

# 高性能液体远地点发动机技术发展

杨成虎, 林庆国, 刘昌国

(上海空间推进研究所, 上海 201112)

**摘 要:** 液体远地点发动机的性能提高具有显著的经济效益和社会效益。通过使用高性能喷注器、高效燃烧室和新型耐高温材料, 国外采用  $\text{N}_2\text{O}_4/\text{MMH}$  推进剂的液体远地点发动机最高比冲已达到 323 s。分析了国外高性能液体远地点发动机性能特点和关键技术, 介绍了我国第 3 代 490 N 发动机的研制情况, 结合工程应用要求和研制现状, 提出了第 3 代 490 N 发动机的后续研究重点。

**关键词:** 高性能液体远地点发动机; 喷注器; 燃烧室; 耐高温材料

**中图分类号:** V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2013) 04-0001-07

## Technology development of high-performance liquid apogee engine

YANG Cheng-hu, LIN Qing-guo, LIU Chang-guo

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

**Abstract:** The performance improvement of liquid apogee engine (LAE) can create enormous economic and social benefits. The maximum specific impulse of foreign  $\text{N}_2\text{O}_4/\text{MMH}$  LAE with high-performance injector, efficient combustion chamber and new type high-temperature resistant material is up to 323 s. In this paper, the characteristics and key technologies of the high-performance LAE abroad are analyzed and the development of the Third Generation 490 N engine in china is introduced. According to the engineering need and the development status of the engine, the research focus of the Third Generation 490 N engine is put forward.

**Keywords:** high-performance liquid apogee engine; injector; combustion chamber; high temperature resistant material

## 0 引言

远地点发动机主要用于为航天器远地点机动入轨提供推力。1974 年, 德国 MBB 公司研制的

液体远地点发动机 (S400-1) 首次用于德、法共同发射的“交响乐”通信卫星。此后液体远地点发动机因其能多次启动、冲量偏差小和提高发生器入轨精度等优越性被逐步推广使用。

随着大容量、长寿命卫星的发展, 对变轨用

收稿日期: 2012-01-25; 修回日期: 2012-03-24

基金项目: 国家 863 项目 (2009AA705308)

作者简介: 杨成虎 (1978—), 男, 高级工程师, 研究领域为液体火箭发动机设计

远地点发动机的性能要求也越来越高。远地点发动机性能提高带来的效益主要体现在两方面：一是增加卫星有效载荷，降低发射费用；二是延长姿控发动机的寿命，进而延长卫星的使用寿命。根据计算，远地点发动机比冲每增加 1 s，发动机每工作 6 000 s 即可节约推进剂 3 kg 左右<sup>[1]</sup>。按每千克有效载荷数以万美元计算的发射费用和卫星转发器数千万美元的年租金来看，提高远地点发动机性能所降低的成本是相当可观的。自上世纪七十年代后的 40 余年里，国内外航天科技界坚持不懈地致力于液体远地点发动机比冲性能的提高。如美国前 Marquardt 公司的 R-4D 系列远地点发动机比冲最初仅为 287 s，通过持续改进，目前在役的发动机最高比冲达到 323 s，正在开展比冲不低于 330 s 的远地点发动机研制<sup>[2]</sup>。

我国的液体远地点发动机研制起步较晚，先后完成了两代远地点发动机的研制，发动机推力为 490 N，其中第 1 代 490 N 发动机真空比冲 305 s 左右，于 1994 年完成首飞，目前已完成 40 次变轨飞行任务，成功率 100%；第 2 代 490 N 发动机真空比冲 315 s，于 2012 年成功完成首飞，2013 年第 2 台飞行成功；正在研制中的第 3

代 490 N 发动机设计真空比冲 323 s，与国外已飞行的性能最高的远地点发动机相当。本文分析了高性能液体远地点发动机的性能特点和关键技术，介绍了我国第 3 代 490 N 发动机的研制现状和发展方向。

1 高性能液体远地点发动机的性能特点和关键技术

1.1 高性能液体远地点发动机概况

目前地球同步卫星推进系统主要分为双组元统一系统和双模式系统，其中远地点液体火箭发动机相应地采用 N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>/MMH 推进剂或 N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>/N<sub>2</sub>H<sub>4</sub> 推进剂。一般来说，使用 N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>/N<sub>2</sub>H<sub>4</sub> 推进剂的发动机比冲较使用 N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>/MMH 推进剂的发动机比冲高约 5 s。国外使用的 N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>/MMH 推进剂组合的液体远地点发动机最高比冲为 323 s，使用 N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>/N<sub>2</sub>H<sub>4</sub> 推进剂组合的发动机最高比冲 328 s<sup>[3-4]</sup>。表 1 给出了国外使用 N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>/MMH 推进剂组合的液体远地点发动机推力 ( $F$ )、真空比冲 ( $I_{sp}$ )、入口压力 ( $p_i$ )、室压 ( $p_c$ )、工作温度 ( $T$ )、面积比 ( $\epsilon$ ) 等主要参数和相应的喷注器形式、燃烧室材料<sup>[5-14]</sup>。

表 1 国外液体远地点发动机主要参数(N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>/MMH 推进剂)  
Tab. 1 Characteristics of N<sub>2</sub>O<sub>4</sub>/MMH liquid apogee engines abroad

研制者	代号	$F/N$	$I_{sp}/s$	$P_i/MPa$	$P_c/MPa$	$T/^\circ C$	$\epsilon$	喷注器形式	燃烧室材料
美国 Marquardt 公司 <sup>1</sup>	R-4D-7	445	287	1.3	0.682	1 343	40:1	互击式	纯铝
	R-4D-11	445	311	1.52	0.745	1 200	164:1	互击式	铝合金
	R-4D-11-300	445	315.5	1.52	0.745	1 200	300:1	互击式	铝合金
	R-4D-14	445	322	1.62	/	1 675	300:1	互击式	铈/铈材料
	R-4D-15	445	323	1.65	0.97	1 760	300:1	互击式	铈/铈材料
美国 Aerojet 公司	AJ10-221	490	321	1.59	0.8	1 871	286:1	层板式	铈/铈材料
美国 TRW 公司	TR-312-100MN <sup>2</sup>	454	325	1.585	/	1 700	245:1	针栓式	铈/铈材料
EADS Astrium <sup>3</sup>	S400-1	400	303	1.54	0.72	/	150:1	离心式	不锈钢
	S400-12	400	318	1.7	1.0	1 600	220:1	离心式	铂铈合金
	S400-15	400	321	1.7	1.0	1 600	330:1	离心式	铂铈合金
	EAM <sup>2</sup>	500	325	/	1.0	/	330:1	离心式	C/SiC 材料
英国 ARC 公司 <sup>4</sup>	LEROS 2B	409	318	/	/	/	150:1	互击式	铝合金

1: 现属 Aerojet 公司; 2: 在研; 3: 原 MBB 公司; 4: 现属美国 AMPAC 公司

从表 1 可以看出,相对于之前的液体远地点发动机,高性能液体远地点发动机(比冲 320 s 以上)主要有以下特点:

1) 采用不同结构形式的喷注器,通过优化设计发动机比冲均可达到 323 s 以上;

2) 发动机工作压力和入口压力均有提高,其中工作压力达到 1.0 MPa,入口压力达到 1.6 MPa 以上;

3) 发动机喷管出口面积比均较大,约为 300:1 或更大;

4) 发动机的工作温度有明显提高,达到 1 600 ℃以上,为适应较高的工作温度,发动机采用了能耐更高温度的材料,如铌/铪材料、复合材料和铂铑合金材料。

## 1.2 高性能液体远地点发动机的关键技术

液体远地点发动机性能提高主要是通过提高燃烧效率和提高喷管性能两个技术途径来实现。提高喷管性能的技术途径是扩大喷管面积比和优化喷管造型,该技术较为成熟。燃烧效率主要涉及到喷注器和燃烧室两个关键组件,提高燃烧效率主要是提高喷注器的雾化性能和提高推进剂在燃烧室内的燃烧完全程度。而燃烧效率的提高通常都会导致燃烧室温度的升高,因此高性能液体远地点发动机的实现还必须突破高温抗氧化材料技术。

### 1.2.1 高性能喷注器技术

高性能喷注器是发动机获得高性能比冲的关键因素。喷注器的设计优化需要兼顾三个方面,一是组织推进剂充分高效地燃烧,获得尽可能高的燃烧效率;二是组织可靠的内冷却,对燃烧室室壁材料进行有效的热防护,保证喷注器和燃烧室不被烧蚀;三是组织稳定的燃烧,不仅保证在设计工况下发动机具有良好的燃烧稳定性,而且还要保证系统非正常情况下发动机工况稍偏离设计点时发动机工作仍具有较高的燃烧稳定性。

国外各公司研制的远地点发动机所采用的喷注器各有特色,如美国前 Marquardt 公司、英国前大西洋公司以及日本 IHI 公司均采用直流互击式喷注器,美国 TRW 公司采用的是针栓式喷注

器,美国 Aerojet 公司采用的是层板式喷注器,德国 EADS SP 公司、俄罗斯机械工程研究所以及印度空间研究组织采用的是离心式喷注器。不同形式的喷注器通过优化设计,配合适当的燃烧室,均能获得较高的燃烧效率。如采用直流互击式喷注器的 R-4D-15 发动机、采用针栓式喷注器的 TR-312 发动机、采用层板式喷注器的 AJ10-221 发动机以及采用离心式喷注器的 S400-15 发动机,燃烧效率都能达到 98%以上。

随着发动机性能要求的不断提高,各家公司都在不断地改进喷注器结构形式和参数,如 EADS SP 公司最近则研制出一种新的微喷头式喷注器(类似于直流式喷注器),在 220 N 推力量级推力器研究中,模拟推力器飞行的真空试车证实了新喷注器系统具备良好的性能<sup>[15]</sup>。

### 1.2.2 高效燃烧室技术

推进剂进入燃烧室后,在燃烧室内完成雾化、混合和燃烧过程,燃烧室在高温高压的环境下工作。空间液体火箭发动机为了适应快响应、多脉冲的工作特点,其燃烧室室壁冷却一般联合采用液膜冷却和辐射冷却两种形式。对于高性能轨控发动机,冷却液膜的低效燃烧已成为导致发动机比冲降低的第一位影响和制约因素<sup>[16]</sup>。高效燃烧室技术的重点是合理设计燃烧室构型,提高推进剂在燃烧室内的燃尽程度,同时组织燃烧室内、外冷却,防止室壁烧蚀。

液体火箭发动机的燃烧室构型研究可以追溯到 20 世纪 60 年代 R-4D 发动机的研制之初,为了抑制点火压力峰,曾尝试过法兰端面收缩和球形燃烧室,均未达到设计目的<sup>[17]</sup>。目前液体火箭发动机基本都采用带平面喷注器的圆柱形燃烧室。通过增加燃烧室特征长度或采用特殊结构的内型面提高推进剂在燃烧室内的燃尽程度。

Marquadt 公司研制的 R-4D-7 发动机比冲 285 s,燃烧室特征长度为 280 mm,后续 R-4D-11 发动机优化了头部设计,并将燃烧室特征长度增加到 300 mm,比冲提高到 315.5 s;Astrium 公司将 22 N 双组元发动机燃烧室特征长度减小 10%,发动机比冲由 303 s 降低到 290 s,燃烧室最高温度由 1 000 ℃降到 900 ℃左右<sup>[18]</sup>;印度液体

推进系统中心在 5 N 姿控发动机的研制中, 将燃烧室长度从 42.7 mm 提高到 57.6 mm (特征长度增加了 200 mm), 发动机燃烧效率由 0.901 提高到 0.941, 燃烧室最高温度由 960 ℃增加到 1 130 ℃<sup>[19]</sup>; 在第 2 代 490 N 发动机的研制中, 曾进行了发动机燃烧长度对发动机性能和身部温度的专项试验, 研究发现特征长度增加有利于燃烧效率的提高, 但增加到一定长度, 燃烧效率提高幅度较小而燃烧室温度明显增加。

到 20 世纪 90 年代, 从强化液膜反应提高发动机性能出发, 出现了不同构型的燃烧室。如 Leonard 提出的两段燃烧室构型<sup>[20]</sup>, 如图 1 所示, 两段燃烧室直径相近, 被扰流环隔开, 冷却液膜主要对靠近喷注器的第 1 段燃烧室进行冷却, 之后通过扰流装置进入第 2 段燃烧室, 在第 2 段燃烧室液膜与室壁被高温燃气隔离, 进入燃烧室中心区充分参与燃烧。

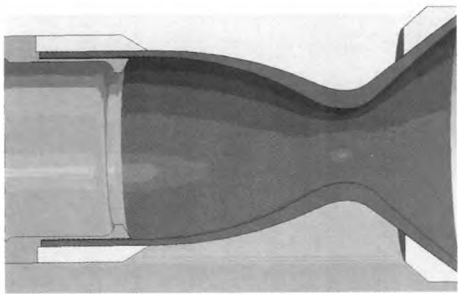


图 1 两段燃烧室结构  
Fig. 1 Two stage rocket combustion chamber

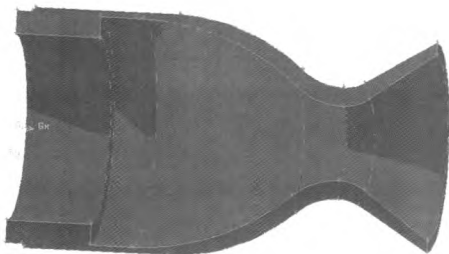


图 2 突扩燃烧室结构  
Fig. 2 Stepped expansion rocket combustion chamber

Kurt 等提出了另一种突扩结构的燃烧室构型<sup>[21]</sup>, 可以达到类似的效果, 见图 2。北京航天动力研究所曾在 200 N 双组元发动机研制中探索了

缩径燃烧室结构方案<sup>[22]</sup>, 发动机效率提高约 4.5%, 燃烧室温度增加了约 500 ℃。

1.2.3 耐高温材料技术

高温抗氧化材料一直是限制火箭发动机性能提高的瓶颈。目前应用最为普遍的高温材料为铌钎合金, 其内外表面均喷涂并熔渗有高温抗氧化的硅化物涂层, 长期使用温度约为 1 350 ℃。为适应第 2 代 490 N 轨控发动机的需要, 国内新研发了铌钨合金, 其内外表面的高温抗氧化涂层为硅化物涂层, 使用温度在 1 450 ℃。高性能液体远地点发动机的燃烧室壁温在 1 600~1 800 ℃。传统的铌合金材料已难以满足要求, 必须研制能适应更高工作温度的抗氧化材料, 并解决这种新型高温材料制造、喷管成型及焊接等工艺技术和质量检测及评价技术。国外主要研发了铪/铪材料、陶瓷材料 (包括 Si<sub>3</sub>N<sub>4</sub> 陶瓷材料、C/SiC 陶瓷基复合材料和超高温陶瓷基复合材料) 和铂铱合金材料, 其中铪/铪材料、Si<sub>3</sub>N<sub>4</sub> 陶瓷材料和铂铱合金材料已完成了飞行验证。

2 第 3 代 490 N 发动机的研制现状

为达到国际先进水平, 推进我国远地点发动机持续的更新换代, 进一步提高我国卫星推进系统水平, 开展了第 3 代 490 N 发动机的研制工作, 发动机的主要参数见表 2。

表 2 第 3 代 490 N 发动机主要参数

Tab. 2 Main parameters of the Third Generation 490 N engine	
名 称	参 数
发动机真空推力/N	490
推进剂	N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> /MMH
额定混合比	1.65
发动机真空比冲/s	323
发动机入口压力/MPa	1.55
喷注器形式	直流互击式
燃烧室材料	钽+钨合金+涂层/PM 铪铪材
喷管面积比	330:1
发动机稳态工作时间/s	25 000(原理样机要求 3 600)
重量/kg	5.2

通过技术攻关, 于 2011 年完成第 3 代 490 N 发动机原理样机研制, 发动机通过高空热试车考核, 真空比冲达到 323.6 s, 稳态工作时间达到 3 860 s。图 3 和图 4 分别为第 3 代 490 N 发动机在试车台上和试车后的照片。

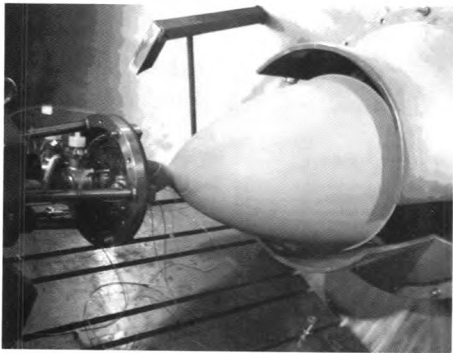


图 3 试车前的第 3 代 490 N 发动机  
Fig. 3 The Third Generation 490 N engine  
before hot fire testing



图 4 试车后的第 3 代 490 N 发动机  
Fig. 4 The Third Generation 490 N engine after hot fire testing

2.1 发动机喷注器设计

我国空间发动机大多采用的是直流互击式喷注器, 第 3 代 490 N 发动机仍然采用直流互击式喷注器。在借鉴第 1 代和第 2 代 490 N 发动机喷注器研制经验基础上, 开展了喷注形式研究、喷注器喷注参数和结构研究、喷注器液膜冷却形式和冷却流量百分比研究等多项研究工作。

在喷注形式方面进行了直流式喷注器、组合式喷注器两种形式研究, 其中组合式喷注器通过

扩散焊及钎焊连接, 具有燃烧效率高、边区冷却流量分布均匀的优点, 但由于目前存在焊缝质量无良好的检测手段的问题, 该方案未作为喷注器最终方案; 直流式喷注器结构简单, 且通过流量二次分配提高了流量均匀性, 燃烧效率较高。

在喷注参数研究中主要开展了推进剂流强分布研究、喷注单元排列方式和密度研究、推进剂流道和集液腔设计与压降分配研究。在研究中采用 PDA 等光学测量手段对喷注参数的设计效果进行评价, 完成了主撞击对优化设计。

针对喷注器液膜冷却形式, 进行了不同角度直喷冷却方式以及切向冷却方式研究。通过方案筛选, 最终确定了多种角度直喷冷却方式, 并在 15%~ 30%边区冷却流量百分比范围内对多种冷却流量百分比方案进行了研究, 确定了 25%的冷却流量百分比设计方案。

2.2 发动机燃烧室设计

合适的燃烧室构型与发动机喷注器的设计相关, 因此高效燃烧室设计需与高性能喷注器进行匹配性研究。第 3 代 490 N 发动机燃烧室设计中, 针对不同特征长度、突扩结构和采用二次燃烧装置燃烧室方案进行了仿真分析和热试车考核。图 5 和图 6 给出了突扩结构和二次燃烧装置特征尺寸的

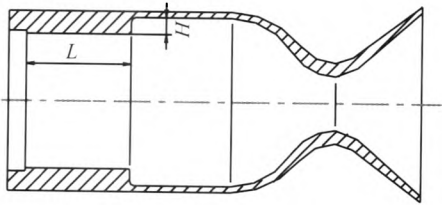


图 5 突扩结构特征尺寸示意图  
Fig. 5 Feature size of stepped expansion structure

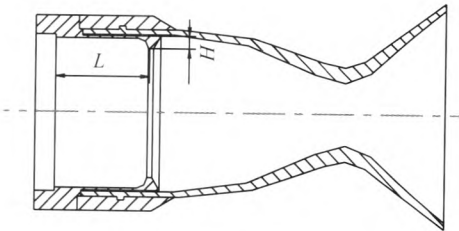


图 6 二次燃烧装置特征尺寸示意图  
Fig. 6 Feature size of secondary combustion chamber

根据计算结果,增加燃烧室特征长度能够提高发动机燃烧效率,同时发动机工作温度也有所提高。对于高性能空间轨控发动机,合理的燃烧室特征长度为 400 mm,同时采用两种角度冷却射流设计,能够降低发动机最高工作温度。随着扩张台阶长度  $L$  的增加,燃烧效率与喉部最高壁温都是先增大后减小,这表明对于突扩结构燃烧室来说,扩张台阶长度  $L$  存在最佳值。扩张台阶高度  $H$  从 2 mm 增加到 5 mm,燃烧效率从 96.08% 增加到 96.76%,喉部内壁面温度则变化不大。相对于直圆柱型液膜冷却推力室 96.05% 的燃烧效率,扩张型设计在提高燃烧效率方面作用有限。这主要是因为扩张型结构无法有效地增强燃气混合,使得大量气态燃料积聚在壁面。二次燃烧装置将液膜卷入主流使其充分蒸发、混合并参与燃烧,得到了较高的燃烧室压力与燃烧效率。在相同的液膜冷却条件下,高度  $H$  从 2.6 mm 增加到 7 mm,燃烧效率则从 97.20% 增加到 98.77%,扰流环位置最高温度从 2 858 °C 增加到 3 076 °C;喉部位置平均温度从 2 795 °C 增加到 2 927 °C。 $L$  从 23.5 mm 增加到 33.5 mm,燃烧效率增加 0.45%,比冲升高 1.2 s,喉部内壁平均温度增加 63 °C;随着  $L$  进一步从 33.5 mm 升高到 38.5 mm,燃烧效率则降低了 0.16%,比冲降低 0.6 s,喉部内壁平均温度降低了 16 °C。与基准构型燃烧室对比表明,使用二次燃烧装置可以有效地增加燃烧效率,然而与此同时会较大幅度地提高扰流环本身与燃烧室壁面温度,对发动机长时间工作不利。

第 3 代 490 N 发动机在喷注器优化设计基础上,适当增加了燃烧室特征长度,热试车考核结果表明,燃烧效率达到 97%,工作温度约 1 600 °C;仿真计算表明如果结合二次燃烧装置设计,燃烧效率可以提高到 98% 以上,同时发动机工作温度亦会达到 1 800 °C 左右,并在之后的热试车中得到验证。

### 2.3 发动机的喷管设计

为提高发动机比冲,通常采用大面积比喷管设计。如德国 S400-15 发动机,面积比达到 330:1,美国 R-4D-16 发动机,面积比达到 400:1。

燃烧室压力越高,发动机尺寸越小;喷管面积比越大,比冲性能越高。随着喷管面积比的增大,发动机的比冲随之增加,但增加趋势减慢。综合考虑系统提供的入口压力、星箭对发动机尺寸的限制(卫星平台与运载火箭的对接尺寸)以及喷管本身结构强度的限制,第 3 代 490 N 发动机采用最大推力喷管造型,面积比为 330:1,此时由于面积比的增大将使比冲较第 1 代 490 N 发动机增加 5.4 s,燃烧室压力提高至 1.0 MPa 后,发动机喷管的长度仅增加 108 mm,出口直径增加 55 mm。

### 2.4 耐高温材料的研制

在第 3 代 490 N 发动机原理样机研制过程中,曾先后开展了铍/铱材料、C/SiC 复合材料和钽十钨合金材料涂层的研制工作,并最终采用钽十钨合金材料及复合抗氧化涂层完成高空模拟热试车。

化学气相沉积(CVD)铍/铱材料方面,解决了铍基体不致密、铍基体与铱层结合不强而起皮剥落、CVD 铱与铍基体结合不致密、CVD 铱分层而影响焊接性能、CVD 铱与后续工序冲突而产生脆化等问题。经过 490 N 发动机多轮的高空模拟热试车,发动机工作温度在 1 800 °C 左右,铍/铱材料燃烧室最长工作时间 390 s,与飞行考核时间差距较大。

在粉末冶金(PM)铍/铱材料方面,针对推力室铍基材和铱层的制备,开展了铍粉末成型工艺研究、铍致密化成形工艺与组织性能研究、铍喷管基材成形技术研究、铱层制备技术研究和铍/铱推力室试车考核等研究工作,制备出铍喷管样件,并通过电弧沉积出致密铱层。制备的铍/铱喷管工作时间达到 300 s,工作温度 1 800~2 000 °C。

在 C/SiC 复合材料方面,通过开展模芯的制备、碳纤维的编织、碳化硅的沉积等多项技术研究,完成了多轮 C/SiC 复合材料短喷管方案的高性能轨控发动机的考核工作,热试车显示当前 C/SiC 复合材料抗冲刷能力不足,发动机长程工作时喉部尺寸的扩大问题以及复合材料与金属的可靠焊接技术尚不成熟,与国外相比存在较大差距。

在钽十钨合金材料方面,通过抗高温氧化涂

层配方和制备工艺研究, 2011 年 4 月, 涂覆抗高温氧化涂层的钽十钨合金材料在高性能轨控发动机上的应用取得了突破, 通过了 3 860 s 的热试车考核, 最高温度达到 1 580 ℃。但涂层在空气中静态抗氧化性能和热震性能与考核指标还有差距, 欲满足高性能轨控发动机长寿命工作要求, 目前钽十钨合金材料还需要进一步开展涂层工艺优化及稳定性研究。

### 3 第 3 代 490 N 发动机的后续研究

目前第 3 代 490 N 发动机正开展工程样机研制, 在原理样机研制基础上, 后期重点通过以下两方面深入研究工作, 使发动机达到五级技术成熟度。

#### 3.1 耐高温材料的研制

通过深入开展耐高温材料的失效模式和失效机理研究, 优化材料制备工艺, 提高材料的耐高温能力和长寿命工作能力。基于前期耐高温材料的研究进展, 后续考虑钽十钨合金材料涂层和铈/铱材料两种方案。对钽十钨合金材料涂层, 立足于提高其 1 600~1 700 ℃ 下的长寿命工作能力, 主要开展涂层失效机理研究、涂层配方和制备工艺优化研究、异种金属连接涂层研究。对铈/铱材料, 立足于提高其 1 800 ℃ 以上的长寿命工作能力, 主要开展铈失效机理研究、铈低温抗氧化研究、异种金属连接研究和过渡涂层研究。

#### 3.2 发动机喷注器和燃烧室的匹配设计

通过前期高性能喷注器和高效燃烧室技术攻关, 发动机真空比冲已达到 323.6 s, 相对于 323 s 的设计指标要求裕度偏低, 同时稳态工作时间 3 600 s 距离工程实际应用要求还有较大距离。后续将开展高性能喷注器和燃烧室设计准则研究, 并兼顾发动机的性能和工作温度, 完成喷注器和燃烧室的匹配设计, 进一步提高发动机比冲性能和长寿命工作能力, 最终达到工程应用要求。

## 4 结论

提高液体远地点发动机的比冲性能具有巨大

的经济效益和社会效益, 也是未来大容量、长寿命卫星对推进系统的性能要求。国外现役的采用  $\text{N}_2\text{O}_4/\text{MMH}$  推进剂组合的液体远地点发动机最高真空比冲为 323 s。为进一步提高液体远地点发动机的性能, 必须在高性能喷注器、高效燃烧室和耐高温材料方面获得技术突破。通过技术攻关, 第 3 代 490 N 远地点发动机比冲性能已与国外飞行的液体远地点发动机最高比冲相当, 但工作寿命与工程型号应用要求还有一定差距, 需进一步开展耐高温材料的研制和高性能喷注器与高效燃烧室的匹配优化设计。

#### 参考文献:

- [1] 刘昌国, 张中光, 韩宏印, 等: 高比冲双组元液体远地点火箭发动机研究[J]. 上海航天, 2003 (4): 30-33.
- [2] HENDERSON S, STECHMAN C, WIERENGA K, et al. Performance results for the advanced materials bipropellant rocket (AMBR) engine, AIAA 2010-6883[R]. USA: AIAA, 2010.
- [3] KRISMER D A D, MILLER S, STECHMAN C, et al. Qualification testing of a high performance bipropellant rocket engine using MON-3 and hydrazine, AIAA 2003-4775[R]. USA: AIAA, 2003.
- [4] ARIKAWA Y, ARAKI T. Wideband Inter-Networking engineering test and demonstration satellite propulsion system and engineering model test results, AIAA 2006-4691 [R]. USA: AIAA, 2006.
- [5] STECHMAN R C, SUMPTER D. Development history of the apollo reaction control system rocket engine, AIAA 89-2388[R]. USA: AIAA, 1989.
- [6] STECHMAN C, KRISMER D. Off-limit testing of the model R-4D 110 lbf (490N) bipropellant rocket engine, AIAA-2004-3694[R]. USA: AIAA, 2004.
- [7] STECHMAN C, WOLL P, FULLER R. A high performance liquid rocket engine for satellite main propulsion, AIAA 2000-3161[R]. USA: AIAA, 2000.
- [8] WU P K, WOLL P, STECHMAN C, et al. Qualification testing of a 2nd generation high performance apogee thruster, AIAA 2001-3253[R]. USA: AIAA, 2001.
- [9] JASSOWSKI D M, SCHOENMAN L. Advanced small rocket chambers option 3-110 lbf Ir-Re Rocket, Volume I[R]. USA: NASA, 1995.

(下转第 40 页)



## 5 结论

本文基于液氧/甲烷火箭发动机二维等效简化, 仿真计算了发动机燃烧过程, 分析了甲烷喷射温度对发动机燃烧稳定性的影响规律。结果表明: 在 222 K, 224 K, 226 K, 228 K, 230 K 和 234 K 时, 发动机燃烧稳定性较好。说明可能存在这样的甲烷喷射温度区间, 在该区间内发动机能稳定燃烧, 反之, 工程设计时应避开不稳定燃烧区间。

### 参考文献:

- [1] 顾明初. 国外氢氧发动机研制的一些近况[J]. 导弹与航天运载技术, 2001, 249(1): 51-54.
- [2] 禹天福, 李亚裕. 液氧/甲烷发动机的应用前景[J]. 航天制

造技术, 2007 (2): 1-10.

- [3] NIE Wan-sheng, FENG Song-jiang, XIE Qing-fen, et al. Numerical simulation of liquid rocket exhaust plume radiation, AIAA 2007-4413[R]. USA: AIAA, 2007.
- [4] 庄逢辰. 液体火箭发动机喷雾燃烧的理论、模型及应用[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1995.
- [5] 陶文铨. 数值传热学[M]. 西安: 西安交通大学出版社, 1988.
- [6] 刘宏, 杜新, 沈月阳, 等. 甲烷超声速燃烧过程的数值模拟[J]. 推进技术, 2002, 23(1): 63-66, 83.
- [7] 庄逢辰, 赵文涛, 刘卫东, 等. 液体火箭发动机燃烧稳定性 CFD 分析[J]. 燃烧科学与技术, 2001, 7(1): 16-20.
- [8] 洪流, FUSETTI A, ROSA M D, et al. 液氧/甲烷火焰和燃烧不稳定性试验[J]. 推进技术, 2007, 28(2): 127-133.
- [9] 丁兆波, 孙纪国. 液体火箭发动机动态燃烧稳定性评定研究[J]. 火箭推进, 2012, 38(1): 1-6.
- [10] 张蒙正. 液体火箭发动机燃烧不稳定性试验研究简述[J]. 火箭推进, 2005, 31(6): 12-18.

(编辑: 张永秀)

(上接第 7 页)

- [10] JASSOWSKI D M, SCHOENMAN L. Advanced small rocket chambers option 3-110 lbf Ir-Re Rocket, Volume II[R]. USA: NASA, 1995.
- [11] CHAZEN ML. High performance bipropellant rhenium engine, AIAA 98-3356[R]. USA: AIAA, 1998.
- [12] SCHULTE G. High performance 400 N MMH/NTO bipropellant engine for apogee boost maneuvers, AIAA 99-2466 [R]. USA: AIAA, 1999.
- [13] FICK M, DREER T, GOTZIG U, ET AL. EADS-ST's latest bipropellant 10 N thruster and 400 N engine: the fully european solution[C]// Proceedings of 4th Int Spacecraft propulsion conference. Cagliari, Sardinia, Italy; 2004: 92-100.
- [14] KOZLOV A A, VOROBIEV A G, BOROVIK I N. Development liquid rocket engine of small thrust with combustion chamber from carbon-ceramic composite material[M]. [S.l.]: [s.n.], 2011.
- [15] GOTSIG U, SCHULTE G, EHMENN D, et al. New generation of EADS bipropellant engines with micro showerhead injector system, AIAA 2005-4526[R]. USA: AIAA,

2005.

- [16] 周军, 王衍方. 液膜冷却和二次燃烧的双组元发动机的性能和温度特性[J]. 火箭推进, 1994 (1): 5-15.
- [17] 俞肇铭 编译. R-4D 双组元姿控发动机的研制(三)-推力室设计[J]. 现代防御技术, 1982 (4): 35-51.
- [18] Gotzig U. Development status of Astrium's new 22N bipropellant thruster family, AIAA 2003-4777[R]. USA: AIAA, 2003.
- [19] ARUNKUMAR P. Effect of variation of chamber geometry on the performance of a small scale bipropellant thruster[C]// Proceedings of 58th International Astronautical Congress. Hyderabad, India: IAC, 2007: 210-218.
- [20] SCHOENMAN L, HEIGHTS C. Two stage rocket combustor: US, 4882904[P]. 1990-06-26.
- [21] KREINER Kurt, BRONSON David. Rocket engine with integral combustion chamber step structure and its fabrication: US, 6138450[P]. 2000-10-31.
- [22] 安鹏. 200 N 双组元发动机变径燃烧室技术[J]. 航天推进与动力, 2009 (6): 13-16.

(编辑: 陈红霞)