

脉冲等离子体对超燃凹腔燃料喷流的影响

郑 直¹, 聂万胜², 张 政¹, 李金龙¹, 周思引¹

(1. 装备学院 研究生院, 北京 101416; 2. 装备学院 航天装备系, 北京 101416)

摘 要: 为了研究在脉冲控制方式下, 准直流横向放电等离子体对超燃冲压发动机燃烧室燃料喷流流场的影响, 构建了脉冲控制下准直流横向放电等离子体模型, 分析了不同脉冲控制频率下等离子体对凹腔喷流流场特征结构、燃烧室总压损失、喷流下游掺混效率的影响。结果表明: 脉冲控制模式下, 等离子体能够有效控制喷流上游分离激波位置与强度、幅度, 导致凹腔流场参数周期性波动, 使得燃料与主流的掺混效率提高, 与定常控制方式相比脉冲控制方式能够减小压力损失。

关键词: 等离子体; 激励频率; 脉冲控制; 燃料喷流

中图分类号: V236 文献标志码: A DOI: 10.3788/IRLA201746.0239005

Effect of pulsed plasma on fuel jet in scramjet cavity

Zheng Zhi¹, Nie Wansheng², Zhang Zheng¹, Li Jinlong¹, Zhou Siyin¹

(1. Department of Postgraduate, The Academy of Equipment, Beijing 101416, China;
2. Department of Space Equipment, The Academy of Equipment, Beijing 101416, China)

Abstract: To research the influence of quasi-DC transversal electrical discharge plasma on the fuel jet flowfield in the combustor of scramjet under the pulse control, the pulse quasi-DC transversal electrical discharge plasma model was established. Under different pulse excitation frequency, taking advantages of numerical simulation, the influence of plasma on the formation feature of cavity fuel jet flowfield, loss of combustor total pressure, the mixing efficiency of the jet downstream was analyzed. The results show that, under pulse plasma condition, the position and intensity of the upstream separation shock can be controlled effectively, the periodic fluctuation of the cavity flowfield due to the pulse control, which improved the mixing efficiency of the fuel and mainstream, can decrease the total combustor pressure losses contrast to steady control.

Key words: plasma; excitation frequency; pulse control; fuel jet

收稿日期: 2016-06-10; 修订日期: 2016-07-20

基金项目: 国家自然科学基金(11205244; 91441123)

作者简介: 郑直(1989-), 男, 博士生, 主要从事等离子体助燃技术方面的研究工作。Email: General_zz@163.com

导师简介: 聂万胜(1969-), 男, 教授, 博士生导师, 博士, 主要从事宇航推进与先进流动控制技术方面的研究工作。

0 引言

超燃冲压发动机作为高超声速飞行器的主要推进装置,由于其工作环境复杂,面临着燃料掺混、点火、稳燃与冷却等方面的挑战^[1],如何在超声速气流中实现快速的点火,并稳定燃烧成为关键技术。凹腔集燃料喷射、强化混合和稳定火焰作用于一体^[2],广泛应用于各式航空航天器,是超燃燃烧室中一种有效的助燃、稳燃装置^[3]。但凹腔只能对设计工况发挥良好作用,在非设计条件下性能有限。

近年来,等离子体流动控制、点火与辅助燃烧作为前沿技术得到广泛关注^[4-5]。Kimura 等人在 1981 年就尝试应用等离子体炬来提升超声速流动中点火性能^[6]。Takita 等人在不同马赫数下的超声速气流中应用等离子体炬,成功点燃不同组分燃料,并观测到燃烧效率更高^[7-8]。Leonov 等人利用准直流放电在超声速气流中产生等离子体,通过实验发现等离子体热效应可以对燃料与空气产生扰动,从而对高速流动进行控制达到增强掺混、缩短点火延迟时间、增强燃烧效率的目的^[9-10]。国内宋文艳等人利用大功率等离子体点火器,实现了在 $Ma=2$ 时不需要先锋燃料直接点燃煤油^[11]。李飞等人开展了超声速气流中煤油射流的等离子体点火实验,结果表明等离子体增强局部煤油与空气的掺混,对点火作用非常关键^[12]。韦宝禧等人进行了氢气和乙烯在 $Ma=2$ 时的等离子体点火实验与仿真研究,结果表明:等离子体点火器能够改善两种燃料的点火性能,大大缩短点火延迟时间,着火范围扩大,贫燃极限当量比降低^[13];宋振兴等人对超声速燃烧室进行了三维数值模拟,研究等离子体点燃超声速混合气流过程,结果显示等离子体射流通过增加混合气停留时间与产生的速度矢量可以提高点火效率^[14]。

文中将等离子体与凹腔技术相结合,对准直流电弧放电采用等离子体热阻塞机理^[15],将脉冲等离子体简化为一可控热源。通过三维数值仿真对准直流横向放电等离子体改变凹腔燃料喷流流场进行研究,分别讨论了不同激励频率对燃烧室喷流流场结构、燃烧室总压、喷孔下游掺混效率比的影响。并基于这三方面研究成果,选取较优化的激励器控制参数详细分析了等离子体在燃烧场中的作用效果。

1 模型

1.1 仿真对象与网格划分

文中所采用的超燃冲压发动机模型如图 1 所示。来流沿 x 轴正向流入,燃烧室入口位于 $x=0\text{mm}$,其高度为 33.064mm ,宽度为 44mm ,整个上壁面保持 1° 扩张角以免发生热壅塞。采用单喷嘴消除喷嘴位置与数量的影响,喷嘴出口边界位于燃烧室入口下游 60mm 处,喷孔中心距下游凹腔前缘 10mm 。选取开式凹腔,其长度 $L=56\text{mm}$,深度 $D=8\text{mm}$,后缘角 $=45^\circ$,宽度 $W=44\text{mm}$ 。网格具体划分方法参见参考文献[16]。

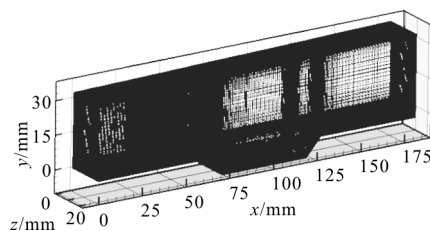


图 1 整体计算区域及网格

Fig.1 Mesh of computational zone

1.2 物理模型与边界条件

含等离子体源相的 Navier-Stokes 控制方程为:

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial(E-E_v)}{\partial x} + \frac{\partial(F-F_v)}{\partial y} + \frac{\partial(G-G_v)}{\partial z} = H \quad (1)$$

式中: Q 为守恒变量向量; E, F, G 分别为 x, y, z 方向的对流向量; E_v, F_v, G_v 则是对应的各粘性项向量; H 代表源项向量, $H=(0 f_x f_y f_z P_s)^T$, 其中 f_x, f_y, f_z 是基于电动力学等离子体体积力源相, 对于超声速来流可认为 $f_x=f_y=f_z=0$, P_s 是等离子体能量源相^[17]。

对于准直流放电,根据爆炸丝原理^[18]描述高温等离子体内能变化规律。忽略流体动力学能量损失以及对流、传导的热损失,假定放电对应介质的质量内能不变,则推导出以等离子体功率 P_s 为:

$$P_s = \epsilon_E \sigma_b A T_{Pl}^4 \quad (2)$$

湍流模型选取 SST $k-\epsilon$ 模型,根据参考文献[19]的研究 SST $k-\epsilon$ 湍流模型对于超燃冲压发动机燃烧室内复杂剪切流流场具有较高的表现精度,能够较准确模拟出超燃燃烧室横向喷流与凹腔流动。

燃烧室入口采用压力远场边界条件,其来流 $Ma=2.2$,入口静温 $T=823\text{K}$,静压 $P=101\text{KPa}$ 。燃料

喷口为壁面垂直喷射的氢气,选取压力入口条件,喷注总压 $P_{j0}=0.6$ MPa,静压 $P_{js}=334$ kPa,喷流总温 $T_{j0}=290$ K。

文中所提到定常方式为准直流连续放电方式,而脉冲方式是控制激励器开启与关闭来实现不同流动控制的工作模式,图 2 为激励器脉冲工作模式示意图。图中 T_p 为控制周期, T_d 为激励器连续开启时间,激励频率 $F_c=1/T_p$,占空比 $D=T_d/T_p$,由图知激励频率远小于激励器电源放电频率。文中针对激励器脉冲控制方式工作,研究流场关键性能参数变化情况。在[20,40]位置放电产生等离子体,激励强度 $T_{pl}=2500$ K。脉冲控制方式的激励频率 F_c 分别为 2 kHz、8 kHz、20 kHz,占空比取 2/5,即控制段长度为 $2/5T_c$, T_c 为脉冲控制的一个周期。

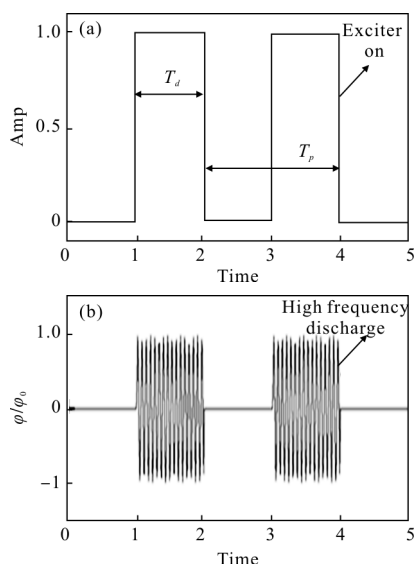


图 2 激励器脉冲模式工作示意图

Fig2 Impulse operation mode of exciter

2 结果与分析

2.1 喷流流场影响

脉冲控制方式下,阴、阳电极间周期性产生等离子体,新生成的等离子体不断向下游传递热量。图 3 为 $F_c=2$ kHz 时一个周期中不同时刻流场温度分布。对于 $F_c=2$ kHz,其一个周期为 0.5 ms,激励器开启段长 0.2 ms,图 3 对应开启激励器 0.1 ms 后的状态。由图可知在一个周期控制段内电极间形成高温区并得到维持,随着激励器关闭,等离子体高温区向下游转移,其实质是高温等离子体受高速来流作用而漂移,

并将热量传递给下游气体介质。图中 17.0 ms 与 17.5 ms 两个时刻流场一致,和脉冲激励频率一致,即整个过程具有明显的周期性。

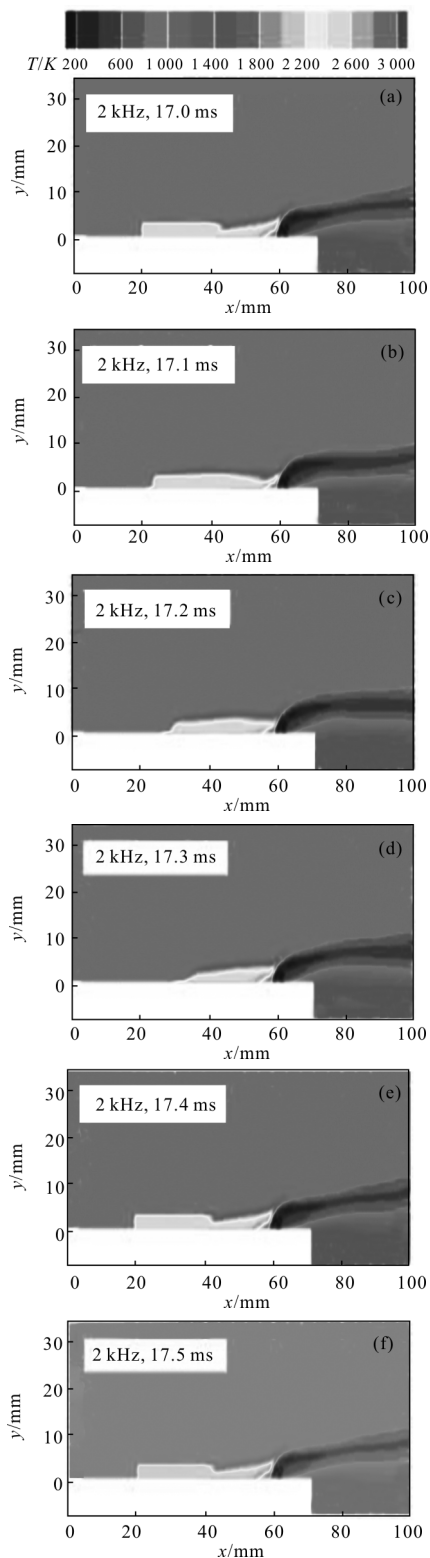


图 3 $F_c=2$ kHz 时一稳定周期循环的温度场

Fig.3 Periodic cycled temperature field at $F_c=2$ kHz

由于占空比为 2/5，此处令 A 为控制段结束时刻， B 为 $0.8T_c$ 时刻， C 为一个周期结束时刻，取 A 、 B 、 C 三个典型时刻的燃烧室对称面壁面压力分布，分别研究不同激励频率对流场特征结构的影响，如图 4 所示，不论脉冲还是定常控制方式都能有效控制喷流上游分离激波位置和激波强度。压力上升点前移，即等离子体使得分离激波前移；图中压力增幅变缓明显，说明激波减弱。另外 $F_c=2$ 、 20 kHz 时，脉冲控制方式的不同时刻与定常控制的压力曲线都几乎重合，这表明对于所研究的工况，脉冲控制方式在控制分离激波效果上与定常方式接近。图 4(c) 则表明三种激励频率对流场结构影响基本相同。

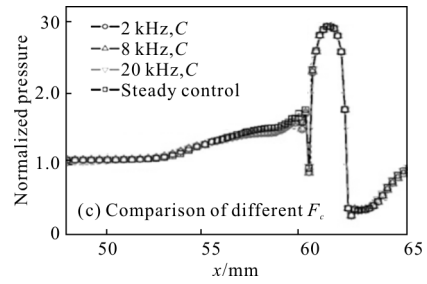
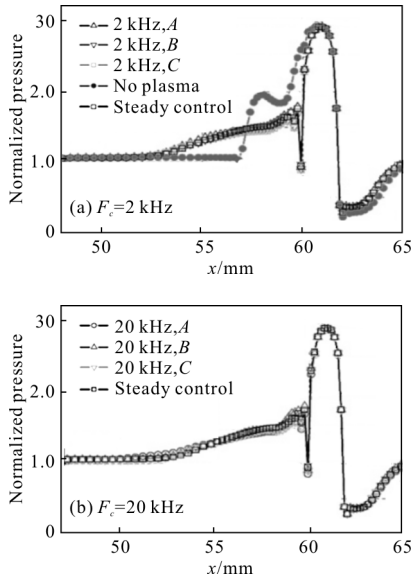


图 4 不同激励频率下喷流附近压力分布
Fig.4 Pressure distribution nearby jet stream with different frequency



2.2 燃烧室总压损失

考虑到脉冲控制方式一个周期内不同时刻流场存在差异，故按照前文方式计算 A 、 B 、 C 三个特征时刻总压相关参数，平均总压 $P_{0,inlet}$ 、出口平均总压 $P_{0,outlet}$ 、总压恢复系数 η_{p0} 、总压损失系数 $\eta_{p0,loss}$ 如表 1 所示。将每个激励频率对应三个特征时刻的总压恢复系数与定常控制方式值相比较： $F_c=2$ kHz 时，激励器开启段其总压恢复系数 η_{p0} 略高于定常控制模式的值，随着激励器关闭 η_{p0} 减小，在周期末时刻 η_{p0} 已小于定常控制的值； $F_c=8$ kHz 时则表现出与 2 kHz 完全不同的规律，其在激励器空闲段的总压恢复系数更高，且所有工况各时刻中 η_{p0} 最大值 0.848 58 就出现于 $F_c=8$ kHz 的 B 时刻； $F_c=20$ kHz 的 η_{p0} 仅在 B 时刻略大于定常控制的值。与定常控制方式相比，可以认为脉冲控制能在一定程度上减小某些时刻燃烧

表 1 不同激励频率下燃烧室入口 $P_{0,inlet}$ ， $P_{0,outlet}$ ， η_{p0} ， $\eta_{p0,loss}$ 值

Tab.1 Value of $P_{0,inlet}$ ， $P_{0,outlet}$ ， η_{p0} and $\eta_{p0,loss}$ with different excitation frequency in the combustion

Status	Steady control	2 kHz_A	2 kHz_B	2 kHz_C	8 kHz_A
Performance index					
$P_{0,inlet}/Pa$	-	-	1 098 092	-	-
$P_{0,outlet}/Pa$	929 676	930 912	929 788	929 557	929 274
η_{p0}	0.846 63	0.847 75	0.846 73	0.846 52	0.846 26
$P_{0,outlet}/Pa$	0.153 37	0.15225	0.153 27	0.153 48	0.153 74
Status	8 kHz_B	8 kHz_C	20 kHz_A	20 kHz_B	20 kHz_C
Performance index					
$P_{0,inlet}/PaPa$	-	-	1 098 092	-	-
$P_{0,outlet}/PaPa$	931 820	930 806	929 551	930 082	929 646
η_{p0}	0.848 58	0.847 66	0.846 51	0.847 10	0.846 60
$\eta_{p0,loss}$	0.151 42	0.152 34	0.153 49	0.153 90	0.153 40

室压力损失,受流场非定常因素影响,也存在损失增大的时间段,不过增幅十分微小。总体上,与定常方式相比脉冲方式能略微减小燃烧室压力损失,在所研究的三种激励频率中, $F_c=8\text{ kHz}$ 更优。

2.3 喷孔下游掺混效率

各工况沿流向不同位置燃料掺混效率如图 5 所示,其中脉冲控制仅选取 A、C 两个典型时刻研究。图 5(a)、(b)、(c) 显示出脉冲控制方式的各位置

掺混效率都高于定常控制方式;定常控制方式对应曲线与未开启激励器的效率曲线交点位于 $x=66.2\text{ mm}$,脉冲控制下该交点前移至 $63\sim 64\text{ mm}$ 范围内,激励频率越高前移量越多,表明脉冲控制方式较定常控制方式增强了喷孔下游附近燃料与空气掺混。观察下游曲线($x>72\text{ mm}$),当 F_c 逐渐提高时,A、C 两个时刻掺混效率值的关系由 $\eta_{m,C} > \eta_{m,A}$ 转变为 $\eta_{m,C} < \eta_{m,A}$ 了。由各曲线斜率变化可知,与定常控制方式相比,脉冲方式曲线先以更大斜率上升,而后斜率有所减小,最后又略有增大,使之与定常方式的掺混效率曲线在下游平行,即存在两处主要转折,这表明其改善喷流混合特性的优势主要体现在凹腔前壁面上游段。对比图 5(d) 中 C 时刻三种激励频率掺混效率分布,发现在所研究范围内三者基本相同,仅在 $x>75\text{ mm}$ 以后表现出频率越高掺混效率越低的趋势。

分析认为是间歇式开启激励器激发了喷流流场不稳定结构,从而导致喷孔下游脉冲控制方式的掺混特性优于定常方式。如分离激波周期性变化必然导致流场速度分布发生波动,使喷流与主流所形成的混合层变得不稳定,进而诱发出不同尺度的涡,促进燃料射流与主流间的质量交换。由于准直流放电等离子体形成于喷孔上游,其对下游距离较近的燃料射流段影响更强烈、直接,而扰动的传递范围有限,越远离之受到的影响越弱,故随着 x 增大,两种控制方式掺混效率变化幅度越接近。而图 5(d) 的现象则可认为是高频控制下气流来不及响应,激励器等价于定常模式运行,因而在 $x>75\text{ mm}$ 后表现为 F_c 越大 η_m 越小,如果向两端扩大激励频率研究范围,该差异将更明显。

3 结论

文中分析了脉冲控制方式下等离子体对超燃冲压发动机燃料喷流的影响,对于所研究的工况,脉冲控制方式在控制分离激波效果上与定常方式接近。三种激励频率对流场结构影响基本相同。与定常控制方式相比,可以认为脉冲控制能在一定程度上减小某些时刻燃烧室压力损失,受流场非定常因素影响,也存在损失增大的时间段。总体上,与定常方式相比脉冲方式能减小燃烧室压力损失,在所研究的三种激励频率中, $F_c=8\text{ kHz}$ 更优。喷流波系及流场总压损失对激励频率改变并不敏感;脉冲控制方式下流场参数周期性波动激发了喷流混合层的不稳定性,从而比定常方式更有

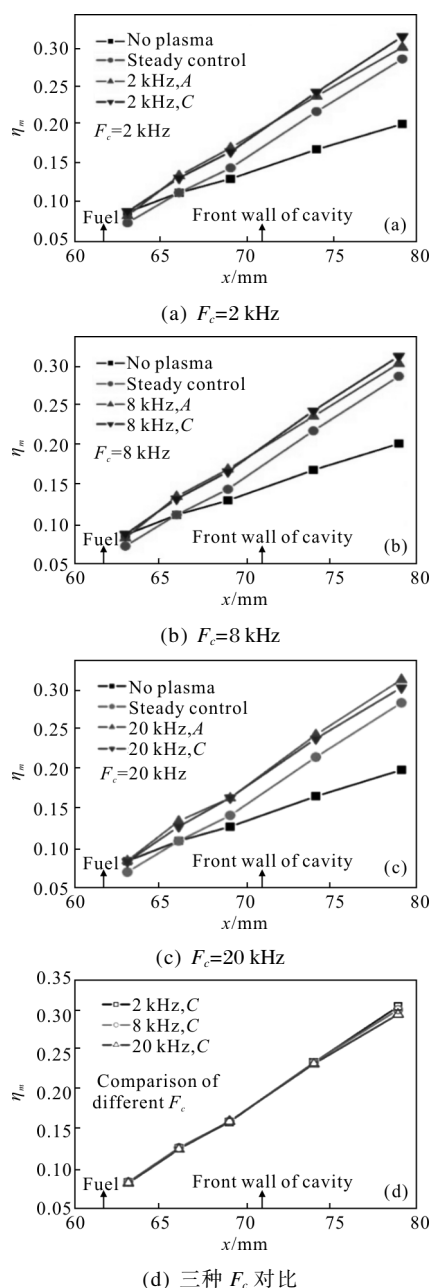


图 5 不同激励频率掺混效率比较

Fig.5 Comparison of mixing efficiency with different excitation frequency

利于燃料与主流的掺混。

参考文献:

- [1] Billig F S. Research on supersonic combustion [J]. *J Propuls Power*, 1993(9): 499–514.
- [2] Bai Chao. The influence of cavity configuration on supersonic flow and combustion process [D]. Tianjin: Hebei University of Technology, 2012. (in Chinese)
柏超. 凹腔构型对超声速流动与燃烧过程的影响 [D]. 天津: 河北工业大学, 2012.
- [3] Sun Mingbo. Studies on flow patterns and flameholding mechanisms of cavity flameholders in supersonic flows [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2008. (in Chinese)
孙明波. 超声速来流稳焰凹腔的流动及火焰稳定机制研究 [D]. 长沙: 国防科技大学, 2008.
- [4] Wu Yun, Li Yinghong. Progress in research of plasma-assisted flow control, ignition and combustion [J]. *High Voltage Engineering*, 2014, 40(7): 2024–2038. (in Chinese)
吴云, 李应红. 离子体流动控制与点火助燃研究进展[J]. 高电压技术, 2014, 40(7): 2024–2038.
- [5] He Liming, Liu Xingjian, Zhao Bingbing, et al. Current investigation progress of plasma-assisted ignition and combustion [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2016, 31(7): 1537–1551. (in Chinese)
何立明, 刘兴建, 赵兵兵, 等. 等离子体强化燃烧的目前研究进展[J]. 航空动力学报, 2016, 31(7): 1537–1551.
- [6] Kimura I, Aoki H, Kato M. The use of a plasma jet for flame stabilization and promotion of combustion in supersonic air flows[J]. *Combustion & Flame*, 1981, 42(3):297–305.
- [7] Takita K, Moriwaki A, Kitagawa T, et al. Ignition and flame-holding of H₂ and CH₄ in high temperature airflow by a plasma torch[J]. *Combustion & Flame*, 2003, 132(4):679–689.
- [8] Takita K, Ohashi R, Abe N. Suitability of C₂-, C₃-hydrocarbon fuels for plasma ignition in high-speed flow [J]. *Journal of Propulsion & Power*, 2009, 25(3): 565–570.
- [9] Leonov S B, Kochetov I V, Napartovich A P, et al. Plasma-induced ethylene ignition and flameholding in confined supersonic air flow at low temperatures [J]. *IEEE Transactions on Plasma Science*, 2011, 39(2): 781–787.
- [10] Leonov S, Yarantsev D, Napartovich A, et al. Plasma-assisted ignition and flameholding in high-speed flow [C]//AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2006, 12: 563.
- [11] Song Yanwen, Liu Weixiong, He Wei, et al. Experimental investigation of plasma ignition in supersonic combustor [J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2006, 20(4): 20–24. (in Chinese)
宋文艳, 刘伟雄, 贺伟, 等. 超声速燃烧室等离子体点火实验研究[J]. 实验流体力学, 2006, 20(4): 20–24.
- [12] 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)
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.
- [13] Wei Baoxi, Ou Dong, Yan Minglei, et al. Ignition and flameholding ability of plasma torch igniter in a supersonic flow [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2012, 38(12): 1572–1576. (in Chinese)
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.
- [14] Song Zhenxing, He Liming, Zhang Jianbang, et al. 3D numerical simulation of supersonic plasma ignition process[J]. *High Power Laser And Particle Beams*, 2012, 24(11):2746–2750. (in Chinese)
宋振兴, 何立明, 张建邦, 等. 超音速等离子体点火过程的三维数值模拟[J]. 强激光与粒子束, 2012, 24(11): 2746–2750.
- [15] Wang H X, Wei F Z, Murphy A B, et al. Numerical investigation of the plasma flow through the constrictor of arc-heated thrusters [J]. *Journal of Physics D Applied Physics*, 2012, 45(23): 6705–6711.
- [16] Zhou Siyin, Che Xueke, Nie Wansheng. Influence of nanosecond pulse dielectric barrier discharge plasma on the cavity performance in scramjet combustor [J]. *High Voltage Engineering*, 2014, 40(10): 3032–3037. (in Chinese)
周思引, 车学科, 聂万胜. 纳秒脉冲介质阻挡放电等离子体对超声速燃烧室中凹腔性能的影响 [J]. 高电压技术, 2014, 40(10): 3032–3037.
- [17] Zhou S, Nie W, Che X. Numerical investigation of influence of quasi-dc discharge plasma on fuel jet in scramjet combustor[J]. *IEEE Transactions on Plasma Science*, 2015, 43(3): 896–905.
- [18] Qin Zengyan, Zuo Gongning, Wang Yongrong, et al. High Pressure Pulse Discharge and Its Applications [M]. Beijing: Beijing Industrial University Press, 2000: 352–355. (in Chinese)
秦曾衍, 左公宁, 王永荣, 等. 高压强脉冲放电及其应用 [M]. 北京: 北京工业大学出版社, 2000: 352–355.
- [19] Han Xingsi. Turbulence modeling for supersonic combustion [D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2009. (in Chinese)
韩省思. 超声速燃烧中湍流模型的研究 [D]. 合肥: 中国科学技术大学, 2009.