

烟硝酸)等液态氧化剂。液体燃料则为液氢、液烃(己烷、甲烷、RP-1、JP-10等),肼及其衍生物(一甲肼MMH、二甲肼UDMH等)。

MeGe推进剂的金属添加剂为常用轻金属粒子或金属化物。典型的有Al, B, Mg, Be及其氢化物。体系中加入的金属应该适量并制成超细粉末状(纳米粒子),以保证金属粒子均匀稳定地分散到液体燃料中并能获得高燃烧效率。使推进剂凝胶化的凝胶剂为超细粒子类(SiO_2 、炭黑、硼黑、超细金属粉末等)和高分子类胶凝胶(如瓜尔胶、甲基纤维素、聚氨基脲等)。此外,体系中还有溶剂、表面活性剂、中定剂等。

一个理想的凝胶推进剂组成选择需考虑的因素很多,其基本依据应当包括配方合理优化堆积密度与比冲、稳定性好、流变性好等^[1]。

MeGe推进剂的比冲比非金属化的液体推进剂会有一定的提高。表1给出了几种推进剂的比冲对比^[4]。对不同的推进剂,金属化后比冲的增量是不同的,以NTO/MMH比冲增量最大。

Table 1 Metallized propellant engine performance

Propellant	$I_{sp}/(\text{N} \cdot \text{s}/\text{kg})$		I_{sp} efficiency	Mixture ratio	
	No metal	Metallized (alumimun)	η	No metal	Metallized (alumimun loading)
NTO/MMH	3343.8	3590.7	0.938	2.0	0.9 (50)
O_2 /MMH	3742.6	3784.8	0.940	1.7	0.9 (35)
O_2 / CH_4	3744.6	3766.4	0.940	3.7	1.8 (45)
O_2 / H_2	4699.1	4756.9	0.984	6.0	1.6 (60)

Note: expansion ratio: 500 : 1; chamber presure: 6.9MPa

液体推进剂金属化后,其推进剂的密度大幅度增加,对 H_2 燃料系统,当Al添加量为60%时,则燃料密度由 H_2 的 $70\text{kg}/\text{m}^3$ 增加到 H_2/Al 的 $160\text{kg}/\text{m}^3$;对MMH系统,当Al添加量为50%时,则燃料密度由MMH的 $870\text{kg}/\text{m}^3$ 增至 MMH/Al 的 $1324\text{kg}/\text{m}^3$ 。

MeGe推进剂可以增加空间输送系统的运载能力,但不同的推进剂中,金属化带来的载荷增量是不同的^[4]。如采用 $\text{H}_2/\text{O}_2/\text{Al}$ 体系,STS能传送到GEO上的最大有效载荷为6226kg,STS-C可传送的最大有效载荷为19211kg,而这与 H_2/O_2 体系所能传送的最大有效载荷几乎是相同的,在STS中仅能使有效载荷增加1.6%,在STS-C中增加1.7%。使用其它金属化推进剂,如 $\text{O}_2/\text{CH}_4/\text{Al}$ 、 $\text{O}_2/\text{MMH}/\text{Al}$,其有效载荷的增加也均在1.7%~3.1%的范围内。从MgGg推进剂中获益最大的是NTO/MMH/Al,与非金属化的NTO/MMH相比较,它能使传送的有效载荷增加17%~19%,在STS和STS-C中,一级NTO/MMH/Al可分别将3970kg和13090kg的有效载荷传送到GEO上,这已大大超过IUS的最大有效载荷能力(2268kg)。

在星际探索火箭飞行任务中,相对于LEO-GEO而言,MeGe推进剂的载荷性能比非金属化推进剂的载荷性能有较大的改善。特别是使用 $\text{O}_2/\text{H}_2/\text{Al}$ 推进剂,使过去曾经因发射工具限制而不能实现的、要求高能量的行星飞行成为可能^[4]。

3 MeGe 推进剂的燃烧性能

3.1 比冲效率 (η) 对载荷性能的影响

在有关 MeGe 推进剂的理论评估中, 尚未考虑与凝胶燃料相联系的性能损失, 如增加的凝胶推进剂燃烧次数, 从稠密的燃烧传送到燃烧室壁的辐射热, 喷喉的两相流动损失。这些因素所诱发的 I_{sp} 效率下降达 1.5%~4%, 在容积和质量固定的某些运载器中, 将足以抵消凝胶推进剂的优越性^[8]。

研究表明, 将 $O_2/H_2/Al$ 作为 STS 上面级推进剂, 在低比冲效率时, 发射质量的增加已是负值^[4]。在 $O_2/H_2/Al$ 推进剂中, 当比冲效率为 97% 时, 其发射质量与 O_2/H_2 体系 (η 为 98.4%) 相同。实际上, 对于近天王星的探索火箭 (UFUP) 而言, 当 η 小于 97.7% 时, 金属化 $O_2/H_2/Al$ 推进剂将无法完成 UFUP 飞行任务, 可见高的 η 对性能的影响。

对于金属化 NTO/MMH/Al 推进剂, 其理论比冲 I_{sp} 比 NTO/MMH/Al 大 $245 N \cdot s/kg$ 与其它金属化推进剂相比, 这个较大的增量可以抵消更大的 I_{sp} 下降, 即使 NTO/MMH/Al 的 η 减至 0.91, 它仍能满足 Galileo 号火箭探测器飞行任务的要求, 当 η 减至 0.868, 也能达到传送 NTO/MMH 推进剂 (η 为 0.938) 相同的发射质量^[4]。

η 的减低量较小时能以牺牲很小的有效载荷来吸收, 但 η 减低量大时, 金属化推进剂所带来的性能优势可能会完全消失。由此可见, η 对发射质量性能有非常强的影响。

3.2 二次雾化作用对性能的影响

早期的研究表明, 推进剂燃烧的次数和固体燃烧产物的粒径所造成的两相流动损失与初始液滴的直径成正比, 因此, 减少 MeEe 推进剂的性能损失的一个有效途径是使燃烧时的凝胶液滴尽可能小, 但由于凝胶推进剂的粘度特性, 对凝胶推进剂的极细小的喷雾雾化难以实现, 然而, 较细小的初始液滴可以通过大的液滴的二次雾化来达到, 在这个过程中, 硬的粒子外壳的形成和液体载体的内部蒸发, 可使一个液滴自发地分散成大量更小的液滴^[3,8]。

为研究二次雾化对推进剂燃尽距离和来自燃烧产物到燃烧室壁的辐射损失的影响, 研究者们^[10]建立了一个凝胶燃料火箭发动机的一维模型, 发动机的计算表明, 适当的二次雾化 (定义为一个初始液滴破碎为 5 个二次液滴) 可减少推进剂的燃尽距离达 62%、辐射损失达 61%。对于含 60wt% Al 凝胶, 对燃烧室壁的辐射热损失约为期间释放能量的 2%~13%, 这依赖于 Al 的含量和二次雾化的强度。

4 MeGe 推进剂的稳定性

一个理想的金属化凝胶推进剂必须具有良好的稳定性, 包括物理、化学、热力学稳定性^[1]。物理不稳定性来自破坏性的相互作用, 即当固体悬浮时固相的团聚、絮凝和结块作用。大量的细小分散粒的表面相互作用有利于燃料的凝胶化, 但固体粒子间的这些相互作用又同时降低了金属化燃料的物理稳定。提高 MeGe 推进剂稳定性的有效途径通常有两种: 其一是在配方中加入稳定剂。高分子凝胶剂是常见的稳定剂, 通过其长的聚合物链形成一个三维基体网络, 辅之以表面活性剂, 表面活性剂在粒子表面形成单层吸附, 使颗粒间产生的斥力足以克服颗粒间范德华力; 其二是利用两种不同粒径的粒子在凝胶中的合理分布来平衡这些相互作用力, 两种粒径粒子的分布通过小粒径粒子在大粒径粒子周围的絮凝力而形成另一个网络, 这两种途径使凝胶形成一种反团聚基体, 阻止结块和絮聚, 从而使体系稳定。通常稳定剂的用

量越小越好,这是由于稳定剂的加入使制备过程复杂化,增加体系粘度和化学不稳定性,同时可能降低推进剂的能量。

化学不稳定性来自配方组分、杂质(如水、硫)和添加剂(干燥剂、降蒸汽压剂)之间的反应;热力学不稳定性来自推进剂体系的温度变化,升高温度会加速化学反应以及蒸发损失,从而增加脱水收缩、压力变化、体积增长速率以及物理、化学不稳定性。

评估推进剂配方长期的物理、化学和热力学储存稳定性,可采用静态储存寿命试验和加速储存寿命测试。在静态储存寿命试验中,金属化推进剂被置于一个储存容器中,使该容器暴露在实际储存条件下的热力学环境,通过上层清液和沿溶液高度的固体密度的观察,证实悬浮体随时间的不稳定性,尽管这种方法简单易行,但要获得有价值的结果却需要很长时间。

利用加速储存稳定性测试可以迅速地评估推进剂的物理稳定性。稳定性大小可根据浓度的无因次比率(C/C_0)得出,其中 C_0 为原始固体的浓度, C 为离心分离后,顶部 1cm 处的固体浓度。

在燃料处理期间,由于推进剂组分的不相容性诱发的化学反应会放出气体,对这些气体进行分析,可以观察配方的化学不稳定性。测试化学稳定性的一个短期储存试验是,在密闭容器中加入推进剂样品,然后测定在短期储存期间压力的增加。热力学不稳定性还可以通过恶化金属化推进剂的储存环境,如进行高低温循环实验进行评估。

5 MeGe 推进剂的流变特性

金属化凝胶推进剂的粘度在配方中最难控制,但又是很重要的性质,因为它决定了推进剂的最终流变特性^[1]。在固-液混合体系中加入稳定剂产生一个典型的内部结构,这一结构要求一个确定的屈服应力来引发流动,同时形成一个时间依赖的非线性剪切-剪切速率相互关系,从流变学的角度,理想的金属化推进剂是一个有可重现屈服点的假塑性触变胶(即剪切变稀),在高的剪切速率下,接近牛顿流体行为。引发流动所要求的屈服点。确定的应力提供了泄露和容器破裂安全性的测试方法。MeGe 推进剂的剪切变稀行为是所期望的,以便传输原料所需求的能量随剪切速率和时间而减小;在高的剪切速率下(即推进剂工作条件下的剪切速率),期望牛顿流体行为,以便使燃料和氧化剂的流动特性尽可能匹配,并有助于维持一个恒定的剪切质量流率。尤其在低温下,屈服点和粘度应该通过减小稳定剂的浓度、减小配制过程中粒子的形变、减小固体颗粒浓度和单位体积粒子的表面积而达到最小值。

改善和提高凝胶体的流变特性和稳定性,凝胶剂的选择是一个关键。NASA 路易斯研究中心^[2]采用溶胶-凝胶处理技术成功地制得了超细的纳米胶化剂材料:BTMSE(含乙基的醇盐)、BTMSE(含己基的醇盐)以及硅基材料纳米凝胶剂,并对含 Al60wt% 的 $O_2/H_2/Al$ 体系进行凝胶化,获得了极佳流变性能的凝胶体系,具优良的稳定性、高剪切稀化指数、低屈服点。凝胶剂的用量也较传统凝胶中大为减少(由原来的 10%~40% 降至 8% 以下),这种凝胶剂对低温燃料体系的凝胶化尤其具有重要意义。另有报道^[10]用不同的微粒型凝胶剂和亲水性凝胶剂将含 Al30wt% (15nm 粒径)的偏二甲肼(UDMH)和煤油凝胶化,制得的凝胶为触变的、假塑性的,而且在一定的恒剪切应力作用下能象液体那样流动。

利用旋转粘度计,可获得金属化推进剂的流动曲线。Brookfield 粘度计被用于流变性快速评估,或进行凝胶剂(或表面活性剂)的快速筛选,以确证固体悬浮体是否具适当的屈服点,或流体是否具有可接受的粘度。由一个 Haake 旋转粘度计来测定较高的剪切速率下的粘度,

Haake 粘度计对低剪切速率不太敏感,但精度较高。此外,通过利用不同几何体的粘度来测定不同范围的粘度。

6 结 论

MeGe 推进剂在综合性能上优于固体推进剂和液体推进剂,具有高能量高密度的特征,在新概念推进剂中是已经研究得比较深入,即将用于陆军导弹和空间运载火箭的一种推进剂。固体推进剂提高能量有赖于新的高能组分,用于运载火箭的推进剂提高能量则有赖于一类新概念高能分子,这些均属远景。从技术发展的规律上或从解决问题的方法上,寻找固体推进剂与液体推进剂某种形式的结合,或者是两者优势性能的结合似乎具有必然性。MeGe 推进剂是结合的形式之一。膏状推进剂是另一种结合形式。实际上,其它形式的结合也已经出现了,例如将胍类凝胶化为不可逆的固体凝胶,用作固体火箭的固体燃料。

参 考 文 献

- 1 Rapp D C, Zurawski R L. Characterization of Al/RP-1 propellant properties. N88-24808, 1988.
- 2 Wong W, Starkovich J, Adams S, et al. Cryogenic gellant and fuel formulation for metallized gelled propellants: hydrocarbons and hydrogen with aluminum. N95-10821, 1994.
- 3 Palaszewski B A. Advanced chemical propulsion at NASA Lewis: metallized and energy density propellants. N95-19175, 1991.
- 4 Palaszewski B A. Upper stages using liquid propulsion and metallized propellant. N92-17151, 1992.
- 5 Starkovich J, Palaszewski B A. Technology for gelled liquid cryogenic propellants: metallized hydrogen/aluminum. AIAA-93-1878, 1993.
- 6 Palaszewski B A. Advanced launch vehicle upper stages using metallized propellants. NASA TP-3191, 1990.
- 7 William D S. Smart propulsion for smart missile. Army Research, Development and Acquisition Bulletin, 1992.
- 8 Mueller D C, Turns S P. A theoretical evaluation of gel propellants two-phase flow losses on vehicle performance. N94-2301, 1994.
- 9 Muller D C, Turns S R. A theoretical evaluation of secondary atomization effects on engine performance for aluminum gel propellants. AIAA 94-0686, 1994.
- 10 Varghese T L, Gaindar S C, Jose J, et al. Development studies on metallized UDMH and kerosene gels. Defense Science Journal, 1995, 45(1)

JOURNAL OF PROPULSION TECHNOLOGY

Vol. 19 No. 1

Sum No. 97

Feb. 1998

(Bimonthly)

CONTENTS

ENGINE

- A Quasi-One Dimensional Unsteady Numerical Analysis of Supersonic Combustor Performance Liu Jinghua Ling Wenhui Liu Ling et al (1)
- Sensitivity Analysis for the Nonlinear Static Characteristics of Large Launch Vehicle Propulsion System Liu Hongjun Zhang Enzhao Zhang Yulin et al (7)
- The Set-up of Neural Network Identification Model for Aeroengine Using Inner Product Principle Xie Shousheng Fan Siqi (11)
- A Numerical Analysis Model of Tangential Combustion Instability in Liquid Propellant Engine Liu Weidong Wang Zhenguo Zhou Jin et al (16)
- Hypersonic Sidewall Compression Inlet with Constant Spillage Angle Design at Non-Uniform Incoming Flow Zhang Kunyuan Xiao Xudong Xu Hui (20)
- A Multigrid Algorithm of 3-D Viscous Internal Flow Field for S-Shaped Inlet Ma Xuesong Liu Xingzhou Zhang Baosheng (25)
- The Investigation on the Design of Ventral Inlets with Variable-Geometry Yang Guocai (30)
- The Experimental Investigation of Impinging Cooling in the Combustion Chamber Gao Chao Chu Xiaorong Wang Baoguan (35)
- Numerical Simulation for Nonsymmetrical Internal Flow in the Mini-Thrust Misalignment Rocket Nozzle Yang Yuwang Zhen Ya Qiu Guangsheng et al (38)
- The Experimental Investigation in the Effects of Film Cooling Holes Shape on Discharge Coefficient Zhu Huiren Xu Duchun Liu Songling et al (42)
- The Specificity in Developing Turbine Components in Turbine Engine for a Small Missile Zheng Tao Wu Renhui Pang Chongyi (46)
- A Comparison of Three Kinds of Calculation Program of S_2 Stream Surface in the Compressor of Aero-engine Yuan Ning Zhang Zhenjia Gu Zhonghua et al (50)
- The Fuzzy Reliability Design Method for Working Rotation Speed of Turbopump Rotor Assembly and its Applications Guo Fengying He Hongqing (57)
- Numerical Simulation of Burning Gas Flow During Vertical Launch of a Rocket Yang Hongwei Ma Dawei Li Zhigang et al (61)
- A Simplified Model for Estimating Frost Layer Thickness on Surface Cheng Huier Yang Cheng (66)
- Optimization of Structural Parameters of Recess Vaned Casing Treatment Du Hui Zhu Junqiang Chu Wuli et al (70)

PROPELLANT

- Investigation on Microexplosion Property of Energetic Droplets Yu Yonggang Jin Zhiming (75)
- Simultaneous Determination of Hydrazine, Monomethylhydrazine and 1,1-Dimethylhydrazine in Air by Solid Sorbent/Spectrophotometric Method Zhu Mingsheng (78)
- Effect of Antioxidant H on Low Temperature Elongation of IPDI Type HTPB Propellant Wang Beihai Guo Wandong (82)
- Effect of CaCO_3 Ultrafine Particles on Combustion and Technology characteristics of AP/Al/HTPB Composite Propellant Deng Pengtu Tian Deyu Zhao Xun et al (86)

MATERIAL AND TECHNOLOGY

- A Unified Viscoplastic Constitutive Model of Orthogonal Anisotropic Material Zhou Baizhuo Zhang Xiaoxia Luo Yanming (89)
- An Experimental Study of Some Fundamental Properties for Improving Combustion in Ceramic Combustor Du Shengtong Sun Huixian Chen Jianhe et al (94)

TECHNICAL REPORT

- The Low-Vulnerability of Solid Rocket Engine for Tactical Missile Dai Yaosong (98)
- Evaluation on Performance of Metallized Gelled Propellant Chen Zhigang Yang Rongjie (102)