

高性能卫星用 490 N 轨控发动机研究进展

姜文龙, 杨成虎, 林庆国
(上海空间推进研究所, 上海 200233)

摘 要: 阐述了卫星用第三代高性能 490 N 轨控发动机的研究进展, 主要介绍了发动机的设计概况、试验验证情况以及关键技术攻关情况。对后续研制工作提出了初步设想。

关键词: 液体远地点发动机; 比冲性能; 进展

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2011) 06-0009-05

Development of high performance 490 N apogee engine for satellites

JIANG Wen-long, YANG Cheng-hu, LIN Qing-guo
(Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 200233, China)

Abstract: The progress of the third generation high performance 490 N apogee engine for satellites is elaborated in this paper. The engine design, hot firing test and the key technology research are described. At last the tentative plan for the follow-up development work is introduced.

Keywords: liquid apogee engine; specific impulse; progress

0 引言

液体远地点轨控发动机主要作用是为航天器远地点机动入轨提供动力, 其真空比冲性能的提高能够有效延长航天器的工作寿命或增加有效载荷的质量, 可以带来十分显著的经济效益和军事效益。因此国内外对提高液体远地点发动机的真空比冲性能都十分重视, 始终坚持利用最新的材料和最新的喷注器技术, 持续不断地提高液体远

地点发动机的真空比冲性能。最具代表性的美国 R-4D 系列发动机从真空比冲 287 s 的 R-4D-7 发动机到真空比冲 327 s 的 R-4D-16 发动机, 历经 40 年, 真空比冲增加了 40 s 之多^[1-3]。国内目前正在使用的第一代 490 N 液体远地点发动机真空比冲为 305 s 左右, 已经完成了包括“嫦娥一号”在内的 29 颗航天器的变轨飞行任务, 第二代 490 N 液体远地点发动机已完成正样阶段研制工作, 其真空比冲 315 s 左右, 当前已交付型号待飞行考核。为满足我国大容量、长寿命卫星发展

收稿日期: 2011-05-13; 修回日期: 2011-08-12

作者简介: 姜文龙 (1980—), 男, 高级工程师, 研究领域为液体火箭发动机设计和制造

的需要,我国开展了真空比冲目标为 323 s 的第三代高性能 490 N 轨控发动机(以下简称第三代 490 N 发动机)的研究工作。截至目前,第三代 490 N 发动机已经开展了包括高性能喷注器、耐高温抗氧化材料在内的多项关键技术攻关,完成了多次热试车试验,在多个研究方面取得了重要进展。

本文主要介绍第三代 490 N 发动机的设计概况、试验验证情况以及关键技术攻关情况,对后续研制工作提出了初步设想。

1 发动机设计

第三代 490 N 发动机(图 1)采用 $\text{N}_2\text{O}_4/\text{MMH}$ 自燃推进剂,发动机主要由氧化剂控制阀、燃料控制阀以及推力室组成,电磁阀采用并列方式安装于推力室头部,与头部之间的对接面采用氟塑料及“O”型橡胶圈双重密封。发动机整体采用辐射加液膜冷却方式。当前发动机主要设计参数为:

真空推力:490 N;设计室压:1 MPa;混合比:1.65;真空比冲: ≥ 323 s;累计工作时间:3 600 s。

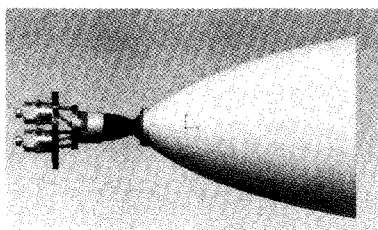


图 1 第三代 490 N 发动机设计方案

Fig. 1 Scheme of the 3rd generation 490 N engine

发动机主要组件如下:

a) 推力室

推力室头部:喷注器为直流互击式方案,主喷嘴喷注对两圈同心布置,边区冷却喷嘴位于喷注芯体上。整个头部由各零件通过钎焊和扩散焊连接组成。通过将头部安装面与工作高温区采用支柱隔离的方式降低工作过程中及工作后热返浸高温对发动机安装面及电磁阀的不利影响。

推力室身部:推力室身部由抗高温氧化燃烧室及喷管扩散段组成,喷管面积比 330:1。抗高温氧化燃烧室材料首选铼/铱复合材料,此材料在国外高性能液体远地点发动机上得到了广泛应用,美国马夸特公司(现属 Aerojet 公司)的 R-4D-14 液体远地点发动机以及第二代高性能液体远地点发动机 R-4D-15 均在燃烧室段采用了该材料,发动机真空比冲平均值分别达到了 322.2 s 及 323.8 s。采用 $\text{MON-3}/\text{N}_2\text{H}_4$ 作为推进剂的 R-4D-16 发动机燃烧室材料仍选用了铼/铱材料,真空比冲达到了 326.7 s。另外 TRW 公司真空比冲达到 325 s、真空推力 502 N 的液体远地点发动机和 Aerojet 公司的真空比冲达到 321 s^[4]的液体远地点发动机燃烧室也选用了铼/铱材料。由此可见铼/铱材料是高性能液体远地点发动机,尤其是真空比冲达到 320 s 以上发动机上广泛使用的燃烧室材料。

此外,根据国内材料工业发展现状,同时结合 C/SiC 复合材料当前在液体火箭发动机上的应用情况,在第三代 490 N 发动机的设计上,将 C/SiC 复合材料作为另一个燃烧室材料选择方案。

第三代 490 N 发动机推力室身部喷管扩散段材料则根据燃烧室段的材料进行选择,但均采用 Rao 氏造型。在燃烧室段采用铼/铱材料的方案中,喷管扩散段材料为铌钎合金并在外表面喷涂熔渗抗高温氧化涂层,喷管扩散段与燃烧室通过真空电子束焊接连接。在燃烧室段材料采用 C/SiC 复合材料的方案中,喷管扩张段同样采用 C/SiC 复合材料,燃烧室与喷管扩张段为整体编织结构。

b) 推进剂控制阀

第三代 490 N 发动机氧化剂路及燃料路选用相同的推进剂控制阀,该阀门主要应用于第一代及第二代 490 N 发动机,具有很好的继承性。

2 试验概况

第三代 490 N 发动机在前期研制阶段进行了多次热试车考核,参试产品均为短喷管发动机设计状态(图 2 为 C/SiC 复合材料方案短喷管发动

机地面热试车现场图), 主要试验结果见表 1。在历次试车中, 发动机稳态工况下工作性能稳定(见图 3), 脉冲工况下发动机启动、关机正常, 脉冲重复性好(见图 4)。通过试验, 进行了发动机喷注器方案考核, 耐高温抗氧化材料性能考核, 发动机热性能考核等工作。

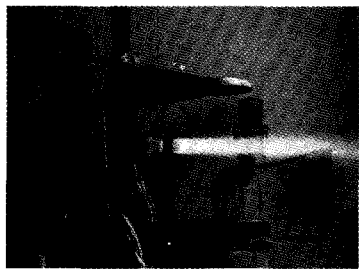


图 2 C/SiC 复合材料短喷管发动机地面热试车

Fig. 2 Firing test of engine with short nozzle produced by C/SiC composites

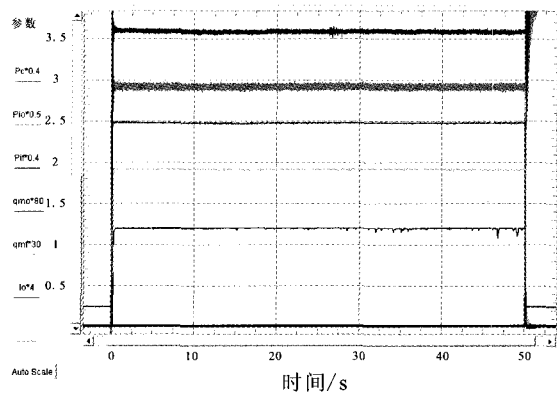


图 3 发动机稳态工作曲线 (50 s)

Fig. 3 Curves of steady state running (50 s) of engine

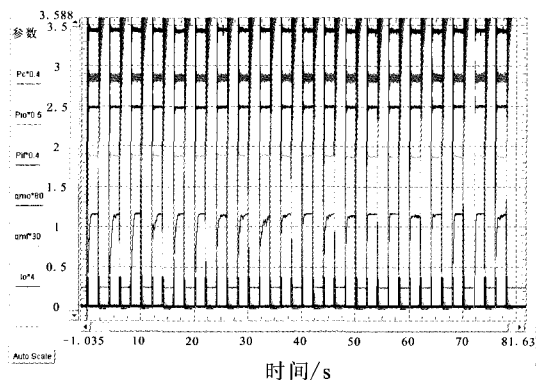


图 4 发动机脉冲工作曲线

Fig. 4 Curves of engine pulse model

当前通过试验考核, 明确了第三代 490 N 发
万方数据

动机前期研制成果及后续研制方向, 具体为:

- 1) 确定了高性能喷注器方案;
- 2) 验证了铈/铈材料燃烧室与钛合金头部焊接连接方案的可行性;
- 3) 国外铈/铈材料的应用研究及当前第三代 490 N 发动机铈/铈材料考核结果均表明铈/铈材料存在低温端铈涂层 (主要为靠近头部喷注器位置) 抗氧化能力较弱的问题, 国外在实际应用中已经通过在铈/铈燃烧室低温端加铂环境保护或采用突扩预燃室的方案解决了此问题, 后续在第三代 490N 铈/铈材料发动机方案的研制中应着重解决铈/铈燃烧室低温端铈涂层的保护问题;
- 4) C/SiC 复合材料方案第三代 490 N 发动机的考核结果表明, 在后续的研制工作中应进一步提高 C/SiC 复合材料的抗高温燃气冲刷能力, 提高材料的抗氧化性能。

3 关键技术

3.1 喷注器

第三代 490 N 发动机欲实现 323 s 以上的真空比冲设计目标, 在喷管效率为 96% 的条件下, 燃烧效率不能低于 96%, 作为影响燃烧效率的主要因素, 喷注器是必须突破的关键技术之一。研制过程中, 主要进行了直流式和组合式两种方案的筛选, 两种方案均采用双股互击式直流喷嘴, 主喷嘴双圈布置。其中直流式方案充分继承第一代及第二代 490 N 发动机及飞船用 2500 N 发动机喷注器^[5] 的研制经验, 继承性好; 组合式方案则采用了流量分配设计, 以期获得更加均匀的喷嘴流量、边区冷却流量及喷注器面的流强分布。综合两个方案喷注器的试验设计情况, 在研制后期优选组合式喷注器作为后续研制工作的重点。

组合式喷注器方案研制中, 进行了两种不同喷注方案的考核对比工作 (方案 I、方案 II), 两种方案相同之处在于: 1) 均采用双圈布置, 撞击对在喷注器上均匀分布; 2) 内外两圈采用不同的合成动量角, 内圈合成动量角为负, 外圈合成动量角为正。两种方案的不同之处为: 主喷嘴对数不同, 边区冷却流量不同。

表 1 第三代 490 N 发动机主要试验结果

Tab. 1 Firing test results of the 3rd generation 490 N engine

试验类型	试验目的	产品状态	启动次数/累计点火时间	燃烧效率	燃烧室工作温度/℃
喷注器方案 地面试验	喷注器方案筛选	燃烧室为 C/SiC 复合材料, 与发动机头部为活连接结构	累计 1420 s	0.961~ 0.973	1 292~ 1 486
发动机高空 模拟试验	铈/铱材料工作性能考核	燃烧室为铈/铱材料, 与发动机头部为活连接结构	3 次, 40 s	0.971	1 700
发动机高空 模拟试验	铈/铱材料工作性能及其与钛合金头部焊接连接方案考核	燃烧室为铈/铱材料, 与发动机头部为焊接结构	4 次, 120s	0.960	1 800
发动机高空 模拟试验	铈/铱材料工作性能及其与钛合金头部焊接连接方案、铈涂层低温端保护方案初步考核	燃烧室为铈/铱材料, 与发动机头部为焊接结构, 铈/铱燃烧室低温端加铂环	5 次, 390 s	0.960	1 750

注: 上述试车考核产品均为短喷管发动机状态

表 2 给出了两种组合式喷注器的主要热试车考核结果, 根据考核结果最终确定方案 II 为第三代 490 N 发动机喷注器主方案。

表 2 两种方案热试车性能比较

Tab. 2 Comparison of two different firing test projects

方案	燃烧室压力 p_c /MPa	混合比 γ_m	燃烧效率 η_c
I	1.004	1.658	0.961
II	1.003	1.648	0.973
	0.999	1.646	0.969

3.2 新型高温抗氧化材料

抗高温氧化材料一直是制约火箭发动机性能提高的瓶颈技术之一, 目前应用最广泛的带硅化物涂层的铈合金的工作温度在 1 300 ~1 500 ℃之间。而第三代 490 N 发动机欲实现 323 s 以上的真空比冲目标, 从国外同类发动机的研制经验来看, 燃烧室温度预计在 1 650 ~1 800 ℃左右, 能满足在此温度范围内可靠工作的抗高温氧化材料主要有铈/铱材料, C/SiC 复合材料。

a) 铈/铱材料的优点是能够在 2 200 ℃下长期稳定工作, 而且铈和铱的热膨胀系数基本相同^[6]。铈/铱材料主要采用化学气相沉积法制备,

前期铈/铱材料应用在第三代 490 N 发动机上着重解决了以下问题: 1) 铈基体不致密问题; 2) 铈基体与铈涂层结合不强起皮脱落问题; 3) 钼芯模腐蚀问题; 4) CVD 铈与铈基体结合不致密, 产生泄漏的问题; 5) CVD 铈制备工艺不完善导致其分层影响焊接性能的问题。图 5 为上述问题解决后第三代 490 N 铈/铱短喷管全焊接结构推力室。

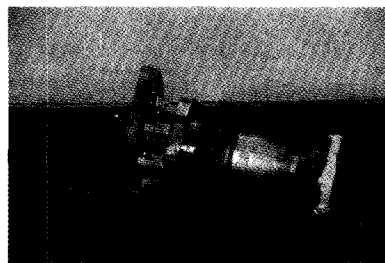


图 5 490 N 铈/铱喷管方案推力室

Fig. 5 490 N thrust chamber with rhenium/iridium nozzle

通过攻关研究, 当前铈/铱材料在第三代 490 N 发动机应用考核中工作寿命不断延长, 但是仍与技术指标要求有较大差距, 后续需要继续加强材料的基础研究, 着重完善材料的制备工艺, 进一步解决低温端铈涂层保护等技术问题, 实现铈/铱材料的长寿命工作。另外, 由于需要进行全尺

寸大喷管方案发动机的考核工作,因此铼/铱材料燃烧室与铌钎合金喷管扩张段的焊接连接方案、连接处涂层的制备技术方案也是后续研制工作的重点。

b) C/SiC 复合材料作为一种轻质、耐高温材料在国内外液体火箭发动机上已经得到了广泛应用,欧洲 EADS-ST 开展研制的新一代高性能卫星用 500 N 远地点发动机(见图 6),就采用了 C/SiC 陶瓷基复合材料喷管,以 MMH/NTO 为推进剂,燃烧室压力 1 MPa,比冲大于 325 s,2008 年其工作寿命已经达到 9000 s 左右。当前 C/SiC 复合材料在第三代 490 N 发动机研制中主要用于方案考核,限制其长时间高温稳定工作的主要因素为:1) 高温抗氧化能力不足;2) 长寿命工作时,喷管耐冲刷能力不足;3) 工作中喉部尺寸扩大影响性能等。后续 C/SiC 复合材料需开展基体改性及抗高温氧化涂层制备技术、与金属可靠连接等关键技术的攻关,为其应用于第三代 490 N 发动机及其他高性能液体火箭发动机奠定基础。

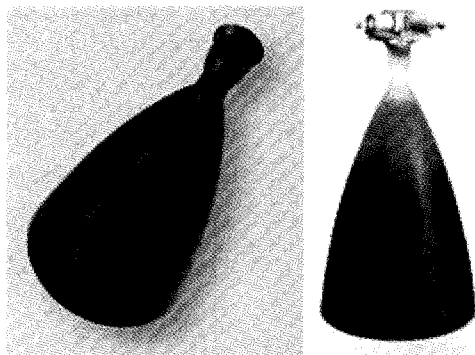


图 6 EADS 500 N 远地点发动机

Fig. 6 500 N apogee engine developed by EADS

4 结束语及展望

第三代 490 N 发动机通过关键技术攻关及热试车考核等工作,实现了 96% 以上的燃烧效率,在预计喷管效率 96% 的条件下(根据以往同类发动机实际试验结果统计得出),推算真空比冲可达到 323 s 以上。在采用铼/铱燃烧室材料方案

中,发动机最高工作温度在 1700 ~1800 °C 之间,同时实现了铼/铱材料燃烧室与钛合金头部的焊接可靠连接。但是由于第三代 490 N 发动机研制难度大,周期短,加上我国在材料工艺(特别是铼/铱材料)方面的基础工业技术相对薄弱,因此在研制工作中还有大量的问题需要解决。在后续第三代 490 N 发动机的研制工作中,应主要集中开展以下几个方面的攻关研究:1) 进一步优化发动机设计,将燃烧效率稳定在 97% 以上,进一步提高发动机性能;2) 继续开展抗高温氧化材料攻关,铼/铱材料应优化工艺,提高工艺稳定性,延长寿命,C/SiC 复合材料应加快基体改性和涂层研制;3) C/SiC 复合材料与金属之间的可靠连接技术研究;4) 开展铼/铱材料全尺寸大喷管方案燃烧室与扩张段焊接连接工艺及连接处涂层制备工艺的深入研究,做好技术储备。

我国应加快第三代 490 N 发动机的研制工作,尽快研制出满足我国未来大容量、大质量卫星急需的比冲性能高、工作可靠的高性能轨控发动机,满足未来航天器装备整体发展的需要。

参考文献:

- [1] STECHMAN Carl, KRISTER David. Off-limit testing of the model R-4D 110LBF (490N) bipropellant rocket engine, AIAA2004-3694[R]. USA: AIAA, 2004.
- [2] WU P K, WOLL P, STECHMAN Carl. Qualification testing of 2nd generation high performance apogee thruster, AIAA2001-3253[R]. USA: AIAA, 2001.
- [3] STECHMAN Carl, WOLL Peter. A high performance liquid rocket engine for satellite main propulsion, AIAA2000-3161 [R]. USA: AIAA, 2000.
- [4] SCHOENMAN L, ROSENBERG S D. Test experience, 490N high performance [321 Sec Isp] engine, AIAA92-3800 [R]. USA: AIAA, 1992.
- [5] 张中光,钟徐.“神舟”号载人飞船轨控发动机的研制[J]. 上海航天, 2004 (1): 2-9.
- [6] HARDING J T, KAZAROFF J M, APPEL M A. Iridium-coated rhenium thrusters by CVD, TM-101309 [R]. USA: NASA, 1988.

(编辑:王建喜)