

小推力姿 轨控液体火箭发动机材料的研究进展

张绪虎 汪翔 贾中华 胡欣华 吕宏军

(航天材料及工艺研究所,北京 100076)

文 摘 概述了国内外小推力姿 轨控液体火箭发动机新材料的研究和应用进展。姿 轨控液体火箭发动机推力室已从高性能铌 硅化物材料体系向复合材料推力室技术发展,研制出耐高温性能更好的新型材料体系和高温抗氧化涂层,以及将它们应用于发动机推力室的制造是提高姿 轨控发动机技术水平的重要途径。

关键词 姿 轨控液体发动机,材料,应用

Research Progress of Material of Small Thruster for Attitude and Orbit Control

Zhang Xuhu Wang Xiang Jia Zhonghua Hu Xinhua Lü Hongjun

(Aerospace Research Institute of Materials and Processing Technology, Beijing 100076)

Abstract The research progress of advanced material for small thruster for attitude and orbit control both abroad and at home is presented. Comparing with the traditional Niobium / silicide system, composite thruster has become the research trends. The application of new high temperature structure materials and their coating system is effective way to improve the properties of the thrusters.

Key words Attitude and orbit control thruster, Material, Application

1 前言

小推力液体火箭发动机是为导弹武器和航天器在空间进行轨道控制、姿态控制、航天器的对接和交会、着陆等提供动力的推进装置;特点是在空间环境多次起动脉冲工作,推力较小,一般为 0.001~4 500 N^[1],最小脉冲宽度为毫秒,总工作时间(工作时间和间隙时间的总和)可达 5~10 年。小推力姿 轨控液体火箭发动机技术广泛应用于卫星轨道定位、姿态调整,飞行器(如动能拦截器 KKV)的飞行控制和导弹末修和精确定位等,在航天领域中用途广、品种多、数量大、要求高。

随着航天器的发展,需要轻质、高性能的小推力双组元液体火箭发动机,以增加卫星有效载荷;适应

动能拦截器不断向快速响应、轻质、低成本和安全化转化的要求,深空探测器推进系统需要高性能、长寿命、多次起动、无羽流污染,对小推力姿 轨控发动机的结构质量和性能提出了更高的要求。通过新材料、新工艺提高推进系统性能,可增大有效载荷,延长航天器工作寿命,保证发动机长期可靠工作。

2 国外小推力姿 轨控液体火箭发动机材料研究与应用

姿 轨控发动机普遍采用双组元推进剂液体火箭发动机。由于推进剂燃烧温度较高(如 NTO/MMH 的燃烧温度可达 2 700),一般材料无法承受这样高的燃气温度和环境条件,而姿 轨控发动机以脉冲工作为主,特别是卫星上的发动机需多次起

收稿日期:2004-06-30;修回日期:2005-08-22

作者简介:张绪虎,1966年出生,高级工程师,主要从事金属材料及工艺的研究工作

动,总工作时间长,除耐温性能外对推力室的耐热冲击性能和寿命有更高的要求。发动机推力室材料应耐高温和抗氧化,在高温情况下仍能保证其力学性能。因此,耐高温材料的研制成为姿控、轨控发动机提高性能和可靠性的关键。

从20世纪50年代逐步发展了多种姿轨控发动机材料,材料的选择除考虑工作温度外,还考虑材料的熔点、抗氧化性、热稳定性、强度、线膨胀系数、长期气密性和加工工艺性等。选用的材料主要有:高熔点金属材料(铌、钼、钽、铪、铂系金属)、陶瓷材料、C/C、Ir/Re/C-C复合材料等。

2.1 铌硅化物材料

国外许多姿轨控发动机都采用铌合金制造。为了改善铌合金的高温抗氧化性,在推力室或喷管延伸段表面喷涂抗氧化涂层。铝化物涂层具有一定的高温抗氧化能力,但由于有“破碎”现象,抗氧化性能较低,一般使用温度为 1200°C ;20世纪70年代初研制成功硅化物涂层,硅化物涂层制备温度较高,形成硅化铌,高温氧化条件下表面形成二氧化硅,具有“自愈”能力,因而具有较高的抗氧化性能,一般使用温度为 1400°C 。

美国KaiserMarquardt公司用铌合金和硅化物(Si-Cr-Ti)涂层研制了R-4D(490 N)^[2]、R-1E(110 N)^[3]和R-6C(22 N)^[4]姿控和远地点发动机,成功地应用于“阿波罗”飞船登月舱和服务舱上;另外,在“NSAT”广播气象卫星等多个航天器的姿态发动机和远地点发动机上均采用了铌合金。

俄罗斯采用Nb-W-Mo-Zr系列合金先后研制了推力分别为12 N、50 N、100 N、135 N、200 N和400 N的发动机推力室,应用在“宇宙”、“量子”、“晶体”、“光谱”、“自然”和“金刚石”等卫星,“进步”、“联盟-T”和“联盟-TM”飞船,“礼炮”和“和平”空间站。

采用铌合金推力室时,必须设置液膜冷却来保护燃烧室内壁,这部分冷却流量约占燃料的30%~40%^[5],由于液膜冷却的燃料燃烧效率大大降低,造成系统效率降低,这不仅增加了发射费用,而且缩短了航天器的工作寿命,易产生羽流污染。因此任何有助于减少推进剂消耗的措施必将带来巨大的经济效益^[6]。20世纪80年代中期,美国国家航空航天局(NASA)开始研发不用燃料冷却的新一代高温

抗氧化推进器^[7~9]。

2.2 铂系金属

采用铂-铑合金为燃烧室和喷管材料的发动机,由于取消了再生冷却,提高了热稳定性,避免了在液膜冷却和再生冷却之间的热耦合引起的热不稳定性,并扩大了工作范围,且由于燃烧室和喷管工作温度的提高,发动机性能显著提高。由于铂-铑合金高温抗氧化性能较好,不需喷涂抗氧化涂层,从而使发动机克服了抗氧化涂层的寿命限制。

EADS(欧洲航空防务与空间公司)采用高温抗氧化铂系金属研制了推力为4~400 N多种规格的双组元液体发动机推力室,广泛应用于大型卫星、深空探测用的姿态、轨道控制和通信卫星的入轨等。其中推力为22 N的发动机系统见图1。

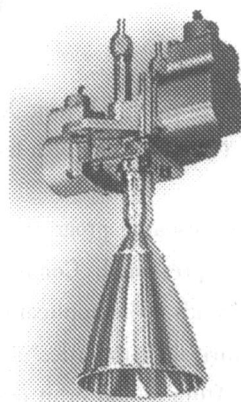


图1 22 N发动机系统(EADS制备)

Fig 1 22 N thrust system made by EADS

20世纪80年代,美国研究成功了双组元发动机Ir/Re燃烧室,将其使用温度提高到 2250°C 。它用铪作为燃烧室的基体材料,铱作为抗氧化涂层。选铪是因为它具有较好的低温塑性和高熔点(3180°C),用铱做涂层是因为它有良好的抗氧化性和较高的熔点(2454°C),并且铱的线膨胀系数与铪的相近,可用CVD法在铪表面沉积铱涂层^[9~10]。

在Ir/Re燃烧室中,可取消液膜冷却,仅采用辐射冷却,这可使发动机的性能明显提高。因为铪与其它难熔金属一样不能退火,很难机械加工,价格昂贵,所以冶金和机械法难以成形复杂的部件。Ir/Re燃烧室的制造采用了由里到外的化学气相沉积技术。

近期美国 Ultramet公司用 CVD法研制了 22 N、62 N和 445 N的 Ir/Re推力室^[11]。其中 22 N Ir/Re推力室见图 2。原来的推力室材料是涂有二硅化物涂层的铌,其使用寿命不到 10 h,极限温度 1 316 。使用 Ir/Re材料后,燃烧室的寿命增至几十个小时,使用极限温度为 2 204 ,比冲提高 10~20 s,并取消了液膜冷却,减少了它所带来的羽流污染,其制造工艺采用化学气相沉积技术,工艺流程见图 3^[12],先在钼芯模上沉积一层铱,然后由氯气与铱反应生成热 ReCl₅气态化合物,在 1 200 左右在铱层上分解沉积铱层,真空冷却之后,用化学腐蚀法溶解钼芯模,即得到一个厚铱结构铱涂层的高温抗氧化材料。

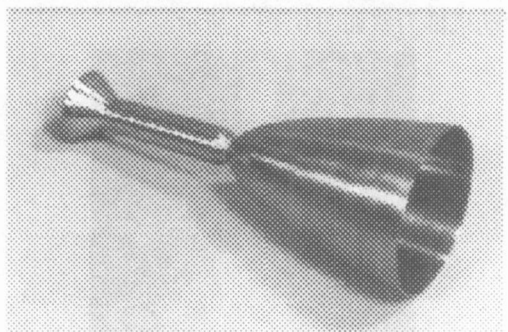


图 2 Ultramet用 CVD法制备的 22 N Ir/Re推力室

Fig 2 22 N Ir/Re thrust chamber made by CVD at Ultramet

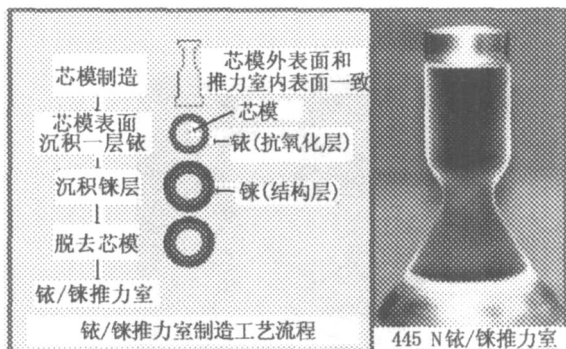


图 3 Ir/Re燃烧室制造工艺流程和实物照片

Fig 3 Fabricating process of Ir/Re thrust chamber

KaiserMarquardt公司研制的 R - 4D - 14双组元液体火箭发动机,采用 Ultramet公司的化学气相沉积专利技术制造了 Ir/Re燃烧室,工作温度最高为 2 200 ,并具有高比冲(316 ±2) s,1999年、2000年先后 2次成功应用于休斯公司制造的 601HP卫星推进系统^[13]。Aerojet公司研制的 AJ10 - 221 Ir/Re宇航材料工艺 2005年 第 5期

Re 490 N发动机采用层板式喷注器。铱基体铱涂层燃烧室在辐射冷却模式下工作,没有液膜冷却,测量表明,当平衡运行温度为 1 866 时,燃烧效率达 99%,发动机在 2 200 左右运行 15 h未失效^[14]。

目前,铂族金属尤其是铱的 CVD沉积技术除美国 Ultramet公司外,Lewis研究中心和 JPL实验室也做了许多研究工作,他们能较为成功地用 CVD法制备铱层。英国等国家虽然开展了这方面的研究,但未获成功。

2.3 陶瓷基复合材料

姿/轨控发动机用陶瓷基复合材料主要包括两种:C/SiC及 SiC/SiC。陶瓷基复合材料具有优异的抗氧化性,可在高温、氧化条件下使用,其中 SiC/SiC抗氧化性能最佳。但因 SiC纤维的高温蠕变性能较差,只能在 1 400 以下使用;C/SiC复合材料的热稳定性能优异,使用温度有所提高,可在 1 700 使用,但由于受碳纤维抗氧化性能所限,只能在氧化性条件下短期使用^[15]。

1988年法国液体推进和航天公司用陶瓷基复合材料制作了 20 N推力的姿控和轨控发动机,其室压为 0.8 MPa,混合比为 1.65,燃烧室材料是 SiC/SiC,喷管材料是 C/SiC,采用辐射冷却方式^[16]。法国欧洲动力公司(SEP)研制的 C/SiC、SiC/SiC复合材料已在推力分别为 5 N、25 N、200 N、600 N等多种推力室上进行了成功的点火试验^[17-19],已在小型卫星和航天器上得到应用,并逐渐取代了 Nb、Mo、Hf等高温合金,其突出优点在于:(1)质量轻,比金属喷管质量减轻 50%以上;(2)使用温度提高,最高工作温度可达 1 800 ,而且无需冷却;(3)烧蚀率小,可重复使用。

2.4 C/C及 Ir/Re/C - C复合材料

C/C复合材料密度仅为 1.8 g/cm³,随着温度的升高其力学性能呈上升趋势,在 2 800 惰性气氛下仍有较高的结构强度。为了在富氧环境下工作,一般采用在表面涂敷抗氧化涂层,采用 SiC系多层涂层系统,可在 1 650 长时间工作,短时在 2 000 下工作。通过改进涂层体系耐温极限,C/C材料的使用温度可以不断提高,使用温度等同于抗氧化涂层的耐温极限。这种既轻又能超高温工作的材料,很适合发动机需求,但作为燃烧室的结构材料仍有不完善之处,如在高温工作时,C/C材料与涂层的线膨

胀系数存在较显著的不匹配性和 C/C 材料的气密性问题影响了它的应用。俄罗斯空间拦截器用 4 台姿控发动机,燃烧室是 C/C 复合材料缠绕而成,质量为 50 g。

Ir/Re/C - C 复合材料,密度小于 3 g/cm^3 ,综合了 Ir/Re 的良好高温强度、长寿命和好的抗氧化性以及 C/C 复合材料的密度低及高温高强特点,解决了 C/C 材料高温下的气密性问题,同时 C/C 材料的高温强度也得以发挥。Ultramet 已研制出 Ir/Re/C - C 复合材料燃烧室。Ir/Re/C - C 复合材料的制造方法与 Ir/Re 复合材料制造方法类似,也采用从内向外的沉积工艺,先钨后铼,最后与 C/C 材料的复合,见图 4、图 5。

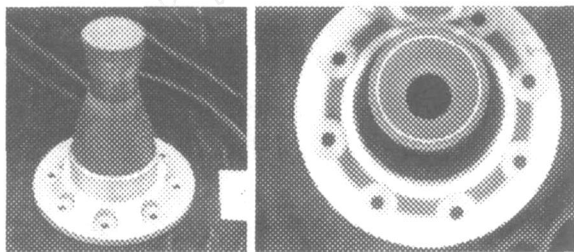


图 4 Ir/Re/C - C 复合材料推力室(带 Nb 合金法兰)

Fig 4 Ir/Re/C - C composite thruster
(with niobium flange)

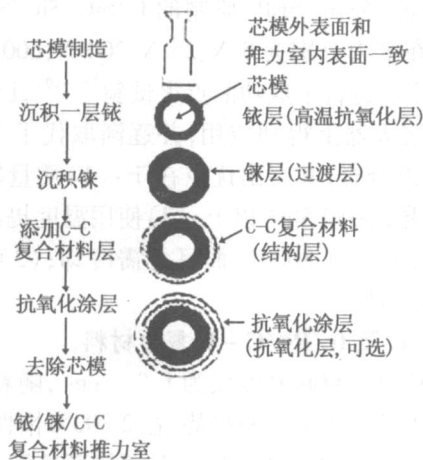


图 5 Ir/Re/C - C 推力室制造工艺流程

Fig 5 The fabricating process of
Ir/Re/C - C composite thrust chamber

3 国内小推力姿 轨控发动机材料应用现状

目前我国姿 轨控小推力液体火箭发动机推力室的首选材料仍是钨合金(C103)。航天材料及工

艺研究所在钨合金推力室及其高温抗氧化涂层方面进行了系统深入的研究。研制出了推力为 490 N、300 N、200 N、150 N、25 N、10 N 等多种姿 轨控发动机钨合金推力室,并广泛应用于多种卫星、飞船和运载火箭上。如应用于东方红三号的 490 N 卫星远地点双组元发动机,推进剂为 $\text{N}_2\text{O}_4/\text{MMH}$,高空热试车测得真空比为 $3.010 \text{ N} \cdot \text{s}/\text{kg}$ 以上^[14]。高温抗氧化涂层都是在硅化物涂层的基础上研制的。采用料浆法制备,其抗氧化性能 1600 达 5~10 h,1700 达 1~1.5 h;抗热震性能 600~1500,热循环不得少于 1000 次,1200~1400 热循环不得小于 10000 次。航天材料及工艺研究所研制的 490 N 和 25 N 液体火箭发动机推力室如图 6、图 7 所示。

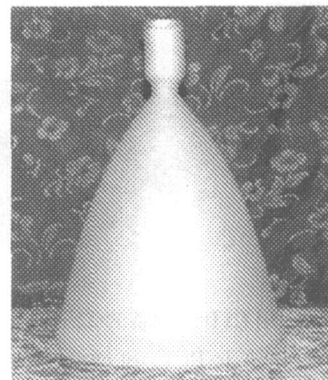


图 6 490 N 液体火箭发动机推力室

Fig 6 490 N thrust chamber

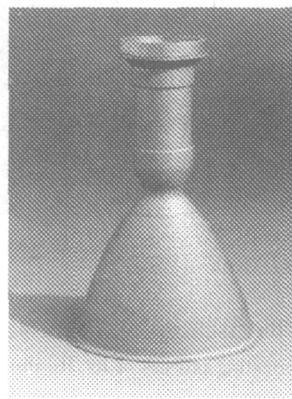


图 7 25 N 液体火箭发动机推力室

Fig 7 25 N thrust chamber

同时采用电弧沉积技术制造了多层 Nb/Mo 微层复合材料推力室^[20],如图 8、图 9 所示,内部结构不存在微裂纹、孔洞与分层,其使用温度较单一钨合金 C103 姿控发动机推力室预计可提高 200。

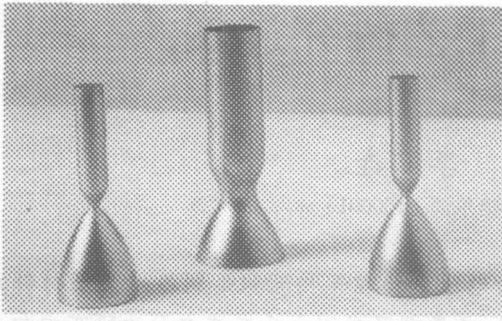


图 8 Nb/Mo复合材料推力室

Fig 8 Chamber made by Nb/Mo composites

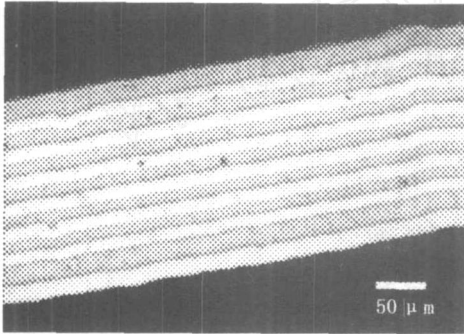


图 9 Nb/Mo复合材料推力室壁结构

Fig 9 Microstructure of Nb/Mo composites

近年来,我国多个科研院所进行了小推力液体火箭发动机推力室用新材料的研制。已研制出 10 N 的 Ir/Re 发动机推力室并进行了高空热试车。航天材料及工艺研究所对 C/C 复合材料推力室进行了较为深入的研究,采取碳纤维三向正交编织或三维四向仿形编织结构,制成 C/C 推力室,对表面抗氧化涂层、C/C 身部与发动机之间的连接的研究取得了较大进展。虽然国内新材料在小推力液体火箭发动机上的应用研究取得了许多成果,但在实用化方面与国外先进水平存在明显差距,严重制约了我国高性能姿轨控发动机技术的发展。今后的任务是尽快突破复合材料推力室材料及关键制造技术,研制出高温性能更好的新型材料和高温抗氧化涂层体系,提高姿轨控发动机技术水平,缩短与发达国家的技术差距。

4 结语

国外姿轨控液体火箭发动机推力室材料已从单一的铝合金加涂层体系向复合材料推力室技术发展,并已达到实用化水平。我国姿轨控发动机用材料及工艺技术与国外先进水平存在明显差距,尽快突破复合材料推力室材料及关键制造技术,研制出高温性能更好的新型材料和高温抗氧化涂层体系以

及将它们应用于制造发动机推力室是提高姿轨控发动机技术水平的重要途径。

参考文献

- 1 萨顿 G P,比布拉兹 O. 洪鑫等译. 火箭发动机基础. 北京:科学出版社,2003: 143
- 2 齐汝先等译. 航天部 707 所编. R-4D 发动机. 1984
- 3 Stechman R. Development History of the 25 lbf (110N) space shuttle vernier thruster A AA, 90 - 1837
- 4 Carl Stechman R. Development and qualification of A 2nd generation 5 lbf (22N) bipropellant rocket engine A AA, 89 - 2734
- 5 Harding J T, Kazaroff J M, Appel M A. Iridium-coated rhenium thrusters by CVD. NASA TM-101 309, 1988: 10
- 6 Schoenman L, Rosenberg S D, Jassowski D W. Test experience, 490-N high-performance [321 - s Specific Impulse] engine Journal of Propulsion and power, 1995; 11 (5): 992
- 7 Wooten J R, Lansaw P T. High-temperature, oxidation-resistance thruster research NASA CR - 185 233, 1990: 282
- 8 Jassowski D W. Advanced small rocket chambers basic program and option - fundamental processes and material evaluation NASA CR-195 349, 1993: 352
- 9 Jassowski D W, Schoenman L. Advanced small rocket chambers option 3-110 lbf Ir-Re rocket Volume I NASA CR - 195 435, 1995: 678
- 10 胡昌义,邓德国,高逸群. CVD 钽涂层/铼基复合喷管研究进展. 宇航材料工艺, 1998; 28 (3): 7 ~ 10
- 11 Tuffias R H, Williams B E, Kaplan R B. Lightweight, In expensive radiation-cooled advanced composite combustion chambers A AA 95-2400, 1995: 1
- 12 Schneider Steven J. High temperature thruster technology for spacecraft propulsion In: AF - 91 - 254, 42nd congress of the international astronomical federation, 1991
- 13 Stechman C, Woll P, Fuller R. A high performance liquid rocket engine for satellite main propulsion. A AA, 2000 - 3163
- 14 刘昌国等. 高比冲双组元液体远地点火箭发动机研究. 上海航天, 2003; (4): 30 ~ 33
- 15 闫联生等. 国外复合材料推力室技术研究进展. 固体火箭技术, 2003; 26 (1): 64
- 16 沈赤兵,王克昌,陈启智. 国外小推力液体火箭发动机的最新进展. 上海航天, 1996; 3: 44
- 17 毛根旺. GSO 卫星先进推进系统的现状与发展, 1999; (2): 103 ~ 107
- 18 张学和,王慧珠. 国外地球同步卫星推进系统研制现状及改进, 1997; (2): 44 ~ 51
- 19 陈健. 燃烧室新材料在卫星双组元低推力发动机上的应用. 航天控制, 2001; (4): 8 ~ 12
- 20 汪翔,张绪虎,胡欣华等. 多层 Nb/Mo 复合材料的制备与微观组织分析. 材料工程, 2002; 增刊: 157 ~ 159

(编辑 任涛)