气化煤油与乙烯超声速燃烧特性对比*

钟 战,王振国,孙明波

(国防科技大学 高超声速冲压发动机技术重点实验室, 湖南长沙 410073)

摘 要:为了研究燃料成分变化对超燃冲压发动机燃烧特性的影响,以气化 RP-3 (中国 3#航空煤 油)和乙烯为燃料进行了一系列直连式燃烧试验。模型燃烧室入口参数为 Ma=2.92,3.46,总温 T= 1430K。基于点火延迟时间、燃烧室壁面静压分布、推力增益和比冲,对比分析了两种燃料的超声速燃 烧特性。结果表明,化学活性更高的乙烯比气化煤油具有更高的燃烧性能和燃料利用效率; Ma=2.92, 当量比φ~0.60和1.06时,乙烯的比冲比气化煤油分别约高15%和7.2%;当 Ma 增加到3.46时,相当的当 量比下乙烯和气化煤油之间的比冲差距稍有扩大,约为18%和9.6%。燃烧室入口马赫数和当量比等工 况参数对发动机燃烧特性有显著影响。燃料成分对发动机燃烧特性的影响随当量比的提高而弱化,但对 燃烧室入口马赫数不敏感。

关键词:超燃冲压发动机;燃烧特性;气化 RP-3;乙烯;当量比;燃烧室入口马赫数
中图分类号: V435.12
文献标识码: A
文章编号: 1001-4055 (2016) 04-0684-07
DOI: 10.13675/j. cnki. tjjs. 2016. 04. 012

Comparison of Supersonic Combustion Characteristics of Vaporized Kerosene and Ethylene

ZHONG Zhan, WANG Zhen-guo, SUN Ming-bo

(Science and Technology on Scramjet Laboratory, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: To investigate the effects of fuel compositions variation on the combustion characteristics of scramjet engines, a series of combustion tests were conducted in a direct-connected test rig fueled with vaporized RP-3 and ethylene under the inflow conditions of Ma=2.92, 3.46, stagnation temperature $T_{i}=1430$ K. The supersonic combustion characteristics of vaporized RP-3 and ethylene were compared and analyzed based on the ignition delay time, static pressure distribution along the combustor wall, thrust increments and fuel specific impulses. The results show that ethylene has a higher combustion performance and fuel utilization efficiency than that of vaporized RP-3 due to its higher activity. For the cases of Ma=2.92, equivalence ratio $\varphi\approx0.60$ and 1.06, the specific impulses of ethylene are approximately 15% and 7.2% higher than that of vaporized RP-3 are slightly enlarged to approximately 18% and 9.6% under approximately equal φ . The test conditions such as the inflow Mach number at the combustor inlet and equivalence ratio have great impacts on the combustion characteristics of scramjet engines. The effects of fuel compositions on combustion characteristics are weakened with the increase of equivalence ratio, and are not sensitive to the inflow Mach number at the combustor inlet.

Key words: Scramjet engine; Combustion characteristic; Vaporized RP-3; Ethylene; Equivalence ratio; Mach number at the combustor inlet

* 收稿日期: 2014-11-18;修订日期: 2015-02-05。

基金项目:国家自然科学基金(91016028;11142010);全国优秀博士学位论文作者专项资金资助项目(201257)。 作者简介:钟 战,男,博士,研究领域为高超声速推进技术。E-mail:zhongzhan_nudt@163.com

1 引 言

高超声速飞行时,飞行器的热负荷大致与马赫数的平方成正比,热管理是高超声速飞行器亟待解决的关键问题之一。当飞行马赫数低于8时,利用吸 热型碳氢燃料的物理和化学热沉进行再生冷却是目前常用的飞行器热防护方案^[1~4]。燃料在冷却通道 内的热力学状态和成分随着飞行马赫数和任务阶段 的不同而变化^[5],可以是液态、超临界态、气态或裂 解态。

燃料的相态和成分变化会显著影响燃烧室中的 喷注、混合、点火和燃烧过程[6.7]。范学军[7]研究了煤 油喷注到静止环境和马赫数 2.5 的横向气流中的射 流结构。结果表明,随着温度的升高,热液态煤油 (290~550K)射流的雾化和气化过程迅速缩短,并与 主流空气迅速混合;而超临界态(730K)和裂解态 (800~880K)煤油射流完全没有气化和雾化过程。 高伟^[8]对超临界 RP-3喷射到静止常温常压大气中的 射流结构及其在喷口附近的相变特性进行了试验研 究。结果表明,超临界煤油喷射后会经历类似于理 想气体不完全膨胀的过程,在喷嘴下游产生马赫盘 等激波结构。范学军[9~11]和俞刚[12~14]研究发现在相 同来流和当量比条件下,超临界煤油的燃烧效率比 室温煤油高10%~15%,而裂解态煤油的燃烧性能又 明显高于超临界煤油。Helfrich^[15]以JP-8为燃料对 脉冲爆震发动机进行了试验研究。结果表明:在大 部分当量比条件下,与气态JP-8与空气的混合物相 比,裂解态JP-8与空气的混合物缩短了点火时间和 爆轰向爆燃转变的时间和距离。同时,裂解态JP-8 还拓宽了点火和爆震的工况范围。

现有研究结果表明燃料裂解可以改善发动机超 声速燃烧性能,这很可能是因为燃料裂解过程中生 成的氢气和乙烯等化学性质活泼的小分子燃料改善 了燃烧室内的燃烧过程。吸热型碳氢燃料裂解反应 和裂解产物十分复杂,以国内常用的 RP-3 为例,其 热裂解产物包括氢气、甲烷、乙烯等小分子燃料和苯 类、萘类等芳香烃燃料^[16]。同时,碳氢燃料的裂解反 应受温度、压强、停留时间和裂解方式^[17~20](如催化 裂解,热裂解和引发裂解)等因素强烈影响。随着裂 解条件的改变,裂解产物的成分和性质相应有大幅 变化,这不利于定量分析和评估燃料裂解所导致的 燃料成分和性质变化对超燃冲压发动机燃烧过程的 影响。

为了分析和评估燃料成分变化对超燃冲压发动

机燃烧特性的影响,本文采用乙烯和无明显裂解的 气化 RP-3 在不同工况条件下进行了对比燃烧试 验。根据气化 RP-3 和乙烯在不同工况下的燃烧室 壁面静压分布和推力增益,对比分析了燃料成分对 超燃冲压发动机燃烧特性的影响,以及这种影响 随当量比和燃烧室入口马赫数等工况参数的变化 规律。

2 试验装置

2.1 直连式试验系统

试验所用的直联式超声速燃烧实验系统^[21,22]如 图1所示,包括空气加热器、超声速喷管、超燃模型燃 烧室、煤油加热器、燃料供应系统和测控系统。空气 加热器模拟飞行马赫数6.0的来流条件,生成的热空 气总流量为1.71kg/s。通过两个可更换超声速喷管 改变燃烧室入口马赫数,模型燃烧室入口来流的具 体参数如表1所示。

模型燃烧室结构如图2所示,包含一个入口尺寸 为 54.5mm×75mm(高×宽)的等截面隔离段和三个扩 张角分别为2.5°,3.5°和4°的扩张段。扩张段安装有 四个尺寸相同的喷注与火焰稳定一体化凹腔,分别 记为T1,T2,B1和B2。凹腔结构如图3所示,深度、 长度和后缘倾角分别为15mm,110mm和45°。采用 规格分别为 $1 \times \Phi 3.5 \text{mm}$ (喷孔数量×喷孔直径)和 $3 \times \Phi$ 2.0mm的两种喷嘴喷注燃料,分别记为Ⅰ和Ⅱ型喷 嘴。其中,T1凹腔上游安装的为I型喷嘴,其它凹腔 上游均为Ⅱ型喷嘴。喷嘴安装位置距凹腔前缘 8mm。试验采用高能火花塞点燃的引导氢气进行点 火,火花塞和引导氢喷注孔的安装位置如图2所示。 沿燃烧室上壁面中轴线的静压分布通过压力扫描阀 测量,其采样频率为100Hz,测量精度为±0.05%FS (量程)。发动机推力通过安装于空气加热器顶部的 推力传感器测量,其量程和精度分别为10kN和0.5% FS。推力增益(ΔF)为模型燃烧室稳定工作与空气 加热器单独工作时的推力之差,燃料比冲 $(I_s = \Delta F/\dot{m}_f)$ 为单位质量流量的燃料燃烧产生的推 力增益。

2.2 煤油加热器

气化 RP-3 由图 4 所示的煤油加热系统制备,由 燃气发生器、换热室、供应系统和测控系统组成。文 献[23,24]对煤油加热器的工作原理和工作特性进 行了系统的描述和研究。基本工作原理是:燃气发 生器产生的高温高压燃气在换热室中通过换热管与 煤油进行热交换,从而加热煤油。对于流量一定的



Fig. 1 Schematic of the direct-connect scramjet test facility

煤油,加热器出口的煤油温度由高温燃气的总流量和温度控制。试验所用的气化 RP-3 温度约为 780K, 该温度下 RP-3 的热裂解很弱、可以忽略。

图 5 给出了煤油加热器的典型工作过程曲线。 液体煤油阀门在约"5s"时刻打开,经过约 10s 的非稳

Parameter	Vitiated Air		
Ma	2.92	3.46	
p/kPa	56	43	
T/K	607	493	
<i>p</i> ₀/MPa	1.98	3.60	
T_0/K	1430	1430	
Y_{0_2} /%	23.3	23.3	
$Y_{_{ m H_2O}}$ /%	5.9	5.9	
$Y_{_{\rm CO_2}}$ /%	9.6	9.6	
$Y_{_{N_2}}$ /%	61.2	61.2	

 Table 1
 Experimental flow conditions

态换热后,换热室的热交换基本达到稳定状态,煤油 加热器出口处热煤油温度和压强几乎不再随时间变 化。随后,将热煤油喷入超燃冲压发动机燃烧室中 参与燃烧。

3 结果与讨论

3.1 燃料成分的影响

采用温度约为780K的气化煤油和室温乙烯进行了一系列的对比试验,具体试验工况和实验结果如表2所示。当量比 $\varphi \approx 0.62$ 时,燃料通过T1和B1凹腔前的喷嘴喷注; $\varphi \approx 1.06$ 时,燃料通过全部四个凹腔前的喷嘴喷注。

图 6(a)和 6(b)分别给出了 Ma=2.92 和 3.46 时, 气化煤油和乙烯在不同当量比下的静压分布曲线, 无燃料喷注时的静压同样给出作为参考。

由表2和图6可以看出,工况1和2的燃烧室壁



Fig. 2 Schematic of scramjet model combustor(mm)



Fig. 3 Schematic of cavity module(mm)

面静压分布、推力增益和燃料比冲很接近,说明试验 重复性良好。通过工况1与3,4与5,6与7和8与9 的对比可以看出,同样的工况条件下,乙烯的静压水 平、推力增益和比冲均明显高于气化煤油。说明相 同试验条件下,乙烯的燃烧性能显著优于气化煤油。

乙烯和液态煤油的燃烧热分别约为45MJ/kg和43MJ/kg。基于广义对应状态法则^[25],采用NIST SU-

Test No.	Ma	Fuel	arphi	Injection scheme	$\triangle F/N$	$I_{\rm s}/{\rm s}$
1	2.92	RP-3	0.60	T1+B1	582	853
2	2.92	RP-3	0.62	T1+B1	592	840
3	2.92	C_2H_4	0.59	T1+B1	660	984
4	2.92	RP-3	1.06	T1+T2+B1+B2	802	666
5	2.92	C_2H_4	1.05	T1+T2+B1+B2	852	714
6	3.46	RP-3	0.62	T1+B1	496	704
7	3.46	C_2H_4	0.62	T1+B1	585	830
8	3.46	RP-3	1.07	T1+T2+B1+B2	724	595
9	3.46	C_2H_4	1.08	T1+T2+B1+B2	801	652

Table 2 Test conditions and results

PERTRAPP软件包^[26]结合 RP-3 的 10 组分替代模型^[27]计算可知,在1~5MPa的压强范围内,RP-3 温度由 300K升高到 780K所吸收的热量约占其燃烧热的 3%。据此计算,在相同当量比下,乙烯和 780K气化 RP-3充分燃烧时释放的热量基本相当。因此,两者燃烧特性的差别主要源于它们化学活性的不同。为比较乙烯和 RP-3 的化学活性。在压强约为0.1MPa、当量比约为 1.0 的实验条件下,采用激波管测量了 RP-3和乙烯在空气中的点火延迟时间远低于 RP-3,表明乙烯具有更高的化学活性。

气态燃料的燃烧需要在有限的燃烧室停留时间 内完成与空气的混合和化学反应过程。化学活性更 强的燃料可通过缩短特征化学时间促进化学反应过 程。在表2中的所有试验工况下,乙烯具有显著更高 的静压水平和比冲,说明化学反应过程在燃烧过程 中起至关重要的作用。此时,活性更强的乙烯在相 同长度的燃烧室内释热更加充分,因此具有更高的 静压水平、推力增益和比冲。

3.2 当量比的影响

由工况1与4、3与5、6与8和7与9的对比可知, 相同马赫数下,提高当量比使得气化煤油和乙烯的 比冲均有大幅降低,表明燃料利用效率明显降低。 这是因为与φ≈0.62相比,φ≈1.06时燃料与空气的充 分混合与反应更加困难,尤其是通过T2和B2凹腔前 喷嘴喷注的燃料,在燃烧室内停留时间短且上游燃 烧消耗了大量氧气,使得其释热很不充分,导致燃料 整体的比冲显著降低。



Fig. 4 Schematic of kerosene heater system

由表2可以看出, Ma=2.92, φ≈0.60和1.06时, 乙 烯的比冲比气化煤油分别约高15%和7.2%; Ma= 3.46时, 相当的当量比下两种燃料之间的比冲差距略 微扩大, 分别约为18%和9.6%。两个燃烧室入口马 赫数下, 两种燃料比冲之间的相对差别均随当量比 的提高明显缩小, 说明提高当量比弱化了燃料成分 对发动机燃烧特性的影响。



Fig. 5 Time histories of kerosene temperature and pressure measured at the exit of the kerosene heater



Fig. 6 Comparison of static pressure distribution between ethylene and vaporized RP-3 under different φ

3.3 燃烧室入口马赫数的影响

通过工况1与6、4与8、3与7和5与9的对比可 以看出,马赫数由2.92提高到3.46, φ≈0.62和1.07 时,气化煤油的比冲分别降低了约18%和11%,而乙 烯的比冲分别降低了约16%和9%,壁面静压均相应 有大幅降低。这是因为提高空气入口马赫数使得隔 离段入口空气的静温与静压降低,速度与动压提 高。来流空气动压提高降低了燃料的横向穿透度, 不利于燃料和空气的混合,空气流速增加缩短了燃 料在燃烧室中的停留时间,使得在有限的燃烧室长 度内燃料的燃烧效率降低,发动机燃烧性能相应恶 化。相同当量比条件下,提高燃烧室入口马赫数对 乙烯和气化煤油燃烧性能的影响程度基本相当。说 明燃料成分对发动机燃烧特性的影响对燃烧室入口 马赫数不敏感。

利用吸热型碳氢燃料进行再生冷却的超燃冲压 发动机一般工作在较低马赫数下,来流总温较低且 燃料活性差,化学反应特征时间一般不可忽略。在 某些工况下,化学反应过程甚至是燃烧过程的决定 因素;此时,提高燃料化学活性有望大幅提高发动机 燃烧性能。但需要指出的是,碳氢燃料的裂解产物 中既含有氢气、乙烯等高化学活性的组分,同时含有 甲烷、芳香烃等活性较差的组分。因此,在满足充分 释放吸热型碳氢燃料化学热沉、减少结焦等基本要 求的前提下,应控制与优化燃料在冷却通道内的裂 解反应以尽量提高裂解产物的化学活性。同时,燃 料成分对发动机燃烧特性的影响随燃烧室内燃烧条 件而变,在发动机设计与优化过程中,评估燃料成分 变化对燃烧过程的影响应结合具体工况进行。



Fig. 7 Ignition delay times of ethylene and RP-3

4 结 论

模拟飞行马赫数 6.0 的来流条件,在不同当量比和燃烧室入口马赫数下采用乙烯和气化 RP-3 对比

研究了燃料成分对超燃冲压发动机燃烧特性的影响。得到如下结论:

(1)采用高化学活性的燃料可以显著提高超燃冲压发动机燃烧室壁面静压水平、推力增益和燃料 比冲。Ma=2.92,当量比φ≈0.60和1.06时,乙烯的比 冲比气化煤油分别约高15%和7.2%;当Ma增加到 3.46时,相当的当量比下两种燃料之间的比冲差距略 微增加,分别约为18%和9.6%。

(2)超燃冲压发动机燃烧特性与当量比和燃烧 室入口马赫数等工况参数密切相关。随着燃烧室入 口马赫数的增加,燃烧室静压水平、发动机推力增益 和燃料比冲均显著降低。随着当量比的提高,燃烧 室内燃烧强度增加,燃烧室静压水平和发动机推力 增益升高,但燃料比冲降低。

(3)燃料成分对发动机燃烧特性的影响随当量 比的提高而减弱,但对燃烧室入口马赫数不敏感。

致 谢:感谢四川大学化学学院李象远教授和王健礼副 教授在燃料点火延迟时间测量方面给予的帮助。

参考文献:

- Edwards T. Liquid Fuel and Propellant for Aerospace
 Propulsion: 1903-2003 [J]. Journal of Propulsion and
 Power, 2003, 19(6): 1089-1107.
- [2] Lander H, Nixon A C. Endothermic Fuels for Hypersonic Vehicles [J]. Journal of Aircraft, 1971, 8(4): 200– 207.
- [3] Wagner W R, Shoji J M. Advanced Regenerative Cooling Techniques for Future Space Transportation Systems
 [R]. AIAA 75-1247.
- [4] Huang H, Spadaccini L J, Sobel D R. Fuel-Cooled Thermal Management for Advanced Aero-Engines [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2004, 126: 284 - 293.
- [5] Tishkoff J M, Drummond J P, Edwards T, et al. Future Direction of Supersonic Combustion Research: Air Force/ NASA Workshop on Supersonic Combustion [R]. AIAA 97-1017.
- Yang V. Modeling of Supercritical Vaporization, Mixing and Combustion Processes in Liquid-Fueled Propulsion System [J]. Proceeding of the Combustion Institute, 2000, 28: 925-942.
- [7] Fan X J, Yu G, Li J G, et al. Investigation of Vaporized Kerosene Injection and Combustion in a Supersonic Model Combustor[J]. Journal of Propulsion and Power,

2006, 22(1): 103-110.

- [8] Gao W, Liang H S, Xu Q H, et al. Injection of Supercritical Aviation Kerosene Fuel into Quiescent Atmospheric Environment[R]. AIAA 2009-4927.
- [9] Fan X J, Yu G, Li J G, et al. Combustion and Ignition of Thermally Cracked Kerosene in Supersonic Model Combustors [J]. Journal of Propulsion and Power, 2007, 23(2): 317-324.
- [10] Fan X J, Yu G, Li J G, et al. Performance of Supersonic Model Combustors with Distributed Injection of Supercritical Kerosene[R]. AIAA 2007-5406.
- [11] Fan X J, Yu G, Li J G, et al. Performance of a Supersonic Model Combustor Using Vaporized Kerosene Injection[R]. AIAA 2004-3485.
- [12] Yu G, Fan X J, Li J G, et al. Characterization of a Supersonic Model Combustor with Partially-Cracked Kerosene[R]. AIAA 2005-3714.
- [13] Yu G, Fan X J, Li J G, et al. Experimental Study on Combustion of Thermally- Cracked Kerosene in Model Supersonic Combustors[R]. AIAA 2006-4514.
- [14] Yu G, Li J G, Yang S R, et al. Characteristics of Kerosene Combustion in Supersonic Flow Using Effervescent Atomization[R]. AIAA 2002-5225.
- [15] Helfrich T M, Schauer F R, Bradley R P, et al. Evaluation of Catalytic and Thermal Cracking in a JP-8 Fueled Pulsed Detonation Engine [R]. AIAA 2007-235.
- [16] Zhong F Q, Fan X J, Yu G, et al. Thermal Cracking and Heat Sink Capacity of Aviation Kerosene Under Supercritical Conditions[J]. Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2011, 25(3): 450-456.
- [17] Zhong F Q, Fan X J, Yu G, et al. Thermal Cracking of Aviation Kerosene for Scramjet Applications [J]. Science in China Series E: Technological Sciences, 2009, 52 (9): 2644-2652.
- [18] Gascoin N, Abraham G, Gillard P. Synthetic and Jet Fuels Pyrolysis for Cooling and Combustion Applications
 [J]. Journal of Analytical and Applied Pyrolysis, 2010, 89: 294-306.
- [19] Wang Z, Guo Y S, Lin R S. Pyrolysis of Hydrocarbon
 Fuel ZH-100 Under Different Pressures [J]. Journal of Analytical and Applied Pyrolysis, 2009, 85: 534-538.
- [20] Xian X C, Liu G Z, Zhang X W, et al. Catalytic Cracking of n-Dodecane Over HZSM-5 Zeolite Under Supercritical Conditions: Experiments and Kinetics[J]. Chem-

ical Engineering Science, 2010, 65: 5588-5604.

- [21] Sun M B, Zhong Z, Liang J H, et al. Experimental Investigation of a Supersonic Model Combustor with Distributed Injection of Supercritical Kerosene[J]. Journal of Propulsion and Power, 2014, online: DOI: 10.2514/ 2511.B35169.
- [22] Sun M B, Gong C, Zhang S P, et al. Spark Ignition Process in a Scramjet Combustor Fueled by Hydorgen and Equipped with Multi-Cavities at Mach 4 Flight Condition
 [J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2012, 43: 90-96.
- [23] 张建强,钟 战,丁 猛,等.煤油加热器螺旋管内煤油传热特性分析[J].推进技术,2014,35(3): 372-377.(ZHANG Jian-qiang, ZHONG Zhan, DING Meng, et al. Analysis of Heat Transfer Characteristics for Kerosene in Helical Tube of Kerosene Heater[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(3): 372-

377.)

- [24] 张建强,钟 战,丁 猛,等.燃烧加热型煤油加热器工作特性试验[J]. 国防科技大学学报, 2013, 35
 (4): 30-34.
- [25] 范学军, 俞 刚. 大庆 RP-3 航空煤油热物性分析
 [J]. 推进技术, 2006, 27(2): 187-192. (FAN Xuejun, YU Gang. Analysis of Thermophysical Properties of Daqing RP-3 Aviation Kerosene[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(2): 187-192.)
- [26] Huber M L. NIST Standard Reference Database 4-NIST Thermophysical Properties of Hydrocarbon Mixtures Database [M]. Gaithersburg: National Institute of Standard, 2007.
- Zhong F Q, Fan X J, Yu G, et al. Heat Transfer of Aviation Kerosene at Supercritical Conditions [J]. AIAA Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2009, 23 (3): 543-550.

(编辑:朱立影)