

航天动力发展的生力军——液氧甲烷火箭发动机

王维彬 孙纪国

(北京航天动力研究所, 北京 100076)

摘要: 液氧甲烷火箭发动机具有成本低、性能好、重复使用、维护方便等优点, 是极具发展潜力的未来航天动力。北京航天动力研究所在“十一五”期间开展了 60t 级液氧甲烷火箭发动机原型样机研究。进行了甲烷液氧气液缩尺喷注器燃烧试验和甲烷液氧液液喷注器低混合比燃烧试验, 了解了甲烷液氧的燃烧特性、点火特性等。开展了涡轮泵和阀门等组件适应性研究。研究表明, 液氧甲烷发动机燃烧稳定性好, 易于维护, 是未来航天的理想动力选择之一。

关键词: 液氧甲烷; 火箭发动机; 重复使用; RLV

1 液氧甲烷火箭发动机的发展前景

液氧烃类发动机由于具有较高的平均密度和相对较高的性能, 对应用于火箭的助推级很有吸引力。相对于其它烃类燃料, 液氧甲烷发动机具有比冲较高、低成本、无毒无污染、低积碳、冷却不结焦、适

于重复使用等特点。尤其是 1980 年以来, 包括中国、美国、俄罗斯、欧洲、日本、韩国在内的多个国家, 都在开展液氧甲烷发动机的研究工作。

氢、氧、甲烷、煤油及偏二甲肼的物理性能^[1]见表 1。与氢、氧类似, 甲烷属于低温推进剂, 其维护使用条件与液氧基本相同。

台。

夯实工艺基础, 积极推进工艺规范化工作。认真落实好集团公司工艺工作程序, 切实将工艺工作纳入型号产品研制生产流程, 确保工艺工作与设计工作“同步策划、同步预研、同步论证、同步攻关”, 提高型号工艺工作的质量和实效。强化工艺过程的总结与提炼, 积极推进工艺规范化工作。以“固化成熟工艺, 提高生产效率”为指导原则, 不断推进工艺规范化工作, 优化工序流程, 梳理发动机生产过程中成熟的通用工艺, 提高产品工艺设计的继承性、稳定性及工艺文件编制的质量和效率。努力发挥工艺信息化技术对院科研生产的支撑作用, 加强工艺与设计、信息技术的集成与融合, 建立数字化工艺设计管理平台, 加强工艺数据库建设, 继续推广 CAPP 技术应用, 逐步建立先进的航天数字化制造体系。加快先进制造装备技术研究, 重点解决未来大型发动机研制生产需求

及固体发动机生产过程的“手工”操作环节, 提高产品质量稳定性, 提高生产过程本质安全。

促进工艺技术问题的解决, 掌握一批核心工艺技术。继续按照集团公司《工艺工作规定》的要求, 保证工艺工作足额经费, 用于工艺基础和共性工艺问题研究。同时要求各单位要进一步加大工艺研究经费自主投入力度, 调动工艺技术部门解决共性问题 and 重大工艺问题的积极性, 建立工艺创新的长效机制, 掌握一批核心工艺技术。

鹏城万里何惧险, 千帆争舸向天歌。振兴工艺工作是一项永无止境的光荣事业, 是企业发展赋予工艺工作者的神圣使命。我院将在集团公司的领导下, 抓住难得历史机遇, 将技术创新作为推动企业发展的不竭活力源泉, 不断提高工艺技术水平, 努力攀登固体发动机制造能力的跨越式发展新高峰, 为我国国防现代化建设做出新的贡献!

作者简介: 王维彬 (1962-), 研究员, 发动机专业; 研究方向: 宇航推进技术。现任北京航天动力研究所所长长征五号运载火箭副总设计师。
收稿日期: 2011-03-21

表1 推进剂的物理性能比较

	氢	氧	甲烷	煤油	偏二甲肼
分子量	2.016	32	16.043	167	60.78
沸点/K	20.38	90.2	112	466~547	336
冰点/K	13.95	54.4	90.65	226	216
临界温度/K	33.23	154.8	190	658	521
临界压力/MPa	1.32	5.08	4.6	1.82	5.26
密度（液态）/kg m ⁻³	70	1140	422	836	791
定压比热/J kg ⁻¹ K ⁻¹	15000	1700	3480	1980	2734
结焦温度/K	无	无	950	560	无

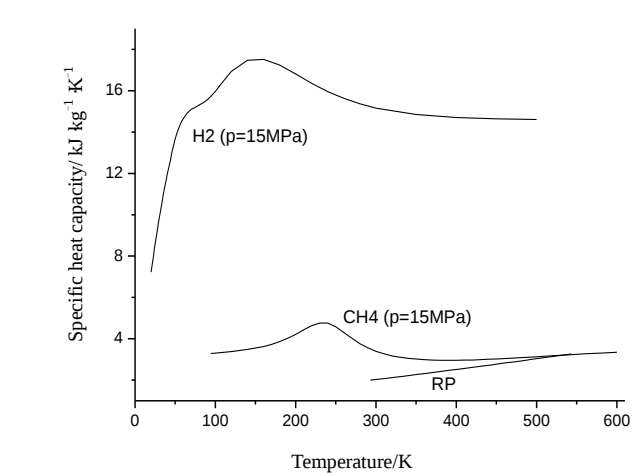


图1 甲烷和氢、煤油的定压比热

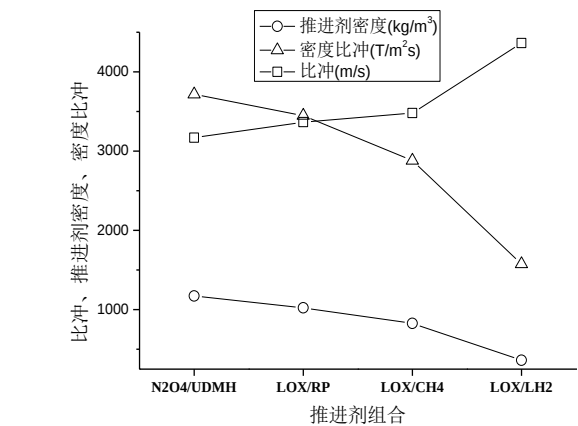


图2 推进剂组合的性能比较

甲烷的比热高（见图 1），其定压比热低于氢，但高于煤油等推进剂，是良好的冷却剂。液态甲烷的密度是煤油的一半，约为液氢的 6 倍，因此甲烷贮箱比氢贮箱轻很多。烃类燃料大多与液氧配对作为发动机推进剂组合。在所有碳氢化合物中，液氧甲烷比冲最高^[2]。由图 2 可见，液氧甲烷推进剂组合的密度约为

液氧液氢的 2.3 倍，是液氧/煤油的 0.8 倍。液氧甲烷发动机的理论比冲比液氧液氢发动机低约 800m/s，比液氧/煤油发动机高约 100m/s。液氧甲烷发动机的密度比冲是液氧/煤油的 0.84 倍，是氢氧发动机的 1.8 倍。甲烷的燃烧效率和点火性能优于其它烃类燃料。综合考虑火箭性能和结构重量，液氧甲烷发动机与液氧/煤油发动机性能相当。

美国在 1980 年进行了电传热试验，研究烃类燃料结焦特性^[3]，结果表明：甲烷在壁温为 500℃时可正常工作。当甲烷中的硫含量低于 1ppm 时没有任何结焦。烃类燃料中煤油的结焦极限温度最低，甲烷最高。煤油的结焦极限温度为 560K，甲烷为 950K。由于甲烷无结焦，且具有很高的比热，因此是一种很好的再生冷却剂。

烃类燃料燃气普遍有积碳。美国进行过烃类燃料的碳沉积研究^[4]，混合比为 0.2~0.6，燃烧室压力为 50~120MPa。结果表明：甲烷在试验的混合比范围内，不存在碳沉积。甲烷分子只含一个碳原子，热解后难以形成长链碳氢化合物，因而在高温下也不易积碳。实验结果表明，在 400~900℃宽广的燃烧温度范围内，液氧甲烷富燃燃烧产物均未出现明显的积碳。

美国 Aerojet 公司于 1986 年对烃类燃料与燃烧室壁的相容性问题进行了试验研究，结果表明：当甲烷中的硫含量低于 1ppm 时对铜合金内壁几乎没有任何腐蚀。

液态甲烷使用安全性与液氢基本相同。甲烷没有毒性。甲烷的爆炸容积百分数为 5%~15%，自动点火温度为 540℃。甲烷虽然易燃，但甲烷分子量较小，比空气轻，任何泄出或渗漏，都可以像氢一样，立即上升并散失在大气中。按照安全规则使用甲烷很安全。

甲烷资源丰富。液态甲烷来源于液化天然气 (LNG) 和固态天然气水合物 (可燃冰)。在世界范围广泛存在着几乎是纯甲烷的天然气水合物资源, 估算资源量为 2×10^{13} t 油当量^[5], 比目前地球上常规化石燃料储量的 2 倍还多。科学探测表明, 火星、土星的卫星等太空星球上甲烷资源也相当丰富。

甲烷价格较便宜, 是液氢的 1/70; 是煤油的 1/3。

综上所述, 液氧甲烷发动机具有氢氧发动机和液氧/煤油发动机的综合优点, 是未来航天动力的发展方向之一。

2 60t 级液氧甲烷火箭发动机的研究进展

2.1 研究思路和技术途径

在国家高技术 863 计划的支持下, 开展了 60t 级液氧甲烷发动机研究。该发动机为燃气发生器循环, 采用单台富燃燃气发生器、双涡轮并联甲烷/氧涡轮泵、推力室采用甲烷再生冷却。发动机真空比冲为 340s。

液态甲烷和液氢同属低温燃料, 有很多相似的特性。因此, 以现有氢氧发动机为技术基础和研究平台, 最大限度地利用现有氢氧发动机的试验、制造能力和技术基础以及氢氧发动机研制过程中形成的有关零组件, 重点研究液氧甲烷发动机燃烧装置方面的关键技术, 通过必要的适应性改型设计, 开展 60t 级液氧甲烷发动机原理样机的研制。

2.2 液态甲烷推进剂质量指标研究

对中国油田生产的液态甲烷推进剂进行了多次取样分析, 其质量成分测定结果表明, 甲烷含量均大于 98%, 其它还包括乙烷、丙烷等烃类化合物, 以及少量的 N_2 、 CO_2 等。

液氧甲烷发动机燃气发生器应用该液态甲烷已成功进行了多次挤压试验。试验表明, 该成分的液态甲烷与液氧燃烧稳定, 燃烧效率与国外液氧甲烷发动机的燃烧效率相当, 基本能满足试验要求, 初步选定该成分的液态甲烷作为发动机的推进剂使用。初步确定液态甲烷推进剂主要质量指标为: 甲烷含量 $\geq 98\%$; $H_2S \leq 1ppm$ 。

2.3 发动机材料与甲烷相容性试验

低温发动机主要使用的材料有: 高温合金、钛合金、不锈钢、铜合金、铝合金、铸件以及非金属密封材料、陶瓷、胶、脂等。

通过材料在液体甲烷中长时间浸泡试验, 初步研

究了材料和零组件与液态甲烷的相容性。对 17 种材料或产品及组件进行长时间 14h 的浸泡试验, 浸泡后恢复常温, 肉眼观察零件表面未见腐蚀, 颜色未见变化。初步验证了甲烷与相关材料在静态情况下无反应; 这与国外文献报道的甲烷与大部分材料相容性良好的结论相吻合。已进行的热试验也表明, 甲烷与相关材料相容性良好。

2.4 液氧甲烷推力室喷注器缩尺试验研究

喷注器的喷雾及其燃烧是液体火箭发动机最基本的过程, 也一直是主要研究课题之一。在设计全尺寸燃烧装置之前, 进行喷嘴的预先试验研究是非常必要的。



图 3 甲烷液氧气液喷注器热试照片

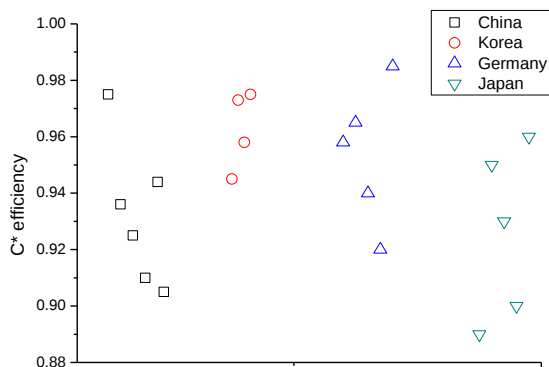


图 4 燃烧效率比较

采用挤压式试验研究了 5 种甲烷液氧气液同轴直流式喷注器的燃烧性能, 考察了结构参数和工作参数对喷嘴燃烧性能的影响, 并从宏观测量参数比较这几种同轴直流式喷嘴的性能。缩比推力室用液氧和常温气态甲烷模拟液氧甲烷推力室头部喷注器真实工作条件。甲烷在超临界状态以上工作。共进行了 7 次累计 90 多秒的甲烷液氧气液喷注器热试车, 试验的燃烧室压力为 7.1~7.4MPa, 推力室混合比为 3.5~3.9, 推力室流量约 8.4kg/s。试验后检查甲烷液氧气液燃烧

积碳量甚微。

由图3和图4可见,试验的甲烷液氧燃烧效率介于0.91~0.975,与国外试验结果相当^[6~8],与氢氧气液燃烧效率也较为接近。

2.5 甲烷液氧燃气发生器低混合比液液燃烧研究

进行了10次、累计195s的液氧甲烷燃气发生器挤压热试车。试验的研究范围:燃烧室压力6.0~7.2MPa,混合比0.26~0.40。液氧甲烷推进剂在试验混合比(0.27~0.39)范围内能可靠点火。

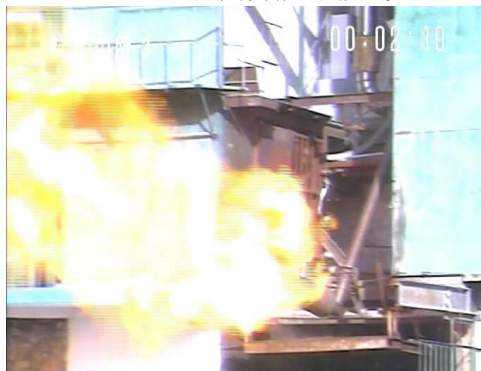


图5 甲烷液氧燃气发生器热试照片

甲烷液氧燃气发生器热试见图5,热试的燃气发生器燃烧效率为0.91~0.94,且随着混合比升高燃烧效率有所提高。日本液氧甲烷预燃室燃烧效率为0.935^[6]。试验中测量了燃气发生器出口同一截面上的燃气温度。燃气温度均匀性 $\Delta T = \pm 14K$,燃气温度均匀。燃烧室压力脉动相对值为低于3%。

试验后检查燃气发生器内积炭较少。在试验混合比范围内,混合比越高,积炭现象越明显。热力计算燃烧产物中固相炭含量随着混合比升高而增加至混合比为0.45左右,达到最大,之后随着混合比升高逐渐降低。

2.6 涡轮泵适应性研究

液氧甲烷发动机的甲烷涡轮泵和氧涡轮泵分别借用现有的氢、氧涡轮泵。氢涡轮泵通过降低转速即可满足现有甲烷泵的扬程要求。氧泵转速稍爬升即可满足液氧甲烷发动机氧泵的扬程要求。通过泵水力试验进一步研究了液氧甲烷发动机工况条件下燃料泵和氧化剂泵的水力性能和汽蚀性能。结果表明,两泵的性能指标基本满足液氧甲烷发动机的技术参数要求。液氧甲烷发动机相对于现有氢氧发动机涡轮的总体设计参数也有较大的变化。分析表明,甲烷涡轮在

不改动结构的条件下性能基本能够满足使用要求。

后续进行了3次涡轮泵联动试验,将进一步验证借用的氢/氧涡轮泵能够适应液氧甲烷发动机的使用要求。

2.7 阀门工作适应性研究

液氧甲烷发动机阀门全部借用现有氢氧发动机相应阀门。氧路系统阀门流量相当,甲烷路阀门的体积流量均小于液氢路体积流量,因此流通能力满足要求。虽然液氧甲烷发动机甲烷路的工作压力比氢路阀门工作压力略高,但是阀门的体积流量、密封比压、活门打开安全裕度、波纹管 and 阀门壳体承压能力均符合要求。

3 结束语

液氧甲烷火箭发动机性能好、资源丰富、成本低、无毒、无污染、使用维护方便,是未来航天动力的发展方向之一。近期成功进行了多次60t级液氧甲烷发动机热试验,掌握了液氧甲烷发动机主要关键技术。以现有液氧液氢发动机为技术基础,通过必要的适应性改造,研制液氧甲烷发动机是可行的。

参考文献

- 1 孙宏明. 液氧/甲烷发动机评述. 火箭推进, 2006, 32(2): 99
- 2 Pemple P, Frohlich T, Vernin H. LOX/Methane and LOX/Kerosene high thrust engine trade-off. AIAA 2001-3542
- 3 Rosenberg S D, Gage M L. Compatibility of hydrocarbon fuels with booster engine combustion chamber liners, AIAA 88-3215
- 4 Hernandez R, Mercer S. Carbon deposition characteristics of LO2/HC propellants. AIAA 87-1855
- 5 钟水清, 等. 我国21世纪非常规能源的战略研究. 钻采工艺, 2005, 28(5): 93~98
- 6 Tamura H, Ono F, Kumakawa A, et al. LOX/Methane staged combustion rocket combustor investigation. AIAA 87-1856
- 7 Haeseler D, Mading C, Roubinski V. Testing of LOX-Hydrocarbon thrust chambers for future reusable launch vehicles. AIAA 2002-3845
- 8 Han* P G, Lee S W, Kim K H. Performance analysis of the thrust chamber in liquid rocket engine using liquefied natural gas as a fuel. AIAA 2004-3860