

国内外卫星用液体远地点发动机发展综述

周红玲^{1,2}, 姜文龙², 刘昌国²

(1. 国防科学技术大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073;

2. 上海空间推进研究所, 上海 200233)

摘 要: 综述了国内外卫星用液体远地点发动机的发展情况, 阐述了国外几种典型远地点发动机和国内三代 490 N 发动机的主要技术特点和技术指标, 对比分析了其产品性能并介绍了其产品的考核应用情况。自上世纪 90 年代以来, 国内外在卫星用液体远地点发动机的研制中喷注器性能不断提高, 推力室均采用了新型抗高温氧化材料, 主要以铌/铪材料和 C/SiC 复合材料为主, 最终实现了发动机真空比冲性能的不断提高。先进的液体远地点发动机采用高性能喷注器和新型抗高温氧化材料, 其比冲性能指标已高达 323 s 以上。

关键词: 液体远地点发动机; 推力室; 比冲; 铌/铪

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2011) 05-0001-08

Development of liquid apogee engine for satellite at home and abroad

ZHOU Hong-ling^{1,2}, JIANG Wen-long², LIU Chang-guo²

(1. Inst. of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China; 2. Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 200233, China)

Abstract: The technology characteristics and development trend of liquid apogee engines for satellites at home and abroad are summarized in this paper. The performance specification and the application of the typical engines abroad and the 490 N engines of three generations made in China are introduced. Since 1990s, the performance of the injectors in liquid apogee engines for satellites has been increasingly improved, and all the thrusters have adopted new type high-temperature oxidation resistant materials such as iridium/rhenium and C/SiC composite materials. Benefiting from the modified injectors and new materials, the performance of the liquid apogee engine has been significantly improved, and its specific impulse is up to 323 s.

Keywords: liquid apogee engine; thruster; specific impulse; rhenium/iridium

0 引言

随着卫星有效载荷和在轨寿命的增加,对卫星变轨用液体远地点发动机的性能要求越来越高。液体远地点发动机的真空比冲性能对卫星等航天器的工作寿命和能够搭载的有效载荷的数量有重要影响。国外应用于卫星飞行的发动机其真空比冲已高达 323 s。

回顾国内外液体远地点发动机的研制历程,提高液体远地点发动机真空比冲性能的方法主要集中在两个方面:其一是开展推力室结构特别是喷注器结构的研究,实现燃烧效率的不断提高;其二是采用抗高温氧化性能更好的新型材料,以解决发动机性能提高带来的工作温度上升的难题,实现发动机的高可靠、长寿命工作^[1-3]。

经过多年发展,世界各国在液体远地点发动机用高性能喷注器、高温抗氧化材料研制方面均形成了自己的特色。国外具有代表性的为美国马夸特公司的 R-4D 系列直流式喷注器远地点发动机^[4,9,15]、Aerojet 公司的层板式喷注器远地点发动机^[5]、TRW 公司的针栓式喷注器远地点发动机^[6]以及欧洲 EADS 公司的离心式喷注器远地点发动机^[7,10,11]。国内主要为上海空间推进研究所研制的第一代至第三代液体远地点发动机。为不断提高发动机的比冲性能,各公司将研制重点均放在了高性能喷注器和新型抗高温氧化材料的研制上,其中抗高温氧化材料主要发展趋势为铌/铪材料^[8,12,13,14]和 C/SiC 复合材料^[16]。国内应用于飞行的主要为第一代液体远地点发动机(真空比冲 305 s),第二代液体远地点发动机处于待飞行状态(真空比冲 315 s),第三代液体远地点发动机正处于研究阶段(真空比冲 323 s)。

本文介绍和分析国外典型液体远地点发动机和国内三代 490 N 发动机的主要技术特点、技术指标和应用情况,阐述液体远地点发动机的技术现状和发展趋势,指出影响先进液体远地点发动机性能指标的主要影响因素。

1 国外液体远地点发动机研制情况

1.1 Maquardt 公司(现属 Aerojet 公司)

马夸特公司(Maquardt)研制的 R-4D 系列发动机是液体远地点发动机的典型代表,该系列发动机经过几十年的不断研发,发动机真空比冲从 R-4D-7 的 287 s 到 R-4D-16 的 327 s,比冲性能整整提高了 40 s 之多。近年来,以 R-4D 系列发动机为基础研制的 AMBR(Advanced Materials Bipropellant Rocket)发动机,通过了验证试验,表明其真空比冲可以达到 333 s 左右^[1,2]。马夸特公司远地点发动机的主研制历程如下所述。

上世纪 60 年代由美苏登月竞赛牵引研制了 R-4D-7 发动机,其真空推力 445 N,真空比冲为 287 s,喷注器采用直流式方案,推力室材料采用纯钼+钴基合金。

上世纪 70 年代研制的 R-4D-11 发动机采用了 MON-3/MMH 为推进剂,真空推力 445 N,以 C103 铌合金为燃烧室材料,共有两种喷管面积比方案,分别为 164:1 和 300:1。这种发动机除喷管面积比差异外,两个方案的阀门及喷注器等组件结构相同。喷管面积比 300:1 的方案在额定混合比(1.65)条件下,真空比冲为 315.5 s,单台发动机试车点火时间 44000 s。R-4D-11 发动机至 2000 年为止已经成功地 137 颗卫星、轨道再入舱及其他航天器提供了所需的动力,成功率为 100%。该发动机方案阶段产品见图 1(喷管面积比达 300)^[9]。

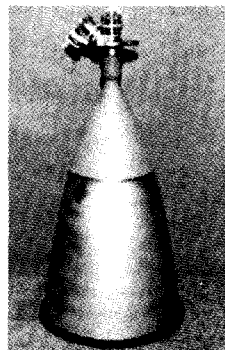


图 1 R-4D-11 发动机(Ae/At=300:1)

Fig. 1 Model R-4D-11 engine (Ae/At=300:1)

为满足更大质量的卫星和卫星更长的在轨工作寿命的需求, 马夸特公司研制了 R-4D-14 高性能液体远地点发动机 (见图 2)^[9]。该发动机基于 R-4D-11 发动机的技术基础, 主要通过以下几个措施提高了真空比冲性能: 1) 燃烧室采用 CVD (Chemical Vapor Deposition) 方法制备的铯/铱材料, 从而使发动机具备了在 1750 °C~1875 °C 条件下工作的能力; 2) 对喷注器的设计进行了改进, 主喷嘴对数由 R-4D-11 的 8 对增加到 16 对; 3) 采用了独特的预燃燃烧室技术。该预燃燃烧室技术是 Aerojet 公司的一项专利技术, 其应用主要有三个方面的功能: 第一, 实现铯/铱材料主燃室与钛合金头部过渡连接的功能; 第二, 为内表面铱涂层提供保护, 防止喷注器附近部分未完全燃烧的推进剂和燃烧产物对铱涂层的腐蚀; 第三, 由于在预燃室末端采用了突然扩张的结构, 增强了主核心区燃气与液膜冷却燃料之间的混合, 提高了燃烧效率。

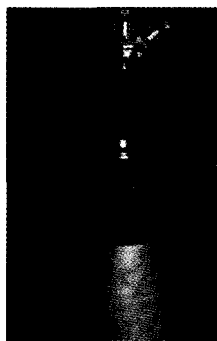


图 2 R-4D-14 发动机

Fig. 2 Model R-4D-14 engine

R-4D-14 发动机喷管面积比仍为 300:1, 两台鉴定发动机分别进行了 40034 s 和 31021 s 考核工作, 真空比冲 323 s。在成功完成鉴定试验后, 该发动机先后在休斯 601HP 和 702 通信卫星上进行了飞行考核。2000 年初, R-4D-14 发动机在进行休斯 601HP 发动机变轨任务时, 工作期间发动机安装面温度约为 150 °C, 最大热返浸温度为 171 °C, 该温度与地面鉴定试验温度基本一致。

R-4D-15 发动机额定真空推力 445 N, 推进剂为 MON-3/MMH, 真空比冲平均值为 323.8 s, 累计点火时间 28610 s。该发动机采用改进型直

流式喷注器, 燃烧效率接近 99%, 在额定工况下燃烧室温度为 1760 °C。在该发动机研制过程中, 制定了通过推力、混合比、试车时间、氧化剂温度等参数预测真空比冲性能的公式, 经验证, 该公式与实际测量数据有相当好的吻合性。

在 R-4D-15 发动机的基础上, 研发了 R-4D-15M 发动机, 该发动机燃料更换为 N_2H_4 , 面积比仍保持在 300:1, 进一步提高了发动机的比冲性能。考核结果表明: 在混合比 0.85 的条件下, 发动机真空比冲 326 s, 在混合比 1.0 的条件下, 发动机真空比冲 328 s。

后续研制新一代 R-4D-16 发动机使用的推进剂为 MON-3/ N_2H_4 , 喷管面积比增加到 400:1, 燃烧室材料仍选用铯/铱材料。R-4D-16 发动机具备在混合比 0.7~1.33 条件下、推力 310 ~560 N 范围内稳定工作的能力。在混合比 0.85 条件下, R-4D-16 发动机真空比冲为 326.7 s, 在混合比为 0.97 的条件下, 其比冲值达到 328.3 s。

R-4D 系列发动机研制的主要特点如下:

- 1) 均采用直流式喷注器, 并不断提高其燃烧性能;
- 2) 采用 CVD 铯/铱材料作为其高性能发动机燃烧室的首选材料;
- 3) 采用预燃室专利技术方案, 效果显著;
- 4) 不断增大喷管面积比。

1.2 Aerojet Propulsion 公司

Aerojet Propulsion 公司在双组元发动机的研制中, 坚持了两项设计原则: 1) 耐高温的抗高温氧化材料; 2) 防止喷注器和阀门温度过高的温度控制技术, 其中喷注器的温度必须足够的低, 以防止氧化剂气堵以及阀门温度应控制在不至于损坏氟塑料密封件等材料的范围内。

以上述设计原则为基础, 其高性能液体远地点发动机采用了以下技术方案。

- 1) 喷注器设计方案采用了层板式喷注器 (见图 3)。应用层板式喷注器的发动机与采用传统喷注器的发动机相比, 具有响应快, 小脉冲、质量轻等突出特点, 它是液体火箭发动机喷注器技术发展的一次重大进步。喷注器主要采用光化学加工和扩散焊技术, 摆脱了传统的钻孔加工工

艺, 能够实现相对比较自由的流道设计。该公司的层板式喷注器可使燃烧效率大于 99%。层板式喷注器预先雾化单元避免了两个小直径液柱为了雾化必须保持良好的对中和碰撞精度的要求, 而小的碰撞推进剂射流不对中是影响发动机性能、工作稳定性的主要因素之一。

2) 燃烧室和 R-4D 高性能发动机一样采用了铍/铱材料, 从而实现了能够在辐射冷却的模式下工作而不需要液膜冷却。喷管扩张段为涂有硅化物涂层的 C103 铝合金喷管。

该公司采用以上技术的液体远地点发动机在喷管面积比 286:1、额定混合比 1.65 的条件下, 真空比冲性能为 321 s。

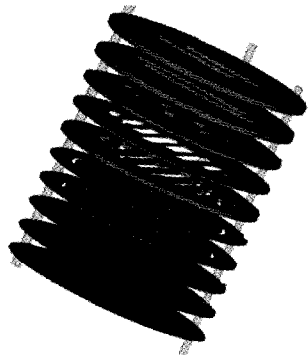


图 3 层板式喷注器 (切片) 示意图

Fig. 3 Schematic diagram of platelet injector (slice)

1.3 TRW 公司

TRW 公司在其远地点发动机的研制方面也有自己独特的特点, 该公司所选用的喷注器方案是其拥有的专利-针栓式喷注器 (图 4)。

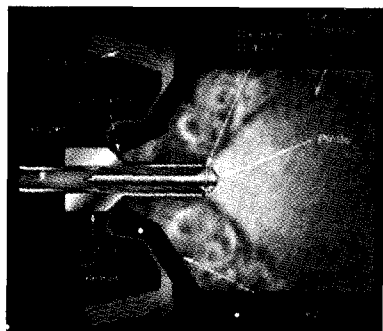


图 4 针栓式喷注器示意图

Fig. 4 Schematic diagram of pintle injector

此喷注器广泛应用于该公司几乎所有的双组元液体火箭发动机上, 其主要特点如下:

- 1) 高性能, 燃烧效率可达 96%~99%;
- 2) 适用范围广, 可以应用到各种推力量级的发动机上;
- 3) 没有发生燃烧不稳定性现象;
- 4) 能够用于多种推进剂的组合, 目前已经成功的应用于 25 种推进剂组合;
- 5) 结构简单, 有很强的流量调节能力从而达到调节推力的目的。

TRW 公司研制的两种典型的液体远地点发动机。

1) TR-308 双模式液体远地点发动机, 采用 N_2O_4/N_2H_4 作为燃料, 真空推力 471.5 N, 喷管面积比 204:1, 混合比 1.0, 发动机真空比冲 322 s, 鉴定寿命 24190 s, 身部采用 C103 铝合金。在本发动机的研制中, 精确控制了推进剂进入燃烧室的时间, 一方面可防止过多的燃料积存而在燃烧室内造成启动压力峰; 另一方面可防止由于肼的自分解造成“pop”现象的发生。

2) TR-312 铍/铱发动机 (图 5), 该发动机身部燃烧室采用了铍/铱材料。TRW 公司发动机所采用的铍/铱材料在制备方法上与前面所述的 CVD 化学气相沉积制备方法有所不同, 其通过 PM (Powder Metallurgy) 粉末冶金的工艺制成。发动机铍燃烧室的内外表面除进行了铱涂层的制备外, 内表面还分别制备了铱涂层和氧化锆涂层。该发动机喷注器、燃烧室、喷管扩张段采用了特殊的连接工艺。

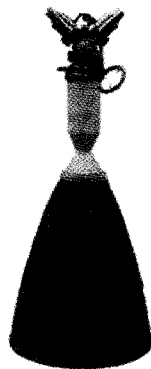


图 5 TRW 公司 TR-312 液体火箭发动机

Fig. 5 TRW model TR-312 liquid rocket engine

TR-312 铯/铷发动机推进剂采用 $\text{N}_2\text{O}_4/\text{MMH}$, 额定真空推力 502 N, 额定混合比 1.65, 喷管面积比 245:1, 比冲性能达到 325 s, 最长连续点火时间 3000 s, 累计试车点火时间 25000 s。

1.4 EADS 公司

EADS 公司在其远地点发动机燃烧室材料选择上与以上介绍公司有所不同, 主要为铂合金材料和 C/SiC 复合材料, 虽然铂铑合金不具备铯/铷材料那样高的抗高温性能, 但是比铌合金使用温度高出 200 °C 左右, 而其最大优点是在不需要任何涂层的条件下, 具有很好的抗高温氧化性能。

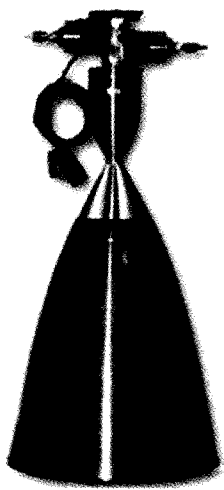


图 6 铂合金发动机

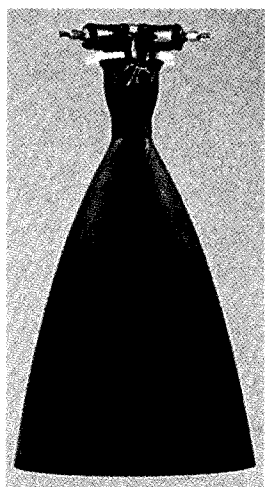


图 7 C/SiC 材料发动机

Fig. 6 Platinum alloy engine Fig. 7 C/SiC composite material engine

EADS 公司研制的铂合金发动机 (图 6), 采用同轴离心式喷注器, 氧化剂布置在外圈, 燃料布置在内圈。由于铂铑合金比铂钨合金具有更好的冷热张力性能, 所以发动机燃烧室喉部附近为铂铑合金, 在其两端为焊接的铂钨合金, 铂钨合金再与铌锰合金焊接, 通过铌锰合金实现与发动机喷注器的焊接。上述所有焊接均为电子束焊。

EADS 公司铂合金材料发动机所采用推进剂为 $\text{N}_2\text{O}_4/\text{MMH}$, 额定真空推力 420 N, 额定混合比 1.65, 额定真空比冲 318 s, 喷管面积比 220:1。后来, 增加喷管面积比至 300:1, 比冲达到 321 s。

EADS 公司正在研发燃烧室及喷管延伸段全部采用 C/SiC 复合材料的新型发动机 (图 7), 在研制过程中主要开展了 C/SiC 复合材料、C/SiC 复

合材料表面涂层、C/SiC 复合材料与金属焊接连接等方面攻关研究。该发动机额定真空推力 500 N, 以 $\text{N}_2\text{O}_4/\text{MMH}$ 为推进剂, 设计室压 1 MPa, 额定真空比冲 325 s, 2008 年其工作寿命达到了 9000 s。

1.5 国外远地点发动机技术特点

综上所述, 国外在远地点发动机研制中, 其技术特点如下。

1) 不断完善喷注器关键部件的设计方案, 目的是提高燃烧效率性能, 某些方案的燃烧效率近乎 100%。

2) 选择高性能的能够耐受更高温度的材料以及相应的涂层技术, 其中铯/铷材料及 C/SiC 复合材料应用最为广泛, 铯/铷材料具备在 2200 °C 条件下长期稳定工作的能力, 但是材料制备工艺复杂, 需要较高的材料基础工业能力作为保障条件, 并且铯/铷材料重量较重, 对发动机的重量有一定的影响, C/SiC 复合材料具有重量轻的特点, 也能够满足长寿命的使用要求, 但是必须突破抗高温燃气的冲刷、与金属材料焊接连接等关键技术。铂钨合金特点是抗高温氧化能力强, 不需要制备抗高温氧化涂层, 但是其最高工作温度相对铯/铷材料低, 应用中同样需要攻克与异种金属连接的问题。

3) 开展发动机性能评估与适应性研究, 包括建立发动机真空比冲性能预测公式; 在发动机启动和中间过程注入氦气, 考核工作稳定性; 运输期间冲击试验考核; 混合比、推力和推进剂温度大范围变化过程中发动机的热稳定性考核等。

国外液体远地点发动机 (星用轨控发动机) 的研制情况如表 1 所示。

2 国内远地点发动机研制情况概述

国内某研究所从事星用双组元液体远地点发动机研制, 截至目前已经开展三代 490 N 发动机的研制, 形成了第一代 490 N 发动机在役飞行、第二代 490 N 发动机待飞行、第三代 490 N 发动机研制的良好格局。

表 1 国外液体远地点发动机汇总表
Tab.1 Summary of foreign liquid apogee engines

研制单位	代号	推力/ N	推进剂	真空比冲/ (N·s/kg)	喷注器形式	燃烧室材料	面积比	应用情况
美国原马夸特 公司(现属 Aerojet 公司)	R-4D-7 (60 年代)	445	N ₂ O ₄ /MMH	2185(287 s)	直流式	燃烧室材料	40:1	飞行
	R-4D-11 (70 年代)	445	N ₂ O ₄ /MMH	3050(311 s)	直流式	纯钼+L605 钴 基合金	164:1	飞行
	R-4D-11- 300(80 年代)	445	N ₂ O ₄ /MMH	3095 (315.5 s)	直流式	铌合金	300:1	飞行
	R-4D-14 (90 年代)	445	N ₂ O ₄ /MMH	3169(323 s)	改进的直流式	铌合金+钛合 金延伸段	300:1	飞行
	R-4D-16	445	N ₂ O ₄ /N ₂ H ₄	3208(327 s)	改进的直流式	铈/铈材料	400:1	飞行
美国 Aerojet	AJ10-221	490	N ₂ O ₄ /MMH	3148(321 s)	层板式	铈/铈材料	286:1	飞行
美国 TRW(现属 Northrop Grumman SpaceTechnology 公司)	TR-306	454	N ₂ O ₄ /N ₂ H ₄	3090(315 s)	针栓式	铌合金	204:1	飞行
	TR-308	454	N ₂ O ₄ /N ₂ H ₄	3149(321 s)	改进的针栓式	铌合金	204:1	飞行
EADS Astrium (原 MBB 公司)	S400-12	400	N ₂ O ₄ /MMH	3120(318 s)	离心式	铂铱合金+尼 孟合金	220:1	飞行
	S400-15	400	N ₂ O ₄ /MMH	3149(321 s)	离心式	铂铱合金+尼 孟合金	330:1	飞行
	/	400	N ₂ O ₄ /MMH	3187(325 s)	微喷头式	C/SiC	330:1	研制

2.1 第一代 490 N 发动机

第一代 490 N 发动机 (图 8), 1982 年开始预研, 1987 年转入型号研制, 1992 年转入正样研制。该发动机具有可靠性高、工作性能稳定、具备在混合比 1.1~2.0 偏工况条件下以及推力范围 450 N~550 N 条件下工作的能力。该发动机使用推进剂为 MON-1/MMH, 喷注器采用直流互击式方案, 身部采用制备有抗高温氧化涂层的铌钨合金材料, 面积比 154:1, 额定真空比冲约 305 s, 单台发动机启动次数最多达 84 次, 累计最长工作时间 28702.5 s。

1994 年 11 月, 第一代 490 N 发动机首飞, 用于第一颗东方红三号广播通信卫星。后来, 延续用于我国所有三轴稳定地球同步轨道卫星以及探月工程绕月卫星, 包括北斗导航, 鑫诺二号、鑫诺五号、鑫诺六号、尼日利亚、委内瑞拉、嫦

娥一号和嫦娥二号卫星等等。截至 2011 年 7 月, 该发动机已成功完成 29 颗卫星变轨飞行任务, 成功率 100%, 490 N 发动机年度飞行情况如图 9 所示。

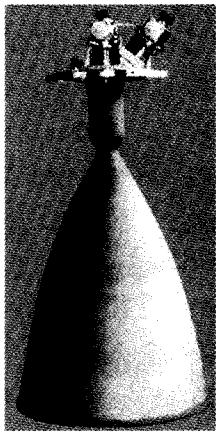


图 8 第一代 490 N 液体远地点发动机
Fig. 8 Picture of Chinese 1st generation 490 N LAE

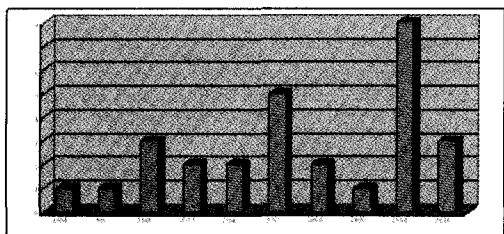


图 9 第一代 490 N 发动机飞行情况

Fig. 9 Flight history of 1st generation 490 N LAE

2.2 第二代 490 N 发动机

为满足我国大容量、长寿命、高可靠卫星发展的需要, 研制了第二代 490 N 发动机 (图 10)。自 2006 年开始进行工程化型号研制, 2010 年 9 月完成初样研制并转入正样阶段研制。

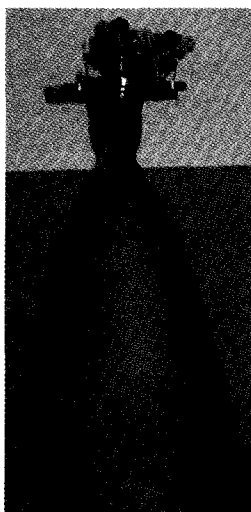


图 10 第二代 490 N 液体远地点发动机

Fig. 10 Picture of Chinese 2nd generation 490 N LAE

第二代 490 N 发动机仍采用直流互击式喷注器, 身部采用新型高强比铌钨合金和相应的抗高温氧化涂层体系, 通过高性能喷注器、高效燃烧室、身部抗高温氧化涂层等一系列技术创新, 突破了比冲达 315 s、头部法兰温度控制、燃烧室温度控制、抗高量级力学环境能力以及热防护罩等数项关键技术, 连续 10 台产品通过 25000 s 鉴定级寿命考核高空热试车, 发动机研制取得成功。该发动机面积比 220:1, 真空比冲 315 s, 单台累计启动次数 119 次, 累计工作时间 30703 s。2011 年 4 月, 完成了正样阶段研制工作并交付了

首台飞行产品, 预计 2012 年年初飞行。

面积比为 220:1 的第二代 490 N 发动机为 A 型产品。为进一步提高发动机真空比冲, 满足新研卫星应用需求, 正在研制 B 型产品。与 A 型产品相比, 推进剂控制阀门、推力室头部和推力室身部燃烧室保持不变, 将喷管面积比由 220:1 增大至 330:1, 预计真空比冲将达到 318 s。

2.3 第三代 490 N 发动机

为进一步提高 490 N 发动机液体远地点发动机的性能, 2006 年开始进行第三代高性能 490N 液体远地点发动机的研究, 该发动机燃烧室材料选用铍/铱材料, 预定目标比冲 323 s。该发动机研制至今突破多项关键技术, 完成了多轮高性能喷注器方案的试验考核和铍/铱材料发动机的高空模拟热试车考核, 获取了发动机燃烧室效率和燃烧室温度特性。通过试验结果外推计算, 真空比冲可以达到 323 s。

为了研制出高性能远地点发动机, 还需在以下两个方面着重开展研究。

1) 高性能喷注器。直流互击式喷注器方案燃烧效率相对偏低, 为提高其燃烧效率, 可采用先进的直流式喷注器或其它形式的喷注器。在主喷注孔的排列, 冷却流量大小及其它喷注参数上开展研究, 可进一步提高燃烧效率。

2) 抗高温氧化材料。在抗高温氧化材料方面开展进一步研究, 包括材料制备工艺、材料检测方面等。国内研制的第三代远地点发动机中拟使用铍/铱材料, 在深入研究材料制备、检测、焊接及试验等方面的同时, 还可相应开展 C/SiC 复合材料的应用研究。

3 结论

1) 双组元液体远地点发动机的性能对大容量、长寿命卫星的工作寿命及可搭载的有效载荷质量至关重要, 需进一步提高液体远地点发动机真空比冲性能, 影响比冲性能提高的主要影响因素主要包括燃烧效率和抗高温氧化材料。

2) 国外典型液体远地点发动机飞行产品最高真空比冲为 323 s, 发动机主要特点为燃烧效

率高,其不同形式的喷注器均能达到接近100%的燃烧效率,同时为适应高性能带来的燃烧室工作温度高的情况,燃烧室材料选用了铌/铪材料、C/SiC复合材料等新型抗高温氧化材料。抗高温氧化材料主要发展趋势为铌/铪材料。燃烧室采用铌/铪材料、推进剂为MON-3/MMH的发动机真空比冲提高至330 s。

3) 为满足未来大容量、大质量卫星对推进系统的性能要求,需从高性能喷注器、抗高温氧化材料、喷管大面积比(达300及以上)等几个方面开展研究,进一步提高490 N远地点发动机的性能。同时可适时开展推进剂组合为 N_2O_4/N_2H_4 液体远地点发动机的研制。

参考文献:

- [1] HENDERSON S, STECHMAN C. Performance results for the advanced materials bipropellant rocket (AMBR) engine, AIAA2010-6883 [R]. USA: AIAA, 2010.
- [2] STECHMAN C, HARPER S. Performance improvements in small earth storable rocket engines—an era of approaching the theoretical, AIAA2010-6684 [R]. USA: AIAA, 2010.
- [3] STECHMAN C, WOLL P. A high performance liquid rocket engine for satellite main propulsion, AIAA2000-3161 [R]. USA: AIAA, 2000.
- [4] WU P K, WOLL P, STECHMAN C. Qualification testing of 2nd generation high performance apogee thruster, AIAA2001-3253 [R]. USA: AIAA, 2001.
- [5] SCHOENMAN L, ROSENBERG S D. Test experience, 490N high performance [321 Sec Isp] engine, AIAA92-3800 [R]. USA: AIAA, 1992.
- [6] ONO D K. The design, development, and qualification of an advanced columbium liquid apogee engine, AIAA98-3671 [R]. USA: AIAA, 1998.
- [7] SCHULTE G. High performance 400N MMH/NTO bipropellant engine for apogee boost maneuvers, AIAA99-2466 [R]. USA: AIAA, 1999.
- [8] 胡昌义, 郑德国. CVD 铌涂层/铌基复合喷管研究进展[J]. 宇航材料工艺, 1998, 19(3): 7-10.
- [9] STECHMAN C. Off-limit testing of the model R-4D 110 lbf (490N) bipropellant rocket engine, AIAA2004-3694 [R]. USA: AIAA, 2004.
- [10] SCHULTE G. High performance 400N MMH/NTO bipropellant engine for apogee boost maneuvers, AIAA99-2466 [R]. USA: AIAA, 1999.
- [11] FICK M. Status and current developments of astrium's 400N bipropellant engine, AIAA 2003-4778 [R]. USA: AIAA, 2003.
- [12] REED B D. High temperature oxidation behavior of iridium-rhenium alloys, AIAA 94-2893 [R]. USA: AIAA, 1994.
- [13] FORTIN A J. Advanced materials for chemical propulsion: oxide-iridium/rhenium combustion chambers, AIAA94-2894 [R]. USA: AIAA, 1994.
- [14] TUFFIAS R H. Engineering issues of iridium rhenium rocket engines revisited, AIAA 99-2752 [R]. USA: AIAA, 1999.
- [15] KRISMER D. Qualification testing of a high performance bipropellant rocket engine using MON-3 and hydrazine, AIAA 2003-4775 [R]. USA: AIAA, 2003.
- [16] 刘志泉, 马武军. C/SiC 复合材料推力室应用研究[J]. 火箭推进, 2011, 37(2): 19-24.

(编辑: 马 杰)