

文章编号: 2097-1974(2024)01-0006-04

DOI: 10.7654/j.issn.2097-1974.20240102

液氧甲烷重复使用运载器关键技术研究

郑平军, 赵胜, 王飞, 蔡巧言
(中国运载火箭技术研究院, 北京, 100076)

摘要: 基于液氧甲烷发动机的重复使用运载器在重复使用和使用维护方面具有优良的性能, 成本更低。世界各国正在加速开展相关研究及工程研制, 典型代表包括火神运载火箭、朱雀二号运载火箭等。对基于液氧甲烷发动机的重复使用运载器的技术特点、面临的技术挑战进行分析, 并基于此提出后续重点研究内容, 包括重复使用总体设计与评估技术、上升再入返回着陆一体化制导导航与控制技术、大尺寸轻质结构与制造技术、重复使用液氧甲烷发动机技术、健康管理预测与重复使用运行维护技术、重复使用热防护技术等, 为后续开展液氧甲烷重复使用运载器工程研制奠定基础。

关键词: 重复使用运载器; 液氧甲烷; 关键技术

中图分类号: V421.1

文献标识码: A

Development of Key Technologies for Liquid Oxygen Methane Reusable Launch Vehicle

ZHENG Pingjun, ZHAO Sheng, WANG Fei, CAI Qiaoyan
(China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing, 100076)

Abstract: The reusable launch vehicle based on liquid oxygen methane engine has excellent performance in reuse and maintenance, and is easier to achieve low cost. Countries around the world are accelerating relevant research and engineering development. Typical representatives include the Vulcan launch vehicle of the United States, and the ZhuQue-2 launch vehicle of LandSpace. The technical characteristics and technical challenges of the reusable launch vehicle based on liquid oxygen methane engine are analyzed. The following key research contents are proposed, including the overall design and evaluation of reuse, GNC technology for ascent and reentry and return landing, large-scale lightweight structure and manufacturing technology, reuse of LOX engine, health prediction management and reuse operation and maintenance technology, reuse thermal protection technology etc. It will lay a foundation for further development of liquid oxygen methane reusable launch vehicle.

Keywords: reusable launch vehicle; liquid oxygen methane; key technology

0 引言

液氧甲烷发动机具有无毒环保、高可靠、高性能、低成本、易操作、可重复使用等特点。近年来, 为满足更加快速、高效、低成本进出空间的需求, 液氧甲烷发动机受到国内外研究机构的高度关注, 且发展进程正在加速。美国商业太空公司蓝色起源公司研制的BE-4液氧甲烷发动机推力达到240吨级, 已完成全推力测试, 发动机研制工作接近尾声, 后续将用于研制火神运载火箭; SpaceX公司的Raptor猛禽液氧甲烷发动机推力为200吨级^[1], 已完成全系统试车。蓝箭航天的天鹊80吨级液氧甲烷发动机已完成3次摇摆试车点火试验, 后续将用于研制朱雀二号运载火箭; 星际荣耀空间科技有限公司研制的焦点一号15吨级液氧甲

烷发动机已相继完成多次全系统长程试车及二次启动试车, 累计试车时长约2000s, 后续将用于研制可重复使用运载火箭双曲线二号。液氧甲烷发动机以其重复使用性能好、使用维护便捷的特点, 在不远的将来必将作为重复使用运载器的重要动力装置之一登上航天运载的展示舞台^[2]。

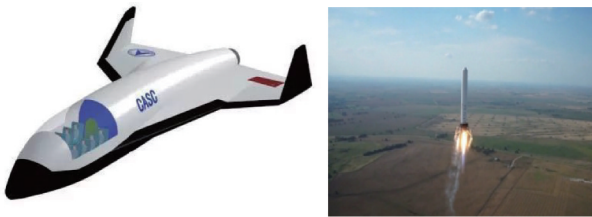
本文对基于液氧甲烷发动机的重复使用运载器进行分析, 包括运载器的技术特点、面临的技术挑战, 并基于此提出后续重点研究内容。

1 液氧甲烷重复使用运载器技术特点及优势

重复使用运载器以“廉价、快速、机动、可靠”为目标, 正成为未来航天运输系统发展的主要方向。

以美国为代表的航天强国在重复使用运载器研制方面投入了大量经费,开展了众多研究,已基本实现重复使用的工程化应用,典型代表如航天飞机和SpaceX公司的猎鹰9运载火箭。

航天飞机采用垂直起飞水平着陆模式,是一种升力式火箭动力重复使用运载器,该类型运载器典型特点为采用面对称翼身组合体升力式构型,使用火箭发动机,兼具航空器和航天器的特点,能够垂直起飞、水平着陆,具有大空域(0~200 km)、宽速域(马赫数0~28)飞行能力,主要涉及气动力热、飞行控制、重复使用结构、重复使用评估、重复使用动力等技术难题。猎鹰9运载火箭采用垂直起飞垂直着陆模式,是一种轴对称式火箭动力重复使用运载器。该类型运载器典型特点为轴对称构型,使用火箭发动机,通过降落伞、垂直返回等方式回收,主要涉及大范围推力调节、二次起动等动力难题及重复使用评估等难题。两种典型模式如图1所示。



a) 垂直起飞水平着陆模式 b) 垂直起飞垂直着陆模式
图1 重复使用运载器两种典型模式

Fig.1 Two typical modes of reusable carriers

基于液氧甲烷发动机的重复使用运载器可采用垂直起飞水平着陆模式,也可采用垂直起降模式,两种模式对于发动机的要求不尽相同。垂直起飞水平着陆模式的重复使用运载器一般为两级入轨重复使用运载器,其中重复使用一级和重复使用二级均采用翼身组合体升力式构型和液氧甲烷发动机。其返回过程中为无动力着陆,采用了大量的气动舵面,从而减少对于发动机的需求,仅在上升段使用发动机。垂直起降模式的重复使用运载器一般也是两级入轨重复使用运载器,其中重复使用一级和重复使用二级均采用轴对称构型和液氧甲烷发动机。两者对于液氧甲烷发动机的要求在于可大范围变推、可二次起动。相比较来看,垂直起降模式的重复使用运载器对于液氧甲烷发动机的要求更高^[3]。

以升力式两级入轨重复使用运载器为研究对象,在起飞规模相当、重复使用二子级相同的情况下,将基于液氧甲烷发动机的升力式两级入轨重复使用运载

器与基于液氧煤油发动机的升力式两级入轨重复使用运载器进行运载能力分析,结果表明:两者运载能力基本相当,原因在于虽然液氧甲烷发动机的理论比冲较液氧煤油发动机高约100 m/s^[4],但由于其密度比煤油低,相同耗量的推进剂需更大的贮箱,造成运载器结构质量增加,抵消了比冲的增量。

随着耐高温轻质材料和结构技术的发展,且液氧甲烷发动机由于在重复使用和使用维护方面具有优良的综合性能,成本更低,已成为重复使用运载器的理想动力型式,各国均在发展基于液氧甲烷发动机的重复使用运载器。

2 面临的技术挑战

重复使用的优点和终极目标是减少运载器箭体、发动机、电气设备一次性使用所造成的浪费,通过多次使用分摊费用来降低运载器的生产与发射成本。以升力式液氧甲烷重复使用运载器为例,其最大的难题在于重复使用动力系统、耐高温轻质结构、健康检测及故障诊断、热防护系统等如何实现多次使用评估、高可靠、易维护及低成本。

a) 重复使用动力系统方面:需满足长寿命、大范围推力调节、二次启动、快速检测维护、低成本等要求,而现有的火箭发动机设计及试验体系均为一次性设计准则,在此基础上进行液氧煤油发动机或氢氧发动机的改进设计存在较大的局限性,维护处理流程复杂,需重新开展液氧甲烷发动机设计。设计之初即考虑重复使用和使用维护需求,满足长寿命、大范围推力调节、二次启动、快速检测维护、低成本等要求。

b) 耐高温轻质结构方面:升力式液氧甲烷重复使用运载器结构系数高达30%,降低结构干重是该运载器设计的关键难点。解决措施主要有三个方面,分别是:1)主承力结构大量采用复合材料,如T-800;2)为降低结构重量,液氧贮箱和甲烷贮箱设计为共底贮箱,液氧甲烷属于低温推进剂,常压下液氧温度为92 K,甲烷温度为110 K,两者的温度接近;3)结构贮箱一体化设计,既能够适应上升段的轴向载荷,也要能适应返回段的法向载荷。

c) 健康检测及故障诊断方面:重复使用运载器故障预测与健康管理系统(Prognostics and Health Management, PHM)系统设计是实现运载器全寿命周期健康状态管理的一种革新方案,是故障检测、故障隔离、故障预测、健康评估及地面维修的综合技术,考

虑到当前 PHM 技术发展水平,难以单纯依靠机载设备实现大量状态数据的自动获取和故障模式的准确诊断,解决途径是采用“机载—地面”联合工作和协同管理的工作模式,地面部分 PHM 有效辅助机载部分 PHM,实现全面、准确和即时的健康管理活动。

d) 热防护系统方面:热防护系统设计是重复使用运载器设计的核心问题和目前的主要技术难题。从轨道及亚轨道无动力返回地面的航天运载器具有巨大的动能和势能,滑翔飞行过程的飞行速度达 5 km/s 量级,处于极其恶劣的飞行环境,总加热量相当巨大。解决途径主要有两个,即通过飞行器的气动设计减少气动加热,以及通过隔热结构设计吸收并消耗加热量。与热防护密切相关的重复使用技术挑战还包括在满足质量、容积及尺寸等总体约束条件下,进行气动布局设计。首先,随着弹道系数的增加,飞行器最大热流和总加热量均随之增加,而最大过载、再入航程、再入飞行时间变化不大。随升阻比增加,最大热流和最大过载减小,而总加热量、再入航程及再入飞行时间增加。因此运载器设计时需增大升阻比,并同时增大阻力,这显然是矛盾的。其次,为提高升阻比,高超再入飞行器的气动布局变得更加扁平,不仅使容积利用率降低,而且还进一步引起俯仰方向和横侧方向的稳定和操作差异,特别是运载器返回途中大部分时间以大攻角飞行,为获得足够的横向稳定配平能力和机动飞行距离,需要对控制方案,尤其是横侧向控制方案进行更加精细的设计,质心运动与反作用控制系统(Reaction Control Systems, RCS)及气动舵面的复合控制方案有益于解决这一问题。再次,质量约束对于运载器而言比容积等约束更重要,质量减小可减小弹道系数,提高减速能力并降低热流,为进一步减少热防护负担和质量打下有益基础^[2]。

3 后续重点研究内容

重复使用运载器集航天器和航空器的特点于一身,与一次性运载火箭相比,面临着诸多重大关键技术难题,能否攻克这些技术难题关系到研制工作的成败。基于液氧甲烷的重复使用运载器在重复使用总体设计与评估技术,上升在轨再入返回着陆一体化制导、导航与控制技术,大尺寸轻质结构与制造技术、重复使用液氧甲烷发动机技术,健康管理预测与重复使用运行维护技术,重复使用热防护技术等方面还需进一步开展工作。

3.1 重复使用总体设计与评估技术

升力式液氧甲烷重复使用运载器总体方案和关键技术具有前瞻性,其系统集成性强,诸多关键技术尚需验证。长期以来,各航天大国积极开展重复使用运载器相关技术和项目的研究,积累了一定的技术基础,但距体系化、成熟化、实用化的工程应用仍有较大差距,后续还需在重复使用设计准则、先进的总体设计、健康管理技术等方面深入研究。

升力式液氧甲烷重复使用运载器 50 次重复使用的要求,对结构、热防护、动力等系统提出了多次重复使用及每次飞行前评估的需求,一架样机一次飞行后,对样机是否具备再次飞行能力的评估,目前仍缺乏手段与方法,需采用健康管理技术对机体结构、热防护、动力等系统进行在线长时间工作健康状态的预测和管理,评估各系统的疲劳及冲击损伤,解决机体冷热结构的长期安全重复使用问题;须通过机内自测试(Built In Test, BIT)、跨系统综合推理,实现精确的在线故障检测与隔离,在飞行器功能降级情况下进行状态管理,保证任务成功须通过关键部件故障预测和全机寿命管理实现视情维护,保证重复使用飞行安全、成功^[4-5]。

3.2 上升再入返回着陆一体化制导、导航与控制技术

升力式液氧甲烷重复使用运载器总体设计过程中,需要对制导、导航和控制系统进行一体化设计,充分考虑上升段的特殊性和制导控制精度的可行性,结合再入的特殊需求和指标约束,综合考虑着陆指标和落区散布要求,充分细化各个飞行阶段的设计潜能,得到合理的离轨条件、再入和着陆飞行性能。通过高动态高精度组合导航、导航设计精度指标分配、飞行轨迹规划与航程能力预测、快速落区预测与在线制导、可重构控制等技术的攻关,奠定全程一体化的制导、导航和控制系统设计方法和应用基础,并通过地面半实物仿真试验和六自由度试验进行充分验证,从而加速推动相关技术的工程应用。其主要技术难点在于面对称体垂直发射飞行控制技术、大攻角再入 RCS 气动舵面复合控制技术、快速自动重构的多余度飞行控制技术等。

3.3 大尺寸轻质结构与制造技术

升力式液氧甲烷重复使用运载器箭体结构尺寸大、构型复杂,同时为了追求低结构系数,需要采用大尺寸复合材料承力结构。重复使用运载器对复合材料使用率、尺寸精度及加工损伤控制提出了新要求,在大尺寸复合材料性能的稳定性和变形控制、装配精

度等方面亟须开展系统研究。

为满足飞行器对结构系统轻质化的要求,进行轻量化复合材料主承力结构设计关键技术攻关,重点开展复合材料性能研究、大型复杂曲面复合材料结构CAD/CAE/CAM设计制造一体化技术研究、变刚度复合材料层合板的设计制造、大型复合材料和金属构件高精度总装总测及评价等,突破大尺寸轻质结构在设计、工艺、制造、装配、测量等方面的技术。其主要技术难点在于隔热/承力一体化轻质结构实现、重复使用结构与隔热系统匹配技术、高效高精度舵面机构设计技术、复杂布局与极小空间下的系统装配技术、低温贮箱传力/隔热一体化设计技术。

3.4 重复使用液氧甲烷发动机技术

升力式液氧甲烷重复使用运载器采用液氧甲烷火箭发动机,为实现重复使用,发动机系统的重复使用是关键。火箭发动机研制难度大、技术风险高、集成度高、结构复杂,研制成本在整个飞行器中占有较大比例。基于发动机重复使用技术,一次任务完成后通过维修或更换部分零部件,即可满足下次飞行任务的可靠性要求,是有效降低发射任务成本的最佳途径。

重复使用液氧甲烷火箭发动机的研制重点在于提高发动机的性能、降低研制成本,在发动机可靠性、长寿命、多工况、多次使用维护、故障诊断等方面开展重点研究。相关技术攻关主要包括:发动机二次启动、发动机大范围推力调节、二次启动间隔期发动机处理、发动机总体优化及轻质化、发动机重复使用维护、状态监测。其主要技术难点在于高可靠长寿命高效涡轮泵技术,高可靠长寿命热力组件技术,发动机二次启动技术,发动机重复使用能力验证技术,发动机状态检测、评估及使用维护技术^[6]。

3.5 健康管理预测与重复使用运行维护技术

升力式液氧甲烷重复使用运载器对运行维护和操作提出了很高要求,需要把安全性、可靠性、费用效益与故障管理、维修保障支持等结合在一起,针对飞行器重要部件、各分系统进行全面的维护和状态监测,如图2所示。面向工作流程,运行维护和操作系统的主要功能分为着陆后评估与维修、修理后再评估与返修两个阶段。着陆后评估与维修用于飞行器着陆后对产品进行健康评估,并按照健康评估的结论与产品的修理级别,提出产品更换或修理建议。修理后再评估与返修用于产品维修后对维修后产品的健康状态进行再评估,判断其是否满足再次飞行的要求,如不满足则提出产品返修建议。

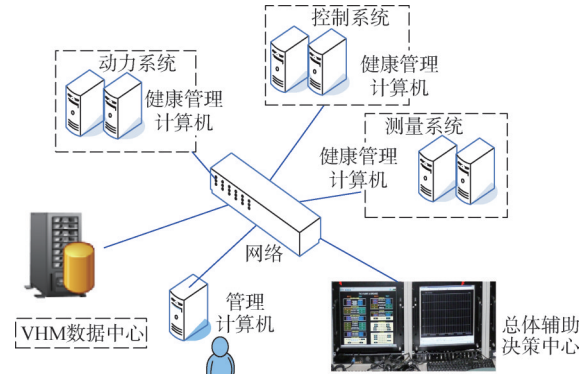


图2 重复使用运载器维护维修

Fig.2 Reusable carrier maintenance and repair

针对重复使用运载器的飞行环境和任务需求,综合考虑运载器健康管理系统的的需求,分析常用故障诊断和健康管理技术,建立总体、动力、航电、结构的故障模型,完成地面故障仿真注入,重点开展飞行器测试发射阶段的故障诊断、飞行过程中的健康监测、返回后的评估与维修三大部分技术攻关,由此为天地往返飞行器重复使用提供关键保障。其主要技术难点在于故障诊断和健康管理技术、寿命周期自主保障技术、重复使用天地往返飞行器寿命评估技术。

3.6 重复使用热防护技术

升力式液氧甲烷重复使用运载器飞行马赫数高,恶劣的气动加热使飞行器表面温度急剧增高,为保证原始气动外形和再入返回阶段精确控制,热防护系统必须实现高温不烧蚀,同时,为有效隔绝热量,使内部分系统处于正常工作环境中,热防护系统必须实现高效隔热。因此,升力式液氧甲烷重复使用运载器对热防护材料性能提出了长时间、超高温、非烧蚀、轻质、高效隔热、多功能一体化、可重复使用等前所未有的严苛要求。

基于机身大面积迎风面、机头锥、翼前缘等部位热结构方案,以热防护与热结构设计所获得热结构部件强度、刚度、温度、质量、加工精度等条件作为制备技术指标要求,围绕可重复使用防隔热材料设计方案与成型工艺方法,建立合理的复合工艺流程,制备出质量均匀能够满足高温长时非烧蚀隔热材料、高效隔热材料、动静热密封材料与隔热/承载一体化热结构复合材料,进行常温/高温力学、热物理性能综合评价与分析,建立部件工艺结构—性能的相关性,并开展大面积抗氧化涂层的制备与优化、精密加工研究。系统开展数量众多、要求各异的全机热防护系统

(下转第23页)

- 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2014.
ZHOU Xuancheng. Simulations for the water-exit process of underwater vehicles and analyses on the characteristics of loads[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2014.
- [5] 权晓波, 孔德才, 李岩. 波浪模拟及其对水下航行体出水过程的影响[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2011, 43(3): 140-144.
QUAN Xiaobo, KONG Decai, LI Yan. Wave simulation and its effects on the exceeding water process of the underwater vehicle[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2011, 43(3): 140-144.
- [6] 王亚东, 袁绪龙, 张宇文, 等. 波浪对导弹垂直发射水弹道影响研究[J]. 兵工学报, 2012, 33(5): 630-635.
WANG Yadong, YUAN Xulong, ZHANG Yuwen, et al. Research on the effect of wave to vertical launch missile water trajectory[J]. Acta Armamentarii, 2012, 33(5): 630-635.
- [7] 王大海, 刘可, 李智生. 水下航行体在非规则波中出水运动数值仿真研究[J]. 舰船电子工程, 2018, 38(7): 76-79.
WANG Zhihai, LIU Ke, LI Zhisheng. Research on the gesture of underwater vehicle exiting from irregular wave by numerical simulation method[J]. Ship Electronic Engineering, 2018, 38(7): 76-79.
- [8] MENTER F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications[J]. AIAA Journal, 1994, 32(8): 1598-1605.
- [9] HIRT C W, NICHOLS B D. Volume of fluid (VOF) method for the dynamics of free boundaries[J]. Journal of Computational Physics. 1981(39): 201-225.
- [10] LONGUET-HIGGINS M S, CARTWRIGHT D E, SMITH N D. Ocean wave spectra[M]. Upper Saddle River: Prentice Hall, 1963.
- [11] PIERSON W J, MOSKOWITZ L. A proposed spectral form for fully developed wind seas based on the similarity theory of S. A. Kitaigorodskii[D]. New York: New York University, 1963.
- [12] 徐曦煜, 王振占, 叶沛, 等. GPS浮标数据反演海浪谱的理论仿真与试验验证[J]. 海洋学报, 2014, 36(7): 34-44.
XU Xiyu, WANG Zhenzhan, YE Pei, et al. Theoretic simulation and campaign validation of ocean wave spectrum retrieval from GPS buoy measurements[J]. Acta Oceanologica Sinica, 2014, 36(7): 34-44.

作者简介

- 王凡瑜 (1996—), 男, 硕士研究生, 主要研究方向为跨介质航行体出水水动力学。
权晓波 (1976—), 男, 博士, 研究员, 主要研究方向为飞行器总体设计。
魏海鹏 (1982—), 男, 研究员, 主要研究方向为飞行器总体设计。
孔德才 (1983—), 男, 研究员, 主要研究方向为跨介质多相流体动力学。

(上接第9页)

装配工艺技术研究, 确定热防护与热结构装配工艺流程与参数, 确保装配精度、装配公差满足总体设计要求。其主要技术难点在于重复使用防隔热材料制备, 高温动/静密封与连接结构实现, 重复使用防热系统装配、检测与快速修补技术。

4 结束语

基于液氧甲烷发动机的重复使用运载器代表了重复使用运载器的发展方向, 更易实现低成本。以面对称翼身组合体升力式构型为代表的垂直起飞水平降落构型方案以其大空域、宽速域飞行能力技术优势, 成为该领域研究的重要方向。其总体设计中面临的最大难题在于重复使用动力系统、耐高温轻质结构、健康监测及故障诊断、热防护系统等, 国内外围绕这些难题已开展多年关键技术攻关, 取得大量研究成果。为实现重复使用运载器“廉价、快速、机动、可靠”的目标, 后续可持续开展液氧甲烷发动机的重复使用运载器总体关键技术攻关, 加快关键技术飞行验证, 为早日具备工程研制条件奠定基础。

参考文献

- [1] 杨开. 国外液氧甲烷发动机的最新进展[J]. 中国航天, 2017(10): 14-19.
YANG Kai. The latest development of liquid oxygen methane engine abroad[J]. China Aerospace, 2017(10): 14-19.
- [2] 唐伟. 重复使用运载器回顾与展望[C]. 杭州: 空气动力学与气动热

力学会议, 2006.

- TANG Wei. Review and prospect of reusable launch vehicles[C]. Hangzhou: the Conference on Aerodynamics and Aero Thermodynamics, 2006.
- [3] 刘佳玺. 可重复使用航天运载器及其关键技术[J]. 国际航空航天科学, 2019, 7(2): 33-44.
LIU Jiaxi. Reusable space vehicles and their key technologies[J]. International Journal of Aeronautics and Astronautics, 2019, 7(2): 33-44.
- [4] 孙宏明. 液氧甲烷发动机评述[J]. 火箭推进, 2006, 32(2): 23-31.
SUN Hongming. Review of liquid oxygen methane engine[J]. Rocket Propulsion, 2006, 32(2): 23-31.
- [5] 龙乐豪. 重复使用航天运输系统发展与展望[J]. 科技导报, 2018, 36(10): 84-92.
LONG Lehao. Development and prospect of reusable space transportation system[J]. Science and Technology Guide, 2018, 36(10): 84-92.
- [6] 郑大勇. 液氧甲烷发动机重复使用关键技术发展研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2018(2): 31-35.
ZHENG Dayong. Research an the development of key technologies of liquid oxygen methane engine reuse[J]. Missiles and Space Vehicles, 2018(2): 31-35.

作者简介

- 郑平军 (1983—), 男, 高级工程师, 主要研究方向为飞行器总体设计。
赵胜 (1988—), 男, 博士, 工程师, 主要研究方向为动力系统设计。
王飞 (1973—), 男, 博士, 研究员, 主要研究方向为飞行器总体设计。
蔡巧言 (1968—), 女, 博士, 研究员, 主要研究方向为飞行器总体设计。