

液体火箭发动机辐射冷却身部材料研究进展

王 凯¹, 张 鹏¹, 杨卫鹏¹, 张维明¹, 李广阔²

(1. 西安航天发动机有限公司, 陕西 西安 710100; 2. 航天推进技术研究院, 陕西 西安 710100)

摘要 辐射冷却是上面级和空间液体火箭发动机推力室身部最常用的冷却形式, 近年来在部分大推力、高性能二级火箭发动机喷管中也得到了应用。辐射冷却身部材料的耐高温性能和密度, 直接影响液体火箭发动机的比冲、推重比和可靠性。通过查阅国内外文献, 综述了钛合金、高温合金、难熔金属和碳纤维复合材料等材料在国内外液体火箭发动机辐射冷却身部中研究和应用情况, 结合液体火箭发动机推力室身部燃烧室段和喷管段服役工况, 对不同材料特点进行了分析。研究对标未来高性能、高可靠和低成本液体火箭发动机的发展需求, 并对近年来发展起来的铱/铌/碳-碳复合材料、低密度铌合金和 3D 打印难熔合金进行了概述。

关键词 辐射冷却身部; 燃烧室; 喷管; 难熔金属; 复合材料

中图分类号 TG14; V45 **文献标识码** A **文章编号** 1672-9374(2023)01-0012-09

Recent development of radiation cooling body materials for liquid rocket engines

WANG Kai¹, ZHANG Peng¹, YANG Weipeng¹, ZHANG Weiming¹, LI Guangkuo²

(1. Xi'an Space Engine Company Limited, Xi'an 710100, China;

2. Academy of Aerospace Propulsion Technology, Xi'an 710100, China)

Abstract Radiation cooling is the most commonly used cooling method for the upper stage and space liquid rocket engine thrust chamber body, it has also been applied in several high thrust and high-performance second stage rocket engine nozzle recently. The high temperature resistance and density of radiation cooling body materials directly affect the specific impulse, thrust weight ratio and reliability of liquid rocket engine. By searching domestic and overseas literatures, researches and applications of titanium alloy, superalloy, refractory metal and C fiber composite in radiant cooling body of liquid rocket engines were reviewed. Combined with the working conditions of combustion chamber and nozzle of liquid rocket engines, the characteristics of different materials were analyzed. To study the development needs of high performance, high reliability and low cost liquid rocket engines in the future, an overview of the Ir/Re/C-C composites materials, low density niobium alloy and 3D printing refractory alloy that have gradually developed in recent years was carried out.

Key words radiant cooling body; combustion chamber; nozzle; refractory metal; composite material

收稿日期: 2022-02-08; 修回日期: 2022-05-08

基金项目: 装备预先航天科技联合基金(6141B06310101)

作者简介: 王凯(1991—), 男, 硕士, 高级工程师, 研究领域为液体火箭发动机制造。

0 引言

液体火箭发动机推力室身服役时承受高温高压燃气强力冲刷,通常采用再生冷却、辐射冷却或烧蚀冷却等方案,保证身部材料在许用温度以下服役。辐射冷却身部采用耐高温材料,将高温燃气传导给身部的热量通过身部外壁表面辐射出去,具有质量轻、结构简单、制造难度小、设计温度范围内可靠性高等特点。特别是相比一、二级火箭主发动机最常用的再生冷却方案,辐射冷却身部不需要承担推进剂流经身部再生冷却通道导致的压力损失,降低了推力室入口压力要求,进而降低上游贮箱或涡轮泵设计、制造难度,从系统上提升了发动机的可靠性,是空间发动机和其他姿轨控发动机推力室身部、上面级发动机喷管延伸段最常用的冷却方式^[1-4]。近年来以 SpaceX 猎鹰火箭二级 Merlin-1D V 液氧煤油发动机和拟用于美国战神火箭二级的 J-2X 氢氧发动机为代表的大推力泵压式液体火箭发动机,也都采用了辐射冷却喷管^[5-6],标志着辐射冷却身部未来在液体动力领域还有更广阔的应用前景。

由于身部燃烧室段温度高、热流密度大,超出了大部分材料的使用极限,为保证可靠性,辐射冷却燃烧室通常需要配合膜冷却,即在喷注器或身部上游排放冷却剂,在燃烧室壁形成一层薄膜,防止壁面过热。膜冷却剂通常为某一组元推进剂,这一部分推进剂没有在燃烧室充分参与燃烧,材料的许用温度越高、用于冷却身部的推进剂用量越低,能够进一步提升发动机的性能。

航天工业的发展,对液体火箭发动机比冲、推重比、启动次数、服役时间和可靠性等都提出了更高的要求,对辐射冷却身部材料的耐高温、轻量化需求不断提升;而人类更加频繁地进入空间环境也要求身部制造材料成本进一步降低^[7]。本文对国内外已在液体火箭发动机推力室辐射冷却身部应用的材料如钛合金、高温合金、难熔金属和 C 纤维复合材料^[8-9]进行了整理概述,对辐射冷却身部材料的发展进行了展望。

1 金属材料辐射身部

1.1 钛合金

钛合金是常用轻合金中耐高温性能最好的材料,室温约 600 °C 以下拥有优异的强度和抗腐蚀性能,部分钛合金短时使用温度甚至可达 800 °C,超过 800 °C 以上强度则急剧降低,且高温条件下容易与气体元素发生反应^[10],因而限制了其在推力室身部中的应用。但由于较低的密度和优异的比强度可减轻发动机质量^[11],部分发动机选择钛合金制造温度稍低的喷管后段。

阿波罗登月飞船采用了由 Aerojet 公司研发的 AJ10-137 作为服务舱主发动机(见图 1),该发动机身部喷管前段(面积比 6:1 ~ 40:1 段)采用 C103 铌合金,喷管后段(面积比 40:1 ~ 出口段)采用 Ti-5Al-2.5Sn 钛合金(国内相似牌号 TA7),前后段采用焊接方式连接^[12]。这是因为身部前段壁温达到 1 000 °C 以上,超过了钛合金的许用温度,而壁温降至 800 °C 以下的喷管后段采用钛合金材料。一方面降低了发动机质量(密度仅为铌合金一半);另一方面也节约了成本(价格不到铌合金的 10%)。贝尔航空公司为航天飞机轨道器研制的 2 665 N 轨控发动机喷管也采用了这一方案^[13],在燃气温度降至 650 °C 以下的喷管后段,采用了 Ti-6Al-4V 合金(国内相似牌号 TC4)。

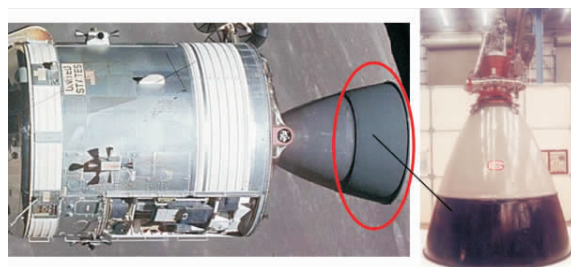


图1 阿波罗飞船服务舱主发动机及其钛合金喷管后段
Fig. 1 Main engine of Apollo spacecraft service module and its titanium alloy nozzle rear section

1.2 高温合金

高温合金是一类以 Fe、Ni、Co 为基体的高合金化材料,能够在 600 °C 以上高温环境和强氧化、强腐蚀、复杂应力条件下使用^[14-15],相比钛合金能够承受更高的温度,相比难熔金属成本较低,抗氧化和

抗腐蚀能力更优异,可不喷涂防护涂层使用,在国内外部分液体火箭发动机身部喷管中得到了应用。

阿波罗登月飞船服务舱和着陆舱 R-4D 姿态控制发动机,推力室身部喷管延伸段材料采用了 L-605 (国内相似牌号 GH5605) 钴基固溶强化高温合金^[16]。该合金中 Ni、Cr、W 含量分别可达 10%、15% 和 20%^[17],在 1 090 °C 以下具有优良的抗氧化性能。图 2 所示为采用 L-605 辐射冷却喷管的 R-4D 发动机。

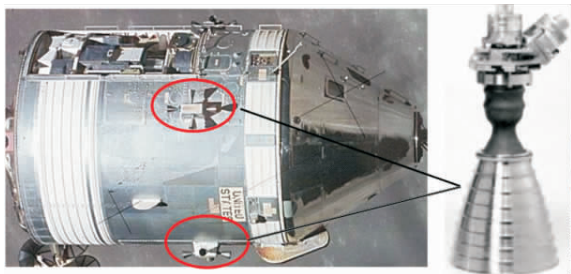


图 2 阿波罗飞船服务舱 R-4D 姿控发动机

Fig. 2 R-4D attitude control engine of Apollo spacecraft service module

拟用于美国战神火箭二级的 J-2X 氢氧发动机是由土星五号火箭二级 J-2 发动机改进而来。该发动机喷管延伸段采用辐射冷却方案,材料为 Haynes230 镍基高温合金^[6],是一种 Ni-Cr-W 型固溶强化高温合金,在 900 °C 以下具有良好的强度、抗氧化和抗腐蚀性能,且热膨胀系数较低^[18]。相比 J-2 发动机的管束式再生冷却喷管,单壁辐射喷管的制造难度、研制周期和生产成本都大幅降低。图 3 所示即为采用管束式再生冷却的 J-2 发动机和采用辐射冷却喷管的 J-2X 发动机。



(a) J-2 发动机

(b) J-2X 发动机

图 3 J-2 发动机和 J-2X 发动机

Fig. 3 J-2 and J-2X rocket engine

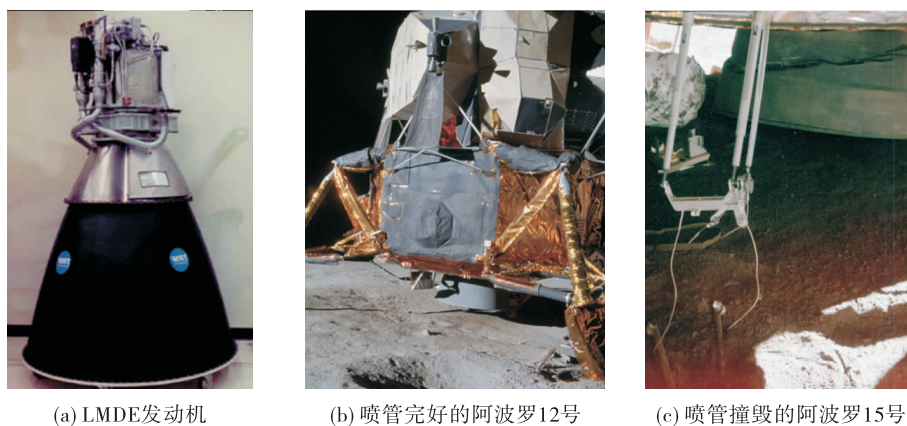
1.3 难熔金属

Ta、Nb、W、Mo、Re 等难熔金属及以其为基体的合金,在喷涂抗氧化涂层后能够在 1 000 °C 以上的温度下长期使用,是目前应用最广泛的辐射喷管材料^[19]。1.2 节所述的阿波罗登月飞船 R-4D 发动机燃烧室便采用了金属钼制造,表面喷涂硅化物涂层,最高使用温度可达 1 600 °C^[20]。但该类材料脆性转变温度低,材料成形难度大,其他液体火箭发动机辐射身部较少采用。

铌的熔点高达 2 467 °C,在难熔金属中密度最低(8.6 g/cm³),Nb 中加入 W、Mo、Ta、Hf 等金属元素形成的合金,在固溶强化和弥散强化作用下,最高使用温度甚至可以达到 1 600 ~ 1 800 °C^[20-21]。此外铌合金还具有:①室温和高温塑性较好,可以进行各种冷热变形,进而获得大尺寸、薄壁构件;②脆性转变温度较低,能够长期在空间深冷环境服役;③自身焊接或与钛合金焊接性能良好,便于与其他材料制造的推力室头部或喷管延伸段连接。铌合金因此也成为了液体火箭发动机辐射身部首选材料。

C103 铌钨合金(国内相似牌号 NbHf10-1)在 1 400 °C 以下拥有优异的综合性能^[22]。该合金含 10% Hf 和少量 Zr 元素,强化机理为固溶强化,因 Hf 原子和 Nb 原子尺寸差异小,形成的固溶体晶格畸变较小,固溶强化效果不明显,材料强度较低。但液体火箭发动机辐射喷管或室压较低的上上级、空间发动机燃烧室对材料强度要求不高,而 C103 优异的塑性、极低的脆性转变温度、良好的焊接性能和推进剂相容性使其成为液体火箭发动机中应用最广泛的铌合金材料。

阿波罗飞船登月舱着陆主发动机(LMDE)喷管延伸段便采用了 C103 合金。该喷管直径接近 1.5 m,长度超过 1 m,面积比从 16:1 扩张至 47.5:1。为了减少发动机质量,同时在登月舱着陆时吸收与月面撞击的能量,喷管的出口端最小壁厚仅为 0.25 mm。这种可溃式设计在阿波罗 15 号月面着陆时得到了应用,喷管着陆时变形吸能保护整个登月舱安然无恙,正是利用了 C103 铌钨合金强度较低、塑性和韧性优良的特点(见图 4)^[13, 21]。



(a) LMDE发动机

(b) 喷管完好的阿波罗12号

(c) 喷管撞毁的阿波罗15号

图 4 阿波罗飞船 LMDE 发动机及阿波罗 12 号、15 号月面着陆后的喷管

Fig. 4 Lunar module descent engine of Apollo spacecraft and its nozzle after Lunar landing of Apollo 12 and 15

除用于制作身部喷管段外,辐射冷却燃烧室也经常采用钼合金材料,但通常需配合膜冷却以保证燃烧室的可靠性。因用于膜冷却的推进剂在燃烧室内不能充分参与燃烧,影响了发动机性能进一步提升。选用高温性能更好的材料可以减少膜冷却推进剂用量,提高发动机燃烧效率和比冲。

俄罗斯卫星和空间站轨控发动机身部采用的 5BMU 合金(国内相似牌号 Nb521),使用温度可达 1 650 °C,该合金含有 10 % W、2 % Mo 和 1 % Zr,1 600 °C 强度达到 C103 钨钼合金的 3.4 ~ 4.5 倍。这是因为 W 原子半径与 Nb 差异较大,在高温条件下的固溶强化效果更加明显。美国也开发了一系列含 W、Ta 元素的钼合金,代表性的有 SCb291 (Nb-10W-10Ta)、FS-85 (Nb-11W-27.5Ta),在航天飞机和导弹姿轨控发动机中得到了应用^[13,23-24]。

Re 具有高温强度和抗高温蠕变性能好、不易与碳形成化合物、抗燃气腐蚀性能好等优异性能,配合 Ir 制涂层,使用温度可达 2 000 °C 以上,甚至可以在无膜冷却条件下长期服役^[8]。美国 445 N 空间发动机(R-4D),起初燃烧室材料为钼,后改进为钼合金燃烧室比冲提升至 311 s,21 世纪初,又将最新开发的 Re/Ir 燃烧室技术应用于 R-4D-16 发动机,发动机真空比冲达到了 327 s。图 5 所示为不同燃烧室材料的 R-4D 发动机及其真空比冲^[25-27]。

我国上海空间推进研究所为东方红卫星平台研制的第一代和第二代 490 N 轨控发动机,身部材料分别选用了 C103 钨钼合金和 Nb521 钨钼合金,比冲分别为 305 s 和 315 s;近年来新研的第三代

490 N 发动机采用 Re/Ir 燃烧室,经高模试车验证,真空比冲约 325 s,达到国际先进水平^[28]。图 6 所示为不同燃烧室材料的 490 N 发动机及其真空比冲。

(a) 钼燃烧室
真空比冲:292 s(b) 钼合金燃烧室
真空比冲:311 s(c) 钼燃烧室
真空比冲:327 s

图 5 不同燃烧室材料的 R-4D 发动机及其真空比冲

Fig. 5 R-4D engine with different combustion chamber materials and its vacuum specific impulse

(a) C103燃烧室
真空比冲:305 s(b) Nb521燃烧室
真空比冲:315 s(c) Re/Ir燃烧室
真空比冲:325 s

图 6 不同燃烧室材料的 490 N 发动机及其真空比冲

Fig. 6 490 N engine with different combustion chamber materials and its vacuum specific impulse

前述 Mo、Nb、Re 及其合金,在高温条件下都极易发生氧化,服役时必须喷涂抗氧化涂层。高温条件下涂层一旦破坏,材料很快会被氧化烧蚀,这也制约了推力室使用寿命和可靠性进一步提升。Pt/Rh 合金在 1 500 °C 条件下仍具有良好的强度和抗氧化性能,用于液体火箭发动机身部可不带涂层使用^[29],能够大幅提高发动机的使用寿命和可靠性。欧洲航天局研制了一系列 Pt/Rh 合金推力室,并在其卫星姿轨控发动机中得到了应用,图 7 所示为 10 N Pt/Rh 合金推力室^[30]。但 Pt、Rh 均为稀贵金属元素,昂贵的成本限制了其进一步推广应用。



图 7 10 N 铂铑合金推力室

Fig. 7 The 10 N Pt/Rh thruster

2 碳纤维复合材料辐射身部

现代液体火箭发动机推力室身部温度已经接近常用金属材料及其合金的许用极限,如继续使用熔点更高的金属材料制造推力室身部。一方面材料制备、成形和抗氧化涂层技术攻关难度极大;另一方面难熔金属的密度高,降低了发动机推重比,不符合发动机轻量化的发展趋势。

C/SiC 是以 SiC 陶瓷为基体的碳纤维增强复合材料,长效使用温度可达 1 650 °C;C/C 是以石墨为基体的碳纤维增强复合材料,长效使用温度可达 2 000 °C。两种材料具有优异的高温强度、高温断裂韧性和良好的比强度、耐磨损、耐腐蚀性能,密度仅为 1.5 ~ 2.0 g/cm³,在一系列高性能液体火箭发动机辐射身部中得到了应用^[31-32]。

欧洲 20 世纪 80 年代以来便开展了 C/SiC 复合材料身部的技术攻关,先后研制了阿丽亚娜上面级

HM7 发动机喷管延伸段、400 N 远地点空间发动机燃烧室等一系列 C/SiC 复合材料身部^[33-34]。图 8 所示为德国 Astrium 公司为阿丽亚娜 5 号火箭芯级 Vulcain 氢氧发动机研制的 C/SiC 缩尺喷管,热试车考核验证了材料在高温条件下服役的可行性^[35]。

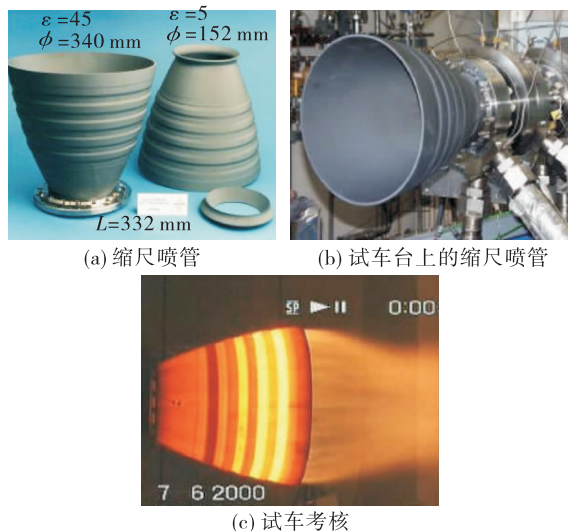


图 8 Vulcain 发动机 C/SiC 缩尺喷管及试车考核

Fig. 8 C/SiC scaled nozzle and hot test of Vulcain engine

美国普拉特·惠特尼公司(Pratt & Whitney)为德尔塔 IV 火箭上面级研制的 RL-10B-2 氢氧发动机采用了法国 Snecma 公司研制的 C/C 复合材料可延伸喷管(见图 9),发动机真空推力 11.2 t、真空比冲达到惊人的 465.5 s,总质量仅 277 kg,其中复合材料可延伸喷管长度达到 2.5 m,出口直径 2.1 m,而质量仅有 92 kg。C/C 复合材料可延伸喷管的应用大幅提升了发动机比冲和推重比,使得该发动机成为全世界性能最优异的上面级发动机之一^[36-38]。

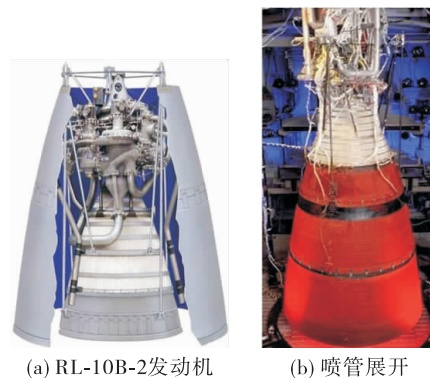


图 9 采用 C/C 可延伸喷管的 RL-10B-2 发动机

Fig. 9 RL-10B-2 engine with C/C extendable nozzle

欧洲航天局阿丽亚娜 5 号上面级的 Vinic 发动机(见图 10)^[39]、俄罗斯天顶-3SL 上面级 DM-SL^[40]也采用了 C/C 复合材料喷管延伸段。



图 10 阿丽亚娜 5 号上面级 Vinic 发动机

Fig. 10 Vinic engine of Ariane upper stage

我国 C 纤维复合材料辐射身部研究起步较晚,进入 21 世纪相继有高校和科研院所在 C/SiC 和 C/C 复合材料辐射身部领域开展了研究与应用^[41]。北京航天动力研究所采用国防科技大学研制的 C/SiC 复合材料制备了 200 N 发动机身部,采用化学气相沉积法制备了 SiC 耐烧蚀涂层,利用哈尔滨工业大学研制的钛镍箔状钎料实现了复合材料身部和过渡金属铌连接结构的高温钎焊,并成功经过试车考核^[42]。上海空间推进研究所研制的远征三号上面级 5 000 N 发动机也采用了 C/SiC 陶瓷基复合材料喷管延伸段(见图 11),2018 年圆满完成了飞行验证^[43]。碳纤维复合材料喷管虽然密度低、耐高温、不含贵重金属元素,但长时间工作存在易烧损、易氧化等问题,且设备投入和技术壁垒较高,未来还需在喷管成形及致密化、涂层制备、与金属头部连接等领域持续深入攻关。



图 11 远征三号上面级 5 000 N 发动机

Fig. 11 5 000 N engine of YZ-3

3 辐射身部材料发展趋势

目前辐射冷却身部主要材料仍为难熔金属和高温合金,存在的主要问题有:①两类材料的密度都在 8 g/cm^3 以上,难以满足未来发动机轻量化需求;②难熔金属以及变形高温合金中的合金金属元素在地壳中含量少,开采、冶炼、加工难度大,导致材料成本居高不下;③高温合金以及难熔金属中最常用的 Nb 合金,耐高温性能已接近理论极限,进一步提高发动机性能需要耐高温性能更优异的材料。此外难熔金属服役时通常必须喷涂抗氧化涂层,涂层的质量和寿命制约了辐射身部服役时间和可靠性进一步提升。

耐高温、抗氧化能力更强,密度和成本更低的材料,是未来液体火箭发动机辐射身部材料的主要发展方向。对于身部燃烧室段,服役温度高但结构尺寸相对较小,研发重点是提高材料的耐高温性能;对于身部喷管段,服役温度和压力有所降低,但降低质量和成本的空间更大,材料研发的重点是轻量化、低成本,以及解决扩张比不断增大带来的制造难题。除碳纤维复合材料外,Ir/Re/C-C 复合材料、低密度铌合金材料和 3D 打印难熔合金均有广阔的应用前景。

3.1 Ir/Re/C-C 复合材料

Ir/Re/C-C 复合材料推力室制造方法是:首先制备薄壁 Ir/Re 推力室内壳,在此基础上编织碳纤维预制体,通过先驱体转化法(PIP)、化学气相渗透法(CVI)等致密化工艺得到 C/C 复合材料外壳,最后在外壳外表面制备抗氧化涂层以保护 C/C 复合材料。该材料综合了 Ir/Re 推力室抗氧化性能好、使用寿命长和 C/C 复合材料密度低、成本低的特点^[44-45]。

20 世纪末,美国 Ultramet 公司率先研制了 Ir/Re/C-C 复合材料辐射冷却燃烧室(见图 12)^[30],密度仅为 3 g/cm^3 ,热试车过程中燃烧室外壁温度为 1482°C ,比相同试车工况下的 Ir/Re 燃烧室外壁温度降低 500°C 以上,说明 C/C 复合材料外壳减小了身部辐射散热,有益于提升燃烧室的热效率。



图12 铱/铼/碳-碳复合材料燃烧室

Fig. 12 Ir/Re/C-C composite combustion chamber

3.2 低密度钼合金

美国和苏联在 Nb 基体中加入 Al、Ti、Cr 等轻质元素,研发了数十种低密度钼合金材料,并在航空航天领域得到了应用^[46]。这类材料耐高温性能相比传统的钼钨合金、钼钨合金有所降低,但密度仅有 $5.5 \sim 6.7 \text{ g/cm}^3$,用于制造液体火箭发动机辐射身部喷管段,可以有效减轻质量。

国内的西北有色金属研究院研制了一种密度 6 g/cm^3 的 Nb-Ti-Al 轻质钼合金,900 °C 下具有良好的强度和耐腐蚀、抗氧化性能,喷涂抗氧化涂层后可在 1 200 °C 以下使用^[47-48]。西安航天发动机有限公司于 2021 年采用该合金制造了 150 N 发动机喷管延伸段,通过电子束焊接与 Nb521 燃烧室连接(见图 13)。发动机完成了超过 2 000 s 试车考核,试后检查低密度钼合金喷管完好,为低密度钼合金材料在液体火箭发动机上应用奠定了基础。



(a) 热试车后合金喷管 (b) 燃烧室与合金喷管焊接身部

图13 采用 Nb-Ti-Al 合金喷管延伸段的 150 N 推力室

Fig. 13 150 N thrust chamber with Nb-Ti-Al alloy nozzle extension

3.3 3D 打印难熔合金

液体火箭发动机燃烧室通常包含了圆柱段和

带有收敛、扩张结构的收扩段。一般采用棒料或锻件毛坯加工^[49],材料利用率不足 20%。而喷管延伸段常采用旋压成形^[50]、与燃烧室采用焊接方式连接,技术难度和工装、设备投入大,这都导致难熔合金辐射身部成本居高不下。采用增材制造(3D 打印)能够实现薄壁、复杂构件的一体化近净成形,是降低辐射身部生产成本的有效途径。目前难熔合金 3D 打印技术主要有激光选区熔化成形(SLM)和电子束选区熔化成形(SEBM)。其原理是将零件按一定厚度切片得到截面信息,在真空箱内采用高能束将难熔合金快速熔化后成形出截面形状,多层截面累积后得到需要的零件^[51]。美国、欧洲和日本均在开展难熔合金 3D 打印粉末和成形技术研究,我国已研发出了液体火箭发动机最常用的 C103 钨钼合金和 Nb521 钼钨合金 3D 打印粉末,并进行了试验件测试分析,但应用于液体火箭发动机辐射身部还需进行更深入的考核验证。

4 结论

1) 钛合金、高温合金、难熔金属以及碳纤维复合材料辐射冷却身部,在密度、成本、制造难度以及耐高温、抗氧化等方面各有优势,在国内外液体火箭发动机推力室身部燃烧室和喷管中得到了广泛应用。

2) 我国在复合材料辐射身部的研发和应用方面,与美国、欧洲等工业强国还有一定的差距,还需在喷管成形及致密化、涂层制备、与金属头部连接领域持续深入攻关。

3) 开发耐高温和抗氧化能力更强、密度和成本更低的材料,是未来液体火箭发动机辐射身部材料的主要攻关方向。其中铱/铼/碳-碳复合材料、低密度钼合金和 3D 打印难熔合金均有广阔的应用前景。

参考文献

- [1] 张其阳. 液体火箭发动机推力室结构与冷却设计[D]. 北京:清华大学,2012.
- [2] 赵海龙,张成印,曹红娟,等. 30 kN 上面级液氧甲烷发动机方案[J]. 火箭推进,2021,47(1):13-20.

ZHAO H L,ZHANG C Y,CAO H J,et al. System scheme

- of a 30 kN upstage LOX/methane engine[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2021, 47(1):13-20.
- [3] 郭平,王慧珠. 空间小推力发动机推力室喷注器的设计与身部冷却问题[J]. *上海航天*, 1996, 13(3):46-50.
- [4] 金韶山. 液体火箭发动机推力室及钝体头锥发汗冷却研究[D]. 北京:清华大学, 2008.
- [5] VALENTINE P G, GRALD P R. Extreme temperature carbon and ceramic matrix composite nozzle extensions for liquid rocket engines[C]//*International Astronautical Congress*. [s. l.]:[s. n.], 2019.
- [6] DING R J. Thermal stir welding development at marshall space flight center[EB/OL]. <https://ntrs.nasa.gov/citations/20090007710>.
- [7] 谭永华,杜飞平,陈建华,等. 液氧煤油高压补燃循环发动机深度变推力系统方案研究[J]. *推进技术*, 2018, 39(6):1201-1209.
- [8] 王娜,李海庆,徐方涛,等. 双组元液体火箭发动机推力室材料研究进展[J]. *宇航材料工艺*, 2019, 49(3):1-8.
- [9] SCHMIDT-WIMMER S, BEYER S, WIGGER F, et al. Evaluation of ultra high temperature ceramics and coating-systems for their application in orbital and air-breathing propulsion[C]//18th AIAA/3AF International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2012.
- [10] DAI J J. High temperature oxidation behavior and research status of modifications on improving high temperature oxidation resistance of titanium alloys and titanium aluminides: A review[J]. *Journal of Alloys and Compounds*, 2016, 685:784-798.
- [11] 许晓勇,赵世红,王召. 轻质钛合金喷管在氢氧发动机上的应用研究[J]. *火箭推进*, 2016, 42(4):1-6.
- XU X Y, ZHAO S H, WANG Z. Application of lightweight titanium alloy nozzle in LOX-LH₂ rocket engine[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2016, 42(4):1-6.
- [12] BOYCE C. Aerojet-AJ10-137 Apollo service module engine[R]. NASA SP 2009-4545.
- [13] 韩鸿硕. 火箭喷管铌合金及其涂层[J]. *材料工艺*, 1978, 8(5):1-55.
- [14] DU J, ZHAO C, CHEN G, et al. Recent progress of manufacturing technologies on C&W superalloys in China[C]//8th International Symposium on Superalloy 718 and Derivatives. Pennsylvania: TMS, 2014.
- [15] 杜金辉,赵光普,邓群,等. 中国变形高温合金研制进展[J]. *航空材料学报*, 2016, 36(3):27-39.
- [16] PFEIFER G R. Aerojet-attitude control engines[R]. NASA SP 2009-4545.
- [17] THORAT S. Effect of metallurgical parameters induced by manufacturing processes on photochemical machining of Co-Cr L605 alloy[J]. *Procedia CIRP*, 2020, 95:149-154.
- [18] CHABOCHE J L. Viscoplastic constitutive equations of combustion chamber materials including cyclic hardening and dynamic strain aging[J]. *International Journal of Plasticity*, 2013, 46:1-22.
- [19] 蔡圳阳,沈鸿泰,刘赛男,等. 难熔金属合金及其高温抗氧化涂层研究现状与展望[J]. *中国有色金属学报*, 2020, 30(9):1991-2010.
- [20] 俞肇铭. “阿波罗”姿控发动机系统[J]. *现代防御技术*, 1979, 7(4):1-36.
- [21] ELVERUM G W. TRW-Lunar descent engine[R]. NASA SP 2009-4545.
- [22] 潘兆义,蔡刚,宋国新. 铌钎合金推力室身部表面高温防护涂层的工艺技术研究[J]. *火箭推进*, 2016, 42(4):68-73.
- PAN Z Y, CAI G, SONG G X. Research on thermal protection coatings on body surface of Nb-Hf alloy thrust chamber[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2016, 42(4):68-73.
- [23] CHAZEN M, SANSCRAINT W. Space shuttle bipropellant RCS engine[C]//9th Propulsion Conference. Reston, Virginia: AIAA, 1973.
- [24] 韩鸿硕. 航天飞机推进系统的材料和工艺[J]. *材料工艺*, 1976, 6(4):1-45.
- [25] QIAN C H, et al. Microstructure and hardness of W-25Re alloy processed by high-pressure torsion[J]. *Transactions of Nonferrous Metals Society of China*, 2017, 27(12):2622-2629.
- [26] 张绪虎,徐方涛,石刚,等. 铌钎材料在高性能发动机上的应用[J]. *宇航材料工艺*, 2016, 46(1):37-41.
- [27] 李夏明. 姿轨控发动机推力室 Re 身部与喷注器连接技术研究[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2016.
- [28] 刘犇,刘昌国,杨成虎,等. 星用第三代铌/钽材料 490 N 发动机研制进展[J]. *上海航天*, 2019, 36(6):69-75.
- [29] SCHWENDE M, SCHULTE G, DARGIES E, et al. New generation of low thrust bi-propellant engines in qualification process[C]//29th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 1993.
- [30] GOTZIG U, SCHULTE G, SOWA A. New generation 10 N bi-propellant MMH/NTO thruster with double seat valve[C]//

- 35th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 1999.
- [31] 王晓丽, 谢恒, 王坤杰, 等. 炭/陶喷管延伸段长时间抗氧化能力研究[J]. 炭素技术, 2019, 38(1): 52-55.
- [32] 田晓羽. C/SiC 及 C/C 复合材料与 Nb 的反应钎焊工艺及机理研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2018.
- [33] LACHAUD J. Analytical modeling of the transient ablation of a 3D C/C composite[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2017, 115: 1150-1165.
- [34] 刘彦杰, 马武军, 王松. 陶瓷基复合材料火箭发动机推力室研究进展[J]. 宇航材料工艺, 2007, 37(4): 1-4.
- [35] SCHMIDT S. Advanced ceramic matrix composite materials for current and future propulsion technology applications[J]. Acta Astronautica, 2004, 55(3/4/5/6/7/8/9): 409-420.
- [36] 葛明龙, 田昌义, 孙纪国. 碳纤维增强复合材料在国外液体火箭发动机上的应用[J]. 导弹与航天运载技术, 2003(4): 22-26.
- [37] 刘昌国, 邱金莲, 陈明亮. 液体火箭发动机复合材料喷管延伸段研究进展[J]. 火箭推进, 2019, 45(4): 1-8.
- LIU C G, QIU J L, CHEN M L. Research progress of composites nozzle extension for liquid rocket engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2019, 45(4): 1-8.
- [38] BERDOYES M. Snecma propulsion solide advanced technology SRM nozzles, history and future[C]//42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2006.
- [39] ELLIS R, LEE J, PAYNE F, et al. Development of a carbon-carbon translating nozzle extension for the RL10B-2 liquid rocket engine[C]//33rd Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 1997.
- [40] SOKOLOVSKY M I, PETUKHOV S N, SEMYONOV Y P, et al. Development of carbon-carbon nozzle extension for liquid fuel rocket motors[J]. Thermophysics and Aeromechanics, 2008, 15(4): 671-677.
- [41] 陆有军, 王燕民, 吴澜尔. 碳/碳化硅陶瓷基复合材料的研究及应用进展[J]. 材料导报, 2010, 24(21): 14-19.
- [42] 葛明和, 姚世强, 安鹏. 200 N C_f/SiC 复合材料推力器研制[J]. 火箭推进, 2016, 42(3): 15-20.
- GE M H, YAO S Q, AN P. Development of 200 N thruster made from C_f/SiC composite[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2016, 42(3): 15-20.
- [43] 陈明亮, 刘昌国, 徐辉, 等. 远征三号上面级轨控发动机研制及在轨验证[J]. 火箭推进, 2020, 46(3): 11-18.
- CHEN M L, LIU C G, XU H, et al. Development and in-orbit verification of orbit-control engine in YZ-3 upper stage[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2020, 46(3): 11-18.
- [44] 王江帆. 铌/铪/碳-碳推力室身部关键制备技术研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2013.
- [45] SCHNEIDER S J. High temperature thruster technology for spacecraft propulsion[J]. Acta Astronautica, 1992, 28: 115-125.
- [46] 郑欣, 白润, 蔡晓梅, 等. 新型铌合金研究进展[J]. 中国材料进展, 2014, 33(S1): 586-594.
- [47] WANG F, ZHEN X, BAI R, et al. Welding performance of low-density Nb-base alloy with Nb521 by electron beam[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2013, 42(8): 479-482.
- [48] 蔡小梅, 郑欣, 白润, 等. 锻造工艺对低密度高强铌合金微观组织和性能的影响[J]. 热加工工艺, 2021, 50(19): 87-89.
- [49] 张德尧, 肖联贞. C-103 铌合金推力室模锻工艺研究[J]. 稀有金属材料与工程, 1986, 15(1): 10-13.
- [50] 雒亚涛, 翟宝力. 薄壁大尺寸铌钨合金喷管精密旋压成形工艺研究[J]. 火箭推进, 2016, 42(6): 68-73.
- LUO Y T, ZHAI B L. Research on precision spinning-pressure forming process of large-size thin-walled nozzle made of niobium tungsten alloy[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2016, 42(6): 68-73.
- [51] 丁红瑜, 尹衍军, 关杰仁, 等. 难熔金属增材制造研究进展[J]. 稀有金属材料与工程, 2021, 50(6): 2237-2243.