

超临界环境下煤油和 UDMH 单滴燃烧现象

张蒙正¹, 徐胜利²

(1. 西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100; 2. 清华大学 航空航天学院, 北京 100012)

摘 要: 采用重活塞实验系统, 对煤油和 UDMH 在超临界环境下的蒸发和燃烧现象进行了初步研究, 结果表明: 无论液态或者凝胶燃料, 在超临界环境下均存在蒸发现象。在空气超临界环境下, 煤油和 UDMH 均产生自燃现象。自燃呈现多点着火现象, 类似于“森林火灾”模式, 且持续时间较长。燃烧大致可分为蒸发、点火、燃烧前期和燃烧后期 4 个阶段。

关键词: 超临界环境; 重炮活塞驱动器; 燃料液滴; 燃烧

中图分类号: V434.13-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2013) 05-0001-06

Combustion phenomena of kerosene and UDMH droplets in supercritical environment

ZHANG Meng-zheng¹, XU Sheng-li²

(1. Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China;

2. School of Aerospace, Tsinghua University, Beijing 100012, China)

Abstract: The piston driver experimental system is used to perform a preliminary study on evaporation and combustion phenomena of kerosene and UDMH single fuel droplet in supercritical environment. The result shows that the kerosene or UDMH droplet will be vaporized in supercritical environment, it does not matter whether it is in liquid state or gel state. The spontaneous combustion phenomenon will happen when kerosene and UDMH droplet in the air supercritical environment. The spontaneous combustion appears in multi-dot simultaneous ignition at different position. It strongly resembles forest fire and lasts for along time. The combustion can be divided into four successive phases: evaporation, ignition, combustion prophase and combustion anaphase.

Keywords: supercritical environment; piston driver; fuel drop; combustion

0 引言

燃料超临界环境是指燃料所处环境的压力和

温度均高于其临界压力和临界温度。文献[1-3]研究表明, 超临界环境下, 燃料雾化、蒸发和燃烧与亚临界环境有较大的不同。目前, 高压补燃循环液氧/煤油发动机和部分高压、可贮存推进

收稿日期: 2013-07-13; 修回日期: 2013-08-06

基金项目: 国防基础科研(A0320060745)

作者简介: 张蒙正 (1964—), 男, 博士, 研究员, 研究领域为液体火箭发动机

剂液体火箭发动机燃烧室的温度和压力均超过使用燃料的临界点,某些发动机燃烧室中,进入燃烧室的燃料已经接近超临界流体^[4],燃料是在近临界或者超临界环境下雾化和燃烧的。进行超临界环境下燃料的蒸发和燃烧现象研究,有助于揭示燃料燃烧机理,了解燃料在燃烧装置中实际发生的燃烧过程,利用此特性组织高效燃烧,优化燃烧组织设计。文献[5]介绍了基于重炮活塞技术的超临界环境实验系统的工作原理,探讨了其在燃料超临界特性研究中的应用问题。本文介绍使用文献[5]提出的实验系统,在空气和氮气超临界环境下,开展凝胶 UDMH、液体 UDMH 和煤油蒸发与燃烧特性研究所获得的一些初步现象。

1 基于重炮活塞技术的超临界环境实验方法

文献[5]已详细介绍了实验系统及其原理,这里不再赘述。确定实验状态的主要参数是实验段初始容积(V_i)、压力(p_i)、温度(T_i)和驱动活塞的高压空气压力(p_c)。对确定的实验系统,实验段压缩气体终态容积(V_m)、压力(p_m)与初始容积(V_i)、压力(p_i)的关系为:

$$\frac{V_m}{V_i} = \frac{1}{\lambda} = \left(\frac{p_m}{p_i} \right)^{\frac{1}{\gamma}} \quad (1)$$

实验段压缩气体终态温度(T_m)与初始温度(T_i)的关系为:

$$\frac{T_m}{T_i} = \left(\frac{p_m}{p_i} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (2)$$

式中: λ 和 γ 分别为实验段初始容积与终态容积之比和气体比热比。

实验分别采用 N_2 和空气作为环境气体。实验前,先将单滴燃料悬挂于实验段,通过控制系统,实现压缩管抽真空和充气 (N_2 或者空气),并将实验完成后位于实验段端的活塞压回至初始状态 (充气腔端)。重活塞驱动器从启动到达到实验段终态时间约 1 s,与实验段终态容积和驱动的高压气体压力有关。实验过程中,采用时间同步控制系统触发高速摄影,获得实验段达到超

临界状态下液滴蒸发或燃烧过程的图像;采用在实验段壁面布置压力和温度传感器方式,得到活塞压缩运动过程中的实验段的 $p-t$ 和 $T-t$ 曲线,由 $p-t$ 和 $T-t$ 曲线来判断实验段压力、温度变化和活塞运动状态;采用高速 (5 000 fps)、高分辨率 ($1\,024 \times 1\,024$ 像素) CCD 相机获得实验段图像,通过图像分析获得液滴直径随时间演化过程及出现的现象。

2 超临界环境下燃料的蒸发与燃烧

2.1 凝胶 UDMH 在 N_2 超临界环境中的蒸发与热分解现象

采用氮气作环境气体,观察凝胶 UDMH 在超临界环境下的蒸发现象。实验段初始温度 $T_i=300\text{ K}$,初始压力 $p_i=51.72\text{ kPa}$,压缩前后容积比 $\lambda=100$,活塞达到实验段终态位置时,实验段的压力约为 32.6 MPa ,温度约为 $1\,890\text{ K}$,远高于凝胶 UDMH 的临界压力和温度点 ($\sim 5.4\text{ MPa}$, $\sim 520\text{ K}$)。图 1 是实验获得的部分高速摄影照片,图 2 是对应的实验段压力与时间变化曲线 ($p-t$ 曲线、CH1) 和温度与时间变化曲线 ($T-t$ 曲线、CH2)。CH3 是将 CH1 放大后的压力信号时间历程。放大 $p-t$ 曲线的目的是考虑到压力信号幅值偏低,难以输出触发信号 (TTL 电平, CH4)。当活塞到达终点,燃烧室压力温度迅速升高到最大值,这时,用时间同步控制系统输出 TTL 电平 (CH4),触发高速摄影机,记录燃料在超临界环境下发生的现象。图 1(a)~图 1(d)过程表明:铜丝左下侧粘附的凝胶燃料在逐步减少,到图 1(d)时刻,左下角悬挂的凝胶已经消失,这表明凝胶燃料在超临界氮气环境中会发生蒸发;图 1(d)可看出流场呈现明显的非均匀性,似乎表明凝胶 UDMH 部分组分或其蒸发产物出现了热分解。图 1(e)~图 1(g)展示, N_2 环境下,凝胶 UDMH 出现了发光现象,时间持续不足 10 ms ,发光强度较弱。常压下,偏二甲肼的自动分解温度为 670 K ,自动分解着火温度为 922 K ,它们均随压力的增大而降低。凝胶 UDMH 与液体 UDMH 的基本物性基本接近,实验段的压力和温

度均已超过其自动分解和着火温度。从实验现象

判断, 凝胶 UDMH 应是发生了自动热分解。

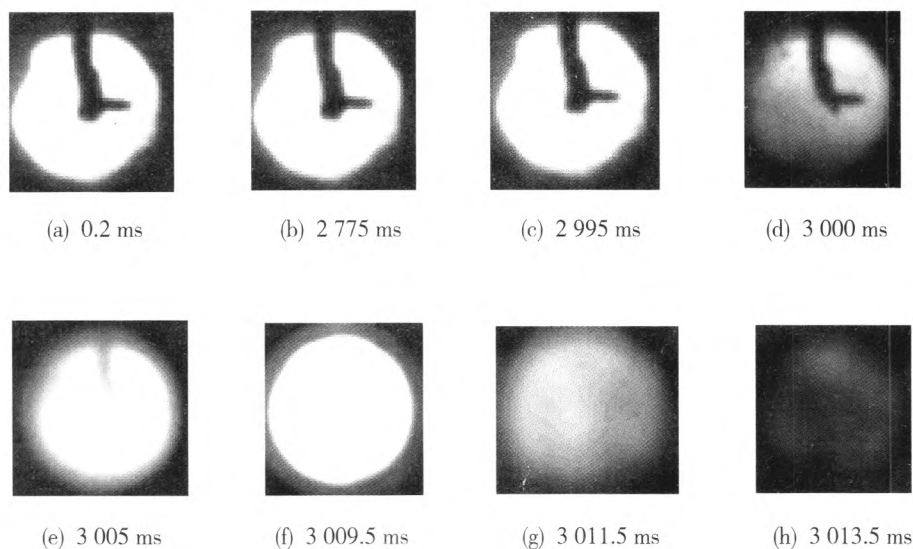


图 1 凝胶 / 氮气蒸发高速摄影照片

($T_i=300\text{ K}$, $p_i=50.54\text{ kPa}$, $\lambda=100$, 自左向右, $2\,000\text{ fps}$)

Fig. 1 High-speed photography pictures of gelatum/nitrogen evaporation

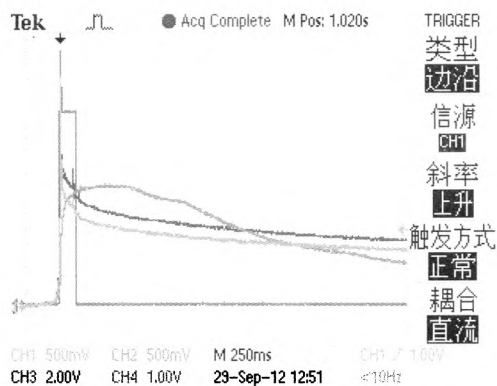


图 2 $p-t$ 和 $T-t$ 以及高速摄影外触发信号
随时间变化曲线

($T_i=300\text{ K}$, $p_i=50.54\text{ kPa}$, $\lambda=100$, 自左向右, $2\,000\text{ fps}$)

Fig. 2 Variation of $p-t$, $T-t$ and high-speed photography
external triggering signal with time

2.2 凝胶 UDMH 在空气超临界环境中的蒸发与燃烧现象

采用空气作为实验段环境气体, 观察凝胶 UDMH 在超临界环境下的现象。活塞达到实验段终态位置时, 实验段终态压力和温度与 N_2 环境

时基本一致。图 3 是实验获得的凝胶 UDMH 在超临界空气环境下部分高速摄影照片, 图 4 是对应的实验段压力与时间变化曲线 ($p-t$ 曲线、CH1) 和温度与时间变化曲线 ($T-t$ 曲线、CH2)。CH3 是将 CH1 放大后的压力信号时间历程。

分析图 3, 图 3(a)~图 3(c)表明, 悬挂在金属细丝上的凝胶 UDMH 液滴尺寸快速减小, 到图 3(d)时, 图像呈现朦胧状态, 液滴尺度明显减小, 应该是出现了快速蒸发现象, 图 3(d)呈现的流场不均匀似乎也预示着凝胶 UDMH 发生了迅速蒸发或者分解; 图 3(e)和图 3(g)表明, 实验段发生了燃烧现象, 持续到图 3(h)基本结束, 约 400 ms。此阶段大致对应于图 4 中标示的方框位置, 而蒸发阶段图 3(a)至图 3(c)对应于图 4 标示的方框的左侧。UDMH 在不锈钢容器中的自燃温度约为 513 K, 且随压力的增大而显著降低。在空气环境下, 当压力达 4~5 MPa 时, 由于氧化放热也会引起自燃。从实验现象判断, 前文已述, 凝胶 UDMH 与液体 UDMH 物性接近, 应是发生了自燃。

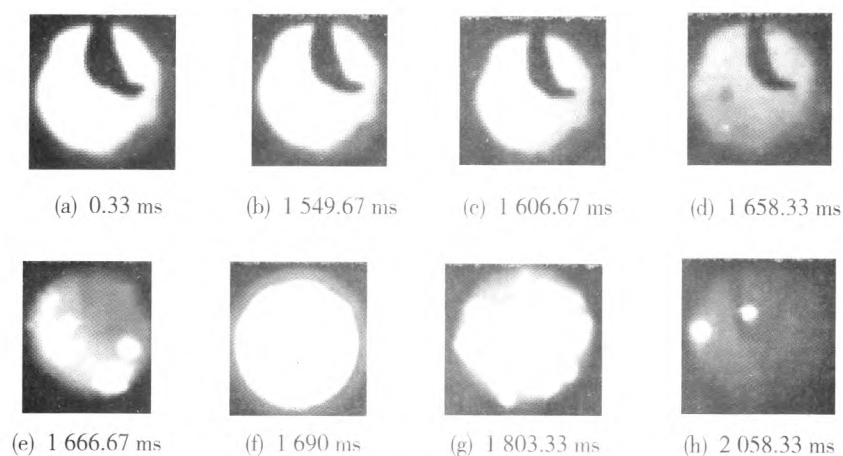
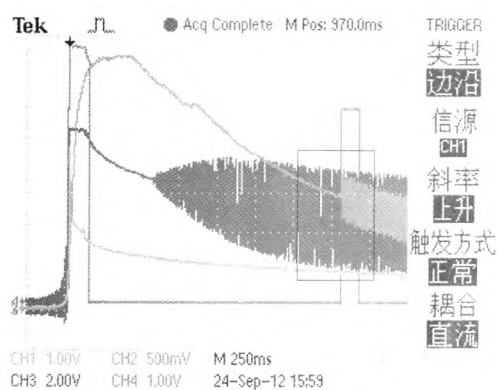


图 3 凝胶/空气燃烧高速摄影照片

($T_i=300\text{ K}$, $p_i=50.54\text{ kPa}$, $\lambda=100$, 自左向右, $3\,000\text{ fps}$)

Fig. 3 High-speed photography pictures of gelatin/air combustion

图 4 $p-t$ 和 $T-t$ 以及高速摄影外触发信号随时间变化曲线
($T_i=300\text{ K}$, $p_i=50.54\text{ kPa}$, $\lambda=100$, 自左向右, $3\,000\text{ fps}$)Fig. 4 $p-t$, $T-t$ and high-speed photography external triggering signal with time

2.3 液态 UDMH 在空气超临界环境中的燃烧现象

为了研究液态与凝胶燃料在超临界环境下的差异,进行了液体 UDMH 实验。实验方法同前。液体 UDMH 的黏性小,沸点也比较低,且液体透明,在实验段很难悬挂,在图像中不易显示其初始形状和粒径大小。为了降低实验段终态温度与压力,将实验段初始温度保持 $T_i=300\text{ K}$,初始压力降为 $p_i=26.66\text{ kPa}$,压缩前后容积比改为 $\lambda=65$,此时,活塞达到实验段终态位置时,实验段的压力约为 9.2 MPa ,温度约为 $1\,590\text{ K}$ 。图 5 为实验获得的 UDMH 单个液滴在空气超临界环

境下燃烧过程的部分高速摄影图像。从图 5 可见:液体在超临界空气环境中发生了自燃。多次实验表明:自燃区出现了多点同时着火现象,分布呈随机性和不规则形状,类似于“森林火灾”的着火模式。着火点数及火焰形状与液体单滴初始形状有关,也与本身属性有关,单点的火焰发展与常压低温燃烧特征相似。整个过程大体经过蒸发(观察不到)、点火、燃烧前期和燃烧后期 4 个阶段。燃烧初期的燃烧速率快、燃烧后期燃速稍慢。液体 UDMH 是多组份燃料,分解时放出热量,在临界温度下的热分解产物主要有甲烷、乙烷、丙烷和二甲胺,实验段的温度和压力均超过了上述成份的临界点和自燃温度,目前尚不能判断这些成份发生燃烧的更细节特征。

2.4 煤油在空气超临界环境中的现象

为了进一步研究液体燃料在超临界环境下的行为,采用同样方法,进行了煤油在空气环境下的实验研究。实验段初始温度保持 $T_i=300\text{ K}$,初始压力降为 $p_i=30.66\text{ kPa}$,压缩前后容积比 $\lambda=65$,活塞达到实验段终态位置时,实验段的压力约为 10.5 MPa ,温度约为 $1\,590\text{ K}$ 。

图 6 为煤油液滴在空气超临界环境下燃烧过程的部分高速摄影图像,从图 6 可见:单滴煤油在空气超临界环境下也产生了自燃现象,与液体 UDMH 类似,自燃也是多点同时着火,类似于

“森林火灾”模式, 自燃区域分布也呈随机性和不规则形状。

燃烧大致分为 2 个阶段: 快速燃烧的初期阶段和缓慢燃烧的后期阶段。可能的原因在于煤油

也是多组份燃料, 结构简单的短链或支链部分优先燃烧, 而环链等复杂结构滞后燃烧, 特别是生成 C 粒子部分, 这需要发展高压光谱分析方法验证这种猜测。

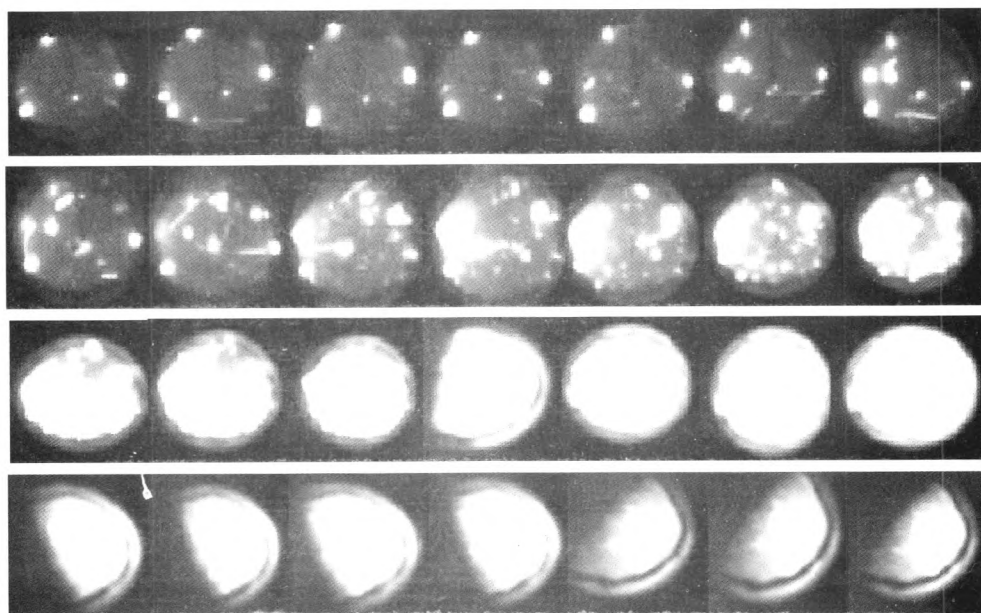


图 5 液体 / 空气自燃过程高速摄影图像

($T_i=300\text{ K}$, $p_i=26.66\text{ kPa}$, $\lambda=65$, 自左向右, 5 000 fps)

Fig. 5 High-speed photography pictures in the process of liquid/air spontaneous combustion (from left to right)

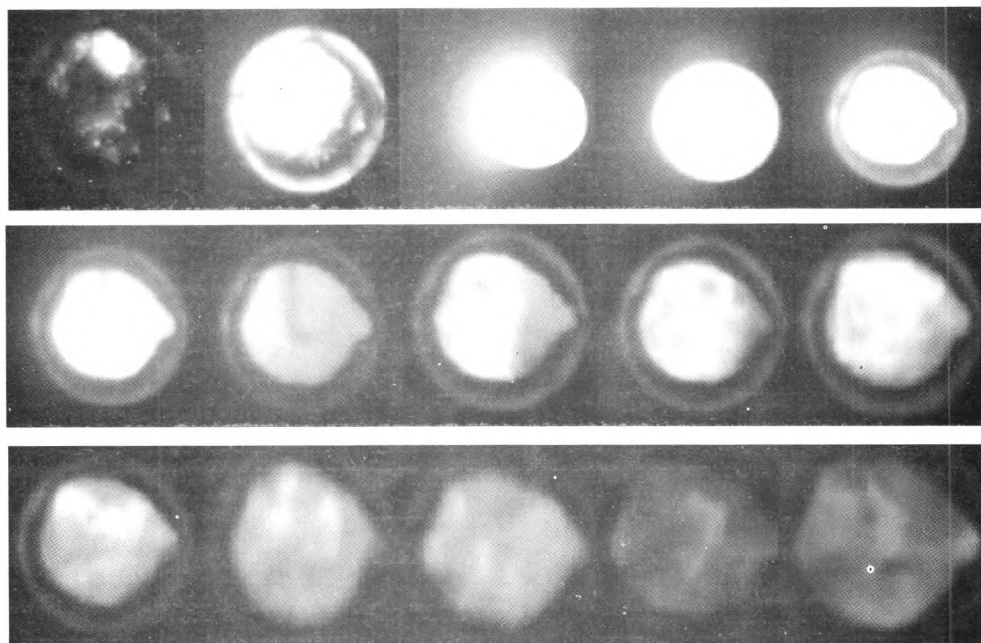


图 6 单滴煤油自燃高速摄影照片

($T_i=300\text{ K}$, $p_i=30.66\text{ kPa}$, $\lambda=65$, 自左向右, 约 60 ms)

Fig. 6 High-speed photography pictures in the process of kerosene single droplet spontaneous combustion (from left to right)

实验中,取样的单滴煤油质量有差异,其黏性又小,每次悬挂的形状不完全相同,造成了液滴表面曲率不同。初始粒径和表面形状不同,单滴煤油燃尽时间也不相同(实验获得的燃烧时间在20~60 ms之间)。

3 超临界环境下燃料蒸发与燃烧现象探讨

对液体UDMH,煤油和凝胶UDMH分别在超临界空气和 N_2 环境下进行的多次实验表明,无论液态或者凝胶燃料,在处于超临界环境条件下,仍然存在蒸发现象。凝胶燃料黏性较大,便于悬挂,形成的初始直径也较大,图1(d)和图3(d)可清楚地看出,在没有分解或者燃烧前,凝胶燃料出现了蒸发过程,至少是从凝胶物质或者原液体中析出某些组分导致其外边界减小;煤油和液体UDMH黏度较小,难以悬挂,很难形成较大液滴,且属于透明介质,高速摄影图像分辨率低、对比度小,难以清楚地区分液滴边界。多次实验的高速摄影照片均难获得能清楚地反应煤油和液体UDMH的蒸发过程图像,也许在超临界环境下液体不再有清晰的气液边界^[9]。从图5和图6呈现的实验段流场非均匀性、多处着火现象判断,液体煤油和UDMH在燃烧前出现了燃料的蒸发或者分解过程,否则不会在原先没有UDMH或者煤油的位置产生燃烧现象,但尚不能判断蒸发、蒸发与分解同时出现还是直接发生了分解过程。进行这些现象的更准确判断,需要更高速度的高速摄影和成份测量设备。而在凝胶推进剂蒸发过程中,是否形成了胶凝剂膜,或者胶凝剂膜是否破碎等这些更微观的现象也没有观察到。

当燃料处于超临界环境下,并有合适的氧化剂环境时,燃料会产生自燃。液体煤油和UDMH的自燃均呈现多点同时着火燃烧现象,类似于“森林火灾”模式。从获得的图像分析,燃烧仍大致可分蒸发、点火、燃烧前期和燃烧后期4个阶段,各阶段特征现象也是类似的。实验观察到:亚临界环境下的火焰传播特性过程在超临界环境下似乎也存在;燃烧初期的燃烧速率快,燃

烧后期燃速缓慢。超临界环境属于高压燃烧,其机理复杂,煤油和偏二甲肼均属多组份燃料,此类燃料中,如发生分解,则分解产生成份的燃烧现象更为复杂,通常是结构简单的短链或支链部分会优先反应,而环链等复杂结构滞后反应(相当于燃料骨架反应)。从实验图像对比度看,液体燃料的光强最大,对应的燃烧速率应更高。

为了定量了解挂滴粒径(d)随时间的变化,以定性评估燃料蒸发或者燃烧寿命,选择凝胶UDMH在氮气超临界环境下几种实验工况的高速摄影照片进行处理。凝胶燃料粘性较大,挂滴形状近似为三维非球形状,将高速摄影获得的平面图像等效为 d^2 。二维图像测量结果误差较大, d^2 虽不能准确地和圆滴粒径平方相对应,但可以大致反映出液滴尺度随时间变化的关系,进而可以获得一些信息。结果表明:几乎所有的 d^2 随时间变化曲线均不满足线性关系(低压蒸发与燃烧),也即,低压常温环境中的粒径平方随时间变化规律和高温高压环境相差较大,这与文献[7]在 O_2/N_2 环境中对苯胺液滴蒸发现象及文献[8]在 O_2/N_2 , O_2/He 环境中对戊烷蒸发和燃烧现象实验结果相似。另外,粒径平方随时间变化曲线似乎也出现了拐点特征,即,初期(小于300~500 ms)液滴蒸发速率较慢,液滴在后期蒸发快速增大(大于400~500 ms)。相当于高温高压环境中的液滴蒸发呈现“惯性”特征。

4 结束语

进行了燃料超临界环境下一些特性的探索,验证了文献[5]提出的重活塞驱动器技术研究燃料超临界特性新途径的可行性,但实验仅是获得燃料在超临界环境下的一些直观现象,实验数据的准确性和深入程度不足。实验也发现一些问题:如没能获得燃料在环境快速变化下的更清晰和细微特征;因缺乏快速温度、压力及成份检测仪器和设备,对UDMH,煤油这种多组份混合燃料,无法诊断蒸发和热裂解的准确过程,也无法确定热分解的发光成份及其光谱,而这对燃料的热分解研究恰恰是非常重要的。(下转第22页)

- [5] BRETEAU Jérôme, KACHLER Thierry, VIEILLE Bruno. FLPP European next generation launcher propulsion high thrust engine demonstrator, AIAA-2009-5474 [R]. USA: AIAA, 2009.
- [6] STRUNZ Richard, HAGEMANN Gerald, GRAUER Frank. Main stage liquid propulsion activities within Europe's future launcher preparatory programme FLPP, AIAA 2006-4698 [R]. USA: AIAA, 2006.
- [7] YOSHIDA Makoto, TAKADA Satoshi, NARUO Yoshihiro. Design and operational concepts for reusable rocket engine, AIAA 2009-5139[R]. USA: AIAA, 2009.
- [8] REMISHEVSKY V P, BELOUSOV I I, TROSHCHENKOV S V. Main directions of rocket propulsion development in Russia through 2015, AIAA 2006-5261 [R]. USA: AIAA, 2006.
- [9] 刘昆. 分级燃烧循环液氧/液氢发动机系统分布参数模型与通用仿真研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 1999.
- [10] 何勇灵, 赵致和, 刘建新, 等. 在油-气两相流状态下柴油机喷油系统中压力波传播速度的研究[J]. 内燃机学报, 1995, 13(4): 368-375.
- [11] 黄智勇, 李惠敏. 试验转速对大流量高转速轴流泵性能的影响[J]. 火箭推进, 2006, 32(4): 5-9.
- [12] ZHANG Nan, WANG Wei-bin, SUN Ji-guo. Demonstration of a 600 kN class LOX/Methane rocket engine [R]. 63rd International Astronautical Congress. Naples, Italy: IAC, 2012: 111-121.
- [13] 鲁钟琪. 两相流与沸腾传热[M]. 北京: 清华大学出版社, 2002.
- [14] 张育林, 刘昆, 程谋森. 液体火箭发动机动力学理论与应用[M]. 北京: 科学出版社, 2005.
- [15] 陈二锋, 厉彦忠, 程向华. 液体火箭发动机自然循环预冷回路的数值研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(3): 228-234.
- [16] SABBICK Hagen-D, KRULLE Gerd. Numerical simulations of transients in feed systems of cryogenic rocket engines, AIAA- 95-2967[R]. USA: AIAA, 1995.
- [17] 中国航天工业总公司《世界导弹与航天发动机大全》编辑委员会. 世界导弹与航天发动机大全[M]. 北京: 军事科学出版社, 1999.

(编辑: 王建喜)

(上接第 6 页)

另外, 实验过程中, 活塞运动尤其是制动过程中产生的作用力导致的压缩管振动对火焰流场显示产生一定的影响。实验中, 管道振动和单滴燃料自燃几乎“同步”进行, 自燃是在活塞和压缩管末端撞击同时开始的, 而此前时刻的实验段温度和压力的准确测量非常重要。重活塞技术用于燃料超临界特性研究, 尚需发展精确快速的温度、压力和成份, 尤其是发光成份的测量技术。

参考文献:

- [1] SAVERY C W. Experimental study of the vapouration of droplet in a heated air at high pressure[M]. USA: University of Wisconsin-Madison, 1969.
- [2] KODATA T, HIROYASU H. Combustion of a fuel droplet in supercritical gaseous environments[J]. Symposium (International) on Combustion, 1981, 18(1): 275-282.
- [3] CHEHROUDI B, COHN R, TALLEY D, et al. Raman scattering measurements in the initial region of sub- and supercritical jets, AIAA 2000-3392[R]. US: AIAA, 2000.
- [4] 张蒙正, 张志涛, 李鳌, 等. 高频燃烧不稳定性单喷注器燃烧室模拟实验的研究[J]. 实验技术与管理, 2008, 25(3): 28-32.
- [5] 张蒙正, 徐胜利. 单滴燃料超临界特性实验研究的新方法[J]. 火箭推进, 2011, 37(1): 7-12.
- [6] YANG V. Modeling of supercritical vaporization, mixing and combustion processes in liquid fueled propulsion system [J]. Proceeding of Combustion Institute, 2000 (28): 925-942.
- [7] BRZUSTOWSKI T A, NATARAJAN R. Combustion of aniline droplets at high pressure[J]. The Canadian Journal of Chemical Engineering, 1966, 44(4): 194-201.
- [8] NATARAJAN R, BRZUSTOWSKI T A. Some new observations on combustion of hydrocarbon droplets at elevated pressures[J]. Combustion Science and Technology, 1970 (2): 259-269.

(编辑: 马 杰)