成一定的温度波动,对电子密度的趋势影响也不大。电子密度的计算结果也说明在MPa级的进气压力下,等离子体射流的热平衡度较高,点火能量集中,有助于强化液体火箭发动机燃烧室高室压、大流量、低温推进剂环境中的点火。

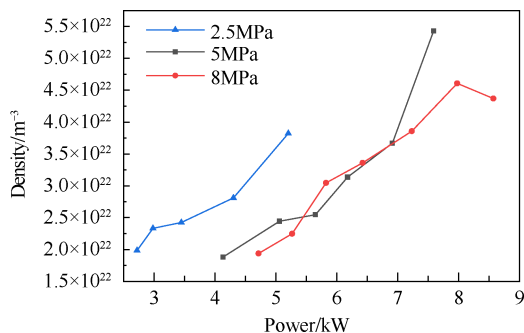


Fig. 12 Electron density of N_2 plasma at 2.5MPa, 5MPa and 8MPa

3.2.3 等离子温度空间分布特点

将光纤探头固定至点火器出口平面径向位置上,调节点火器参数至低电流高电压的工况,使阳极弧根靠近喷口并采集到阳极喷口附近电弧射流的光谱信息。此工况Ar等离子体电参数为13.5A,140V,

N_2 等离子体电参数为13.5A,270V。

选择Ar I谱线(763.511, 801.479, 810.369, 840.821, 842.465, 922.449nm)和N I谱线(818.487, 821.072, 856.801, 865.589, 868.34, 872.889, 874.739 nm),根据玻尔兹曼谱图法计算电子激发温度见图13,图中 k 为拟合直线的斜率, r^2 为拟合相关系数, P value为显著性水平的 P 值检验。Ar等离子体温度为5676K,与射流测得的其它工况点整体温度值趋势一致,而 N_2 等离子体温度为9254K,明显高于其它工况点整体温度值。

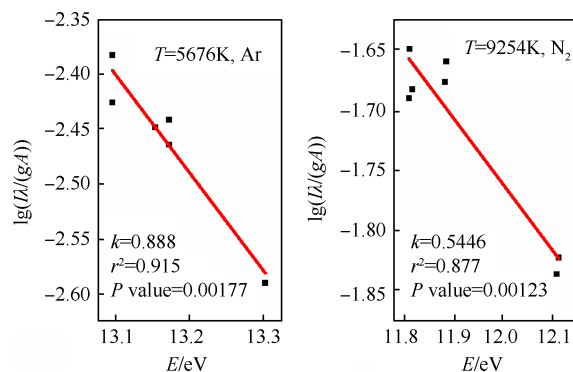


Fig. 13 Electron excitation temperature of plasma at torch outlet (Ar, N_2)

Ar等离子体射流整体温度高于同电流下 N_2 等离子体,而点火器出口位置Ar等离子体温度明显低于 N_2 等离子体,说明Ar易电离易复合的特性导致Ar等离子体在环境中存在时间短,对环境气体加热作用小,且空气中Ar含量极低,所以采集到的光谱信息也大量来自射流中心高温区。而 N_2 等离子体长射流在卷吸掺混周围空气的过程中,边区和尾焰温度不断下降,测得的 N_2 等离子体谱线有相当一部分来自于被卷吸的空气和被冷却的 N_2 等离子体。虽然 N_2 等离子体射流自身温度在卷吸掺混环境气体的过程中不断下降,但从低温液体工质点火的角度来看,这种长射流卷吸的特性有助于强化推进剂的受热蒸发,加强射流中的活性粒子与推进剂的接触混合,缩短点火延迟时间。

3.3 等离子体射流副产物

使用Ar和 N_2 点火时都有明显气味产生,在5MPa供气压力下增大电流,在Ar和 N_2 等离子体射流下游轴线同一位置处使用气体成分分析仪监测不同工况下氮氧化物浓度时发现(见图14),Ar等离子体射流在各个工况下几乎不会产生 NO_2 ,因此Ar点火时环境中的气味可能来自高温引起空气中氧电离再结合形成的臭氧。Ar本身性质稳定,且等离子体在空气中

迅速复合,对环境的影响主要体现在高温引起氧电离和臭氧的形成。 N_2 等离子体则明显引起了环境中 NO_2 浓度的变化,且浓度随电流增大。 N_2 电离形成活化粒子与高温引起的 O_2 电离产物反应形成 NO_2 。等离子体射流尤其是 N_2 等离子体副产物的存在验证了等离子体自身产生活化粒子,高温也会引起环境空气产生活化粒子,对点火助燃和化学反应存在促进作用^[6]。

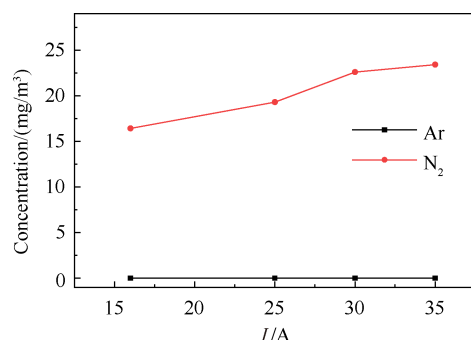


Fig. 14 Concentration of NO_2 at downstream of the free plasma jet

3.4 点火器高背压特性和稳定性

为研究点火器在不同环境压力下的特性,分别在真空舱、大气压和背压舱中进行了 N_2 等离子体点火器的点火实验,图15给出了点火实验图像。

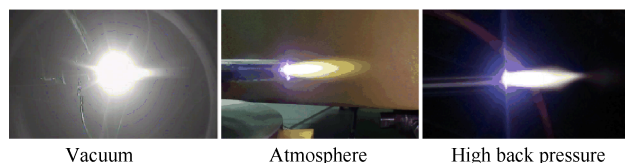


Fig. 15 Images of plasma jet in vacuum, atmosphere and high back pressure

与大气环境中相比,等离子体射流在高真空环境中较为发散,而高背压环境中射流低温尾区面积受到明显的压缩变小。

使用大气压环境下可使点火器稳定工作的两级调节高精度恒流源S1对进气压力4MPa,电流值18.5A的 N_2 等离子体点火器进行0~2.5MPa高背压下的测试实验,观察到电源输出电压值在105~160V变化,然而当 p_{back} 进一步增大至3MPa时,电压波动幅度过大,稳定性变差,点火器断弧。为应对背压变化的影响,更改电源输出控制方案,采用简化的电流控制方式,并采用三极管电流控制以减小电流的纹波系数,加强电压调节能力。采用改进电源S2对不同 p_{in} (4.5~9.3MPa)的 N_2 点火器在高背压环境(0.1~

4.5MPa)下测试,输出电压见图16。

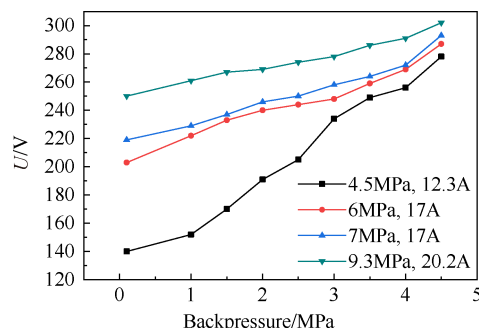


Fig. 16 DC voltage changing with backpressure($N_2, S2$)

背压提高引起喷口附近气体压力和密度提高,放电通道电阻会明显增大,维持电弧受到的阻力增大,相应电源输出电压提高,功率增大。另一方面,高背压环境也可能对阳极喷口附近弧根位置产生挤压,导致弧根位置变化,电弧长度缩短,弧电压下降。但是,台阶型阳极设计相比直管和喇叭型阳极,能够较好地限制阳极弧根的自由移动引起的弧电压的剧烈波动,加强电弧的稳定性。从图16实验结果可以看到,提高供气压力,增大电流,能够较好地维持电压在高背压环境中的稳定。

3.5 液体工质等离子体点火实验

图17为使用氮气等离子体进行燃烧室点火实验的部分实验图像。点火成功后,燃烧火焰饱满稳定。

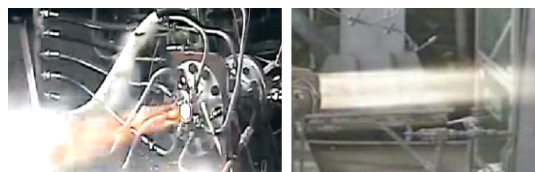


Fig. 17 Images of N_2 plasma ignition

图18给出了酒精-空气燃烧型加热器点火实验的典型无量纲压力曲线,由于点火器在燃料工质充填之前开启,为分析整个点火过程,根据相关研究^[24],可大致将工质进入燃烧室到燃烧室室压迅速升高的时间定义为点火时间 t_i ,将室压突跃时刻至达到额定值95%的时间间隔定义为着火延迟时间 t_s ,分别对应着火点和火焰传播过程。图中室压突跃时燃烧室内温度也开始同步抬升,该时刻为着火点,点火器等离子体射流该过程的作用是引燃工质,当室压达到额定值95%后关闭等离子体点火器,燃烧可以自持,视为点火结束,火焰传播过程中,点火器等离子体射流的作用是稳燃。在实验中发现,在着火延

迟时间段内,对酒精-空气工质,某些工况下着火点之后如点火器提前关闭,可能会导致燃烧室建压过程中断,即虽然点火成功,但由于缺少稳燃能量而导致火焰无法传播开。

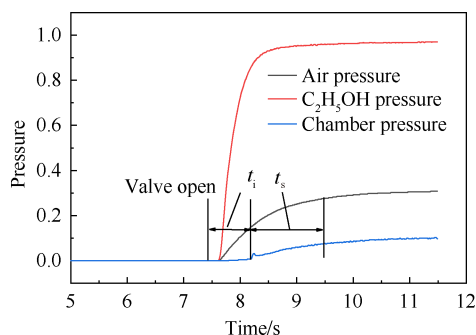


Fig. 18 Typical curve of N_2 plasma ignition

对混合比为定值,酒精流量为 0.025~0.069 kg/s,室压 p_c 为 1.1~3.2MPa 的低中高工况进行 5kW 的 N_2 等离子体点火实验,结果见表 3。对酒精-空气工质,随着工质流量和室压的增大,点火时间延长而着火延迟时间缩短。

Table 3 N_2 plasma ignition time of air heater(C_2H_5OH -Air)

p_c /MPa	t_i /s	t_s /s
1.1	0.98	0.744
2.4	1.08	0.378
3.2	1.27	0.280

采用酒精-液氧作为燃烧工质,掺混空气的三组元燃烧型空气加热器,其燃烧组织方式为液氧和酒精在燃烧室内均匀混合,通过等离子体点火器点燃并燃烧,产生高温富氧燃气,掺混空气后,获得高压、高温混合气。图 19 给出了室压 3.9MPa 高工况下点火器启动控制和反馈信号与室压建立曲线,由曲线可以看到,加热器启动可靠,建压迅速、室压平稳,无压力峰。采用 5kW 的 N_2 等离子体点火器,整个点火过程可在 1s 内完成。

熊剑等^[25]对使用同一燃烧型空气加热器系统和燃烧工质的实验研究发现,提高工况 (0.172~1.929MPa) 引起点火时间 (1.42~0.36s) 和着火延迟时间 (1.14~0.11s) 缩短。这一规律与酒精-空气的点火特性有所区别,可能是气-液和液-液充填特性和喷注方式区别,以及液氧和空气燃烧特性的不同引起的。从整个点火过程的室压曲线来看,高参数下酒精-液氧-空气的点火燃烧过程相比酒精-空气更加迅速和剧烈。

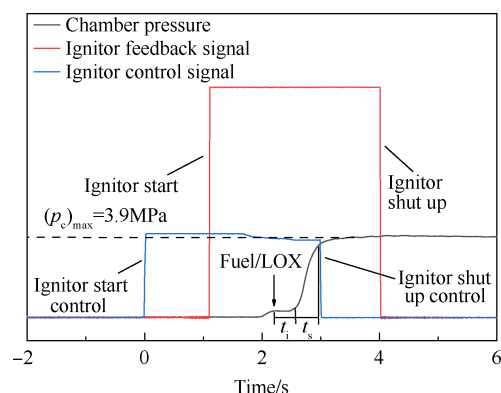


Fig. 19 Typical curve of N_2 plasma ignition (C_2H_5OH -LOX-Air)

在所有实验中,燃烧型空气加热器点火测试的最高燃烧室压力实际接近 5MPa,氮气等离子体点火器仍能稳定工作并实现快速点火,燃烧室内形成的压力火焰没有对点火器结构造成破坏,连续点火 30 次电极发生轻微烧蚀。等离子体点火在液体火箭发动机及其燃烧型加热器等地面试验设备的重复可靠点火方面具有很好的应用前景。

实验仅是对采用液体或者低温液体工质的,燃烧室压力较高的,具备液体火箭发动机燃烧室结构和组织燃烧特征的燃烧型加热器进行初步的等离子体点火实验探索,实验主要验证了本文设计的高参数等离子体点火器在液体火箭发动机燃烧室实现点火的适用性和可靠性,液体火箭发动机等离子体点火的参数优化和规律探索还有待进一步研究。

4 结 论

本文通过实验研究,得出以下结论:

(1) 台阶式阳极结构和 MPa 级的供气压力下, N_2 等离子体弧电压远高于 Ar, 表现为小范围下降伏安特性。Ar 易电离、参数低、点火器设计和实现更为容易,但从稳定性、射流长度和点火能量的角度, N_2 等离子体更适合高室压的液体火箭发动机燃烧室点火。

(2) MPa 级的进气压力下, Ar 和 N_2 等离子体电子密度均大于 $1 \times 10^{22}/m^3$, 符合局域热力学平衡判据,说明等离子体射流热平衡度高,点火能量集中,有助于高室压、大流量、低温工质环境中的点火。

(3) 阳极喷口附近 N_2 等离子体激发温度明显高于 Ar, 而射流整体温度 Ar 等离子体高于 N_2 等离子体。相比于 Ar, N_2 等离子体形成的长射流对环境气体的卷吸和加热作用更强,有助于强化液体工质的

受热蒸发,加强射流中的活性粒子与推进剂的接触混合,缩短点火延迟时间。

(4)等离子体自身产生的活化粒子和高温引起的空气中的氧活化粒子的存在,对点火助燃和化学反应存在促进作用。

(5)背压提高引起电源输出电压提高,台阶型阳极相比直管和喇叭型阳极,能够限制阳极弧根的自由移动引起的弧电压的剧烈波动,加强电弧的稳定性。提高供气压力,增大电流能够较好地维持电压在高背压环境中的稳定。

(6) N_2 等离子体采用喷注面中心点火可在5kW左右的功率完成酒精-空气和酒精-液氧-空气在高室压燃烧室的点火和稳焰燃烧。最高燃烧室室压实际接近5MPa时 N_2 等离子体点火器仍能稳定工作并实现快速点火,连续点火30次左右,电极烧蚀并不明显,在液体火箭发动机及其燃烧型加热器等地面试验设备的重复可靠点火方面具有很好的应用前景。

致谢:感谢国家自然科学基金和国家重点研发计划项目的资助。

参考文献

- [1] Starikovskaia S M. Plasma Assisted Ignition and Combustion[J]. *Journal of Physics D-Applied Physics*, 2006, 39: 265-299.
- [2] 洪延姬,席文雄,李 兰,等. 等离子体辅助燃烧机制及其在高速气流中的燃烧应用研究评述[J]. *推进技术*, 2018, 39(10): 2274-2288. (HONG Yan-ji, XI Wen-xiong, LI Lan, et al. Comments on Researches of Mechanism for Plasma Assisted Combustion and Applications in High Speed Flow-Field[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(10): 2274-2288.)
- [3] 王 飞,韩先伟,张蒙正. 低功率非冷却等离子体炬试验研究[J]. *火箭推进*, 2016, 42(1): 33-36.
- [4] Ju Y, Ombrello T, Won S. Diagnostics for Combustion and Ignition Enhancement Using the Non-Equilibrium Plasma[D]. *New Jersey: Princeton University*, 2008.
- [5] Ombrello T, Won S, Ju Y, et al. Flame Propagation Enhancement by Plasma Excitation of Oxygen. Part I: Effects of O^3 [J]. *Combustion and Flame*, 2010, 157(10): 1906-1915.
- [6] 张 鹏,洪延姬,沈双晏,等. 等离子体强化点火的动力学分析[J]. *高电压技术*, 2014, 40(7): 2125-2132.
- [7] 赵子晨,何立明,张华磊,等. 空气等离子体点火器的旋流器斜切角对点火器特性的影响[J]. *高电压技术*, 2019, 45(6): 1921-1928.
- [8] 祁文涛,何立明,赵兵兵,等. 空气等离子体射流点火器特性实验研究[J]. *推进技术*, 2016, 37(11): 2107-2113. (QI Wen-tao, HE Li-ming, ZHAO Bing-bing, et al. Analysis of the Dynamic Process of Air Plasma Jet[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2016, 37(11): 2107-2113.)
- [9] 戴文峰,何立明,张华磊,等. 阳极通道长度对等离子体射流点火器特性影响的实验研究[J]. *推进技术*, 2018, 39(7): 1568-1575. (DAI Wen-feng, HE Li-ming, ZHANG Hua-lei, et al. Experimental Investigation for Effects of Anode Channel Length on Characteristics of Plasma Jet Igniter[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(7): 1568-1575.)
- [10] 于锦禄,何立明,丁 未,等. 等离子体点火器设计及其放电特性研究[J]. *南京航空航天大学学报*, 2016, 48(3): 396-401.
- [11] 韦宝禧,欧 东,闫明磊,等. 超燃燃烧室等离子体点火和火焰稳定性能[J]. *北京航空航天大学学报*, 2012, 38(12): 1572-1576.
- [12] 钟文丽,席文雄,段立伟,等. 超声速气流点火助燃用等离子体火炬的试验研究[J]. *推进技术*, 2015, 36(10): 1528-1532. (ZHONG Wen-li, XI Wen-xiong, DUAN Li-wei, et al. Experimental Investigation on Plasma Torch for Supersonic Flowfield Ignition and Combustion[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2015, 36(10): 1528-1532.)
- [13] Whitmore S A, Inkley N R, Merkley D P. Development of a Power Efficient, Restart-Capable Arc Ignitor for Hybrid Rockets[C]. *Cleveland: 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 2014.
- [14] Nagata T, Torres J, Culbertson J, et al. Investigation of Helium Assisted Low Frequency Plasma for Liquid Oxygen and Hydrocarbon Ignition [C]. *San Diego: 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2011.
- [15] Yusupov D I, Kulikov Y M, Gadzhiev M K, et al. High-Pressure Ignition Plasma Torch for Aerospace Testing Facilities[J]. *Journal of Physics: Conference Series*, 2016, 774(1).
- [16] M F 朱可夫,陈明周,邱励俭,等. 电弧等离子体[M]. 北京: 科学出版社, 2016.
- [17] 王静鸽,李新忠,李贺贺,等. 背景扣除和强度校正对激光诱导等离子体光谱参数的影响[J]. *光谱学与光谱分析*, 2018, 38(1): 276-280.
- [18] 王 战. 大气压下空气中气流对介质阻挡放电的影响

- [D]. 大连: 大连理工大学, 2008.
- [19] 屠 昕, 陆胜勇, 严建华, 等. 大气压直流氩等离子体光谱诊断研究[J]. 光谱学与光谱分析, 2006, 26(10): 1785-1789.
- [20] Murphy A B, Arundelli C J. Transport Coefficients of Argon, Nitrogen, Oxygen, Argon-Nitrogen and Argon-Oxygen Plasmas[J]. *Plasma Chemistry and Plasma Processing*, 1994, 14(4): 451-490.
- [21] 吴贵清, 葛 楠, 杨 安, 等. 压力对双射流电弧等离子体特性的影响[J]. 清华大学学报(自然科学版), 2014, 54(1): 68-72.
- [22] 李铭书. 污泥处理用热等离子体基本特性及污泥处理产物特性研究[D]. 武汉: 华中科技大学, 2018.
- [23] Griem H R. Plasma Spectroscopy[M]. *New York: McGraw-Hill Book Company*, 1964.
- [24] 李清廉, 李 庆, 王振国. 氧气/醇类燃气发生器启动过程试验研究[J]. 火箭推进, 2010, 36(1): 13-18.
- [25] 熊 剑, 肖 虹, 李小平, 等. 宽范围变流量空气/液氧/酒精燃烧加热器试验[J]. 火箭推进, 2020, 46(3): 56-61.

(编辑: 张 贺)