

液体火箭凝胶推进剂燃烧特性研究进展

丰松江, 何 博, 聂万胜
(装备指挥技术学院, 北京 101416)

摘 要: 液体火箭凝胶推进剂燃烧特性是凝胶推进技术发展的关键问题之一。综述了液体火箭凝胶推进剂燃烧特性研究状况与进展, 详细阐述了凝胶液滴燃烧机理, 总结分析了凝胶推进剂燃烧特性三种试验研究方案和四种理论研究模型的特点, 指出了研究凝胶推进剂燃烧特性的重要性并对进一步的研究工作提出建议。

关键词: 凝胶推进剂; 燃烧; 研究进展

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2009) 04-0001-08

Progress in combustion characteristic research of liquid rocket gelled propellants

Feng Songjiang, He Bo, Nie Wansheng
(Academy of Equipment Command and Technology, Beijing 101416, China)

Abstract: Combustion characteristic of liquid rocket gelled propellants is one of the key problems for development of gelled propulsion technology. Research and development of combustion characteristic of liquid rocket gelled propellants were summarized. The combustion mechanisms of gelled propellants droplets were introduced. The characteristics of three kinds of experimental schemes and four kinds of theoretical modes were summarized and analyzed respectively. The importance of the gelled propellants combustion characteristic research was addressed. In addition, some proposals were given based on the research work.

Key words: gelled propellants; combustion; research progress

收稿日期: 2009-05-10; 修回日期: 2009-06-06。基金项目: 国家自然科学基金(50576105)。

作者简介: 丰松江 (1981—), 男, 博士研究生, 研究领域为新型液体火箭发动机燃烧过程与燃烧不稳定性机理。

0 引言

未来新型空天运输系统对推进剂的性能和安全性提出了更高要求,液体火箭凝胶推进剂一般指在液体推进剂中添加胶凝剂而形成的稳定胶状物^[1],其以高密度、高燃烧能量、高安全性、长期贮存、流量可控等优点,已成为一种具有广阔应用前景的新型推进剂^[2]。国内外学者已对凝胶推进剂的配制、流变、雾化及燃烧特性等进行了一系列研究^[3-9],但是,凝胶推进剂燃烧过程中各种复杂的物理化学现象仍没有完全认识清楚^[9],且不同类型的凝胶推进剂燃烧特性不同,其燃烧过程理论建模和实验研究也具有不同的特点。

燃烧特性是凝胶推进技术的一个关键问题,在配制、流变特性、喷雾特性研究取得突破的基础上,对凝胶推进剂燃烧特性进行研究是优化新型发动机设计、提高发动机性能的基础。

1 国外凝胶推进剂燃烧特性研究进展

凝胶推进剂燃烧过程以其雾化液滴蒸发过程为基础,一般情况下,对凝胶推进剂燃烧特性研究即包含对其蒸发特性的研究。其研究途径主要有试验研究和理论建模与仿真两个方面,且由于凝胶推进剂特殊的非牛顿流变特性等与传统液体推进剂不同的特点,其燃烧特性与传统液体推进剂也有显著区别,用于传统液体推进剂蒸发、燃烧分析的理论模型与仿真方法等也不再适用于凝胶推进剂,所以在其燃烧特性研究过程中,通过凝胶推进剂单滴蒸发燃烧试验、凝胶推进剂喷雾燃烧试验、凝胶发动机性能分析试验等一系列试验研究,初步认识其喷雾燃烧过程现象及不同凝胶推进剂配方和工况对发动机性能影响,并建立燃烧模型,进行仿真研究,与试验结果相互验证,最终得到合理正确的理论模型。

1.1 试验研究

1.1.1 美国

美国是凝胶推进技术发展最早也是最先进的国家。凝胶推进剂始于 20 世纪 40 年代美国开展

的“添加固相颗粒的液体燃料”概念研究^[1],液体火箭凝胶推进剂的大规模研究始于 1958 年美国对烃类燃料的含硼和含镁浆料的研究^[2]。B. Palaszewski 和 R. Powell 报道了使用金属凝胶推进剂的运载火箭^[10],其荷载比未用金属凝胶燃料的运载火箭显著提高。有报道指出^[11,12],美国军方已和 TRW 公司签约,助其发展凝胶推进系统,以供常规导弹和“地狱烈火”计划使用。

美国凝胶推进技术的发展和实用化的进度与其长期对凝胶推进剂燃烧特性进行大量研究是分不开的,因为燃烧性能的提高对发动机性能的提高至关重要。20 世纪 90 年代起,美国陆军导弹司令部联合相关工业部门和部分高校,对用于战术导弹的凝胶推进剂燃烧性能进行了一系列研究;NASA Lewis 研究中心等对用于 NASA 相关航天任务的 $O_2/H_2/Al$ 和 $O_2/RP-1/Al$ 凝胶推进剂的燃烧性能进行了大量研究。目前,美国在凝胶推进剂燃烧特性方面的研究主要集中在通过试验测量金属化凝胶推进剂的喷雾燃烧过程,分析不同发动机结构、不同工况、不同凝胶推进剂配方等对发动机性能的影响。最有代表性的成果有:

B. Palaszewski 等试验研究了 $O_2/RP-1/Al$ 金属凝胶推进剂火箭发动机的燃烧过程^[13],得到了不同喷注器型式下采用传统 $O_2/RP-1$ 液体推进剂和选用不同含量胶凝剂 SiO_2 、铝粉、表面活性剂时 $O_2/RP-1$ 凝胶推进剂发动机的比冲、特征速度、比冲效率及传热特性,并根据发动机的结渣、腐蚀、喷注器面板的烧蚀、点火效率等,综合分析了发动机的性能。

之后, J. Mordosky 等^[14]试验测量了 $RP-1/Alex$ (Al 粉颗粒直径约为 100nm 量级)凝胶推进剂的喷雾燃烧过程,并与 B. Palaszewski 等的试验结果 (Al 粉颗粒直径约为 7 μm 量级)进行了比较,由于 $Alex$ 添加后, Al 颗粒表面积变大,燃烧更加完全,反应热急剧增加,从而导致火焰温度、比冲、燃烧效率提高。

此外, P. Bryan 等^[15]试验研究了不同 $JP-8/Al$ (Al 粉颗粒直径约为 60nm~100nm)凝胶推进剂配方在脉冲爆震发动机 PDE 中的燃烧特性,在无需额外供氧的情况下,采用 $JP-8/Al$ 凝胶推进剂

即可实现点火燃烧, 具有简化 PDE 发动机设计、提高飞行器紧凑性等优点, 具有广泛应用前景。

凝胶推进剂喷雾燃烧试验的典型系统示意图如图 1 (方案 1) 所示。

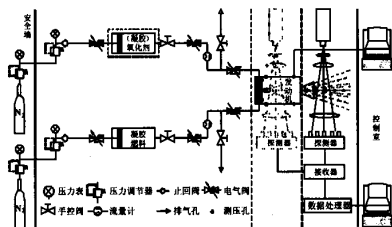


图 1 试验系统示意图 (方案 1)

Fig.1 Schematic of experimental system (scheme 1)

1.1.2 以色列

以色列 RAFAEL “凝胶火箭推进技术发展计划” 第一个阶段主要是进行凝胶推进剂的制备、安全贮存和操作技术研究、理论性能计算、试验室尺寸热试车测试系统设计与建立, 并在此基础上进行小尺寸双组元凝胶推进剂发动机分别在连续、多脉冲工作模式下的地面点火燃烧试验。

S. Rahimi 等^[16]报道了试验室尺寸 100N 凝胶推进剂发动机的研究情况, 采用自燃液体推进剂和凝胶双组元推进剂成功进行了热试车, 对于肼/IRFNA 凝胶推进剂, 连续试车时间上限达到 25s, 多脉冲工作时间上限为 “0.1s 开/0.5s 关” 的 20 个周期, 此外还分别进行了传统液体和凝胶 MMH/IRFNA 推进剂热试车, 燃烧室压力约为 20atm~35atm。在试车过程中, 没有发现沉积腐蚀现象, 测得特征速度与混合比之间的函数关系, 发现传统液体和凝胶 MMH/IRFNA 推进剂连续燃烧时最大特征速度分别为 90% 和 95%。

B. Natan 等在凝胶推进剂燃烧机理和各种条件下 (压力、环境、结构及推进剂配方) 凝胶推进剂点火和燃烧特性方面做了大量的试验研究^[17]。结果表明, 一般情况下无机、非金属凝胶推进剂遵守扩散控制燃烧 d^2 定律; 胶凝剂对燃烧时间的影响可通过蒸发热来考虑, 即蒸发热随胶凝剂含量的增加而增加; 凝胶推进剂燃烧速率低于传统液体推进剂, 随氧质量分数增加而增大; 增大胶凝剂含量导致点火延迟时间延长且需更高的热量

以实现点火。

B. Natan 等对 2000 年以前凝胶推进剂的研究情况进行了概括^[18], 从非金属化凝胶燃料和金属化凝胶燃料两种类型分别阐述了凝胶推进剂燃烧特性的研究情况, 凝胶燃料燃烧速率比非凝胶燃料低, 且燃烧效率也较低, 但通过改进胶凝剂配方和添加适当的活性物质可增加蒸发和燃烧速率, 且二次雾化很可能是在合理的燃烧室长度内凝胶推进剂完全燃烧的关键因素。

近几年, B. Natan 等针对有机凝胶推进剂燃烧机理进行了一系列试验研究^[19,9], 试验系统如图 2 (方案 2) 所示^{9]}, 发现在凝胶液滴燃烧初期, 其燃烧过程与常规液体推进剂液滴类似, 即在液滴周围出现明显的火焰; 随着蒸发过程的进行, 由于液滴内部的组分扩散系数很小, 使得液滴内部的混合均匀性并不能维持, 且液态燃料与有机胶凝剂挥发性不同, 因此一段时间后在液滴外围会出现高粘度的胶凝剂膜, 这将限制液态燃料蒸发; 但是, 液滴的不断加热使得液滴内部温度接近燃料沸点, 导致液滴内形成气泡, 而气泡的不断膨胀导致液滴增大、胶凝剂膜的厚度变薄直至破裂, 且这个过程不断循环, 直到几乎所有的胶凝剂燃烧完全。

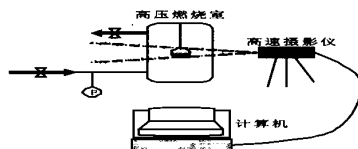


图 2 试验系统示意图 (方案 2)

Fig.2 Schematic of experimental system (scheme 2)

1.1.3 德国

W. Volker 等对单组元和双组元凝胶推进剂液滴燃烧分别进行了试验研究^[20], 单组元液滴采用纯硝基甲烷和硝基甲烷/过氧化氢 (90% 纯度) 的混合物, 双组元液滴由硝基甲烷、Al/JP-1、辛烷、煤油与氧化剂 (如过氧化氢) 合成, 并与描述单滴扩散控制燃烧过程的简化瞬态模型的计算结果进行了对比验证。试验系统如图 3 (方案 3) 所示^[20]。



图3 试验系统示意图(方案3)

Fig.3 Schematic of experimental system (scheme3)

J. Kampen 等^[4]采用撞击式喷注器对含 Al 颗粒的凝胶燃料的喷雾和燃烧特性进行了试验研究。在燃烧室压力约为 6atm~10atm 条件下, 凝胶燃料喷射到燃烧室高温空气环境中均可点火燃烧, 燃烧效率的计算值随着理论燃烧温度升高而增加, 且压力越高燃烧效率越高。

1.2 理论研究

1.2.1 燃烧机理

在通过试验测量不同凝胶推进剂燃烧过程基本物理现象、并认识其燃烧特性基本规律的基础上, 建立不同类型凝胶推进剂燃烧过程理论模型, 计算分析其燃烧规律, 并与试验结果进行对比验证, 已成为对凝胶推进剂燃烧特性进行理论研究的主要思路。但是, 因其燃烧过程极其复杂, 在研究过程中对燃烧现象进行“假设简化、由易到难”是理论研究过程中的主要途径。

基于非金属凝胶剂的凝胶推进剂燃烧过程中, 由于相的分离, 液滴表面出现一层凝胶剂膜, 从而导致气泡和喷射现象, 且相的分离很可能就是控制燃烧过程的主要因素^[9]。金属化凝胶液滴蒸发燃烧过程的瞬态理论模型^[21]表明, 液滴蒸发初期部分液体蒸发, 并在液滴表面形成厚度不断增加的“多孔”外壳, 燃烧过程中该外壳外表面直径保持不变, 而内表面直径随时间呈 d^3 定律减少, 且在凝胶液滴内核和外壳之间出现气泡。碳凝胶理论模型^[22]表明, 第一阶段, 液滴燃烧与传统的液体推进剂液滴类似, 从变形点开始, 液滴尺寸近似不变, 直到出现分裂破碎; 增加碳颗粒含量导致低的初始燃烧速率, 液滴变形发生越早; 在直径不变的阶段, 液滴燃烧是分裂性的, 也会出现通过多孔外壳的分裂和喷射现

象。

与无机凝胶剂相反, 对于有机凝胶剂, 因凝胶剂也参与燃烧, 损失减小。此时, 凝胶推进剂可看作是多组分燃料, 按照各组分的燃烧机理组织燃烧。特殊的是, 在部分燃料蒸发后, 在液滴表面形成凝胶剂弹性膜, 阻止液滴外部表面燃料的进一步蒸发, 反而导致燃料在液滴内部蒸发, 从而产生气泡, 导致液滴充胀、燃料喷射, 直至液滴最后完全破碎, 这个过程不断重复直到燃料和凝胶剂完全消耗, 如图 4 所示^[9]。液滴内部分子扩散是燃烧过程的主要控制机理, 这个理论模型可很好地预测凝胶液滴的燃烧过程^[23]。

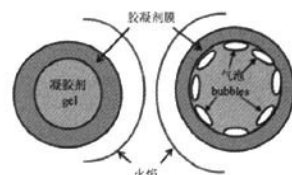


图4 凝胶液滴燃烧过程中内部气泡的形成

Fig.4 Formation of bubbles inside a burning gel droplet

凝胶剂的添加影响凝胶推进剂的结构特性, 对其燃烧过程及蒸发热有很重要的影响。一般情况下, 无机凝胶剂在液滴周围产生一个刚性的、硬的固体外壳, 阻止任何内部的移动。而对于有机凝胶推进剂则具有不同的结构和特征, 当对其充分加热后, 凝胶剂的状态将发生改变, 更像一种液态混合物。基于液滴体积和温度变化, 其燃烧过程可分为四个阶段。

首先, 常规液滴蒸发燃烧阶段。燃烧初期, 凝胶液滴是均匀的高粘度液滴, 其燃烧与经典液体推进剂液滴蒸发燃烧类似, 即凝胶液滴中沸点最低的物质先蒸发燃烧, 在液滴周围出现清晰的火焰。

其次, 两相分离阶段。随液滴受热温度升高, 液滴体积减小, 液滴内部出现环流, 慢慢发生低强度混合, 液滴外部液体推进剂浓度连续降低, 所有可溶解的凝胶剂都溶解到液体推进剂中, 液滴外部边缘凝胶出现两相分离, 且在外部开始出现凝胶剂的小液滴。

第三, 凝胶剂膜形成及破裂阶段。凝胶剂小

液滴在凝胶液滴外周形成连续的高粘度膜, 液体推进剂通过这个膜慢慢地扩散到液滴表面并蒸发。同时, 液滴内部的液体推进剂蒸发形成小气泡并逐渐膨胀, 粘性胶凝剂膜的厚度逐渐减小, 直到其破裂产生喷流。胶凝剂膜的破裂导致液滴体积迅速地减小, 大多数液体推进剂已蒸发, 而胶凝剂仅刚开始蒸发或分解, 胶凝剂膜厚度增加, 且可大幅度伸展, 所以可完全阻止剩下的液体推进剂蒸汽的通过。此时, 大量气泡形成并快速增大, 直到胶凝剂膜破裂。

最后, 胶凝剂燃烧阶段。

可见, 凝胶液滴蒸发过程不同阶段特征控制着燃烧速率, 建立凝胶液滴燃烧模型, 则首先需根据不同阶段液滴体积、温度、质量、组分的变化建立蒸发模型, 其次, 根据不同组分燃烧动力学特性建立燃烧模型, 得到燃烧速率、燃气成分、温度等。

1.2.2 燃烧模型

目前, 在燃烧模型研究方面, 国外以有机凝胶推进剂为主, 主要有以下四种模型:

(1) 连续热力学理论模型

将有机凝胶推进剂液滴蒸发燃烧过程看作是多组分连续混合物燃料液滴蒸发和燃烧过程^[9], 采用连续热力学理论模型, 用概率密度函数描述液滴中组分分布, 建立简化准稳态液滴蒸发模型^[24]。这个模型只有在混合物的组分种类足够多以至于组分浓度近似地随分布变量连续变化时才适用。A. Manuel 等^[25]通过采用连续混合物近似离散混合物理论分析了多组分、球对称、互相可溶的热力学理想混合物液滴的准稳态蒸发和燃烧过程, 以验证采用光谱分析技术研究连续混合物非平衡问题的可行性。Z. Abdel-Qader 等^[26]和 W. Hallett 等^[27]采用连续热力学模型分别研究了多组分混合物液滴蒸发过程中内部混合特性和四种多组分液滴的蒸发和高温分解特性。

(2) 基于时间的燃烧模型

A. Kunin 和 B. Natan 等^[28]将有机凝胶推进剂蒸发燃烧过程分为两个主要阶段: 胶凝剂膜形成阶段和气泡形成/液滴破碎阶段, 如图 5 所示^[28], 假设凝胶液滴为球对称的液态燃料和胶凝剂组成

的双组元液态混合物、液滴内部温度均匀且等于最易挥发物质的沸点、液滴已达到该沸点温度并已开始燃烧、胶凝剂和燃料的粘性均不变, 首次建立了基于时间的理论模型。这个模型描述液体燃料从液滴表面蒸发的速率与液滴大小有关, 并严重影响胶凝剂膜的厚度; 气泡形成时胶凝剂膜的张力在很短的时间内即达到很高的值, 且在超过胶凝剂膜材料的屈服点时, 则导致液滴破裂; 胶凝剂膜形成阶段消耗时间几乎是气泡形成/液滴破碎阶段的三倍。

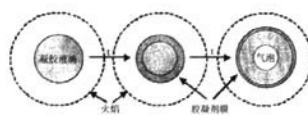


图 5 凝胶液滴燃烧过程示意图

Fig.5 Schematic of gel droplet burning

(3) 振荡蒸发理论模型

B. Natan 等^[23,29]采用单截面常脉冲频率蒸发/燃烧模型、多尺寸多分散性随温度线性变化脉冲频率蒸发/燃烧模型, 理论分析/数值研究有机凝胶推进剂液滴振荡蒸发对火焰特征的影响。这个模型是将胶凝剂膜对凝胶液滴中液体蒸发的影响(即液体蒸发气泡穿透胶凝剂膜的扩散燃烧过程)用振荡蒸发理论模型描述, 可研究不同截面不同振荡频率对凝胶液滴燃烧火焰结构、温度等特征的影响。B. Natan 等^[30]在振荡蒸发燃烧模型中, 假设振荡蒸发在火焰表面开始发生, 在该表面上游不包含氧的区域内, 蒸发 Damkohler 数为常数, 而在这个火焰表面下游包含氧的区域内, 蒸发 Damkohler 数为关于液滴初始直径、液滴与周围气体温度梯度、扩散率等参数的复杂函数。

(4) 计算流体力学方法

凝胶推进剂液体火箭发动机燃烧过程是高温、非理想气体化学反应的过程, 通过求解 3D 非稳态理想气体 N-S 方程组获得燃烧流场, 计算子模型须考虑多相流、有限速率化学动力学、多组分扩散热力学特性、非牛顿流体粘性、湍流、液滴蒸发和沉积等复杂物理过程^[31]。此外, D. Mueller 等^[32]建立了 Al-碳氢凝胶推进剂火箭发

动机的一维模型,描述了液态碳氢的燃烧、二次雾化、AI 点火和燃烧过程,并考虑了固体燃烧产物的辐射热传输现象。

2 国内凝胶推进剂研究进展

我国在凝胶推进剂的制备、流变、雾化性能研究等方面取得了一系列成果。

符全军等^[1,7]对 UDMH/NTO 双组元凝胶推进剂的制备及流变性能进行了很多研究,试验中比较分析了多种有机胶凝剂及配比对 UDMH/NTO 凝胶推进剂流变性能的影响,得出分别采用 XH、FH 作为 UDMH、氧化剂的胶凝剂时,凝胶具有较为理想的流变性能;结合地面试验、限流圈试验、发动机头部液流试验,专门针对不同胶凝剂配方对 N_2O_4 凝胶流变特性的影响进行了研究,研制的复合胶凝剂 YN61+YN71 与 NTO 形成的凝胶体系流变性能良好,基本满足发动机设计需要。

凝胶推进剂的雾化问题是凝胶推进技术中的关键问题之一,张蒙正等对此进行了较为全面的研究^[2]。当前的研究工作主要是提供凝胶推进剂雾化的基本试验数据,尽量包括测量的流变参数,研究喷注器几何形状和喷注系统的控制参数等对雾化特性的影响;为建立凝胶推进剂管路流动模型,对凝胶推进剂直圆管中流动特性进行了一系列试验研究及理论分析^[6];研制了非金属凝胶推进剂热力气动计算软件^[3],对某单组元和双组元凝胶推进剂进行热力气动计算和分析,考虑不同的胶凝剂成分和含量变化,从能量指标上预估推进剂和推力室的理论性能。

3 结论

液体火箭凝胶推进剂以其独特的优势,在未来新型空天运输系统中具有广阔的应用价值,已受到国内外的广泛关注。目前,美国、德国、以色列等国正通过试验测量和理论研究(建模仿真)两个主要手段对凝胶推进剂燃烧机理、燃烧性能等进行重点研究,且有的国家工程化进度较

快。

试验研究的三种方案(方案3、方案2、方案1)逐渐复杂、系统化,研究内容分别侧重于凝胶液滴在空气环境中运动时的燃烧过程、在给定燃气(介质)工况条件下静止时的燃烧过程、不同喷嘴型式发动机凝胶推进剂喷雾燃烧过程试验研究,不同的研究进展与目的决定试验方案的选择;研究对象包括多种类型的凝胶推进剂,其中,添加金属微粒的凝胶推进剂燃烧性能优于不添加金属微粒的凝胶推进剂,尤其是美国目前非常重视 AI 微粒在提高凝胶推进剂性能方面的作用。

理论研究的四种模型具有连续性、递进性,且各个模型也具有不同的特点和应用的局限性。连续热力学理论模型、基于时间的燃烧模型主要用来计算单凝胶液滴蒸发、燃烧过程;对于不同的凝胶推进剂液滴,是否可采用连续热力学理论模型,还需根据其成分组成特点进一步分析;基于时间的燃烧模型是比较新的描述有机凝胶推进剂蒸发燃烧过程的理论模型,其假设条件的合理性和适用性还需进一步验证。振荡蒸发理论模型主要用来分析凝胶液滴振荡蒸发频率对火焰结构的影响;单凝胶液滴燃烧试验表明振荡类型的蒸发仅发生在某些特殊的工况条件下,且难以说明振荡是发生在单滴燃烧之前还是燃烧过程中,所以振荡蒸发理论模型的适用性也需通过试验进一步验证。计算流体力学方法则以液滴的蒸发、燃烧过程为基础得到液滴在不同环境下的燃烧流场;该方法目前仅考虑凝胶液滴的非牛顿流体粘性,其它特殊的蒸发、燃烧等过程还需建立相应模型后,与流场进行耦合计算,以提高计算的精度。

我国在凝胶推进剂配制、流变、雾化特性等方面研究的基础上,本着循序渐进的原则,在借鉴国外凝胶推进剂蒸发燃烧特性试验研究和理论建模的基础上,根据凝胶推进剂的特点,由易到难,建立蒸发燃烧模型,并与试验结果相互验证,得到凝胶推进剂燃烧速率、燃烧流场组分、温度、速度等参数,对下一步发动机设计、性能分析等具有重要意义。

参考文献:

- [1] 符全军, 杜宗翌, 兰海平, 等. UDMH/NTO 双组元凝胶推进剂的制备及性能研究[J]. 火箭推进, 2006, 32(1): 48-53.
- [2] 杨伟东, 张蒙正. 凝胶推进剂流变及雾化特性研究与进展[J]. 火箭推进, 2005, 31(5): 37-42.
- [3] Wong W, Starkovich J, Adams S. Cryogenic Gellant and Fuel Formulation for Metallized Gelled Propellants: Hydrocarbons and Hydrogen with Aluminum [R]. AIAA 94-3175.
- [4] Kampen J, Alberio F, Ciezki H. Spray and Combustion Characteristics of Aluminized Gelled Fuels with an Impinging Jet Injector [J]. *Aerosp. Sci. Technol.*, 2007, (11): 77-83.
- [5] Rahimi S, Natan B. Atomization of Gel Propellants Through an Air-blast Triplet Atomizer [J]. *Atomization and Sprays*, 2006, 16(4): 379-400.
- [6] Jayaprakash N, Chakravarthy S. Impinging Atomization of Gel Fuels[R]. AIAA 2003-316.
- [7] 韩伟, 杜宗翌, 符全军, 等. 四氧化二氮凝胶推进剂的配方研究[J]. 火箭推进, 2008, 34(1): 54-58.
- [8] 左博, 张蒙正, 张玫. 凝胶推进剂模拟液直圆管压降计算及误差分析[J]. 火箭推进, 2008, 34(1): 26-29.
- [9] Solomon Y, Natan B, Cohen Y. Combustion of Gel Fuels based on Organic Gellants [J]. *Combust. Flame*, 2009, 156: 261-268.
- [10] Palaszewski B, Powell R. Launch Vehicle Performance Using Metallized Propellants[R]. AIAA 91-2050.
- [11] Hodge K, Crofoot T, Nelson S. Gelled Propellants for Tactical Missile Applications[R]. AIAA 99-2976.
- [12] 刘凯强, 屈育龙, 王明珍, 等. 小分子有机胶凝剂和凝胶推进剂的研究进展[J]. 火炸药学报, 2003, 26(4): 23-26.
- [13] Palaszewski B, Zakany J. Metallized Gelled Propellants: Oxygen/RP-1/Aluminum Rocket Combustion Experiments[R]. AIAA 95-2435.
- [14] Mordosky J, Zhang B, Kuo K, et al. Spray Combustion of Gelled RP-1 Propellants Containing Nano-Sized Aluminum Particles in Rocket Engine Conditions [R]. AIAA 2001-3274.
- [15] Bryan P, John J, Kevin B, et al. Metallized Gelled Propellants Combustion Experiments in a Pulse Detonation Engine[R]. AIAA 2004-4919.
- [16] Rahimi S, Hasan D, Peretz A. Development of Laboratory-Scale Gel Propulsion Technology [R]. AIAA 2001-3265.
- [17] Nachmoni G, Natan B. Combustion Characteristics of Gel Fuels [J]. *Combust. Sci. Technol.*, 2000, 156 (4): 139-157.
- [18] Natan B, Rahimi S. The Status of Gel Propellants in Year 2000 [R]. Stresa: The 5th International Symposium on Special Topics in Chemical Propulsion: Combustion of Energetic Materials, 2000.
- [19] Solomon Y, Natan B. Experimental Investigation of the Organic Gellant-Based Gel Fuel Droplets [J]. *Combust. Sci. Technol.*, 2006, 178(6): 1185-1199.
- [20] Volker W, Sascha G, Stefan K, et al. Investigations on the Droplet Combustion of Gelled Mono and Bipropellants [R]. AIAA 2005-4474.
- [21] Antaki P. Transient Process in a Rigid Slurry Droplet during Liquid Vaporization and Combustion [J]. *Combust. Sci. Technol.* 1986, 46: 113-135.
- [22] Lee A, Law C. Gasification and Shell Characteristics in Slurry Droplet Burning [J]. *Combust. Flame*, 1991, 85: 77-93.
- [23] Kunin A, Greenberg J, Natan B. On the Behaviour of Organic Gel Multi-size Spray Diffusion Flames [J]. *Combustion Theory and Modeling*, 2008, 12(5): 973-997.
- [24] Hallett W. A Simple Model for the Vaporization of Droplets with Large Numbers of Components[J]. *Combust. Flame*, 2000, 121: 334-344.
- [25] Manuel A, Daniel E. Multicomponent Fuel Droplet Vaporization and Combustion Using Spectral Theory for a Continuous Mixture [J]. *Combust. Flame*, 2003, 135: 271-284.
- [26] Abdel Qader Z, W Hallett. The Role of Liquid Mixing in Evaporation of Complex Multicomponent Mixtures: Modelling Using Continuous Thermodynamics [J]. *Chemical Engineering Science*, 2005, 60: 1629-1640.
- [27] Hallett W, Clark N. A Model for the Evaporation of Biomass Pyrolysis Oil Droplets[J]. *Fuel*, 2006, 85: 532-544.

(下转第 13 页)

较为吻合;到 7.4s 时刻,关闭推进剂主阀,打开吹除阀,燃烧过程结束。为了安全起见,燃烧持续时间只设定为 0.8s。点火压力峰比较高的主要原因是, N_2O 的饱和蒸汽压很高,当其从贮箱进入管路及推力室后,会由于压力骤降而汽化,如果在喷嘴喷出的 N_2O 为气态时点火,会由于混合比太低而不能点火成功。为了保证顺利点火,必须使从喷嘴喷出的 N_2O 为液态,而这时已经有大量气体 N_2O 积存在燃烧室内,当酒精进入并点火后会产生高压。为了解决这一问题,可以采取预冷的措施,即点火之前对整个氧化剂管路及推力室充填 N_2O 进行充分的预冷,温度降低后, N_2O 的饱和蒸汽压会随之降低,这样会减少它的蒸发。预冷之后用氮气对管路进行吹除,再按照时序开启氧化剂及燃料阀门并点火。

4 结论

高室压脉冲推力器使用可移动的喷注器,为保证它的正常工作,必须解决动态密封问题,经过选择,最终确定使用结构简单、密封可靠的 O 形圈结构。为此,推进剂的流动通道也经过特别设计,既能保证充填时推进剂能从集液腔进入挤压腔,又能保证挤压时推进剂不会回流。为了检

验密封效果,进行了以水为工质的冷流试验,结果表明,所设计的密封结构工作可靠。

以 N_2O 和酒精为推进剂,通过反复的冷流试验,确定了起动点火时序,在此基础上进行了多次稳态点火热试。实验结果表明,只要时序设定合理、推进剂流量满足设计要求、保证管路和挤压腔内的 N_2O 为液态,这种推进剂组合可以实现点火燃烧。由于 N_2O 容易蒸发的特性,点火压力峰会比较高。这些实验为进一步的脉冲热试打下了基础。

参考文献:

- [1] Koppel C, Gallier P. Status of a Miniaturized Pulse Thruster Test[R]. AIAA 99-2591.
- [2] Edward. Pulse Combustion Rockets for Space Propulsion Applications[R]. AIAA 2003-1174.
- [3] 王积伟,童宏甲,黄谊. 液压与气压传动 [M]. 北京:机械工业出版社,2005.
- [4] 高思秘 主编. 液体推进剂[M]. 北京:宇航出版社,1991.
- [5] 贾月,张浩,李亚. 一氧化二氮无毒推进剂催化分解研究[J]. 火箭推进,2008,34(3): 58-62.
- [6] 霍雪亮,韦迪,李路明. N_2O 单组元推进器预热过程的建模[J]. 推进技术,2005,26(1): 80-83.

(编辑:马杰)

(上接第 7 页)

- [28] Kunin A, Natan B, Greenberg J. Preliminary Modeling of the Combustion of Gel Fuel Droplets [R]. Tel Aviv & Haifa: 48th Israel Annual Conference on Aerospace Sciences, 2008, 20080227-28.
- [29] Kunin A, Greenberg J, Natan B. A Simple Phenomenological Model of an Organic Gel Spray Diffusion Flame[J]. Combust. Sci. Technol. 2008, 180(1): 27-44.
- [30] Kunin A, Greenberg J, Natan B. Hot Spots in Organic Gel Spray Diffusion Flames[R]. AIAA 2006-1440.
- [31] Nusca M, Michaels R. Progress in the Development of a

Computational Model for the Army's Impinging Stream Vortex Engine[R]. AIAA 2004-3851.

- [32] Mueller D, Turns S. A Theoretical Evaluation of Secondary Atomization Effects on Engine Performance for Aluminum Gel Propellants[R]. AIAA 94-0686.
- [33] 张蒙正,仲伟聪. 非金属凝胶推进剂热力特性计算及分析[J]. 火箭推进,2008,34(2): 55-58.

(编辑:陈红霞)