

# 含石蜡燃料初步研究

胡松启, 王鹏飞, 刘 凯, 尤琛珣, 官 鹏

(西北工业大学 燃烧、流动和热结构国家级重点实验室, 陕西 西安 710072)

**摘 要:** 含石蜡燃料具高退移速率特性且成本低, 是固液混合发动机理想能源。制取了在气氧矩形燃烧器中燃烧时不发生融化的含石蜡燃料。实验表明: 将 50%HTPB 置换为石蜡, 退移速率可提高 1.37 倍; 在燃料中添加金属镁铝合金, 可提高燃料密度和退移速率; 添加碳黑可提高燃料密度, 但退移速率略有下降。

**关键词:** 预处理石蜡; 固体燃料; 防熔; 退移速率

**中图分类号:** V51-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2011) 06-0043-04

## Pilot study on solid fuel containing paraffin

HU Song-qi, WANG Peng-fei, LIU Kai, YOU Chen-xun, GUAN Peng

(National Key Laboratory of Combustion, Flow and Thermo-Structure, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

**Abstract:** The solid fuel with paraffin is a wonderful hybrid energy source for rocket engine because of its properties of high regression rate and low cost. The solid fuel with paraffin was fabricated by adopting pre-treated paraffin, which was not melted when it combusted in oxygen rectangle-burner. The experiment results show that the regression rate of fuel is increased by a factor of 137% when 50% content of HTPB is replaced with paraffin, the density and regression rate also can be increased consumedly by adding Magnesium-Aluminum alloy to the fuel, and the regression rate is decreased slightly and the density of fuel is increased by adding carbon to the fuel.

**Keywords:** pre-treatment paraffin; solid fuel; anti-melt; regression rate

## 0 引言

目前, 固液混合发动机发展主要难点有两方面<sup>[1-2]</sup>: 一是发动机燃烧效率不高; 二是燃料的退移速率低。燃烧效率可以通过增加后燃烧室等措施来提高可接受的水平。如何提高燃料退移速

率是一大难题。

近年, 美国斯坦福大学<sup>[3]</sup>的研究证实有一种燃料通过在表面形成不稳定的液体薄膜而达到快速燃烧, 这种燃料即为石蜡燃料。斯坦福大学已成功配制 SP-1a 石蜡燃料, 其退移速率是同等条件下端羟基聚丁二烯 (HTPB) 燃料的 3~4 倍。

由于石蜡燃料退移速率比 HTPB 燃料高的

收稿日期: 2011-07-04; 修回日期: 2011-10-19

基金项目: 航天支撑基金(NIXA0003); 西北工业大学本科毕业设计(论文)重点扶持基金(W003644)

作者简介: 胡松启 (1976—), 男, 副教授, 研究领域为固体推进剂及燃烧

多,故国外许多机构已经开始大力研究石蜡燃料,并已将石蜡燃料应用于固液混合火箭发动机。如斯坦福大学制取了 SP-1a 石蜡燃料,进行了超过 300 次的石蜡固液混合发动机试验<sup>[3-4]</sup>。1999 年,斯坦福大学将直径 50.8 mm,长 1.7 m 的石蜡燃料火箭发射到了 1 829 m 高度。2001 年 9 月 NASA Ames 研究中心成功进行了石蜡燃料固液混合发动机地面试车<sup>[5]</sup>。2004 年斯坦福大学设计并制造出外径 3 英寸的石蜡燃料探空火箭<sup>[6]</sup>,火箭飞行高度达 2 871 m。

石蜡燃料的出现解决了传统固体燃料退移速率偏低的问题,可实现固液混合发动机装药构型设计简单化。

相对 HTPB 燃料力学性能好、药柱尺寸可控和燃烧稳定等特点,石蜡燃料也存在一些不利之处<sup>[5-6]</sup>:①石蜡燃料尺寸较小。国外皆采用离心法制作石蜡燃料(内孔管状),药柱直径范围 50.8~190.5 mm。②石蜡燃料燃烧时内部可能变软融化。由于石蜡本身是透明的,在发动机内燃烧时热量可辐射入石蜡内部,使得石蜡变软融化。可添加一些特殊材料如碳黑等到石蜡燃料中,使得热量不易辐射入石蜡内部,这种方法对于大药柱是否有效需要进一步研究确定。③石蜡燃料力学性能较差。石蜡脆性大,延展性低。④石蜡燃料不宜多次启动。由于石蜡的熔点和沸点

都比较低,当固液混合火箭发动机停车后,石蜡燃料药柱形状难以保持。

为充分利用石蜡和 HTPB 两者的优点,将石蜡作为一种组分加入到 HTPB 燃料中<sup>[7-8]</sup>。采用真空浇注法制取含石蜡燃料,有如下优点:①可制作多孔燃料药柱;②可制作大型燃料药柱;③燃料固化体系为 HTPB/TDI,可实现燃料多次点火和熄火。

## 1 含石蜡燃料组分

燃料组分主要包括:端羟基聚丁二烯(HTPB)、预处理石蜡、高氯酸胺(AP)、镁粉、铝粉和碳粉等。

计算了氧化剂为液氧、O/F 比为 2.6、燃烧室压强为 3.4 MPa、喷管扩张比为 70:1 的条件下石蜡燃料(石蜡含量 85%,铝 10%,镁 5%)、HTPB 燃料(HTPB 含量 85%,铝 10%,镁 5%)和含石蜡燃料(HTPB 含量 45%,石蜡 40%,铝 10%,镁 5%)的真空比冲。表 1 为计算结果。

从表 1 可以发现,含石蜡燃料的比冲和石蜡燃料、HTPB 燃料的比冲相当。

表 2 列出了石蜡燃料、HTPB 燃料和含石蜡燃料各配方的密度和质量热值。

表 1 各燃料理论比冲

Tab. 1 Theoretical specific impulse of each solid fuel

燃料类型	HTPB 燃料	纯石蜡燃料	含 40% 石蜡 HTPB 燃料
理论比冲/(N·s·kg <sup>-1</sup> )	3529	3612	3568

表 2 各燃料理论密度和质量热值

Tab. 2 Theoretical density and heat value of each solid fuel

No.	HTPB /%	Paraffin /%	AP /%	MA* /%	C /%	密度 /(g·cm <sup>-3</sup> )	质量热值 /(MJ·kg <sup>-1</sup> )
P1	89		1	9	1	0.96	40.31
P2	59	30	1	9	1	0.93	41.90
P3	39	50	1	9	1	0.91	42.96
P4		90	1	9	1	0.87	45.07
P5	33	50	1	15	1	0.94	42.11
P6	29	50	1	9	10	0.96	42.03

注: \* 镁铝合金中镁铝质量各占 50%

从表 2 可以看出, 添加石蜡使得燃料密度略有下降, 质量热值增加。添加石蜡燃料体积热值也略有增加: P1 燃料体积热值为  $38.70 \times 10^3 \text{ MJ/m}^3$ ; P3 燃料体积热值为  $39.09 \times 10^3 \text{ MJ/m}^3$ ; P4 燃料体积热值为  $39.21 \times 10^3 \text{ MJ/m}^3$ 。

2 含石蜡燃料退移速率对比分析

本节各燃料配方见表 2 (P4 未制取)。

在气氧矩形燃烧器 (氧气以固定流量流经燃料表面, 氧气和燃料燃烧后燃气经拉伐尔喷管排出) 中点燃含石蜡燃料试样, 燃料为长方体药柱, 单侧面按平行层燃烧, 测试其退移速率。表 3 为实测结果。

氧气质量流率固定为  $0.1 \text{ kg/s}$ , 在点火之前预吹氧气  $5 \text{ s}$ , 燃烧器内压强为  $2.5 \text{ MPa}$ 。

从表 3 可以看出:

表 3 各燃料实测退移速率  
Tab. 3 Actually-detected regression rate of each fuel

燃料	P1	P2	P3	P5	P6
退移速率/(mm·s <sup>-1</sup> )	0.812	1.396	1.828	1.963	1.745

本文制取的含石蜡燃料, 石蜡作为一种组分加入到燃料中。采用矩形燃烧器测含石蜡燃料退移速率时, 氧气以一定速度流经长方体含石蜡燃料药柱单侧面, 燃料燃烧时石蜡可能在燃料表面形成一层液体薄膜而提高燃料退移速率。

通过矩形燃烧器实验也表明本文制取的含石蜡燃料在燃烧时不发生融化现象, 因此下一步实验可采用圆形燃烧器和内孔燃料药柱进行进一步的研究, 以分析退移速率和氧气质量流率、燃烧器内压强等各因素的关系。

3 结论

含石蜡燃料能量和 HTPB 燃料相当, 退移速率比 HTPB 燃料高的多, 这给固液混合发动机装药构型设计简单化带来可能, 是固液混合火箭发动机的理想能源。

- 1) 比较 P1 和 P2, 将 30% 的 HTPB 置换为石蜡, 退移速率增加 71.92%;
  - 2) 比较 P1 和 P3, 将 50% 的 HTPB 置换为石蜡, 退移速率增加 137.44%;
  - 3) 对比 P3 和 P5, 将 6% 的 HTPB 置换为 MA, 退移速率增加 7.39%;
  - 4) 对比 P3 和 P6, 将 9% 的 HTPB 置换为 C, 退移速率降低 4.54%;
- 可见, 将石蜡代替部分 HTPB 可以大大提高燃料退移速率; 将 MA 代替部分 HTPB, 可提高退移速率; 将 C 代替部分 HTPB, 退移速率略有下降。
- Karabeyoglu 研究认为<sup>[5-7]</sup>: 石蜡燃料燃烧时表面熔化形成一层液体薄膜, 在表面气流的作用下, 液体雾化形成液滴进入气相。液滴的引入极大地增强了燃料的质量输运, 从而大大提高了表面退移速率。

- 通过调节含石蜡燃料配方, 测试燃料在燃烧器内退移速率, 研究各组分对燃料退移速率影响, 得出如下结论:
- 1) 将 HTPB 部分置换为石蜡, 燃料密度略下降, 质量热值和体积热值都增加;
  - 2) 将 50%HTPB 置换为石蜡, 可将退移速率提高 1.37 倍;
  - 3) 提高燃料中镁铝合金含量, 可提高燃料密度和退移速率;
  - 4) 提高燃料中碳黑含量, 可提高燃料密度, 但燃料退移速率略有下降;
  - 5) 所研制的含石蜡燃料在矩形燃烧器中燃烧时不发生融化现象。

参考文献:

[1] 单建胜, 雷宁. 固液混合发动机的研制及其应用[J]. 固体

- 火箭技术, 1997, 20(3): 13-20.
- [2] 李宇飞, 何国强, 刘佩进. 固液混合发动机的新宠-石蜡基燃料[J]. 火箭推进, 2005, 31(4): 36-40.
- [3] HOPKINS J, SKINNER M, BUCHANAN A, et al. Overview of a 4-inch OD paraffin-based hybrid sounding rocket program, AIAA 2004-3822[R]. USA: AIAA, 2004.
- [4] MCCORMICK A, HULTGREN E, LICHTMAN M, et al. Design, optimization, and launch of a 3' diameter  $N_2O$ /aluminized paraffin rocket, AIAA 2005-4095 [R]. USA: AIAA, 2005.
- [5] KARABEYOGLU M A, CANTWELL B J, ALTMAN D. Development and testing of paraffin-based hybrid rocket fuels, AIAA 2001-4503 [R]. USA: AIAA, 2001.
- [6] KARABEYOGLU A, ZILLIAC G, CASTELLUCCI P, et al. Development of high-burning-rate hybrid-rocket-fuel flight demonstrations, AIAA2003-5096 [R]. USA: AIAA, 2003.
- [7] 尤琛珣. 含石蜡燃料热解分析[D]. 西安: 西北工业大学, 2008.
- [8] 官鹏. 含石蜡燃料研制[D]. 西安: 西北工业大学, 2010.

(编辑: 陈红霞)

(上接第 42 页)

1) 在喷管扩张段注入二次流的总压增加到一定程度才可以实现推力矢量控制。

2) 在亚声速来流中, 轴向力随飞行马赫数增加而小幅上升, 侧向力变化不大; 在跨声速来流中, 轴向推力和侧向推力都急剧下降; 来流马赫数为超声速时, 推力随马赫数的增加而减小。

3) 推力矢量角和推力系数的变化规律分别与侧向力和轴向力的变化规律相似。

#### 参考文献:

- [1] DEERE K A. Summary of fluidic thrust vectoring research conducted at NASA Langley Research Center, AIAA 2003-3800 [R]. USA: AIAA, 2003.
- [2] SAGHAFI Fariborz, BANAZADEH Afshin. Co-flow fluidic thrust vectoring requirements for longitudinal and lateral trim purposes, AIAA 2006-4980 [R]. USA: AIAA, 2006.
- [3] FLAMM Jeffrey D. Experimental study of a nozzle using fluidic counter flow for thrust vectoring, AIAA 1998-3255 [R]. USA: AIAA, 1998.
- [4] FLAMM Jeffrey D, DEERE Karen A. Design enhancements of the two-dimensional dual throat fluidic thrust vectoring nozzle concept, AIAA, 2006-3701 [R]. USA: A-
- IAA, 2006.
- [5] 秦亚欣, 于军力, 高歌. 激波诱导圆形矢量喷管数值研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(10): 2008-2212.
- [6] 谭慧俊, 陈智. 二元双喉道射流推力矢量喷管的数值模拟研究[J]. 航空动力学报, 2007, 22(10): 1678-1684.
- [7] 刘辉, 邢玉明, 额日其太. 气体二次喷射矢量喷管三维流场计算 [J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35 (10) : 1174-1178.
- [8] 邓远灏, 钟梓鹏, 宋文艳. 收敛-扩张喷管中运用次流推力矢量控制技术的计算研究 [J]. 固体火箭技术, 2004, 28(1) : 29-32.
- [9] 吴雄, 吴敏, 张健, 等. 飞行参数对射流矢量喷管内流场影响的数值模拟[J]. 推进技术, 2009, 30(2): 234-239.
- [10] 乔渭阳, 蔡元虎. 基于次流喷射控制推力矢量喷管的试验及数值研究[J]. 航空动力学报, 2001, 16(3): 273-278.
- [11] 吴雄, 王中伟, 焦绍球, 等. 燃气二次喷射推力矢量控制系统启动过程非定常效应研究[J]. 空气动力学报, 2009, 27(2): 220-226.
- [12] 王全, 王强. 激波诱导二元矢量喷管内流特性数值研究 [J]. 航空动力学报, 2006, 21(4): 681-685.
- [13] WAITHE Kenrick A, DEERE Karen A. Experimental and computational investigation of multiple injection ports in a convergent-divergent nozzle for fluidic thrust vectoring, AIAA 2003-3802 [R]. USA: AIAA, 2003.

(编辑: 王建喜)