准直流放电等离子体对超燃燃烧室中 碳氢燃料燃烧的影响研究*

郑 直, 聂万胜, 车学科, 周思引

(航天工程大学,北京 101416)

摘 要:为研究低燃空比条件下,准直流放电等离子对超燃燃烧室中乙烯燃烧流场的影响,在凹腔 上游以及底部前壁面处布置电极产生等离子体,通过数值模拟方法,分析了不同等离子体激励强度下, 燃烧室凹腔后缘附近压力分布、燃烧室总压损失、乙烯燃烧效率和燃烧室中水的分布情况。研究结果表 明:准直流放电等离子体激励强度越高,对凹腔后缘附近压力场稳定能力越强。等离子体的存在,使得 燃烧室出口总压损失微弱增加,损失最大值增加1.9%。燃烧室中乙烯燃烧效率平均提高1.77倍,随着 激励强度的提高,燃烧效率呈现先增高后降低的趋势。等离子体改善了燃烧室中水的分布,凹腔内部产 物分布范围更广、燃烧更加充分。

关键词:超燃冲压发动机;准直流放电;等离子体;数值计算;超声速燃烧 中图分类号: V430 文献标识码:A 文章编号:1001-4055(2018)07-1556-06 DOI: 10.13675/j. cnki. tjjs. 2018. 07. 014

Effects of Quasi DC Discharge Plasma on Combustion of Hydrocarbon Fuel in a Scramjet Combustor

ZHENG Zhi, NIE Wan-sheng, CHE Xue-ke, ZHOU Si-yin

(Aerospace Engineering University, Beijing 101416, China)

Abstract: To study the effects of quasi-DC discharge plasma on the combustion flow field of ethylene/air in a scramjet combustor under the low equivalent ratio, a quasi-DC discharge plasma filament actuator electrodes crossed upstream of the cavity and bottom of the front wall has been settled. Under the different plasma actuation intensity, the effect of plasma on pressure distribution around the rear wall, the total pressure loss of combustion chamber, the combustion efficiency of ethylene/air and the distribution of water in combustion chamber are numerically studied. The results show that, the higher the plasma actuator intensity, the stronger the stability of the pressure field near the rear wall of the cavity. The total pressure loss at the combustor exit slightly increased with the presence of the plasma, the maximum loss increased by 1.9%. The average combustion efficiency of ethylene/air increased by 1.77 times in the combustion chamber, with the increase of the excitation intensity, the combustion efficiency increased first and then decreased. The plasma ameliorates the distribution of water in the combustion chamber, and the water distribution is wider and the combustion is more complete of the interior cavity.

Key word: Scramjet engine; Quasi-DC discharge; Plasma; Mathematical computation; Supersonic combustion

 ^{*} 收稿日期: 2017-06-30;修订日期: 2017-08-26。
 基金项目: 国家自然科学基金(11205244; 91441123)。
 通讯作者:郑 直,男,博士生,研究领域为等离子体助燃技术。E-mail: dymzz1166@163.com

1 引 言

作为新型推进装置,超燃冲压发动机在高超声 速巡航导弹、高超声速飞机、空天飞机以及未来低成 本可重复使用天地往返运输系统方面拥有广阔的应 用前景^[1]。在正常工作状态下,超燃冲压发动机燃烧 室中,可燃混合气体的驻留时间仅为毫秒级^[2]。如何 在超声速气流中、在毫秒级的时间内,实现超燃冲压 发动机的快速的点火与稳定燃烧成为研究的难点与 热点^[3-5]。

在超燃冲压发动机工作环境下,基于等离子体 的控制流动燃烧方法凭借响应快、作用频带宽、可靠 性高等特点,被公认为该领域最具有希望的新技术 之一^[6,7]。在来流马赫数为3.7情况下, Wagner等^[8]使 用等离子体炬尝试对超燃冲压发动机中的氢气进行 点火,实验表明,等离子体炬产生的活性粒子对成功 点火起到了重要作用。Masuya等^[9]的研究结果表 明,在等离子体炬中加大氢气质量分数占比,能够提 高超声速来流中氢气燃料燃烧的稳定性。Takita 等[10,11]使用多种工质的等离子体炬,在超声速来流中 对氢气、甲烷进行点火,通过实验测得燃烧室压力分 布证明点火效率显著提升。Leonov等[12,13]通过不同 的电极布置方式,在超声速气流中利用准直流放电 产生等离子体,实验发现等离子体热效应能够对燃 烧室中来流产生扰动,从而达到超燃燃烧室中的等 离子体强化点火与增强燃烧效率的目的。国内方 面,段立伟[14]等研究了等离子体炬对超声速燃烧的 影响,结果显示,在实验所设置条件下,等离子体炬 对超燃模态的燃烧场能够产生促进作用。李飞等[15] 使用高能电弧等离子体炬,在直连式超燃实验台上 实现了高速来流下煤油的点火与稳定燃烧。韦宝禧 等[16]将等离子体射流简化为一股4000K温度的高温 氮分子射流,模拟了等离子体点火器在超燃燃烧室 中对燃料燃烧的影响。宋振兴等[17]将等离子体射流 模拟为电离度0.5%的氧气,通过数值模拟方法发现, 高温等离子体的迟滞作用使得燃烧室中氢气的点火 效率得到提高。周思引等[18]在凹腔上游布置准直流 放电等离子体,模拟了准直流放电等离子体对超燃 燃烧室中氡气喷流燃烧的影响。

综上所述,近年来,在国内等离子体助燃领域成 为新的研究热点,但等离子体辅助超声速、超燃发动 机燃烧还在起步阶段,相关研究主要集中于使用等 离子体火炬在超声速流场中点火,对于准直流放电 等离子体对超燃发动机燃烧流场影响的研究较少, 且已有研究针对燃料喷流为氢气。相比于交流、脉 冲介质阻挡放电等离子体对较低速度来流的控制, 能对超声速气流起到更好控制作用的是准直流电弧 放电等离子体^[19]。与其他形式等离子体相比,准直 流放电等离子体强化超声速燃烧具有丝状电弧工作 时间长,能够提高空气与燃料掺混,强化燃烧作用的 范围大、电极布置结构简单等特点,因此,本文基于 课题组开发的对等离子体流动及高速流场研究具有 较好精度表现的程序,以及前期相关研究成果^[18~20], 以准直流放电等离子体作为研究对象,建立准直流 放电等离子体模型,通过三维数值仿真对准直流放 电等离子体影响超燃燃烧室中乙烯燃烧流场进行研 究,分析了不同等离子体激励强度下燃烧室中燃烧 流场的变化,获取了相关参数的变化规律。

2 物理模型和计算方法

2.1 等离子体模型

准直流放电属于电弧放电的一种,Roth^[21]与Leonov^[22]等的研究认为,准直流放电等离子体对超声速 流场的影响主要是其热效应,体积力可以忽略。因 此可以将准直流放电等离子体区域简化为相应的可 控热源,本文建立的简化模型在模拟等离子体对超 声速流场影响的合理性见文献[18,22]。

含等离子体源相的 Navier-Stokes 控制方程为 $\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial (E - E_v)}{\partial x} + \frac{\partial (F - F_v)}{\partial y} + \frac{\partial (G - G_v)}{\partial z} = H (1)$ 式中 Q 为守恒变量向量, E,F,G为对流向量, E,F,

 G_x 则是粘性项向量, *H*代表源项向量, *H*=(0 $f_x f_y f_z P_s$)^T。根据上文假设,体积力源相 $f_x = f_y = f_z = 0, P_s$ 是等离子体能量源相。对于准直流 放电,根据爆炸丝原理^[23]等离子体功率*P*、为

$$P_{\rm s} = \varepsilon_{\rm E} \sigma_{\rm b} A T_{\rm pl}^4 \tag{2}$$

式中A是等离子体丝的表面积, $\sigma_{\rm b}$ 是斯特潘-波 尔兹曼常数, $T_{\rm pl}$ 是等离子体区域温度, $\varepsilon_{\rm E}$ 是电极材料 的热辐射系数。本文后续以 $T_{\rm pl}$ 表征等离子体激励 强度。

2.2 模拟对象及求解方法

本文所模拟的超燃燃烧室,燃烧室入口位于 x= 0mm,其高度 33.064mm,宽度 44mm,整个上壁面保持 1°扩张角。采用单喷嘴,喷嘴出口位于燃烧室下壁 面,乙烯垂直喷射。燃烧室中带有开式凹腔,其长度 L=56mm,深度 D=8mm,后缘角 θ=45°,网格划分 105 万,具体划分方法参见文献[18]。准直流放电电极 上游电极中心距凹腔前壁面 6mm,下游电极中心距 凹腔前壁面 25.5mm,整条等离子体丝呈现倒置的"L" 型,仿真中同时开启五对电极,具体电极布置位置、 来流方向和 z=0mm, z=8mm 与 z=16mm 截面位置示意 如图 1 所示。



Fig. 1 Configuration of plasma filament in combustor

湍流模型选取 SST k - ε模型,化学反应采用单步乙烯化学反应速率模型,燃烧室入口采用压力远场边界条件,其来流 Ma=2,入口静温 T=823K,静压 p=101kPa,来流组分为干燥空气。燃料喷口采用壁 面垂直喷射乙烯,燃料压力入口条件,喷注总压_{Pj}= 0.44MPa,静压_{pjst}=334kPa,喷流总温 T_j=290K。包括 凹腔在内整个燃烧室壁面都采用无滑移、绝热壁面, 燃烧室出口设为压力出口边界条件。

3 计算结果与分析

3.1 等离子体对燃烧室凹腔后缘压力的影响

图 2 展示了在不同等离子体激励强度下,乙烯空 气燃烧流场中,超燃燃烧室 z=0mm,z=8mm与z=16mm 截面处凹腔后缘附近的近壁面处压力分布图,其中 压力已经过无纲量化处理。在 z=0mm 截面处,与无 等离子体作用时凹腔后缘压力相比,开启等离子体 激励器后,凹腔后缘压力峰值降低7.5% 左右,且随着 激励强度的增加,凹腔后缘压力峰值越低,但降低后 的压力峰值相差不明显。产生这种现象的原因是, 与无等离子体时相比,开启等离子体激励器后,产生 的等离子体穿过了凹腔原有燃烧流场的剪切层,在 等离子体高温阻塞作用机理下,改变了原剪切层附 近流场,削弱了剪切层中流体介质向下游的扩散,同 时高温等离子体的热效应使得凹腔内温度升高,剪 切层上抬,综合作用减轻了原剪切层对凹腔后壁的 撞击,使得压力峰值降低。

与 z=0mm, z=16mm 截面处凹腔后缘压力峰值不同的是,在 z=8mm 截面处,由于等离子体的作用,凹

腔后缘压力峰值出现了增大的情况,提高幅度约为 16%,表明此处流场对凹腔后缘作用增强。通过分析 认为,一方面,开启等离子体激励器时,由于等离子 体的阻塞作用,对燃烧室中正向来流产生了阻碍,干 扰了等离子体所处位置原剪切层中的流向涡,使得 来流在等离子体处产生向两侧的运动,加剧了 z= 8mm 截面处凹腔后缘所受到的撞击,另一方面,等离 子体对原流场剪切层的波动,影响了此截面处凹腔 后缘附近了燃烧状况,两方面综合作用,使得此处凹 腔后缘峰值增大。

z=16mm截面处,压力峰值变化总体规律与z=0mm 截面处相同,但此处等离子体激励强度的提高对压



Fig. 2 Wall pressure distribution near the rear edge of the cavity

力峰值削弱的影响愈发明显。此截面靠近燃烧室侧 壁面,距主燃烧区相对较远,凹腔后缘压力受影响的 主要因素是剪切层对后缘壁面撞击以及侧壁面的反 射波,因此压力峰值受等离子体影响的变化规律与z= 0mm处相同,布置在外侧的激励器所产生的等离子 体对剪切层的扰动同时也削弱了凹腔侧壁反射波系 对此处的作用。综合图2能够看出,等离子体激励强 度越高,对凹腔后缘附近展向压力峰值削弱越强,凹 腔后缘附近压力场越发稳定。

3.2 等离子体对燃烧室总压损失的影响

对超燃燃烧室来说,总压恢复系数是一个重要 指标。总压恢复系数越高,燃烧室出口气流做功越 强。根据文献[24],其定义为燃烧室出口总压与进口 总压比值,实际计算定义为某截面上的平均总压为 质量流量加权平均总压,总压恢复系数表达式如下

$$\eta_{p_0} = \frac{p_{0_\text{outlet}}}{\bar{p}_{0_\text{inlet}}} \tag{3}$$

式中p。为燃烧室总压,具体的表达式为

$$\bar{p}_0 = \frac{\int p_0 \,\bar{\rho} u \mathrm{d}y}{\int \bar{\rho} u \mathrm{d}y} \tag{4}$$

式中u为气流流过某一截面的速度, p 为截面处的密度。

不同等离子体激励强度下,燃烧室总压恢复系 数相关参数在表1列出。

由表1可知,与无等离子体时的基准工况相比, 开启激励器后,燃烧室燃烧流场的总压恢复系数均 有所降低,呈现随激励强度增大,总压恢复系数先降 低后上升的趋势。随着激励强度增大,相比于关闭 激励器工况的总压恢复系数变化率依次为1.8%, 1.9%,1.6%,1.3%。总体来看,对于乙烯燃烧流场而 言,准直流放电等离子体的加入,带来了燃烧室总压 损失的微弱损失,一方面,等离子体的高温阻塞作 用,相当于一个"虚拟凸起"的存在,诱导出新的激波 或者压缩波,另一方面,等离子体对剪切层的扰动使 得部分区域燃烧情况发生变化,综合结果导致总压 损失略微上升。

3.3 等离子体对燃烧效率的影响

依据文献[25],燃烧效率定义为,燃烧室任意横 向截面上燃烧最终产物中H₂O组分的实际质量分数 与理论质量分数的比值。定义如下

$$\eta_{c} = \frac{\int_{A} Y_{H_{2}0} \rho u_{x} dA_{yz}}{\int_{A} Y_{H_{2}0} \rho u_{x} dA_{yz} + \frac{v_{H_{2}0} W_{H_{2}0}}{v_{C_{2}H_{4}} W_{C_{2}H_{4}}} \int_{A} Y_{C_{2}H_{4}} \rho u_{x} dA_{yz}}$$
(5)

式中 $Y_{C_2H_4}$ 和 Y_{H_2O} 分别为 C_2H_4 和 H_2O 的质量分数, ρ 为气体密度, u_x 为气流轴向速度, A_{y_2} 为垂直于轴 线的任意横向截面积, $v_{C_2H_4}$ 与 v_{H_2O} 分别是 C_2H_4 单步反 应时 C_2H_4 和 H_2O 的化学计量数, $W_{C_2H_4}$ 与 W_{H_2O} 分别为 C_2H_4 与 H_2O 的分子质量。

Table 1Value of $p_{0_{inlet}}$, $p_{0_{outlet}}$ and η_{p_0} with differentexcitation intensities in the combustion

$T_{\rm pl}/{ m K}$	0	2000	2500	3000	3500
$p_{0_{inlet}}$ /Pa			1078034		
$p_{0_{outlet}}/Pa$	947690	930379	929477	931744	935275
$oldsymbol{\eta}_{_{P_0}}$	0.8791	0.8630	0.8622	0.8643	0.8676

乙烯在超燃燃烧室中沿 x 轴各截面的燃烧效率 如图 3 所示。开启等离子体激励器后,乙烯在燃烧室 中的燃烧效率显著提高。在出口位置,与无等离子 体时 28.5%的燃烧效率相比,不同激励强度下,乙烯 燃烧效率平均提高 1.77倍,最小提高 1.61倍,最大提 高 1.89倍。由图 3 可知,随着等离子体激励强度的提 高,出口燃烧效率呈现先提高后降低的形式,表明不 断提高激励强度,并不能使燃烧效率继续提高。文 献[26]的研究成果表明,由于等离子体激励频率下, 随着激励频率的提高,超燃燃烧室冷流场中燃料喷 流与空气的掺混效率呈现先提高后降低的趋势,峰 值出现于激励强度为 2500K。因此,相比于激励强度 为 2500K 的燃烧情况,过高激励强度下燃烧效率的 降低,可能是由于燃料掺混受到阻碍所致。



Fig. 3 Combustion efficiency along x axis

3.4 等离子体对产物 H₂O 分布的影响

图 4(a)~(e)展示了不同激励强度下,沿燃烧室 流向多个截面上 Y_{H,0} ≥ 0.01的云图,能够反映出燃烧 室中产物水集中的分布情况。由图 4能够看出,准直 流放电等离子体对燃烧室中产物水的分布产生了明 显的影响。

关闭激励器时,燃烧室中水的分布呈细长状, Y_{H2}0≥0.01的部分没有充满凹腔,且高浓度区域向凹 腔轴向聚拢,侧向不够延展,燃烧室后半段水组分的



Fig. 4 Distribution of water along x axis

分布比较扁平。开启激励器后,燃烧室中水的分布 形态发生了较大的变化。沿y轴正向看,水在凹腔对 称面上的分布区域被抬高,形成一个凸起,穿过凹腔 上缘,从对称面上看,随着激励强度的增加,水的质 量分数先提高后降低。

由前文分析可知,开启等离子体激励器后,等离 子体的热阻塞效应干扰了原剪切层,使得剪切层被 提高,凹腔附近的低速区域被扩大,燃料与空气实现 了更好的掺混,从而提高了燃烧效率。沿z轴正向 看,在凹腔段,与无等离子体水分布呈弧形相比,开 启激励器后,水总体分布呈现波浪形,且能够看出, 凹腔底部水产物沿z轴方向明显增多,充满凹腔。在 凹腔后缘附近,随着激励强度的提高,后缘壁面附近 水产物呈先提高后降低的趋势。燃烧室后段,与无 等离子体作用时相比,水分布形状更加饱满,且在z 轴向上产生了轻微凸起。综上所述,准直流放电等 离子体的加入,有效地拓展了水组分在燃烧室中的 分布,改善了凹腔外侧部分的燃烧状况,凹腔内部燃 烧范围更广、更加充分。

4 结 论

通过分析得出以下结论:

(1)等离子体产生的诱导波系以及"切割"作用, 削弱了凹腔前后缘波系,等离子体激励强度越高,对 凹腔后缘附近压力峰值削弱越强,对展向凹腔后缘 附近压力场稳定能力越强。

(2)随等离子体激励强度增大,燃烧室出口总压 恢复系数先降低后上升。与不开启激励器时相比, 总压损失微弱增加。

(3)准直流放电等离子体开启后,乙烯在燃烧室 中的燃烧效率显著提高,不同激励强度下平均燃烧 效率提高1.77倍。随着等离子体激励强度的提高, 乙烯燃烧效率先提高后降低。

(4)准直流放电等离子体的加入,有效地拓展了 水组分在燃烧室中的分布,改善了凹腔外侧部分的 燃烧状况,凹腔内部燃烧范围更广、更加充分。

参考文献:

- [1] Micka D, 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.
- [2] Varatharajan B, Williams F A. Ethylene Ignition and Detonation Chemistry, Part 2: Ignition Histories and Re-

duced Mechanisms [J]. Journal of Propulsion and Power, 2002, 18(2): 352-362.

准直流放电等离子体对超燃燃烧室中碳氢燃料燃烧的影响研究

- [3] Masuya G, Komuro T, Murakami A, et al. Ignition and Combustion Performance of Scramjet Combustors with Fuel Injection Struts[J]. Journal of Propulsion and Power, 1995, 11(2): 301-307.
- [4] Busa K M, Rice B, Mcdaniel J C, et al. Scramjet Combustion Efficiency Measurement via Tomographic Absorption Spectroscopy and Particle Image Velocimetry
 [J]. AIAA Journal, 2016, 54(8): 2463-2471.
- [5] Kang S H, Lee Y J, Yang S S, et al. Cowl and Cavity Effects on Mixing and Combustion in Scramjet Engines
 [J]. Journal of Propulsion and Power, 2011, 27 (6): 1169-1177.
- [6] Starikovskiy A, Aleksandrov N L. Plasma-Assisted Ignition and Combustion[J]. Progress in Energy and Combustion Science, 2013, 39(1): 61-110.
- Ju Y, Sun W. Plasma Assisted Combustion: Dynamics and Chemistry [J]. Progress in Energy and Combustion Science, 2015, 48(1): 21-83.
- [8] Wagner T C, O'Brien W F, Northam G B, et al. Plasma Torch Igniter for Scramjets [J]. Journal of Propulsion and Power, 1989, 5(5): 548-554.
- [9] Masuya G, Takita K, Takahashi K. Effects of Airstream Mach Number on H₂/N₂ Plasma Igniter [J]. Journal of Propulsion and Power, 2002, 18(3): 679-685.
- Takita K, Shishido K, Kurumada K. Ignition in a Supersonic Flow by a Plasma Jet of Mixed Feedstock Including CH₄[J]. Proceedings of the Combustion Institute, 2011, 33(2): 2383-2389.
- [11] Watanabe J, Abe N, Takita K. Effect of a Rearward-Facing Step on Plasma Ignition in Supersonic Flow [J]. Journal of Spacecraft & Rockets, 2009, 46(3): 561-567.
- [12] Leonov S B, Yarantsev D A. Mechanisms of Fuel Ignition by Electrical Discharge in High-Speed Flow [R]. AIAA 2006-7097.
- [13] Leonov S B, Yarantsev D A, Gromov V, et al. Mechanisms of Flow Control by Near-Surface Electrical Discharge Generation[R]. AIAA 2005-780.
- [14] 段立伟,洪延姬.等离子体火炬喷射频率对超声速燃烧特性的影响研究[J].推进技术,2015,36(10): 1539-1546. (DUAN Li-wei, HONG Yan-ji. Effects of Plasma Torch Jet Frequency on Supersonic Combustion Characteristics [J]. Journal of Propulsion Technology, 2015,36(10):1539-1546.)

- [15] 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.
- [16] 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.
- [17] 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.
- [18] 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 Sci*ence, 2015, 43(3): 896-905.
- [19] 周思引,车学科,聂万胜,等.等离子体对超燃燃烧室凹腔性能影响的数值研究[J].推进技术,2013,34
 (7):950-955. (ZHOU Si-yin, CHE Xue-ke, NIE Wan-sheng, et al. Numerical Study of Effects of Plasma on Performance of Scramjet Combustor Cavity[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(7):950-955.)
- [20] 郑 直, 聂万胜, 张 政, 等. 脉冲等离子体对超燃 凹腔燃料喷流的影响[J]. 红外与激光工程, 2017, 46 (2): 37-42.
- [21] Roth J R. Aerodynamic Flow Acceleration Using Paraelectric and Peristaltic Electrohydrodynamic Effects of a One Atmosphere Uniform Glow Discharge Plasma [J]. *Physics of Plasmas*, 2003, 10(5): 2117-2126.
- [22] Leonov S B, Yarantsev D. Near-Surface Electrical Discharge in Supersonic Airflow: Properties and Flow Control[J]. Journal of Propulsion and Power, 2008, 24(6): 1168-1181.
- [23] 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.
- [24] Rajasekaran A, Babu V. Numerical Simulation of Three Dimensional Reacting Flow in a Model Supersonic Combustor[J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 22 (4): 820-827.
- [25] Baurle R, Mathur T, Gruber M, et al. A Numerical and Experimental Investigation of a Scramjet Combustor for Hypersonic Missile Applications [C]. USA: 34th AIAA/ ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit Cleveland, 1998.
- [26] 周思引.超燃冲压发动机等离子体助燃/稳燃研究[D].北京:装备学院,2014.

(编辑:张荣莉)