

偏二甲肼液滴燃烧特性及影响因素实验研究

尹婷¹, 聂万胜², 何浩波²

(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: 设计了一套密闭环境液滴燃烧实验系统, 开展了不同实验工况下偏二甲肼(UDMH)液滴在四氧化二氮(NTO)环境中的着火燃烧实验, 详细分析了UDMH单液滴着火燃烧特性, 考察了燃烧室温度、压力、液滴初始直径及速度对燃烧过程的影响。结果表明, 液滴燃烧经历了初始燃烧阶段, 剧烈燃烧阶段和熄燃阶段3个过程。其中, 初始燃烧阶段和熄燃阶段的持续时间均较长。燃烧过程中, 燃烧火焰呈现出明显的双火焰峰结构, 内层为规则的椭圆形分解火焰峰, 外层为带有尾迹火焰的扩散火焰峰。增加燃烧室温度促使液滴表面与内部的燃料快速蒸发, 形成了充足的燃料蒸气环境, 有助于液滴的着火燃烧; 燃烧室压力的增加加快了反应速度, 减少了液滴生存时间; 增大液滴下落速度导致液滴表面蒸发流率得到增强, 更易产生足够的燃料蒸气, 促进燃烧的进行, 从而有助于液滴生存时间的减小。

关键词: 偏二甲肼; 液滴燃烧过程; 燃烧实验; 燃烧特性研究

中图分类号: V433.9-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2014) 05-0029-08

Experimental study on combustion characteristics of UDMH droplet and influence factors on combustion

YIN Ting¹, NIE Wan-sheng², HE Hao-bo²

(1. Department of Postgraduate, Equipment Academy, Beijing 101416, China;

2. Department of Aerospace Equipment, Equipment Academy, Beijing 101416, China)

Abstract: An integrated experiment system used for single droplet combustion of hypergolic propellant was established. The experiments of UDMH droplet burning in dinitrogen tetroxide were carried out in different temperature and pressure conditions. The combustion characteristics of UDMH single droplet are analyzed. The effects of chamber temperature, pressure, initial diameter of droplet and velocity on combustion process are investigated carefully. The results show that the combustion process of droplets has experienced three periods, initial combustion period, intense combustion period and extinct combustion period. In the burning process, the combustion flame displays double flame front structure obviously, the inner is the decomposed flame front and the outer is the diffused flame front with wake flame. Increasing the chamber temperature or pressure, or

收稿日期: 2014-06-23; 修回日期: 2014-07-25

基金项目: 国家自然科学基金青年基金(51206185)

作者简介: 尹婷(1990—), 女, 硕士, 研究领域为液体火箭发动机

enhancing the velocity of droplet, can improve the combustion rate of hypergolic propellant, and decrease the lifetime of droplet.

Keywords: UDMH; droplet combustion process; combustion experiment; investigation of combustion characteristic

0 引言

液体火箭发动机以其比冲高、推力大、可靠性高、可多次启动、推力大小可调节及结构质量小等特点,成为液体弹道导弹和现代大型运载火箭的主要动力装置^[1]。现有的液体火箭发动机很多都采用自燃推进剂,偏二甲肼(UDMH)作为肼类燃料中的一种,是各种战略导弹、战术导弹、卫星、飞船和运载火箭的主要燃料,它不仅在火箭的主推进系统中使用,而且广泛地使用于各种轨控、姿控发动机^[2]。欧洲 ATV 推进系统^[3],俄罗斯联盟 TMA 飞船、以及将“天宫一号”目标飞行器送入太空的“长征-2F”运载火箭主推进系统都采用了偏二甲肼-四氧化二氮(UDMH-NTO)自燃推进剂组合^[4]。

尽管 UDMH 推进剂有着广泛的应用,对其的研究历史也由来已久^[5],但鉴于其毒性较大、且价格昂贵,目前大多数研究都集中在其蒸发特性和数值仿真方面^[6-10],有关 UDMH 液滴着火燃烧的实验研究相对较少,且已有的研究结论也并不全面。文献[11]对不同浓度富氧化剂下液滴的燃烧特性进行了研究,文献[12]研究了含碳偏二甲肼的燃烧特性,而文献[13]虽然对影响液滴燃烧过程的因素进行了实验性探索,但只考虑了液滴初始直径和压力 2 个因素。

本文针对液体火箭常用推进剂 UDMH,设计了密闭环境下的液滴燃烧实验系统,进行不同工况下 UDMH 液滴在氧化剂中着火燃烧的实验,分析其着火燃烧特性,及燃烧室温度、压力、液滴初始直径与速度等因素对液滴燃烧速率的影响。

1 实验系统

本实验以 UDMH 液滴为研究对象,采用最

接近实际情况的飞滴实验法。这种实验方法对实验技巧、研究设备和测量仪器都有较高要求^[14]。需要能够生成液滴的单滴生成装置,可实时采集温度、压力的测控系统和高性能的图像捕捉仪器。本实验综合考虑上述要求,设置了较为合理的实验系统,液滴燃烧实验系统总框如图 1 所示。该实验系统由单液滴生成子系统、燃烧室子系统、氧化剂气化子系统、高速摄影子系统、数据采集控制子系统和废水废气处理子系统组成。

其中,单液滴生成子系统用于 UDMH 单液滴生成。能否生成一定尺寸大小和运动速度的单个液滴是实验成功的关键。本实验系统采用的单滴生成装置由燃料储箱、喷注器、悬挂针头和短路组成。实验时通过 N_2 提供挤压动力,将燃料储箱内的 UDMH 燃料挤出,经喷注器在悬挂针头的末端形成液滴,通过微机控制电磁阀的通断及时间,从而控制生成液滴的大小、速度和频率。

燃烧室子系统是一个由 10 mm 厚的不锈钢板焊接而成的长方体密闭容器,其内部体积为 150 mm×150 mm×280 mm,分为顶盖、身部和底盖。顶盖上留有通气孔和测压孔,与单液滴生成子系统的喷注器直接相连。身部侧壁上留有观察窗,方便进行观察和拍摄。底部装有加热棒,能够将燃烧室迅速加热至实验所需温度。

氧化剂气化子系统由氧化剂储罐和加热装置组成。不同于挂滴实验采取的生成液滴后再调整燃烧室环境的做法,UDMH 遇到氧化剂即会着火燃烧,因此在 UDMH 液滴进入燃烧室之前,燃烧室内部即要形成均匀的氧化剂环境。该子系统通过加热,使储罐内的氧化剂 NTO 全部汽化进入到燃烧室内形成高温氧化剂环境,再生成 UDMH 液滴,从而解决了 UDMH 燃料与氧化剂 NTO 一碰即着不易观察记录的问题。

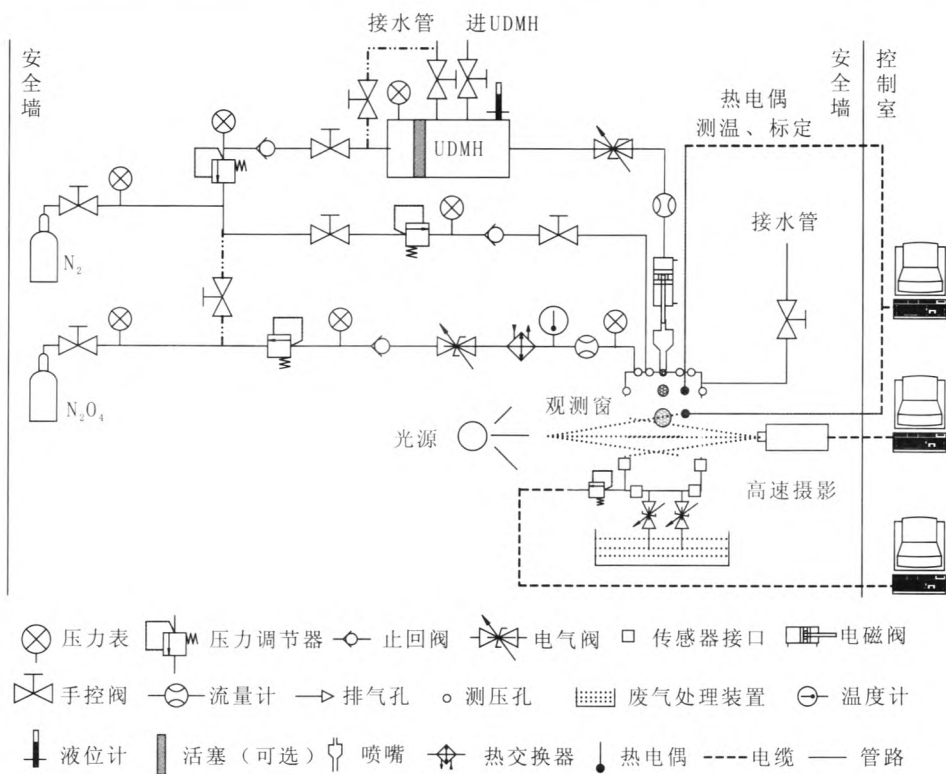


图 1 液滴燃烧实验系统总框图

Fig. 1 General view of droplet combustion experiment system

高速摄影子系统用于拍摄记录液滴燃烧的过程,方便实验数据的后期处理。该方法在液滴燃烧实验中被大量采用,文献 [15] 和 [16] 同样采用了高速摄影技术记录液滴燃烧过程的方式,取得了较为理想的拍摄效果。

数据采集控制子系统由温度、压力传感器和控制线路等组成,温度传感器与压力传感器用来测量实验系统各部分温度与压力,通过操作计算机控制各管路阀门开关与电磁阀的通断,从而保证实验时各子系统间的紧密衔接与同步。

废水废气处理子系统位于燃烧室的底部,由洗消通道、排泄管路和水槽组成。实验产生的废水与废气通过洗消通道与排泄管路进入水槽,经处理后排出。

2 实验操作

本实验共分为 18 组,分别考察了不同工况下 UDMH 液滴燃烧过程。下面详细介绍实验中

各项实验参数及操作步骤。

2.1 实验系统参数

根据实验的需要,UDMH 液滴燃烧单次实验中,UDMH 燃料通常取 5 ml,常压条件下的实验氧化剂 NTO 取 15~20 ml,高压条件下取 30~40 ml。

高速摄影仪采用 Vision Research 公司生产的 Phantom v9.1 高速数字摄像机,可调节曝光时间、分辨率等参数,最高分辨率达 1 600×1 200,最大分辨率下的帧频达 1 000 pps,最小曝光时间为 2 us,可以高保真、较完整地记录液滴着火燃烧的过程。实验中根据实际情况,进行了如下设置:

Resolution 分辨率	576×720
Sample rate 帧频	200 pps
Exposure 曝光	4 900
PostTrigger 触发后保存图像数	11 949 p

控制 UDMH 单液滴生成的电磁阀由微机控制,通过操作微机上的模拟面板来控制电磁阀的通断时间。根据以往经验和实际需要,实验中将

电磁阀的通断时间分别设置为 15 ms 和 3 000 ms。

2.2 实验操作步骤

UDMH 液滴燃烧实验分为实验准备阶段、实验进行阶段和废水废气处理阶段,下面给出实验具体的操作步骤。

在实验准备阶段,开启高速数字摄像机,设置分辨率、帧频及曝光时间等参数,调节焦距与光圈,使之对燃烧室内形成良好的聚焦,有助于取得较好的实验拍摄效果;打开数据采集控制子系统,对温度和压力进行实时测量。

实验进行阶段,首先利用燃烧室底部的加热棒对燃烧室进行加热,使其达到实验所需温度,随后取适量液态氧化剂 NTO 注入氧化剂储箱中,通过加热使之完全气化,打开氧化剂储箱与燃烧室相连的阀门,使氧化剂蒸汽进入到燃烧室内,在燃烧室内部形成均匀的氧化剂环境;提取适量 UDMH 燃料注入到燃料储箱中,利用挤压气源 N_2

提供挤压动力将燃料挤入喷注器中,通过模拟控制面板控制电磁阀的通断,从而使燃料以液滴状进入燃烧室内开始燃烧;同时用高速摄影仪记录下液滴燃烧过程。

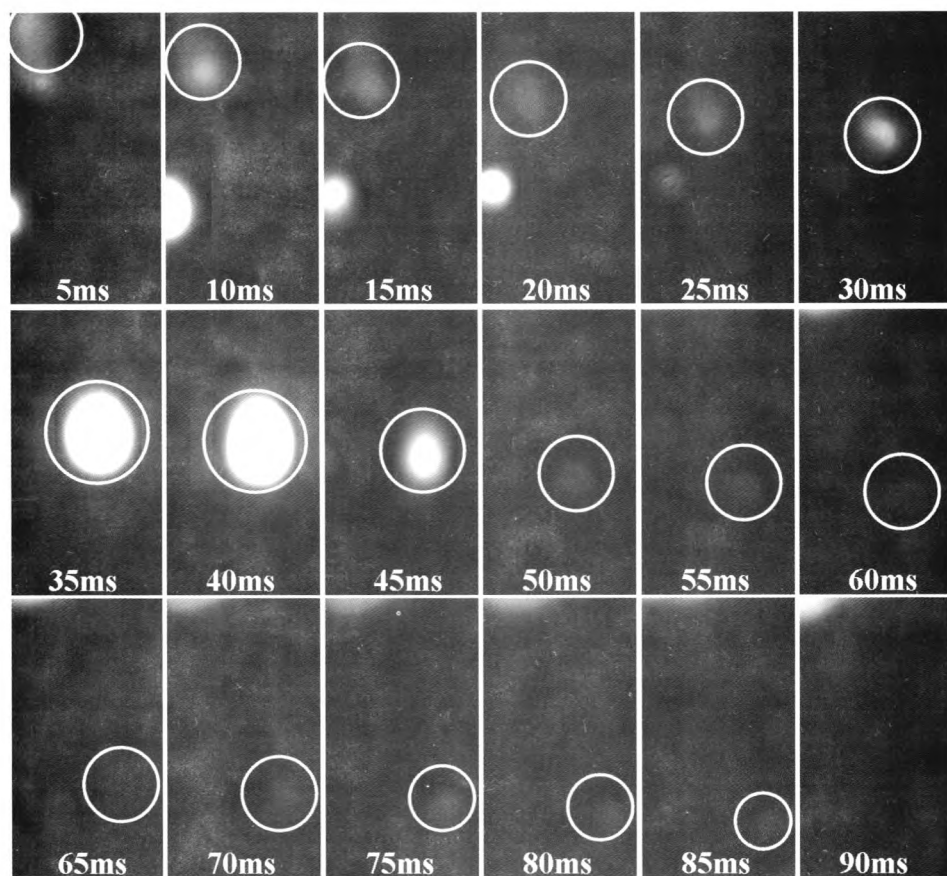
实验完成后,利用 N_2 吹除管路及燃烧室内的废气,并开启接水管路阀门对燃烧室进行冲洗,产生的废液通过洗消通道排出。

3 实验结果分析

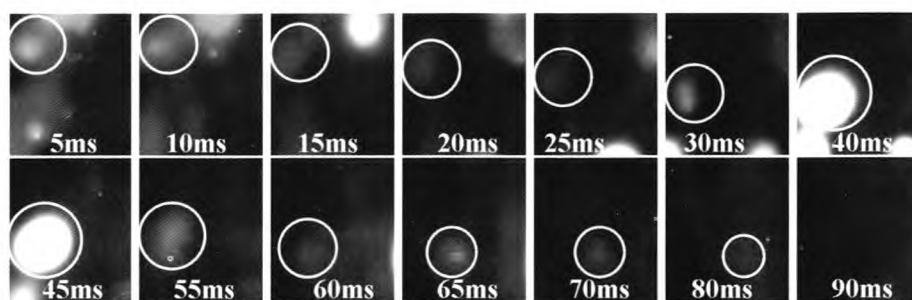
采用上述实验系统分别进行了不同温度、压力条件下的多次燃烧实验,获得了不同工况液滴燃烧特性规律、火焰结构及其演化过程。

3.1 液滴着火燃烧过程分析

图 2 给出了 336 K, 0.2 MPa 时不同初始直径液滴着火燃烧的过程。经过分析,将液滴着火燃烧过程分为 3 个阶段,分别是初始燃烧阶段、剧烈燃烧阶段和熄燃阶段。



(a) 336 K, 0.2 MPa 条件下, 初始直径 2.585 mm

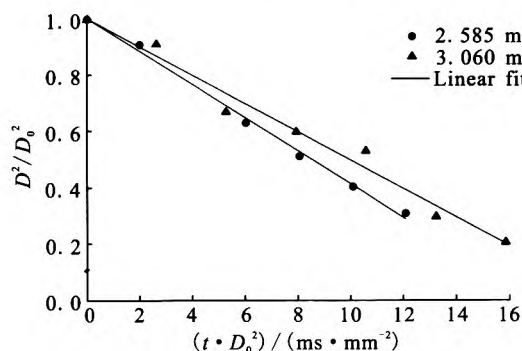


(b) 336 K, 0.2 MPa 条件下, 初始直径 3.060 mm

图 2 液滴燃烧过程

Fig. 2 Droplet combustion process

液滴下落过程中始终伴随有燃烧, 在初始燃烧阶段, 液滴下落速度较快, 且未完全燃烧, 呈现出带有明显尾迹的桔红色火焰, 该阶段持续时间较长。液滴进入剧烈燃烧阶段后, 演化为光亮的白色球体, 燃烧加剧, 发出刺眼的白色亮光, 此时火焰迅速演化为亮白色包覆火焰, 尾迹火焰消失, 且液滴下落速度明显减弱, 几乎保持在原地不动, 该阶段持续约十几毫秒。进入熄燃阶段后, 只有液滴中心处的残留燃料继续燃烧, 白色光亮火焰迅速演化为液滴中心处的亮红色火焰, 燃烧范围和火焰亮度都大幅减小, 熄燃过程较为缓慢, 在 3 个阶段中持续时间最长。

图 3 336 K, 2 atm, 液滴燃烧 D^2-t 曲线图Fig. 3 D^2-t curves of droplet combustion at 336 K and 0.2 MPa

比较图 3 还可以看出, 当液滴进入剧烈燃烧阶段后, 液滴位置不再呈现出明显的下落趋势, 且剧烈燃烧完毕后, 液滴的垂直位置还有可能有微小的上移。这是因为快速燃烧使液滴周围局部

温度大幅升高、局部密度大幅下降, 导致液滴附近的燃气更轻更快地向上运动, 使液滴受到的浮力更大, 难以继续下落。而初始燃烧阶段和熄燃阶段, 液滴燃烧较为微弱, 燃烧范围较小, 对周围温度和密度的影响较小, 浮力的影响减弱, 不足以抵抗液滴受到的重力, 因而液滴呈现继续下落的趋势。

根据拍摄的图片测量出液滴直径的变化, 拟合得到了液滴的标准化 D^2-t 曲线图, 图如 3 所示。图 3 给出了 336 K, 0.2 MPa 环境下, 初始直径分别为 2.585 mm 和 3.060 mm 液滴的标准化 D^2-t 曲线图。从图 3 中可以看出, 燃烧过程中液滴直径变化趋势整体上符合 D^2 定律。经过拟合, 2 条曲线 k 值的绝对值分别为 0.059 和 0.051, 两者较为接近, 认为实验数据可靠。

3.2 火焰结构分析

图 4 为不同环境下液滴燃烧的火焰。下落的液滴受周围气流的影响, 火焰受到的扰动较大, 不易于观察其形状。为了更加清楚地观察火焰颜色及形状的变化, 选择对喷注器末端燃料液滴燃烧过程进行观察, 把液滴初始燃烧阶段作为观察对象, 燃烧火焰不再出现明显扰动、燃烧较为稳定的时刻作为 0 ms。从图 4 中可以清楚地看出, 火焰是典型的双火焰峰结构包覆火焰, 内层为规则稳定的椭圆形分解火焰峰, 外层为扩散火焰峰。此阶段火焰已经演化为稳定的包覆火焰, 火焰颜色随着温度的升高而越发加深, 分层结构也更加明显。比较图 4 得出, 燃烧室压力越高, 液滴燃烧火焰越贴近喷注器末端, 且呈现出更加规则的

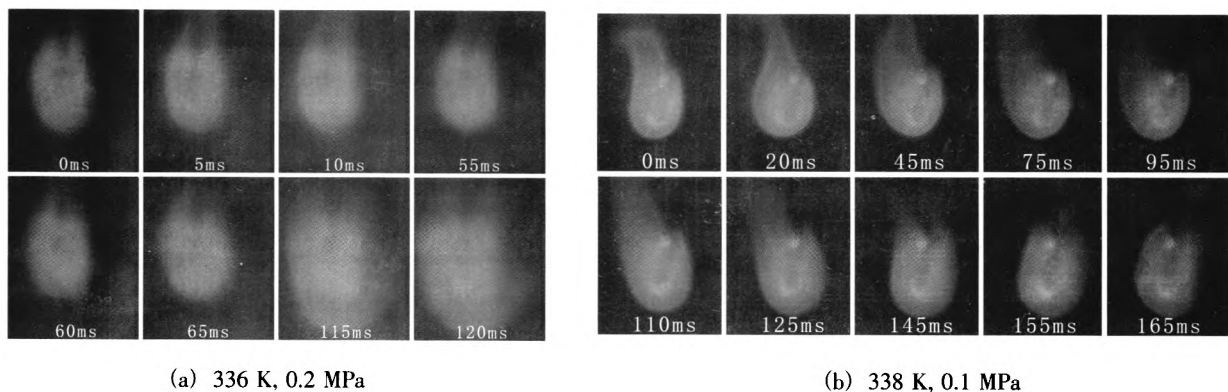


图4 液滴燃烧火焰结构

Fig. 4 Flame structure of droplet combustion

椭圆形结构。这是由于增加环境压力会降低燃料蒸汽扩散速率, 因此升高压力会促使火焰更贴近液滴表面, 形状更为规则。文献 [11] 和 [13] 对液滴燃烧火焰结构都作了详细的介绍, 与本文观察到的现象相似。

图5展示了燃烧阶段的末期, 燃烧火焰由较为稳定的包覆火焰渐渐消亡的熄燃阶段。从图5

中可以看出, 185 ms 以前火焰呈双火焰峰包覆结构, 有较为明显的尾迹火焰, 245 ms 以后, 火焰强度明显减弱, 亮度减小, 尾迹火焰渐渐消逝, 但仍可以看出双火焰峰结构。335 ms 以后几乎没有尾迹火焰, 此时亮度明显变暗, 双火焰峰结构不易观察到, 这个状态保持的时间较长, 直到 390 ms 时, 火焰形态都没有发生明显的变化。

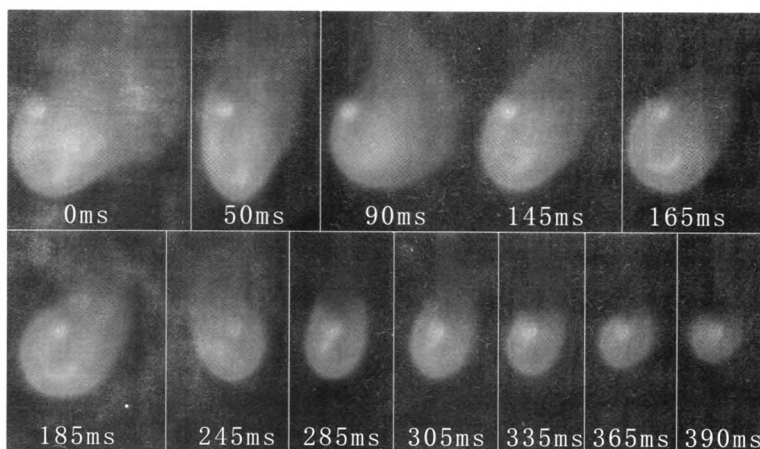


图5 燃烧火焰演化过程

Fig. 5 Evolution process of flame structure

3.3 燃烧影响因素分析

为了方便比较, 将不同工况下实验结果列入表1。表1为UDMH液滴燃烧的工况参数和实验结果。

分析表中的数据, 考察燃烧室温度、压力、液滴初始直径和下落速度对液滴燃烧过程的影响, 总结归纳如下。

3.3.1 下落速度影响

观察工况一、工况五和工况六的实验数据, 根据测量点, 用最小二乘法拟合得到液滴燃尽时间与速度关系为:

$$t = 2866.4v^6 - 15921v^5 + 32777v^4 - 31456v^3 + 14146v^2 - 2576.9v + 191.21$$

当燃烧室温度与压力相同时, 液滴下落速度越

表 1 不同工况下实验结果

Tab. 1 Experimental results in different working conditions

实验组次	燃烧室温度/K	燃烧室压力/MPa	初始直径/mm	下落速度/(m·s ⁻¹)	燃尽时间/ms
工况一	1	353	0.1	1.000	90.35
	2	353	0.1	1.300	117.85
	3	353	0.1	1.100	126.58
工况二	4	358	0.1	1.079	80.23
工况三	5	373	0.1	1.077	70.02
	6	373	0.1	1.241	101.40
工况四	7	349	0.15	3.331	32.71
	8	349	0.15	3.760	46.38
	9	349	0.15	4.682	68.03
工况五	10	336	0.2	3.780	110.21
	11	336	0.2	3.772	122.12
	12	336	0.2	3.060	90.17
	13	336	0.2	2.585	87.47
工况六	14	333	0.3	3.940	24.64
	15	333	0.3	4.497	32.17
	16	333	0.3	3.650	25.31
	17	333	0.3	3.527	28.87
	18	333	0.3	3.737	29.35

大，燃尽时间越短。这是因为在同一环境下，液滴下落速度增大导致表面的蒸发流率得到增强，在液滴表面更易产生足够的燃料蒸汽，促进燃烧的进行。

3.3.2 初始直径影响

通过上述比较还可以发现，液滴初始直径越小，燃尽时间越小。原因在于液滴直径越小，尺寸越小，可供燃烧的燃料就越少，因而燃尽时间越短。根据测量点拟合得到液滴燃尽时间与初始直径的关系为：

$$t=1.668\ 52d^5-28.215d^4+189.55d^3-618.33d^2-929.97d-392.6$$

3.3.3 燃烧室温度影响

观察实验 1，实验 3，实验 4 和实验 5 的数据，在燃烧室压力相同，液滴初始直径与下落速度相近时，随着温度的上升，液滴燃尽时间大大

缩短。根据测量数据，拟合得到液滴燃尽时间与温度的关系为：

$$t=0.000\ 500\ 27T^5-0.8774\ 47T^4+615.35T^3-31456v^3-2.156\ 8\times10^5T^2+3.778\ 5\times10^7T-2.646\ 7\times10^9$$

原因在于温度的上升造成液滴表面与内部燃料更快得蒸发，迅速地产生足够多的燃料蒸气，在液滴表面周围形成了充足的燃料蒸气环境，有助于燃料液滴的着火与持续燃烧。

3.3.4 燃烧室压力影响

根据实验测量数据，拟合得到液滴燃尽时间与压力的关系为：

$$t=-1.625\ 9\times10^5\ p^3+935\ 97\ p^2-166\ 50\ p+989.37$$

液滴燃尽时间随着压力的上升呈现减少的趋势，环境压力 0.3 MPa 时，虽然液滴初始直径都较大，在 3.5 mm 以上，但燃尽时间普遍在 30 ms 以下。原因在于增加燃烧室压力增加了气相化学

反应速率,加快了反应速度。此外,升高环境压力后,环境温度对燃烧过程的影响较小,观察实验数据发现,随着压力的增加,温度对高压环境下燃烧过程的影响微乎其微,相反,燃烧室压力与液滴下落速度、初始直径对液滴燃尽时间的影响则较为明显。

4 结论

通过对不同工况下 UDMH 液滴着火燃烧过程进行实验,研究了液滴着火燃烧特性规律,燃烧室温度、压力、液滴初始直径及下落速度这4种因素对燃烧过程的影响,得出以下主要结论:

1) UDMH 液滴着火燃烧过程分为3个阶段,分别是初始燃烧阶段、剧烈燃烧阶段和熄燃阶段,其中剧烈燃烧阶段持续时间较短,而液滴没有完全燃烧的初始燃烧阶段和火焰缓慢熄灭的熄燃阶段占据了整个液滴燃烧过程的大部分时间。

2) UDMH 液滴稳定燃烧时的火焰呈明显双火焰峰结构,内层为椭圆形结构的分解火焰峰,外层为带有尾迹火焰的扩散火焰峰,内层火焰峰相对外层更为稳定;随着燃烧室压力的升高,燃烧火焰的火焰峰更加靠近喷注器末端,且呈现出更为规则的椭圆形。

3) 增加液滴下落速度,减小液滴初始直径,升高燃烧室温度和压力,都会在一定程度上促进燃烧,缩短液滴燃尽时间,有助于发动机燃烧效率的提高。

4) 随着燃烧室压力的升高,温度对液滴燃烧过程的影响逐步减弱,而燃烧室压力、液滴初始直径和下落速度对液滴燃尽时间的影响则更为明显。因此,在实际工程应用中,十分注重雾化过程,雾化效果会直接影响到推进剂的燃烧过程及发动机的燃烧效率。

参考文献:

[1] 胡世祥. 运载火箭推进系统[M]. 北京: 国防工业出版社,

2002.

[2] 庄逢辰. 液体火箭发动机喷雾燃烧的理论、模型及应用[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1995.

[3] 李自然, 陈小前, 郑伟, 等. 轨道转移推进系统及其发展趋势[J]. 火箭推进, 2005, 31(5): 25-31.

[4] TRINH H, KOPICZ C, BULLARD B, et al. Evaluation of impinging stream vortex chamber concepts for liquid rocket engine application [EB/OL]. [2012-02-20]. <http://www.researchgate.net/p>.

[5] ALLISON C B. Hybrid and decomposition combustion of the hydrazine fuels, CR 72977[R]. Washington: NASA, 1971.

[6] 陈新华, 吴冲华, 佟连捷. 大气中 N_2O_4 /UDMH 推进剂蒸发特性的研究[J]. 推进技术, 2000, 21(2): 77-80.

[7] 陈新华, 吴冲华, 佟连捷. 可贮存有毒推进剂在大气中蒸发特性的研究 [J]. 指挥技术学院学报, 1999, 10(2): 11-15.

[8] 黄智勇, 陈兴. 贮存条件下偏二甲肼蒸发特性[J]. 导弹与航天运载技术, 2011 (1): 58-61.

[9] 黄智勇, 罗锋, 施慧玮, 等. 贮库内偏二甲肼蒸发扩散数值模拟[J]. 科技导报, 2011, 29(24): 67-70.

[10] HALLETT W. A simple model for the vaporization of droplets with large numbers of components [J]. Combust. Flame, 2000 (121): 334-344.

[11] LASTUFKA A E, SOLOMON Y, ANDERSON W E. Effect of diluent on gelled MMH ignition and dual flame behavior, AIAA 2011-5951[R]. USA: AIAA, 2011.

[12] 张蒙正, 郝智超, 张玫, 等. 含碳偏二甲肼的点火和燃烧特性[J]. 燃烧科学与技术, 2012, 18(4): 315-318.

[13] MISHRA D P, PATYAL A. Effects of initial droplet diameter and pressure on the burning of ATF gel propellant droplets [J]. Fuel, 2012, 95: 226-233.

[14] 张蒙正. 凝胶燃料单滴燃烧的建模、实验及应用[J]. 火箭推进, 2010, 36(3): 1-9.

[15] DAISUKE S, TOSHIKAZU K, AKIRA N, et al. Effects of ambient pressure on autoignition of a fuel droplet in supercritical and microgravity environment[C]// 28th International Symposium on Combustion. [S.l.]: [s.n.], 2000: 1063-1069.

[16] WEISER V, GLASER S, KELAENBERG S, et al. Investigations on the droplet combustion of gelled mono-and bipropellants, AIAA 2005-4474[R]. USA: AIAA, 2005.

(编辑: 马 杰)