

# 气氧/煤油无毒姿控发动机技术研究

许宏博, 吉 林, 金盛宇, 王爱玲

(上海空间推进研究所, 上海 201112)

**摘 要:** 为实现运载火箭无毒、无污染、低成本和高可靠的目标, 研制了新一代运载火箭辅助动力系统气氧/煤油无毒姿控发动机。经过多年攻关, 气氧/煤油系列发动机技术研究工作取得突破性进展, 具有可靠的稳态及脉冲工作性能, 达到了工程应用要求。首先介绍了气氧/煤油系列 60 N, 150 N 和 300 N 3 种推力发动机的技术方案和关键技术, 重点介绍了关键技术的研究情况, 包括点火技术、轻小型电点火器技术、燃烧技术、冷却技术以及高温抗氧化涂层技术等, 最后给出了发动机热试车情况, 并对 3 种推力发动机的主要性能进行了总结。气氧/煤油发动机为国内首个达到工程应用要求的无毒姿控发动机。

**关键词:** 气氧/煤油发动机; 姿控; 点火

**中图分类号:** V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2015) 05-0012-05

## Technology of GOX/kerosene non-toxic attitude control engine

XU Hongbo, JI Lin, JIN Shengyu, WANG Ailing

(Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China)

**Abstract:** In order to realize non-toxic, low cost and high reliability of launch vehicle, the GOX/kerosene non-toxic attitude control engine for launch vehicle auxiliary propulsion system was developed. After many years of research, breakthrough progress has been made in the technical study of GOX/kerosene engines, and the GOX/kerosene attitude control engine has met the engineering application requirements for reliable working performances of stable and pulse operation. In this paper, the technical proposal and key technologies of 60N, 150N and 300N GOX/kerosene are introduced, especially for the key technologies, including of ignition, electrical igniter, combustion, cooling, and high-temperature oxidation resistant coating. The main performance parameters in altitude tests of the three engines are given. GOX/kerosene engine is the first non-toxic attitude control engine which has met the engineering application requirements in China.

**Keywords:** GOX/kerosene engine; attitude control; ignition

收稿日期: 2015-03-08; 修回日期: 2015-05-28

基金项目: 上海市科学技术委员会课题(13DZ2250600)

作者简介: 许宏博 (1982—), 男, 硕士, 工程师, 研究领域为液体火箭发动机设计

0 引言

目前国内外成熟应用的辅助动力系统通常采用有毒推进剂, 而无毒辅助动力系统主要采用液(气)氧/醇类组合, 如气氧/煤油、气氧/酒精、液氧/甲烷等。随着近些年来对环境保护和人体健康的重视, 无毒发动机已成为未来发展的趋势, 受到越来越多的关注。

新一代运载火箭辅助动力系统采用气氧/煤油姿控发动机, 该发动机具有无毒、无污染、响应快、可多次脉冲工作等特点。经过多年研究, 气氧/煤油系列发动机技术研究工作取得突破性进展, 达到了工程应用要求。本文介绍了气氧/煤油系列 60 N、150 N 和 300 N 3 种推力发动机的关键技术研究情况, 给出了 3 种发动机的主要性能。

1 研究现状

国内外无毒辅助动力系统大多仍处于研究阶段, 仅美国和前苏联曾成功应用于飞行试验。美国于上世纪 80 年代研制的气氧/酒精姿控发动机(667 N)应用在了第 2 代航天飞机的辅助动力系统上; 前苏联在上世纪 70 年代为“暴风雪”号航天飞机研制了液(气)氧/煤油姿轨控统一推进系统<sup>[1]</sup>(见表 1) 并成功飞行, 其轨道机动及控制用发动机推进剂为液氧/煤油组合, 姿态控制用发动机推进剂为气氧/煤油组合, 采用电脉冲点火技术<sup>[2]</sup>。

国内上海空间推进研究所进行了液(气)氧/煤油(醇类)无毒姿控发动机的研制工作, 主要研究方向为气氧/煤油和液氧/甲烷发动机。其中气氧/煤油发动机已突破多项关键技术, 达到工程应用要求。

表 1 “暴风雪”号航天飞机液(气)氧/煤油姿轨控统一推进系统配置及性能参数

Tab. 1 Configuration and performance parameters of LOX(GOX)/kerosene integration propulsion system in “Snowstorm” space shuttle

作用	推进剂组合	发动机台数	推力/ kN	真空比冲/s	开启次数/次
轨道机动	液氧/煤油	2	90	362	5 000
轨道控制	液氧/煤油	38	4	275~295	2 000
姿态控制	气氧/煤油	8	200	257	40 000

2 技术方案

气氧/煤油无毒姿控发动机主要由推力室、氧阀、燃阀及电点火器等组成。需要工作时, 控制气氧和煤油的电磁阀打开, 煤油经喷注器进入燃烧室完成雾化和蒸发过程, 并与气氧充分混合, 电点火器发火点燃混气而燃烧, 产生高温高压气体经喷管排出产生推力。

发动机结构如图 1 所示。与常规双元有毒发动机的自燃、液/液喷注不同, 气氧/煤油双元无毒发动机为非自燃、气/液喷注, 因此需要点火装置和气/液双元喷注单元。气氧/煤油发动机分别采用电点火技术和同轴剪切式喷嘴实现发动机的脉冲工作及气/液两相组元的喷注, 同时因煤油推

进剂易结焦和积碳的特性<sup>[3]</sup>, 未采用常规有毒发动机的燃料液膜冷却方式, 而改用氧化剂气膜冷却来实现可靠的冷却。

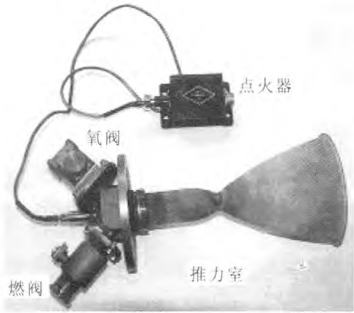


图 1 气氧/煤油发动机结构图

Fig. 1 Structure of GOX/kerosene engine

为与氧气相容, 发动机头部采用不锈钢材

料，身部则为铌钨合金材料。发动机主要技术指标要求见表 2。

表 2 发动机主要技术指标  
Tab. 2 Main technical specifications of engine

推力/N	真空比冲 (N·s·kg <sup>-1</sup> )	开启次数/次	启动加速性/s	关机减速性/s	单次最长工 作时间/s	累计工作 时间/s
60	≥2 600	3 000	≤0.1	≤0.1	1 000	2 000
150	≥2 600	3 000	≤0.1	≤0.1	300	2 000
300	≥2 600	3 000	≤0.1	≤0.1	300	2 000

3 关键技术及攻关

3.1 关键技术

气氧/煤油发动机关键技术如下：

1) 点火技术

气氧/煤油非自燃推进剂组合需要强制引燃点火，不同于火箭主发动机采用化学或火药一次点火，为实现真空环境下脉冲点火的可靠性，需采用电脉冲点火技术，同时要保护电嘴和喷注器不被高温烧蚀，因此需采用可靠的点火结构并研制适应于真空环境下工作的电点火器。

2) 燃烧技术

气氧/煤油为气/液推进剂组合，需采用合理的喷嘴方案实现煤油的良好雾化以及气、液二元工质的均匀混合，创造适宜的燃烧室流场维持高效燃烧。

3) 冷却技术

气氧/煤油组合燃烧温度高，气氧对室壁形成高速冲刷且氧化性强，煤油则易结焦产生积碳，用来冷却身部均存在较大的困难。

3.2 关键技术攻关情况

3.2.1 点火喷嘴

发动机采用点火喷嘴方案<sup>[4]</sup>，即点火路氧气和点火路煤油在电嘴附近混合点燃作为初始火炬为燃烧室内的氧气和煤油混气提供点火能量。

点火喷嘴位于喷注器轴向前端中心，以保证初始火炬沿轴向进入燃烧室，不破坏燃烧室内的流场形式。其入口处安装电点火器电嘴，电嘴发火端深入喷注器点火通道内，其周围分布点火路氧气和煤油的喷注结构以实现点火。

发动机点火喷嘴结构达到了百分之百的点火成功率，既保证了发动机可靠脉冲点火能力，又保护了电嘴和喷注器不被高温燃气烧蚀。

3.2.2 电点火器

发动机采用电点火方案<sup>[5]</sup>，为适应空间二元非自燃推进剂的点火需求，在工业点火器的基础上研制了低压半导体式轻小型航天电点火器（见图 2），包括激励源、电缆及电嘴 3 部分。其工作原理为：激励源将低压交流或直流电转变为直流脉冲电压，对贮能电容器充电，当电容器上电压升至电嘴上的放电管击穿电压时，在半导体电嘴间隙形成高能电弧火花。



图 2 轻小型航天电点火器  
Fig. 2 Lightweight aerospace igniter

轻小型航天电点火器为国内首创，具有供电电压小、频率高、响应快、体积小（仅相当于一个小型传感器）、重量轻（0.3 kg）、寿命长、电磁兼容及抗干扰能力好（通过了与箭上控制系统的电磁兼容性测试）等优点，且具有与电磁阀同步开启、自动延时关闭等功能，简化了控制模式。在适应箭上供电、空间、重量等条件的同时，满足发动机多脉冲、快响应、高可靠的要求。

求，为空间无毒姿轨控发动机的点火技术提供了坚实的保障。

3.2.3 燃烧技术

气氧/煤油为气/液两相组合，其主喷嘴形式采用了典型的气/液同轴剪切式喷嘴<sup>[6]</sup>，通过高速气流加强液相推进剂的雾化和混合，并通过初始火炬点燃。

通过调整喷嘴参数<sup>[7]</sup>，使其与点火喷嘴、冷却结构达到了较好的匹配，得到了理想的燃烧性能，在满足比冲  $2\,600\text{ N}\cdot\text{s}/\text{kg}$  要求的情况下保证了燃烧室的壁面温度在可接受的范围内，实测身部壁面最高温度约为  $1\,300\sim1\,400\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。

3.2.4 气膜冷却技术

采用液体火箭发动机常规的液膜冷却方式时，由于煤油易积碳的特性，发动机身部壁面、喷嘴出口等处长时间工作后积碳严重（图 3a），易导致身部温度不均以致身部烧蚀，严重影响发动机的性能及寿命。

气氧/煤油发动机采用了氧化剂气膜冷却的方法<sup>[8]</sup>，在身部内壁面附近，利用高速流动的气膜，阻止积碳在壁面的附着，达到了消除积碳的目的（图 3b）；同时通过调整冷却气膜的流量、流速等参数<sup>[9]</sup>，实现了身部的可靠冷却，满足了发动机的寿命指标。

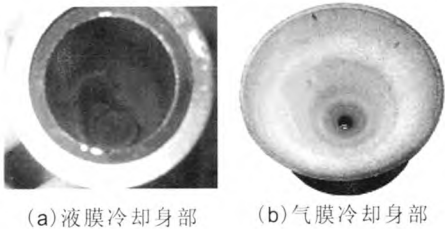


图 3 身部试车产品对比图  
Fig. 3 Comparison of nozzles cooled by liquid and air film

3.2.5 高温抗氧化涂层技术

气氧/煤油推进剂燃烧温度高且燃烧室壁面处于高速氧气冲刷氛围中，这些都对发动机身部材料（含涂层）的抗高温、抗氧化及抗冲刷性能带来了很大的挑战，以前常用的铌钎合金/815 涂层已不满足气氧/煤油发动机的使用要求。为适应燃

烧室内高温高压的恶劣环境及高速氧气冲刷氛围，并能与身部铌钎合金材料相匹配，研制了气氧/煤油发动机高温抗氧化涂层。

高温抗氧化涂层采用 Si-Mo-W 涂层体系，使用料浆熔烧法制备。通过添加贵金属作为改性剂并搭配相应的催化剂提升涂层扩散能力和致密度，增强抗高温氧化腐蚀能力；通过添加金属元素调节热匹配缓冲性强化涂层结合力，提升了涂层抗热震能力以及高温环境下的冲刷能力。

图 4 为涂层试片的金相图，由金相分析可得：涂层表面晶粒大小均匀，呈现为蜂窝状结构；截面结构致密，没有明显裂纹、空缺及断代，各层面没有明显的分界。这样的结构可以有效阻止氧元素侵入涂层内部，并避免各涂层结构层间性质差异过大而开裂。

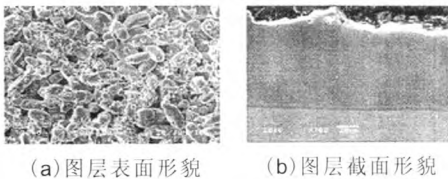


图 4 涂层表面及截面图  
Fig. 4 Surface and sectional view of coating

该涂层较好的完成了氧气氛围下的热震及静态抗氧化性能测试，装配有该涂层身部的 3 种推力气氧/煤油发动机（图 5）均通过了高空热试车考核，发动机稳态、脉冲工作可靠性及寿命大幅提高，3 种推力身部均达到累计稳态  $230\,003\text{ s}$  和累计脉冲  $33\,000$  次的工作要求。



图 5 气氧/煤油发动机实物图  
Fig. 5 Picture of GOX/kerosene engines

4 发动机热试车

通过关键技术攻关，气氧/煤油系列发动机通过了高空模拟热试车考核（图 6），稳态、脉冲工作性能及寿命均已满足技术指标，达到工程应用要求。

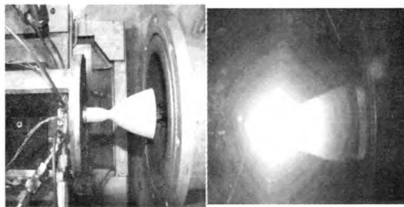
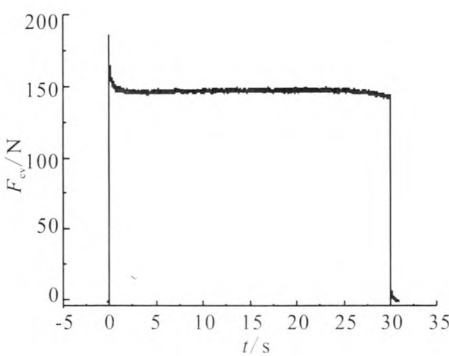


图 6 发动机高空模拟热试车  
Fig. 6 Pictures of high altitude simulation test

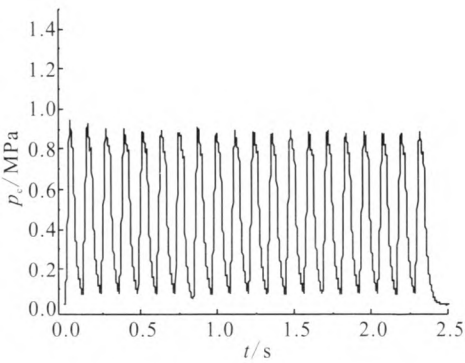


(a) 稳态工作曲线

3 种推力发动机均满足稳态工作要求：单次最长工作时间 300 s（其中 60 N 达到 1 200 s）；累计工作时间均超过 2 000 s；启动和关机减速性分别约为 30 ms 和 50 ms；身部最高温度 1 300~1 400 ℃；工作过程中室压及推力曲线平稳且身部周向冷却均匀。

3 种推力发动机均通过脉冲试验考核：连续脉冲次数达到 1 000 次；累计脉冲次数超过 3 000 次；高空脉冲点火可靠性为 100%；脉冲宽度 50 ~500 ms；脉冲间隔时间 60 ~500 ms；脉冲工作过程中脉冲波形一致性较好。

典型稳态和脉冲试验曲线（150 N）见图 7。



(b) 脉冲工作曲线

图 7 典型稳态和脉冲工作曲线

Fig. 7 Curves of steady state and pulse operation

表 3给出了气氧/煤油系列发动机主要工作性能。

表 3 气氧/煤油系列发动机主要工作性能

Tab. 3 Performance parameters of GOX/kerosene engine

性能参数	数值
推力/N	60/150/300
室压/MPa	0.8/0.8/0.8
真空比冲/( N·s·kg <sup>-1</sup> )	2 600/2 600/2 600
起动加速性 t <sub>90</sub> /s	0.03/0.03/0.03
关机减速性 t <sub>10</sub> /s	0.05/0.05/0.05
单次最长工作时间/s	1 200/300/300
最短工作时间/ms	50/50/50
最短间歇时间/ms	60/60/60
累计工作次数/次	3 000/3 000/3 000
累计工作时间/s	2 000/2 000/2 000

5 结束语

气氧/煤油系列发动机是为新一代运载火箭无毒、无污染、高性能、低成本等特点而研制的多脉冲、快响应无毒姿控发动机，可实现航天器姿控发动机的无毒化，解决现有常规有毒推进剂姿控发动机对人员健康影响和环境污染的问题，降低生产、运输、储存和使用维护过程中的成本，简化基地勤务，提高产品的安全性和可靠性。

经过多年研制，气氧/煤油系列发动机已具有可靠的稳态及脉冲工作性能，达到工程应用要求，在国内率先掌握了无毒姿控发动机技术，可实现与液氧/煤油发动机的姿轨控统一推进系统。

（下转第 28 页）

- [3] 黄智勇, 李昌旻, 黄红. 高工况涡轮泵轴系状态对工作可靠性的影响[J]. 火箭推进, 2007, 33(1): 32-35.  
HUANG Zhiyong, LI Changhuan, HUANG Hong. The effect of high operating condition turbopump shafting status on reliability[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2007, 33(1): 32-35.
- [4] 吴荣仁, 李勤, 洪伟荣. 带轴涡轮转子在立式超速试验台上的超速试验[J]. 化工机械, 2002, 29(1): 8-10.
- [5] 窦唯. 液体火箭发动机涡轮泵转子密封系统动力稳定性研究[J]. 宇航学报, 2013, 34(12): 1557-1568.
- [6] 窦唯, 褚宝鑫. 支承总刚度对泵转子临界转速及稳定性影响[J]. 火箭推进, 2014, 40(1): 30-38.  
DOU Wei, CHU Baoxin. Effect of bearing supporting stiffness on dynamic stability and critical speed of turbopump rotor system[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2014, 40(1): 30-38.
- [7] 郭军刚, 王春侠, 胡丽国. 多叶油润滑箔片轴承转子系统动力学特性研究[J]. 强度与环境, 2013, 40(2): 12-20.
- [8] 肖明杰, 黄金平, 李锋. 基于传递矩阵法的涡轮泵转子系统瞬态动力学特性预测和分析[J]. 机械强度, 2011, 33(6): 900-906.
- [9] 钱振军. 旋转圆盘与轴套装后最小松脱转速的理论计算[J]. 铁道师院学报, 2001, 18(3): 10-14.
- [10] 姚青文, 李长宝. 套装叶轮不平整表面接触问题的有限元分析[J]. 汽轮机技术, 2014, 56(2): 88-90.

(编辑: 陈红霞)

(上接第 16 页)

#### 参考文献:

- [1] 王爱玲, 林庆国, 吴建军. 运载火箭气氧/煤油姿控发动机技术研究[J]. 上海航天, 2006(5): 6-11.
- [2] 王爱玲, 吴建军. 气氧/煤油发动机电点火技术研究[J]. 上海航天, 2006(6): 14-17.
- [3] 丁丰年, 张恩昭. 航天运载器及液体推进技术[J]. 火箭推进, 2001(1): 10-19.  
DING Fengnian, ZHANG Enzhao. Space vehicles and liquid propulsion technology[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2001(1): 10-19.
- [4] 金盛宇. 气氧/煤油姿控发动机喷注器方案研究[C]//中国航空学会火箭发动机专业委员会. 中国航空学会火箭发动机专业委员会 2006 年火箭推进技术学术会议论文集. 宜昌: 中国航空学会, 2006: 37-43.
- [5] 陈朝, 金盛宇, 白云峰. 气氧/煤油姿控发动机点火技术研究[C]//中国航空学会火箭发动机专业委员会. 中国航空学会火箭发动机专业委员会 2009 年火箭推进技术学术会议论文集. 宜昌: 中国航空学会, 2009: 229-234.
- [6] 刘国球. 液体火箭发动机原理[M]. 北京: 宇航出版社, 1993.
- [7] 朱宁昌, 董锡鉴. 液体火箭发动机设计[M]. 北京: 宇航出版社, 1994.
- [8] 金盛宇, 许宏博, 吉林. 气氧/煤油发动机气膜冷却参数影响试验研究[C]//中国航天第三专业信息网. 中国航天第三专业信息网第 35 届学术会议论文集. 上海: 中国航天第三专业信息网, 2014: 325-329.
- [9] 高思秘, 蔡铭汤, 袁在顺. 液体推进剂[M]. 北京: 宇航出版社, 1989.

(编辑: 陈红霞)