

固液混合发动机的新宠 石蜡基燃料

李宇飞, 何国强, 刘佩进
(西北工业大学 航天学院, 西安 710072)

摘 要: 石蜡基燃料是近年来开始大力研究的用于固液混合发动机的推进剂, 其燃速是现在通常应用的 HTPB 的 3~4 倍, 扫除了大型固液混合发动机应用的最大障碍。固液混合火箭具有安全、价廉等优点, 石蜡基燃料的固液混合火箭有可能在 5~10 年内研究成功并应用于实际, 成为一种廉价的可重复使用火箭助推器。本文描述了用于固液混合发动机的石蜡基燃料的研究现状, 对石蜡基燃料应用中可能存在的问题进行了分析, 展望了采用石蜡基燃料的固液混合发动机的应用前景。

关键词: 石蜡基推进剂; 固液混合发动机; 可重复使用助推器

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2005)04-0036-06

Advances in hybrid rocket: paraffin based fuel

Li Yufei, He Guoqiang, Liu Peijin

(College of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

Abstract: Paraffin based fuel has been investigated deeply as hybrid rocket propellant for about ten years, which has a regression rate of 3~4 times greater than traditional HTPB. This advantage cleared the most serious obstacle of large hybrid rocket application. Because of the safety and cost advantage, paraffin based fuel hybrid rocket can become available as cheap reusable rocket thruster in 5~10 years. In this paper, status of paraffin based fuel investigation is described, potential problems in future application are analyzed, and its possible applications are evaluated.

Key words: paraffin based fuel; hybrid rocket; reusable thruster

1 引言

固液混合发动机已经有七十多年的历史, 但直到上世纪六十年代才受到密切关注。此后由于

固体火箭发动机的兴起, 固液推进技术又停滞了几年。随着对导弹突防和成本的要求的提高, 八十年代固液混合推进系统又重振并活跃起来。固液混合发动机的兴衰与其本身固有的优缺点是密切相关的。

收稿日期: 2005-03-11; 修回日期: 2005-03-31。

作者简介: 李宇飞(1978—), 男, 博士研究生, 研究领域为航空宇航推进理论与工程。

固液混合发动机所使用的燃料是非爆炸性的,这使其在制造及发射过程中变得十分安全,从而大大减少了制造及发射的成本。固液混合发动机所使用的活动部件极少,且对装药缺陷不敏感,因此大大提高了其安全性,降低了制造的工艺要求。固液混合发动机具有极强的可控性,容易实现推力调节和多次启动。另外,固液混合发动机的排气没有污染,符合绿色燃料的要求。

固液混合发动机的缺点主要有两个方面:其一是燃烧效率不高;其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到可接受的水平,目前已不再进行重点研究。而传统固体燃料的低退移速度一直是困扰工程界的难题。由于燃料推移速率低,为了维持足够高的燃烧室压强,产生足够大的推力,固体燃料装药一般采用多孔构型以增大燃烧表面积(小型HTPB装药需要四孔,大型HTPB装药甚至达到32孔)。这使得发动机直径加大,发动机工作结束后的残药较多(5%~10%)并且装药易于产生内部断裂(尤其是在高加速度飞行中),造成药块飞出等事故。迄今为止几乎没有多孔装药发动机成功进行过飞行试验,因为在地面试验中就存在许多问题。

为了解决固体燃料退移速率过低这个制约固液混合发动机发展的难题,人们提出了许多解决方法:

(1) 在燃料中加入氧化剂或自分解物质。退移速度会增加150%~300%^[1],然而可能会降低固液混合发动机固有的安全性和可控性。

(2) 在固体燃料中添加金属粉末。退移速度提高有限,只能增加10%~20%。

(3) 在固体燃料中添加纳米金属粉末。K. K. Kuo的研究^[2]证明,加入某些种类的纳米金属粉末之后,固体燃料的质量燃速可以提高60%,然而纳米金属粉末的氧化包覆物的质量分数较高,会降低比冲,另外材料的价格也很高。

(4) 氧化剂旋转喷注。使用这种喷注方法^[3]HTPB/GOX的退移速率提高了70%。目前这种方法只在小发动机上进行了实验,在大发动机上是否有效还是个问题,而且这种方法需要较复杂的喷嘴,增加了设计的复杂性。

以上所述各种增加退移速度的方法尽管有一

定的效果,然而也有各自的缺点,最重要的是退移速度提高得并不多。

2 新兴的石蜡基燃料

传统固液混合发动机是这样工作的:液体氧化剂气化后喷入装有固体燃料的燃烧室中,固体燃料表面的火焰使固体燃料分解气化维持燃烧。这样气相对固相的热反馈就决定了燃料的退移速度。由于固液发动机中氧化剂是从固体燃料外部引入的,固体燃料分解产物与氧化剂只能形成扩散火焰,火焰面距离固体燃料表面较远,热反馈强度不可能很高,燃料的推移速率也就不太高。提高氧化剂流量可以提高气流速度,从而增加气相对固相的导热系数,增加热反馈,提高退移速度。然而这种增加依然是有限的,而且考虑到比冲,氧化剂流量不可能无限制增加,这会大大降低比冲。图1为石蜡基燃料燃烧模型示意图。

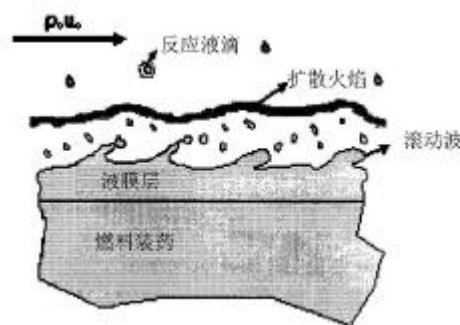


图1 石蜡基燃料燃烧模型示意图

Fig.1 Schematic of paraffin based fuel combustion model

斯坦福大学的 Karabeyoglu 等人受到 AFRL (空军研究实验室) 在冻结凝固戊烷研究中观察到的高退移速度现象的启发,从1995年开始研究这类固体燃料的高退移速度机理。通过对冻结凝固的戊烷高燃速现象的研究, Karabeyoglu 否定了 AFRL 将其归因于气化热较低的结论。Karabeyoglu 将液膜不稳定理论引入传统的固液混合发动机燃烧理论中。他认为固液混合发动机工作时,这类固体燃料表面熔化形成一层液体薄膜,在液体表面气流的作用下,液体产生不稳定进而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运输,从而大大提高了表面退移速度。这样

高退移速度就成为燃料的一种自然属性,而无需添加物或其他增强措施。值得注意的是,并不是任意的液膜在气流的作用下都会形成雾化液滴的,这还取决于液体在工作条件下的性质,即其表面张力和粘度。聚乙烯和 HTPB 燃料燃烧时也

产生液膜,但粘度太大以至不能有效雾化^[4-6]。

应用这个理论, Karabeyoglu 检验各种烷烃,结果表明碳原子数在 16~50 的烷烃也可以通过产生雾化液滴来提高燃速,而且在室温下为固态。平均碳原子数为 31 的石蜡的物理特性见表 1。

表 1 石蜡基燃料的材料特性

Tab.1 Material properties of paraffin based fuel

分子量/(g/mol)	生成热/(kJ/mol)	表面张力/(mN/m)	粘性/(mPa·s)	液态密度/(kg/m ³)	熔点/K	沸点/K	熔化热/(kJ/kg)
432.8	-697.2	7.1	0.65	654.4	339.6	727.4	167.2
气化热/(kJ/kg)		液态导热系数/(W/mK)		液态比热/(kJ/kg·K)		固态比热/(kJ/kg·K)	
163.5		0.12		2.92		2.03	

在此发现的基础上,斯坦福大学配制了 SP-1a 石蜡基推进剂。由于石蜡是半透明的,为了防止发动机工作时辐射热深入到装药内部,造成大块装药软化脱落,在石蜡中添加染料或碳黑,使推进剂呈黑色。这样发动机工作时 SP-1a 产生仅厚 0.1mm 适于雾化的液膜。另外加入其他添加物用于增加强度,使其剪切强度增加一倍(剪切强度比 HTPB 大 2~3 倍),刚性增加六倍。配制时石蜡放在 1800W 的熔炉中,达到 115℃时,加入添加物,所有添加物共占 SP-1a 质量的 1%。

与传统的固液混合发动机燃料 HTPB 相比,石蜡基推进剂更便宜。石蜡和液氧的平均比密度为 1.1,与 HTPB/LOX 相似,比 HTPB 固体推进剂(比密度 1.8)轻。所有的研究者都同意石蜡基混合发动机本质上是一种氧/煤油发动机。石蜡基燃料比冲与煤油相似,密度比煤油大 20%以上。现在测量的 SP-1a 的燃烧效率为 85%~90%,通过在装药后部增加 10%~15%装药长度的后燃烧室,燃烧效率可达到 92%。

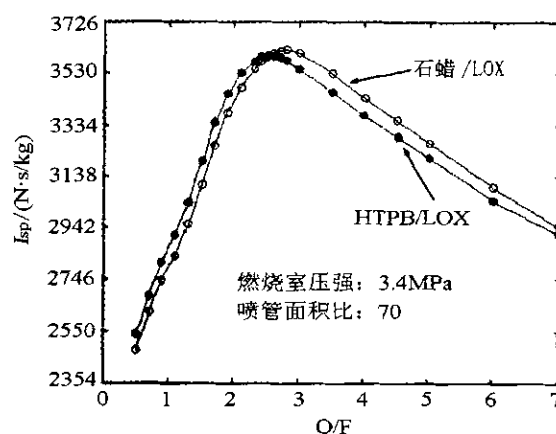
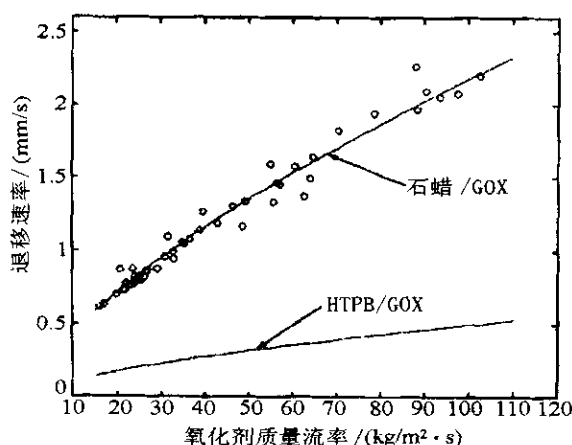


图 2 石蜡基燃料及 HTPB 的退移速率和比冲的比较

Fig.2 Regression rate and I_{sp} of paraffin based fuel and HTPB

试验测得的 SP-1a 的退移速度见图 2^[4,7]。SP-1a 的退移速度为 $\dot{r} = 0.488G_{ox}^{0.62}$ ，HTPB 的退移速度为 $\dot{r} = 0.146G_{ox}^{0.681}$ (\dot{r} 的单位为 mm/s, G_{ox} 的单位为 g/cm²·s)。高退移速度意味着石蜡基燃料装药仅需 1~2 个内孔就可以达到所需的推力要求, 发动机直径变小, 重量变轻, 装药型面更简单, 可靠性更高。

在燃烧室压强为 3.4MPa, 喷管扩张比 70:1 的条件下, 计算得到的石蜡/液氧的真空比冲见图 2。石蜡/液氧的真空比冲最大是 3620N s/kg (O/F 约 2.7), HTPB/LOX 的真空比冲大约是 3532N s/kg (O/F 约 2.5)。

3 石蜡基燃料存在的问题

由于石蜡基燃料的熔点较低 (69℃), 其在贮存过程中的蠕变性令人关注。SP-1a 的小发动机试验表明, 当温度低于 40~45℃时, 蠕变性不是问题。但这个问题仍需在大型发动机试验中进一步验证。Sami Kilic 建立了石蜡基燃料 SP-1a 蠕变分析模型, 并计算了石蜡基药柱的蠕变性, 得出以下一些结论: 温度低于 35℃时任何构型装药的蠕变都可以忽略; 相同条件下, 与具有底部支撑的药柱相比, 壁面支撑药柱的粘弹性变形更小; 当温度高于 40℃时, 大型发动机的贮存周期应有限制; 小发动机粘弹性变形问题不重要; 由于时间很短, 起飞加速产生的蠕变可以忽略^[8]。Sami Kilic 所建立的模型仍然是初步的, 石蜡基燃料的蠕变性问题还需要进一步研究。另外, 通过加入其它的添加物, 其它粘弹性特性更佳的石蜡基燃料也已配制出来了, 相信这一问题应该可以在未来得以解决。

另一个问题是石蜡没有弹性, 比 HTPB 更容易产生裂纹。发动机点火时压强增大使药柱扩张, 这会引起拉伸应力, 可能使药面产生裂纹。药柱外径内径比越大, 应力也就越大。迄今为止, 直径 190.5mm, 外径内径比为 2.5, 燃烧室压强 6.5MPa; 外径内径比为 3, 燃烧室压强 4.1MPa 的发动机都成功进行了点火试验, 这表明在小发动机上这个问题并不严重, 然而还需要在大尺寸发动机上进行试验。

裂纹在固液混合发动机中并不是如同固体发

动机一样是灾难性事故。因为固体发动机中的裂纹会增加燃面, 造成燃烧室压强急升, 而混合发动机装药不含氧化剂, 氧化性气体又不可能到达裂纹内部, 裂纹表面并不会燃烧, 造成燃面增加从而使燃烧室压强升高。现在已经对几个有裂纹的直径 190.5mm 的装药都进行了试验, 没有测量到任何异常。如果微裂纹在以后的大型发动机试验中确实成为了一个问题, 装药可以在 45℃炉中退火进行修复。

石蜡固化后收缩 17%, 因此药柱的浇注加工问题也值得考虑。现在所试验的药柱只有一个圆柱孔, 其加工方法是将熔融石蜡充满到一根兼作隔热层的酚醛管子中, 两头用高温环氧树脂将 ATJ 石墨绝热材料粘上, 再用涂覆特氟隆的聚乙烯端盖封住。然后使管子以 1500rpm 的速度绕轴旋转, 数小时后石蜡固化收缩, 离心力使得药柱中心出现光滑的中心孔。大发动机显然需要其他的浇注方法, 很大的发动机可能要将石蜡以盘状叠放进去。

4 石蜡基燃料固液混合发动机的发展

在 DARPA (Defense Advanced Research Projects Agency) 和 NASA Ames 研究中心的支持下, 斯坦福已经进行了超过 300 次发动机试验, 药柱直径 50.8~190.5mm, 推力 222.5~15558.5N, 氧化剂为 N₂O 和氧气。1999 年, 斯坦福大学将直径 50.8mm, 长 1.7m 的石蜡基燃料固液混合火箭发射到了 1829m 高度^[9]。在 2003 年 10 月斯坦福大学联合洛克希德·马丁公司又进行了两次飞行实验, 飞行高度达 4600m^[10]。此外, 第三阶段的飞行验证火箭正在设计中, 它将是一个可重复使用的探空火箭。这三个飞行验证计划中使用的氧化剂都是 N₂O, 因为其挥发性会产生自增压效果, 而无需挤压系统^[9]。

2001 年 9 月在 NASA Ames 研究中心固液混和燃烧试验装置 (HCF: Hybrid Combustion Facility) 上也开始对石蜡基燃料进行试验。HCF 的试验燃烧室压强范围为 1.0~6.8MPa, 气氧流量可达 16kg/s。第一阶段试验包括 41 次管状装药试验, 每次试验持续时间约 10 秒, 推力约 11113.2N。发动机初始用火花塞将气氧/甲烷气流点燃, 产生的火炬用于发动机点火。试验的石蜡药柱直径

190.5mm, 重约 27.2kg, 内孔直径的范围在 76.2mm 到 127mm 之间, 气氧流率 2~6kg/s。除了使用气氧以外, N_2O 和液氧也进行了试验。大尺寸发动机中的表面退移速度与斯坦福试验的小尺寸发动机一致。试验中比冲最大的气氧/石蜡质量比为 2.5, 但最大做到了 4。另外还进行了可控性试验, 一次是在 5 秒时关闭, 然后重新启动; 另一次氧化剂流量减少到 50%, 然后恢复到最大值。两次试验均获得了成功, 演示了良好的可控性。另外 NASA Ames 研究中心正在建造新的安装蓝宝石窗口的二维燃烧室, 使用平板装药, 以便可以用光学手段观察燃烧过程, 研究石蜡雾化的扩散区。

高退移速度的固液混和发动机不再需要采用复杂的多通道药型, 更可能用于只有一个通道构型的大型助推器上。斯坦福及 Ames 正在研究将石蜡基固液混合发动机装在返回式的可折叠倾斜翼飞行器上。现在已经对飞行器进行了计算机模拟, 正在建造模型, 可望在内华达州进行试验。斯坦福设想的另一用途为 DARPA 的 Rascal 计划中的第二级火箭。Rascal 计划的小卫星发射装置第一级为飞机, 第二级为载运小卫星入轨的火箭。除此以外, 航天飞机第一级助推器(直径 3.7m, 高 76.2m 的固体火箭发动机)也可以用直径 4.3~4.6m, 长 48.8~51.8m 的石蜡基固液混合发动机代替, 总起飞重量增加少于 55%。其优点是可以在紧急情况下关机, 提高航天飞机的安全性。

太空是新世纪国际竞争的前沿, 廉价快速的进入太空是掌握太空的前提条件, 要实现廉价快速就必须降低运载器的造价并实现可重复使用。国际上, 尤其是美国一直对可重复使用航天器进行不懈的研究, NASA 计划于 2025 年实现所有航天器的可重复使用, 以大幅度降低航天器的发射费用, 提高国际竞争力。就我国来说, 由于制造工艺以及材料研究水平的限制, 大型可重复使用助推器一直没有开发成功。固液混合火箭为我国提供了一个契机, 其特有的简单结构具有天然的安全、价廉、可重复使用的优点。固液混合发动机固体装药内不含氧化剂, 对于气孔、裂纹等装药缺陷不敏感, 因此采用固液混合发动机可以避免我国在浇注大型固体火箭装药时所遇到的困难。石蜡基固液混合发动机采用的装置简单, 比

液体火箭发动机造价低, 且较容易实现可重复使用。而且固液混合发动机的研制难度也较小, 我国有望在 5 到 10 年内研制出安全廉价的可重复使用大推力石蜡基固液混合助推火箭, 大大提高我国的卫星发射水平, 提高我国进入太空的能力。

5 结论

石蜡基燃料以新的液膜雾化的机理极大的提高了固液混合发动机中固体燃料的推移速率, 解决了固液混合发动机实际应用的最大难题, 而且石蜡基燃料比冲高(与煤油相当), 加工、存放、运输的要求也很低, 极其适合成为固液混合发动机所用的固体燃料。再加上固液混合发动机具有的天然优点, 石蜡基固液混合发动机的应用前景十分光明, 值得我国大力研究。

参考文献:

- [1] Frederick R A, Moser M D, Knox L R, Whitehead J J. Ballistic properties of mixed hybrid propellants[R]. AIAA2004-3824.
- [2] Risha G A, Boyer E, Wehrman R B, Kuo K K. Performance comparison of HTPB-based solid fuels containing nano-sized energetic powder in a cylindrical hybrid rocket motor[R]. AIAA2002-3576.
- [3] Knuth W, Chiaverini J, Sauer A, Gramer D J. Solid-fuel regression rate behavior of vortex hybrid rocket engines[J]. Journal of Propulsion and Power, 2002,18(3).
- [4] Karabeyoglu M A, Cantwell B J, Altman D. Development and testing of paraffin-based hybrid rocket fuels[R]. AIAA2001-4503.
- [5] Karabeyoglu M A, Altman D, Cantwell B J. Combustion of liquefying hybrid propellants: part I general theory[J]. Journal of Propulsion and Power, 2002,18(3).
- [6] Karabeyoglu M A, Cantwell B J. Combustion of liquefying hybrid propellants: part II stability of liquid films[J]. Journal of Propulsion and Power, 2002,18(3).

(下转第53页)

氧化氢的密度; E 为渐近速度系数; e 为膨胀系数; Δp 为孔板上、下游侧之间的压差; p_1 是上游侧压力; k 为等熵系数。

在已知各项设计参数如质量流量 q_m 、压差 Δp 、上游侧压力 p_1 及推进剂各种性能参数的情况下, 代入流量计算公式, 反求 β 或 d , 既可确定孔板的尺寸。

在使用工质为过氧化氢时, 流量计算的公式可简化为:

$$q_m = (0.5959 + 0.0312 \beta^{2.1} - 0.184 \beta^8 + 0.0077 \beta^{2.5}) \cdot \left[1 - (0.41 + 0.35 \beta^4) \frac{\Delta p}{k p_1} \right] \left(1 - \beta^4 \right)^{\frac{1}{2}} \cdot \frac{\delta}{4} D^2 \beta^2 \sqrt{2 \Delta p \cdot r}$$

表 1 是在预设的三种设计状态下 (其余参数已知) 计算程序得到的孔板结构尺寸。

表 1 孔板设计计算结果

Tab.1 Calculation results of the orifice design

工况	q_m /(kg/s)	p_1 /MPa	p /MPa	孔板内径 /mm
1	3.6	5	1	12.42
2	7.2	5	1	17.49
3	14.4	11	2	20.65

4 压差式孔板流量计的设计验证

试验准备阶段, 按上述工况 2 和工况 3 分别计算的结果制作孔板各一个, 参照要求的流量, 在冷调时, 流量接近工况 3 状态。因此, 在试验系统上安装这种设计状态的孔板, 冷调时系统上串接一涡轮流量计, 用它来校准孔板流量计。通过多种流量的调整发现, 在小流量和大流量两种状态下工作时, 孔板的流出系数差异较大。在额定流量下进行三次调试 (额定流量接近设计流量), 流出系数为恒定值。这样, 也进一步验证了孔板流量计设计的有效性和准确性。同时, 该孔板流量计参加了两次过氧化氢/煤油试验, 对该种流量计结构设计的可行性也得到了验证。

参考文献:

- [1] 吕崇德. 热工参数测量与处理[M]. 北京: 清华大学出版社, 2001.
- [2] 吴望一. 流体力学[M]. 北京: 北京大学出版社, 1982.
- [3] 李翼祺, 马素珍. 流体力学基础[M]. 北京: 科学出版社, 1983.
- [4] 窦昱. 涡轮泵连动试验调整计算及结果分析[J]. 火箭推进, 2004, 30(6).

(编辑: 马 杰)

(上接第 40 页)

- [7] Karabeyoglu M A, Ziliac G, Cantwell B, De Zilwa S R N, Castellucci P. Scale-up tests of high regression rate liquefying hybrid rocket fuels[R]. AIAA 2003-1162.
- [8] Kilic S, Karabeyoglu A, Stevens J, Cantwell B. Modeling the slump characteristics of the hydrocarbon-based hybrid rocket fuel[R]. AIAA 2003-4461.
- [9] Karabeyoglu A, Ziliac G, Castellucci P, Urbanczyk P, Stevens J, Inalhan G, Cantwell B J. Development of high-burning-rate hybrid-rocket-fuel flight Demonstrations [R]. AIAA2003-5096.
- [10] Pelt D V, Hopkins J, Skinner M, Buchanan A., Gulman R, Chan H, Karabeyoglu A, Cantwell B. Overview of a 4-in OD paraffin-based hybrid sounding rocket program[R]. AIAA2004-3822.

(编辑: 陈红霞)