

1.5 tf 再生冷却液体火箭发动机关键技术与试验验证

陈锐达^{1,2}, 徐 辉^{1,2}, 陈泓宇^{1,2}, 王世成^{1,2}, 关 亮^{1,2}, 金广明^{1,2}

(1. 上海空间推进研究所, 上海 201112;

2. 上海空间发动机工程技术研究中心, 上海 201112)

摘要 1.5 tf 再生冷却液体火箭发动机用于我国载人登月新一代载人飞船主动力, 具备高可靠、高比冲和多次点火启动等能力。头部采用多组喷注单元同心圆排列的直流互击式喷注器, 身部燃烧室采用增材制造中逐层熔覆的激光选区熔化技术制备, 喷管延伸段采用轻质 C/SiC 复合材料制备, 两者通过螺栓、法兰连接和柔性石墨密封。采用再生冷却、液膜冷却和辐射冷却的组合热防护方式加强身部冷却效果, 双密封联动的低流阻气动电磁阀控制推进剂流动。通过设计和工艺联合攻关, 初步突破了高性能稳定燃烧和可靠冷却、再生冷却身部一体化增材制造、大尺寸复合材料喷管成形和连接等关键技术, 通过了地面热试车和高空模拟热试车验证。发动机工作稳定, 再生冷却温升裕度大, 实测真空比冲为 315.3 s, 达到相同系统参数下国际先进水平, 主要技术指标满足设计要求, 为后续工程研制奠定了坚实的技术基础。

关键词 液体火箭发动机; 再生冷却; 直流互击式喷注器; 增材制造; 热试车验证

中图分类号 V434.3 **文献标识码** A **文章编号** 1672-9374(2023)04-0017-09

Key technologies and test verification of 1.5 tf liquid rocket engine with regenerative cooling

CHEN Ruida^{1,2}, XU Hui^{1,2}, CHEN Hongyu^{1,2}, WANG Shicheng^{1,2},

GUAN Liang^{1,2}, JIN Guangming^{1,2}

(1. Shanghai Institute of Space Propulsion, Shanghai 201112, China;

2. Shanghai Engineering Research Center of Space Engine, Shanghai 201112, China)

Abstract The 1.5 tf liquid rocket engine with regenerative cooling is used as the main power of China's next-generation manned spacecraft for manned lunar landing, which has the capability of high reliability, high specific impulse and multiple ignitions. The engine head is an unlike impinging injector with multiple injection units arranged in concentric circles. The combustion chamber is prepared by selective laser melting technology with layer-by-layer fusion in additive manufacturing, and the nozzle extension is prepared by lightweight C/SiC composite material, both of which are connected by bolts, flanges and flexible graphite seals. The combined thermal protection mode of regenerative cooling, liquid film cooling and ra-

收稿日期: 2023-01-30; 修回日期: 2023-02-07

基金项目: 国家科技重大专项工程

作者简介: 陈锐达(1995—), 男, 硕士, 工程师, 研究领域为空间液体火箭发动机设计。

通信作者: 徐辉(1979—), 女, 硕士, 研究员, 研究领域为空间液体火箭发动机设计。

diation cooling is used to enhance the cooling effect of the body, and the propellant flow is controlled by the low flow resistance and double-seal linkage pneumatic solenoid valve. Through joint research on design and process, key technologies such as high-performance stable combustion and reliable cooling, integrated additive manufacturing of regenerative cooling body, forming and connecting large-size composite material nozzle have been preliminarily broken through, which have been verified by the ground thermal test and high-altitude simulation hot-fire test. The engine operates stably, with a large margin for regenerative cooling temperature rise. The measured vacuum specific impulse of the engine is 315.3 s, reaching the international advanced level under the same system parameters. The main technical indexes meet the design requirements, laying a solid technical foundation for the subsequent engineering development.

Key words liquid rocket engine; regenerative cooling; unlike impinging injector; additive manufacturing; hot-fire test verification

0 引言

载人天地往返运输能力是衡量一个国家载人航天能力的标志,为进一步提高自由进出空间的水平,我国正积极开展新一代载人飞船研制,以满足载人登月等载人深空探测的任务需求^[1-6]。新一代载人飞船推进系统采用轨姿控统一供应的恒压、挤压式低室压双组元推进系统,具有系统简单可靠的突出特点,采用常规的 N_2O_4 /甲基肼自燃推进剂组合^[7]。空间轨控发动机为新一代载人飞船轨道机动、发射逃逸、应急救援提供力和控制力矩,是推进系统最重要的组成部分之一,直接影响航天器设计水平和任务效益。

美国和欧洲国家均已在常规自燃推进剂体系下研制了低室压吨级空间液体火箭发动机,并完成了飞行任务,燃烧室压力不超过 1.1 MPa。20 世纪 60 年代,美国为载人登月工程研制了航天飞机轨道机动发动机和登月舱下降级、上升级发动机^[8-10]。航天飞机轨道机动发动机真空推力为 26.7 kN,推进剂为 N_2O_4 /甲基肼,额定混合比为 1.65,喷管面积比为 72,真空比冲为 313 s,后于 2022 年继续用作阿尔特弥斯载人登月计划中猎户座载人飞船主发动机^[11],顺利完成绕月飞行任务。登月舱下降级、上升级发动机真空推力分别为 43.7 kN 和 15.6 kN^[12-13],推进剂为 N_2O_4 /混肼 50,额定混合比为 1.60,真空比冲分别为 305 s 和 310 s。20 世纪 80 年代,德国 MBB 公司研制了 Ariane5 运载火箭上面级的主发动机^[14-15],真空推力为 27.5 kN,喷管面积比为 84,为提高工作性能,采用高额定混合比 2.05 的设计,推

进剂为 N_2O_4 /甲基肼,真空比冲达到了 324 s。

我国自 21 世纪初期开展了 5 kN、10 kN 低室压空间液体火箭发动机的研制工作^[16-18],以满足上面级航天器以及新型太空任务的飞行需求,燃烧室压力约 1.0 MPa,身部燃烧室均采用再生冷却方案以保证工作可靠性,额定混合比为 1.65,具备大角度双向摇摆能力,并完成了热试车验证。5 kN 发动机真空比冲达到了 307~308 s,于 2018 年成功完成首飞任务^[19],在轨累计点火 1 034 s。10 kN 发动机完成了多轮试车,真空比冲由 305 s 提高至 315 s 以上。

我国现有空间液体火箭发动机推力偏低,无法满足新一代载人登月飞船动力系统的要求,因此在前期的技术积累的基础上开展了 1.5 tf 液体火箭发动机的研制。推力量级增大后,发动机出口直径和轴向长度均会增大,需承受大承载、大应力、超高温、强烈振动、剧烈冲刷和富氧环境等恶劣工况。同时必须解决冷却面积大、相对冷却流量小等问题,给喷注器燃烧组织和可靠冷却带来了新的技术难题。而且再生冷却身部结构较为复杂,采用传统的机械加工和焊接的组合工艺方法制造难度大,生产周期长,因此必须开展设计和工艺的联合技术攻关。

针对新一代载人飞船推进系统的动力需求,开展了 1.5 tf 液体火箭发动机的方案深化论证和关键技术攻关。目前,初步突破了高性能稳定燃烧和可靠冷却、再生冷却身部一体化增材制造、大尺寸复合材料喷管成形和连接等关键技术,发动机通过了地面热试车和高空模拟热试车验证,获得了工作性能参数,验证了多次点火可靠性和热防护措施可行性,主要技术指标满足设计要求。本文简要介绍了发动机采用的主要技术方案和关键技术攻关情况。

1 发动机技术方案

通过发动机结构和性能、任务适应性、寿命和可靠性、质量以及研制试验成本综合分析,1.5 tf 液体火箭发动机采用再生冷却方案,整体结构外观如图 1 所示,推进剂为 N_2O_4 /甲基肼,主要设计参数如表 1 所示。发动机由 1 台推力室、2 台推进剂控制阀组成,推进剂控制阀安装在头部两侧,控制推进剂通道的开启和关闭,实现发动机的点火和关机,发动机与推进系统通过“螺栓-法兰”转接架连接,推力室包括头部、再生冷却身部和喷管延伸段。

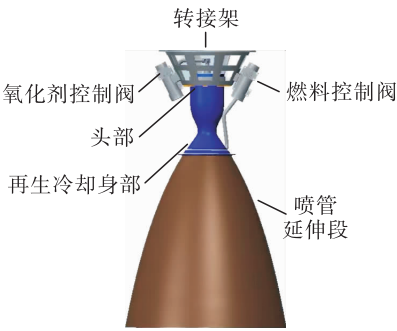


图 1 发动机整体结构示意图
Fig. 1 Schematic diagram of engine structure

表 1 发动机设计参数

Tab. 1 Design parameters of engine

参数名称	数值
额定真空推力/kN	15.00
额定入口压力/MPa	1.80
燃烧室压力/MPa	1.00
混合比	1.65
喷管面积比	80.00
喷管出口直径/mm	920.00
发动机高度(不含转接架)/m	1.53

为满足大流量、低流阻和可靠密封的要求,推进剂控制阀采用双密封顶杆联动的气动电磁阀方案^[20]。气动电磁阀由气路导阀和液路主阀组成,通过气路导阀的开合带动液路主阀进行开合。

发动机工作时,电磁阀气路导阀通电开启,控制气从进气口进入,在控制气压力的连续作用下,电磁阀处于开启状态。氧化剂通过头部上方中心流道经过缓冲区直接进入头部腔,燃料流经身部

再生冷却槽道后进入头身连接集液环,再经径向流道均匀分布到各喷注孔进入燃烧室,两种推进剂组元撞击对撞击、雾化、燃烧,产生高温高压燃气,经喷管延伸段膨胀做功产生推力。当电磁阀气路导阀断电关闭,控制气从排气口排出,液路主阀关闭。

通过两路气电电磁阀的通电时序控制氧化剂、燃料进入燃烧室的顺序,实现发动机的平稳启动。

2 关键技术攻关

2.1 高性能稳定燃烧和可靠冷却技术

为了达到高比冲的性能指标要求,主要通过提高理论真空比冲、燃烧效率等途径优化推力室设计参数。理论真空比冲根据推力室热力学计算获得,计算中假设喷管延伸段中的流动为一维定熵过程,化学反应与流动状态服从平衡流模型,采用最小吉布斯自由能方法求解化学平衡方程。当混合比一定时,发动机的理论真空比冲随喷管面积比的增大而增大。燃烧室压力的改变对理论比冲的影响较小,较高的燃烧室压力可以缩小发动机的结构尺寸,但是对推进系统提供的发动机入口压力要求更高。

1.5 tf 再生冷却发动机用于低压推进系统,在入口压力的限制下,燃烧室压力不能过高。同时,受结构尺寸和总体布局限制,发动机的喷管面积比也有限,面积比为 80:1。在发动机结构尺寸受限条件下,需通过提高燃烧效率实现高性能工作,同时保证燃烧稳定和可靠冷却,为此,设计上主要采取了以下措施。

1) 采用直流互击式喷注器方案,多圈同心圆分布,具有结构简单、燃烧稳定性较好和易于集流等优点,通过迭代计算优化中心区喷雾场以及流道设计,喷雾场雾化照片如图 2 所示。



图 2 喷注器雾化场照片
Fig. 2 Image of injector atomization field

2)采用少量自击对,优化喷雾场流强分布,同时起到液相分区稳定燃烧作用。

3)喷雾场采用“陡驼峰”式流强分布,沿喷注器半径方向的中间位置流强最强,利于燃烧稳定性控制。

4)头部设置声腔结构,抑制不稳定燃烧产生。

5)实施少量液膜冷却确保身部冷却可靠,同时保护喷注器面不被烧蚀。由于燃料可形成还原性介质环境,保护壁面不与高温富氧燃气直接接触,因此选择燃料作为冷却剂从喷注器边区以一定角度喷向身部内壁面,铺展形成贴壁液膜,实现主动热防护。

再生冷却身部是实现发动机长寿命工作的关键部件,内壁冷却通道的结构和尺寸设计决定了身部热防护的效果,实物外观如图3所示。身部采用等肋宽的薄壁沟槽结构。发动机燃烧室压力较低,冷却面积较大,冷却流量有限,因此在不同槽宽处采用了集液环槽进行分区,加强冷却剂的均匀分配。同时,身部入口段冷却槽道结构形式的限制会导致入口段流阻过大。



图3 再生冷却身部实物

Fig.3 Regeneration cooling body

通过流动特性仿真多轮迭代计算,对身部冷却槽道入口位置结构进行了优化设计,图4给出了冷却槽道各个出口流量分布情况,可以发现整体分布均匀性良好。

由于氧化剂 N_2O_4 饱和蒸气压较燃料甲基肼高,容易气化,且为了便于边区燃料液膜冷却流道结构设计,因此采用燃料作为冷却剂。

冷却剂在再生冷却槽道内的温升取决于身部

燃烧室内燃气向室壁的传热,而这种传热绝大部分是靠强制对流实现的,燃气通过贴壁的滞止燃气层即边区液膜把热量传递给室壁。随着边区混合比增大,燃烧室燃烧效率提高,但是,冷却剂出口温度和燃烧室气壁温也逐渐升高。冷却剂出口温度升高至当地压力下的气化温度则会发生气化,在冷却槽道内发生气蚀及气堵现象,使冷却剂换热恶化,导致发动机工作不稳定甚至出现烧蚀失效,燃烧室气壁温过高则会影响燃烧室材料正常工作的可靠性^[21]。因此,边区混合比是一个多参数约束的设计问题,通过多目标优化进行精细化设计,在保证发动机身部冷却可靠的同时平衡与高性能燃烧之间的关系是再生冷却设计的关键。

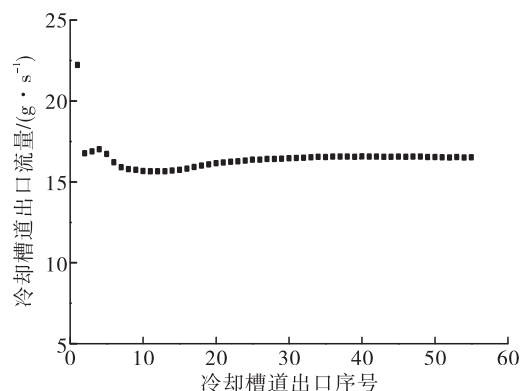


图4 身部冷却槽道出口流量分布仿真结果

Fig.4 Simulation curve of flow distribution at the exit of body cooling channel

再生冷却身部与喷管延伸段之间需要在合理的位置进行分区,分区的目的是确定冷却剂入口位置。入口位置越靠前,越容易控制冷却剂温升,但会加大喷管延伸段的尺寸,同时增加热防护设计难度,所以分区的设计要兼顾冷却剂温升以及喷管延伸段的尺寸、温度影响。

根据多轮传热仿真计算结果对比,最终确定了合理的边区混合比和分区位置,冷却剂的理论温升约 $80\text{ }^{\circ}\text{C}$,出口理论温度约 $110\text{ }^{\circ}\text{C}$,远低于当地压力下燃料气化温度 $184\text{ }^{\circ}\text{C}$,理论气壁温远低于材料使用要求。同时,再生冷却身部实现了低流阻设计,以满足挤压式推进系统低入口压力要求,液流试验照片如图5所示,试验中将身部倒置,实测流阻约 0.2 MPa ,达到设计目标。



图5 再生冷却身部液流试验

Fig. 5 Liquid flow test of regenerative cooling body

2.2 再生冷却身部一体化增材制造技术

再生冷却身部为薄壁夹层流道结构,具有流道结构复杂、槽道壁厚较薄、成形要求高和工艺流程长等突出特点,传统制造工艺为扩散焊或钎焊,内壁沟槽采用铣削加工,传统工艺方法因焊缝数量多、生产周期长无法满足发动机工作可靠性提升和短周期快速迭代研发的需求。为解决该问题,采用增材制造技术中激光选区熔化成形技术制备再生冷却身部。

结合打印工艺优势,身部开展了异形流道结构设计,解决了大流量单入口的流量分配均匀性问题。这是国内首次将增材制造工艺创新应用于常规自燃推进剂空间轨控发动机,在提升发动机工作可靠性的同时简化了发动机结构,有效降低了发动机质量。针对增材制造再生冷却身部,主要从材料选择、工艺方案、工艺流程、成形过程控制、多余物处理和检测等方面开展研究。

2.2.1 材料选择

国内外同类发动机身部通常采用的是06Cr19Ni10、1Cr18Ni9Ti不锈钢材料,主要考虑的因素是性能和可靠性^[22]。身部内壁面与高温燃气直接接触,如果材料热导率较低,则燃烧室内壁温度会偏高,对材料自身的耐温能力提出了更高的要求,或者采取增大燃烧室内壁面液膜冷却流量的热防护措施,但是这会对燃烧性能产生一定的影响。不锈钢的允许工作温度为800~900℃,而高温合金的允许工作温度约1100℃,耐温性能更好,材料热导率和密度相当。综合考虑工作可靠性,再生冷却身部材料选用GH4169高温合金。

2.2.2 工艺方案

激光选区熔化过程包含down skin(下表面),up skin(上表面)和volume(体)3部分,又可细分为

hatch(填充)和border(边界),每部分都包含激光功率、扫描速度、切片层厚、扫描间距、相位角、扫描长度等工艺参数。由于再生冷却身部结构复杂,流道尺寸精度和表面质量要求较高,需针对激光功率和扫描速度等关键工艺参数开展试验研究。

首先确定合适的工艺试验参数,保证复杂流道的高精度成形。激光体能量密度可以定量分析工艺参数对成形质量的影响,其计算公式为 $E = P / (vs\delta)$,其中 E 为体能量密度, P 为激光功率, v 为扫描速度, s 为扫描间距, δ 为切片层厚。体能量密度过低容易产生未熔合缺陷,而过高则会引起气孔缺陷,从而降低合金的致密度和力学性能。

然后开展工艺参数试验和打印工艺试验。工艺参数试验中,打印不同倾斜角度的试棒和试片,进行“固溶+时效”热处理去除内部应力后,开展质量检测与性能测试。质量检测包括X射线检测产品内部质量和荧光渗透检测产品表面质量。产品内部不允许有夹渣、裂纹、未熔合及通道堵塞,不允许存在带尖角的气孔和缩孔,不允许存在链状气孔和密集状气孔,不应存在X射线检查可见的夹杂物。产品表面不允许存在裂纹、划痕、孔洞及穿透性缺陷,表面粗糙度和尺寸精度满足要求。完成以上测试后对试棒截面进行线切割,观察显微组织,并测试室温和高温力学性能。打印工艺试验中,结合设备的多激光同步打印特性打印身部较难成形的喉部区域,验证多激光搭接位置的成形能力,并进行热处理、质量检测 and 性能测试。

打印身部产品前,通过打印缩比件进行激光校准,设置最优的补偿量,提高打印精度,配合后期打磨加工,使产品满足设计要求。

2.2.3 工艺流程

身部制备工艺流程如图6所示。首先在粉末床上铺一层金属粉并刮平,激光束按照一定的路径快速扫描粉末,使粉末熔化烧结在一起,然后粉末下降一定的高度,再铺上一层粉,重复上述过程从而形成高致密度、高精度的三维实体零件,然后进行清粉、热处理、切割基材、喷砂处理、X射线检测、荧光渗透检测、尺寸检测和综合测试等一系列工序操作,严格控制生产质量。

此技术通过直接熔化金属粉末进行加工,而不用黏结剂,因而产品的致密度大大提高,同时该技术具有一体化成形、材料利用率高、生产周期短等特点。

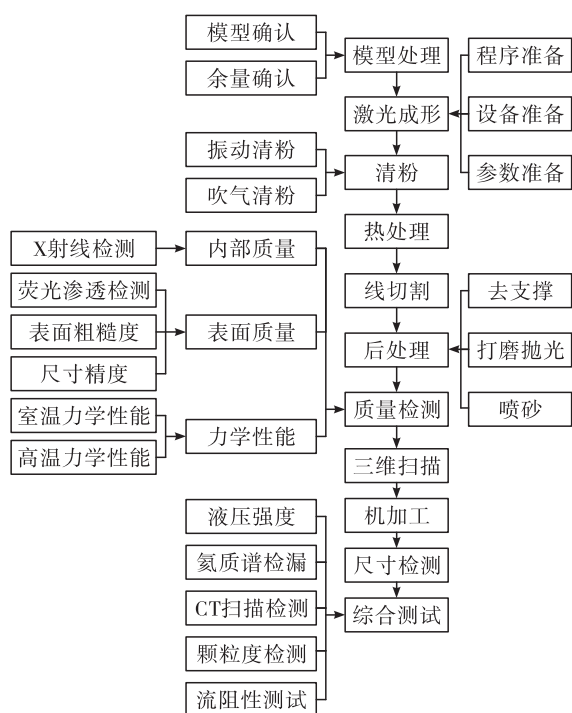


图 6 增材制造再生冷却身部制备工艺流程图

Fig. 6 Preparation process flowchart of regenerative cooling body with additive manufacturing

2.2.4 模型处理

再生冷却身部整体呈拉瓦尔喷管设计结构,前段为收缩型,后段为扩张型。根据成形零件摆放方向,确认模型中不能自成形且添加支撑无法去除的区域,并对相关区域进行修改,然后根据尺寸要求添加机加余量,确定最终成形的模型。

由于选区激光熔化成形零件时,对零件悬空区域成形角度有一定的要求,悬空区域角度在 45° 以上时,可以自成形,无需添加支撑;角度小于 45° 时,需要添加手工可去除的辅助支撑。由于内流道壁很薄,为确保打印身部内流道不会破损以及壁厚的一致性,需确定合理的辅助支撑位置,同时在设计上也应尽量避免采用悬空结构。

2.2.5 激光成形

激光选区熔化成形的关键在于内部致密度的控制,而成形过程中的激光功率和扫描速度等工艺参数直接影响零件内部的致密度,因此需要精确控制成形过程中的工艺参数。

2.2.6 多余物处理和检测

采用人工或清粉机将零件正放、反放、倾斜一定角度振动零件,将零件内粉末振动清理出来,反

复处理直至无粉末流出,并用高压气进行吹气,但是吹气后的粉末残余风险仍然较大,如有粉末残留,后期热处理完成后流道很容易堵塞,因此身部在结构设计时必须设置合理出粉孔,便于清粉,清粉过程中结合 X 射线检测进行辅助检查,确保内部无粉末残留。采用颗粒度检测仪检测多余物,测试进入身部内腔以及流经身部内腔后液体的颗粒度大小,要求不大于 $40\ \mu\text{m}$ 。

2.3 大尺寸复合材料喷管成形和连接技术

发动机工作时,喷管延伸段将经受燃气压力载荷和热梯度引起的复杂应力,如发动机启动和关机瞬间产生的边区载荷、中心区燃气热流导致的喷管内外壁间压力差引起的屈曲载荷、内外壁温度梯度引起的热应力载荷等,对材料在高温下的抗拉、抗压强度及韧性、抗疲劳性、抗热震性及结构刚度提出了苛刻的要求。

喷管延伸段采用辐射冷却,型面为 Rao 氏最大推力喷管造型。为实现发动机轻质化目标,提高力学环境适应能力,同时确保喷管延伸段在高工作温度、强气流冲刷腐蚀和高应力振动载荷等恶劣环境下可靠工作,1.5 tf 再生冷却发动机喷管延伸段采用了 C/SiC 陶瓷基复合材料和变壁厚设计,并在喷管出口局部增厚以保证结构刚度,实物外观如图 7 所示。



图 7 陶瓷基复合材料喷管延伸段实物

Fig. 7 Nozzle extension with ceramic matrix composite

C/SiC 复合材料是近年来发展较快的一种陶瓷基复合材料,结合了碳纤维优异的力学性能及碳化硅基体耐高温、抗氧化等优点,克服了单一陶瓷材料脆性断裂的缺点,提高了材料的韧性,具有耐高温、低密度、高比强,抗化学腐蚀、抗热震性能、抗蠕变性能好及高温强度高优异性能^[23-27]。C/SiC 复合材料喷管相比 C/C 复合材料喷管具有更好的抗氧化、抗冲刷以及高温力学性能,能够在 $1\ 650\ ^\circ\text{C}$ 及以下

温度环境中长期工作。相比铝合金等金属材料喷管, C/SiC 复合材料喷管质量更轻, 辐射系数高, 整体一次成形, 发动机整体质量可以减轻 30%~60%, 甚至更高。

通过从微观、宏观层面对复合材料纤维增强体结构、基体材料体系、构件轮廓形状进行综合设计, 突破了大尺寸陶瓷基复合材料喷管延伸段热力耦合结构设计、纤维预制体技术和成形制备等关键技术, 通过纤维走向设计减小了材料的内部热应力, 实现了大尺寸薄壁复合材料构件内部热应力的有效调控, 以满足复合材料喷管结构强度及应用环境需求。

工艺过程首先采用碳布铺层缝合技术制备纤维预成型体, 经表面处理优化纤维、基体界面结合后, 采用先驱体浸渍裂解 (precursor infiltration pyrolysis) 工艺制备 SiC 基体进行增密, 期间采用机械加工工艺对延伸段与再生冷却身部对接接口进行精加工, 最终经气密处理获得 C/SiC 复合材料喷管延伸段。

为了保证复合材料喷管延伸段结构强度, 延伸段的法兰设计成 45° 锥角结构, 延伸段与法兰采用缠绕方法一体成形。与其连接的再生冷却身部末端也设置 45° 锥角结构, 两者采用螺栓、法兰活连接, 通过柔性石墨密封。锥面连接结构具有自动找准轴线重合功能, 进而保证推力轴心精度^[28-30]。再生冷却身部出口末端上设置密封槽, 用于放置密封环, 通过螺栓固定压紧复合材料喷管延伸段密封结构, 压缩密封环, 使密封环与密封面间产生足够的压力, 以阻止燃气的渗透。复合材料喷管延伸段密封结构利用双 HALF 卡环结构, 保证螺栓拧紧力均匀分布, 同时通过弹簧垫片实现法兰连接结构有效防松^[31]。

柔性石墨密封主要具有以下特点: ①可压缩性, 变形可以填补泄漏通道达到密封的效果; ②回弹性, 保证足够的密封力作用在密封表面, 达到密封的效果; ③抗蠕变性, 保证材料的长期密封效果; ④耐高温性, 有氧环境中可耐温 500 °C, 无氧环境中耐温可达 1 000 °C 以上。

3 发动机热试车验证

3.1 地面热试车验证

1.5 tf 再生冷却短喷管发动机开展了地面热试车考核, 考虑到地面试车中燃气激波会在大扩张比喷管中提前发生壁面分离, 因此没有安装喷管延伸段, 试车照片如图 8 所示。

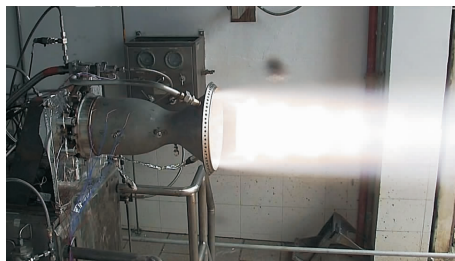
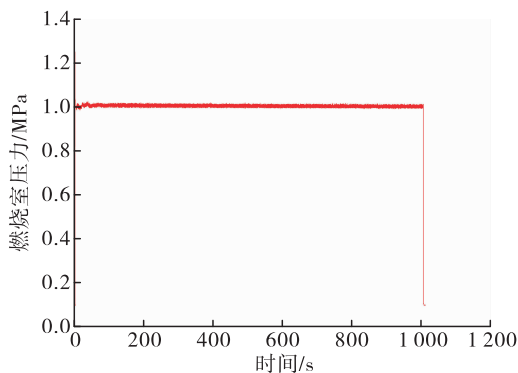


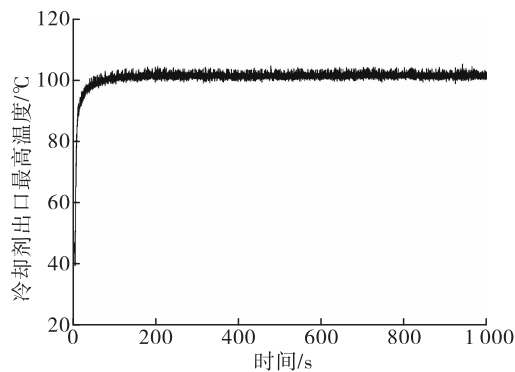
图 8 发动机地面热试车

Fig. 8 Ground hot-fire test of engine

试车全程发动机工作稳定, 火焰平稳, 单次连续工作时间达到 1 000 s, 结构完好, 燃烧室压力和冷却剂出口最高温度变化曲线如图 9 所示。试车结果表明, 发动机设计方案合理可行, 工作协调性良好, 燃烧室实测压力为 1.0 MPa, 冷却剂实测最高温度为 102 °C, 温升为 82 °C, 验证了数值仿真的准确性。通过地面热试车验证了推力室直流互击式头部的燃烧性能、工作可靠性以及再生冷却身部技术, 考核了各个部组件的设计方案和材料、工艺, 有效获得了发动机燃烧性能以及温度特性。



(a) 燃烧室压力变化曲线



(b) 冷却剂出口最高温度变化曲线

图 9 发动机燃烧室压力和冷却剂出口最高温度变化曲线

Fig. 9 Variation curve of engine combustion chamber pressure and maximum coolant outlet temperature

3.2 高空模拟热试车验证

1.5 tf 再生冷却全尺寸发动机在 76 km 高空模拟试验台开展了热试车考核,试车照片如图 10 所示。首次启动前真空舱内压力为 1.9 Pa,模拟在轨真空工作环境。试车全程发动机开关机正常,工作稳定,重复启动 9 次,单次连续最长工作时间达到 100 s,实测启动压力峰不大于 130%,完成试车任务。发动机实测真空比冲为 315.3 s,达到相同混合比、低室压推进系统参数下国际先进水平。通过全尺寸高空模拟热试车验证了发动机真空条件下多次启动工作、燃烧及冷却可靠性,获得了全尺寸发动机的真空比冲性能,并考核了复合材料喷管延伸段的工作可靠性。

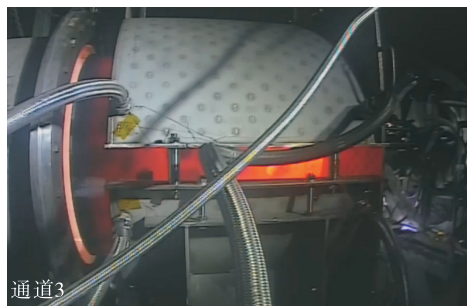


图 10 发动机高空模拟热试车

Fig. 10 High altitude simulated hot-fire test of engine

4 结束语

通过设计与工艺的联合技术攻关,1.5 tf 再生冷却发动机各项关键技术取得初步突破,顺利完成了地面热试车和高空模拟热试车验证,实现了发动机可靠稳定工作,性能参数满足使用要求,为后续工程研制奠定了坚实的技术基础。同时,针对增材制造工艺特点,形成了一套行之有效的再生冷却身部结构优化设计方法及准则,再生冷却身部流阻、冷却换热性能及结构强度满足使用要求。

1.5 tf 再生冷却发动机是新一代载人飞船推进系统关键单机,可为我国载人登月重大工程顺利研制提供重要支撑,对吨级空间液体火箭发动机的技术发展具有重要促进作用,应进一步开展深入攻关研究,早日实现工程应用。

参考文献

- [1] 孙兴亮,高峰,董云冉,等. 载人登月航天器推进系统方案选择分析[J]. 载人航天,2021,27(1):40-46.
- [2] 彭坤,杨雷. 利用地月间空间站的载人登月飞行模式分析[J]. 宇航学报,2018,39(5):471-481.
- [3] 张智,徐洪平,邓新宇,等. 新一代载人登月运载火箭总体方案和关键技术[J]. 载人航天,2022,28(4):427-432.
- [4] 孙纪国,何学青,阳代军,等. 大推力氢氧发动机关键制造技术[J]. 火箭推进,2022,48(2):117-126.
SUN J G, HE X Q, YANG D J, et al. Key manufacturing technology for large thrust LH_2/LOx cycle engine [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2022, 48(2):117-126.
- [5] 李斌,陈晖,马冬英,等. 500 tf 级液氧煤油高压补燃发动机研制进展[J]. 火箭推进,2022,48(2):1-10.
LI B, CHEN H, MA D Y, et al. Development of 500 tf class high pressure stage combustion $\text{LOx}/\text{kerosene}$ rocket engine [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2022, 48(2):1-10.
- [6] 丁兆波,刘倩,王天泰,等. 220 t 级补燃循环氢氧发动机推力室研制[J]. 火箭推进,2021,47(4):13-21.
DING Z B, LIU Q, WANG T T, et al. Development for thrust chamber of 220 t staged combustion cycle LOx/LH_2 engine [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2021, 47(4):13-21.
- [7] 张柏楠,杨庆,杨雷,等. 我国新一代载人飞船及其研制进展[J]. 科学通报,2021,66(32):4065-4073.
- [8] MELCHIOR A. A new bipropellant rocket engine for orbital maneuvering [C]//26th Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: AIAA, 1990.
- [9] STECHMAN C, LAWSON C. Historical evolution of the space shuttle primary and vernier reaction control rocket engine designs [C]//42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2006.
- [10] HALLBERG M, STENHOLM T. Laser welded sandwich manufacturing technology for nozzle extensions [C]//37th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2001.
- [11] MEISS J H, JAEGER M, GRONOWSKI M, et al. Evolution and status of the orion-ESM propulsion subsystem [C]//AIAA SPACE 2016. Reston, Virginia: AIAA, 2016.
- [12] ELVERUM G, HOFFMAN A, MILLER J, et al. The descent engine for the lunar module [C]//3rd Propulsion

- Joint Specialist Conference. Reston, Virginia; AIAA, 1967.
- [13] FISHER S C, RAHMAN S A. Remembering the giants: Apollo rocket propulsion development [M]. Washington, D C; National Aeronautics and Space Administration, 2009.
- [14] HOLSTEN H. Development of the Ariane 5 upper stage [J]. Acta Astronautica, 1993, 29(2): 117-120.
- [15] SCHMIDT G, LANGE G, ZEWE H. The new European 27.5 kN engine for the Ariane 5 upper stage and the Hermes propulsion module [C]//25th Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia; AIAA, 1989.
- [16] 叶胜, 宁静, 陈阳春. 上面级动力系统发动机热控设计及验证 [J]. 上海航天 (中英文), 2022, 39(4): 186-191.
- [17] 孙鑫, 杨成虎. 5 kN 再生冷却发动机推力室传热研究 [J]. 火箭推进, 2012, 38(2): 32-37.
- SUN X, YANG C H. Heat transfer investigation for 5 kN regeneratively-cooled engine thrust chamber [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2012, 38(2): 32-37.
- [18] 徐辉, 易琪, 钟徐, 等. 10 kN 双向摇摆再生冷却发动机技术研究 [J]. 火箭推进, 2009, 35(5): 8-12.
- XU H, YI Q, ZHONG X, et al. Research on 10 kN gimbaled regeneratively cooled engine [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2009, 35(5): 8-12.
- [19] 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.
- [20] 黄爱清, 王立君, 黄俊杰, 等. 气动式双密封控制阀: CN114215936A [P]. 2022-03-22.
- [21] 徐辉, 林庆国, 汪允武, 等. 挤压式低室压推力室再生冷却问题 [J]. 火箭推进, 2006, 32(6): 12-15.
- XU H, LIN Q G, WANG Y W, et al. Regenerative cooling of the pressure-fed thruster with low-pressure chamber [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2006, 32(6): 12-15.
- [22] 张武昆, 谭永华, 高玉闪, 等. 液体火箭发动机增材制造技术研究进展 [J]. 推进技术, 2022, 43(5): 29-44.
- [23] 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.
- [24] 杨岩, 王朝晖, 李伟, 等. 氢氧发动机 C/SiC 复合材料喷管延伸段设计研究 [J]. 载人航天, 2020, 26(3): 368-373.
- [25] 蒋进明, 王松, 李伟. 先驱体浸渍裂解结合反应熔渗法制备 $C_f/ZrC-SiC$ 复合材料 [J]. 人工晶体学报, 2013, 42(4): 692-694.
- [26] 张守明, 王松, 陈朝辉. 浸渍浆料对先驱体转化 C_f/SiC 复合材料结构及性能的影响 [J]. 材料工程, 2008, 36(11): 9-12.
- [27] 王松, 陈朝辉, 李伟. 不同碳纤维表面状态及其复合材料界面对比 [J]. 稀有金属材料与工程, 2007, 36(S1): 608-610.
- [28] 陈明亮, 徐辉, 陈泓宇, 等. 火箭发动机复合材料喷管延伸段与短喷管推力室的新型连接结构: CN10588885B [P]. 2017-10-27.
- [29] 陈明亮, 刘森, 吴焕钟, 等. 喷管系统: CN108590890B [P]. 2019-12-06.
- [30] 陈明亮, 刘昌国, 陈泓宇, 等. 火箭发动机推力室: CN110159456B [P]. 2020-07-14.
- [31] 徐辉, 金广明, 陈锐达, 等. 发动机燃烧室与喷管延伸段的连接系统及其加工方法: CN114412667A [P]. 2022-04-29.