

重复使用液氧甲烷发动机研制进展 及关键科学与技术问题

郑大勇

(北京航天动力研究所, 北京 100076)

摘要: 针对未来航天运输对高性能可重复使用发动机的迫切需求, 系统综述了液氧甲烷发动机的研制进展。通过文献调研与对比分析, 梳理了国内外在先进材料、3D 打印/轻质化设计、深度变推力控制、健康监测等关键技术领域的研究现状。基于技术现状分析, 提炼出制约发动机性能与可靠性的深层科学技术问题, 包括超临界传热恶化、多参数强非线性耦合动力学、热声振荡激发与主动控制、热-力-化学多场耦合失效机理、小样本数据下的可靠寿命评估等。研究表明, 国内在系统集成优化、先进全流量分级燃烧技术应用、长寿命验证等方面仍存在差距, 未来需推动设计理念从传统的保守安全裕度向精确轻量化与高性能转变, 并建立覆盖全寿命周期的验证体系, 旨在为后续可重复使用液氧甲烷发动机的工程研制提供参考。

关键词: 液氧甲烷发动机; 可重复使用; 全流量分级燃烧循环; 健康监测; 小样本寿命评估

中图分类号: V434

文献标志码: A

文章编号: 2096-4080 (2026) 03-0075-12

DOI: 10.20210/j.issn.2096-4080.2026.03.009

Development Progress and Key Scientific and Technological Issues of Reusable Liquid Oxygen/Methane Rocket Engines

ZHENG Dayong

(Beijing Institute of Aerospace Propulsion, Beijing 100076, China)

Abstract: In response to the urgent demand for high-performance reusable rocket engines in future space transportation, this paper systematically reviews the development progress of liquid oxygen (LOX)/methane rocket engines. Through literature investigation and comparative analysis, the current research status of key technologies—including advanced materials, additive manufacturing and lightweight design, deep thrust throttling control, and health monitoring—is summarized both domestically and internationally. Based on an analysis of the current technological landscape, the fundamental scientific and technical challenges constraining engine performance and reliability are identified. These core issues include supercritical heat transfer deterioration, multi-parameter strongly nonlinear coupled dynamics, excitation and active control of thermo-acoustic oscillations, thermal-mechanical-chemical multi-field coupling failure mechanisms, and reliable

收稿日期: 2026-01-19; 修订日期: 2026-04-30

基金项目: 国家自然科学基金 (U2142532); 航天液体动力全国重点实验室基金 (HTKJ2024KL011001)

作者简介: 郑大勇 (1978—), 男, 博士, 研究员, 主要研究方向为液体火箭发动机总体设计

life assessment under small-sample data conditions. The study reveals that there remains a gap in domestic system integration optimization, advanced full flow staged combustion, and long-life validation. Future efforts should shift the design philosophy from the traditional conservative safety margin to precision light-weighting and high performance, and establish a full life-cycle validation system. This investigation aims to provide a reference for the future engineering development of reusable LOX/methane rocket engines.

Key words: Liquid oxygen/methane rocket engine; Reusability; Full-flow staged combustion cycle; Health monitoring; Small-sample life assessment

0 引言

液氧甲烷推进剂正逐步成为新一代可重复使用运载火箭的主流推进剂。甲烷作为天然气主要组分,来源广泛、成本低廉;分子仅含单个碳原子,燃烧洁净、积碳量极低,发动机无需深度拆解便可实现快速复用。甲烷结焦温度较高,可为再生冷却预留充足热安全裕度。液氧与甲烷沸点相近,能够大幅简化贮箱绝热结构设计,还可采用共底结构减小结构质量。长远来看,依托萨巴蒂尔反应,可利用火星大气二氧化碳与当地水资源原位制备甲烷和液氧,是火星探测与星际移民的重要保障。从可重复使用航天系统的整体角度分析,动力装置复用能力是实现低成本航班化运营的关键制约因素^[1],液氧甲烷推进剂具备的各项优势,可为突破该技术瓶颈提供可行解决思路。

重复使用技术的经济价值已得到工程实践验证。SpaceX 的猎鹰 9 号助推器最高完成 34 次复用任务,液氧甲烷发动机进一步提升运载装备经济性。SpaceX 的猛禽发动机采用全流量补燃循环,支撑星舰飞行器实现全箭复用;蓝色起源 BE-4 发动机采用富氧补燃循环,已配套新格伦火箭完成首飞与一级回收。欧洲普罗米修斯发动机以百万欧元级低成本为研发目标,大范围应用 3D 打印制造技术。国内蓝箭航天天鹊-12/A/B 系列发动机已逐步投入工程应用并开展复用考核,200 t 级全流量补燃循环发动机正处于技术攻关阶段^[2-3]。

虽然国内外多款可重复使用运载火箭已完成飞行验证,液氧甲烷发动机也经受住相应飞行工况考核,但面向航班化运营要求,在高频次复用、快速检测维护、长寿命稳定运行等方面仍存

在突出技术难题^[4-5];大推力液氧甲烷发动机在系统集成、深度变推力调节、多次点火可靠性、高热流冷却防护、寿命评估及智能健康管控等领域也存在明显技术短板^[2-3]。同时,面向复用工况的健康监测与故障诊断体系尚不健全,需借鉴航空发动机健康管理成熟理论方法开展优化研究^[6-7]。

本文系统梳理国内外研制现状,深入剖析阻碍液氧甲烷发动机复用与航天航班化应用的关键技术问题,可为国内相关技术研发提供参考依据。

1 液氧甲烷发动机研制进展

当前的液氧甲烷发动机研制已形成由 SpaceX、蓝色起源领衔,国内商业航天力量紧随其后的竞争格局。技术方案正由传统的燃气发生器循环向更高效、更复杂的补燃循环升级。液氧甲烷发动机的技术竞争力集中体现于推力水平、比冲性能、燃烧室压力、循环方式及可重复使用能力等核心参数。国际主流与国内代表性产品的公开技术指标见表 1。

从技术格局来看,国际领域呈现多条技术路线并行发展态势:SpaceX 依托猛禽发动机率先实现全流量补燃循环工程应用;蓝色起源 BE-4 发动机采用风险更低的富氧补燃循环方案;欧洲普罗米修斯发动机侧重低成本研发与技术快速迭代。国内遵循由简入繁、梯次突破的研发思路,先完成 80 t 级燃气发生器循环发动机工程研制,同步开展 150~200 t 级全流量补燃循环技术预研。现阶段虽已依托燃气发生器循环发动机实现入轨应用,但面向高频复用场景,系统集成能力与长寿命考核水平仍存在不足,相关指标对比详见表 2。

表 1 主流液氧甲烷发动机性能综合对比表						
Tab.1 Comprehensive performance comparison table of mainstream liquid oxygen/methane engines						
发动机	研制机构	循环方式	海平面推力/ tf	海平面比冲 /s	燃烧室压力/ MPa	状态
猛禽 I	SpaceX	FFSC	185	~330	~25	退役/验证
猛禽 II	SpaceX	FFSC	230	~331	~30	已量产
猛禽 III	SpaceX	FFSC	280	~332	35	工程应用（星舰）
BE-4	Blue Origin	ORSC	~245	310-312	13.4	飞行验证
普罗米修斯	空客赛峰/法国国家航天研究中心	GG	100	—	~10	原型机测试
天鹊-12	蓝箭航天	GG	67	~290	~10	已入轨
天鹊-12A	蓝箭航天	GG	84.6	~293	—	工程研制/飞行验证
80 t级液氧甲烷	国内	GG	80 t级	~293	~12	工程研制/飞行验证
140 t级液氧甲烷	国内	GG	140 t级	—	—	工程研制
200 t级液氧甲烷	国内	FFSC	200 t级	327（设计指标）	25（设计指标）	工程研制

注：FFSC为全流量分级燃烧，ORSC为富氧分级燃烧，GG为燃气发生器循环。

表 2 国内与 SpaceX 甲烷发动机对比		
Tab.2 Civil and SpaceX methane engines comparition		
维度	SpaceX	国内
循环方式	FFSC工程应用	GG循环为主，FFSC预研
单机推力	海平面280 t（猛禽Ⅲ）	80 t级、140 t级工程应用验证，200 t级研制中
重复使用性	测试较充分，目标实现航班化	尚在验证测试
智能制造	部件3D打印，数字孪生	试点应用
产业链	专用材料（GRCop-84）、传感器自主可控	部分材料及高端传感器正加速研发

2 可重复使用关键技术研究进展

2.1 先进材料、制造与轻质化设计技术

可重复使用液氧甲烷发动机若要兼顾高性能、长寿命与低成本，高度依托先进材料、3D打印及轻质化一体化设计的深度融合。

SpaceX 猛禽 3 发动机完成燃烧室、喷注器、

涡轮泵壳体一体化成型制造^[3]；欧洲普罗米修斯发动机也大规模采用选区激光熔化技术，制造周期缩短 70%。国内蓝箭航天 TQ-12 发动机喷注器虽已实现百微米级精细冷却通道 3D 打印应用^[8]，但在 GRCop-84 等高纯铜合金粉末国产化、双金属复合成型、大尺寸构件残余应力调控等方面，依旧与国际先进水平存在差距。

先进材料是支撑上述制造工艺的物质基础。以 NASA 为代表,其开发的 GRCop-84 铜合金(导热系数 $>300\text{ W/(m}\cdot\text{K)}$, $800\text{ }^{\circ}\text{C}$ 保持高强度)及升级 GRCop-42,通过与镍基合金原位结合形成双金属构件,实现了“内高导热、外高强度”^[9]; GRX-810 氧化物弥散强化合金在 $1\ 093\text{ }^{\circ}\text{C}$ 下的抗蠕变性比传统 Haynes 230 提升 500 倍以上,为涡轮部件带来革命性的寿命提升^[10],如图 1 所示。这些材料已成为国外实现发动机高性能与长寿命的关键支撑。

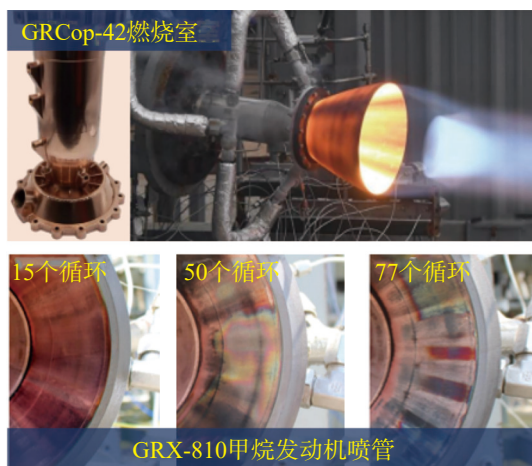


图 1 NASA 新材料的应用^[11]

Fig. 1 Applications of novel NASA materials^[11]

如图 2 所示,在轻质化与一体化设计方面,猛禽Ⅲ发动机通过全域优化流道布局、删减冗余隔热结构、规模化应用 3D 打印工艺,推力提升 51%,干重降幅达 26.7%,推重比达到国际领先水平^[12]。其技术举措包含燃烧室与喷管一体化

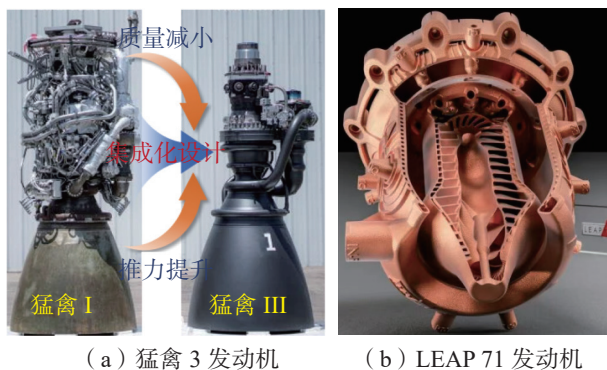


图 2 轻质化发动机设计典范

Fig. 2 Paradigm of lightweight engine design

成型、非高温区域采用高强不锈钢替换镍基合金及拓扑优化结构减重。另一类前沿设计思路为 LEAP 71 公司的 Noyron 计算模型,可自动生成共形冷却流道,实现设计、材料与制造全流程一体化协同^[13]。

未来需确立以结构效率为优先的设计准则,深度融合拓扑优化、生成式设计、一体化 3D 打印等先进技术,搭建涵盖设计、制造、测试、回收的全寿命周期验证体系,推动推重比与可靠性水平跨越式提升。

2.2 高效燃烧与稳定性控制技术

燃烧稳定性是发动机安全运行的核心保障,也是实现高效燃烧、获取高比冲性能的先决条件。液氧甲烷燃烧过程包含液滴破碎、蒸发、掺混、点火等多物理场强耦合行为,极易诱发高频燃烧振荡。相关研究表明,液氧液滴蒸发动力学特性是界定燃烧稳定边界的关键物理机制^[14]。BE-4 发动机研制阶段曾出现声学共振与压力脉动问题,经预燃室-涡轮泵结构迭代优化后得以有效抑制^[15]。

喷注器是抑制燃烧不稳定现象的核心部件。针栓式喷注器在宽推力工况下具备天然稳定优势^[16-17]。被动减振方面,亥姆霍兹谐振腔可有效削减振荡幅值^[18];主动调控方面,声学调制技术对自激燃烧振荡的抑制率可达 95% 以上^[19]。

现阶段数值仿真普遍采用大涡模拟 (LES) 耦合火焰面模型,用以表征湍流与化学反应间的耦合作用^[20-23],但全尺度高频振荡精准预估及主动抑振技术仍缺少工程实测佐证。亟须构建“高保真 CFD 仿真—缩比热试车—全整机考核”递进式研究体系,同步攻克燃烧稳定性精准预测与主动抑制两大技术难题。

2.3 多次起动与可靠点火技术

多次可靠点火是发动机实现重复使用的重要基础。液氧甲烷推进剂在特定温压环境下具备自燃特性,为精简点火系统结构提供物理条件^[24]。猛禽发动机起动过程中,富燃、富氧预燃室火炬点火装置引燃推进剂,生成高温高压燃气驱动燃料与氧化剂涡轮泵;预燃室燃气随后汇入主燃烧室,与喷射推进剂掺混燃烧,完成主燃烧室点火

起动。该结构省去主燃烧室独立点火装置,减少运维工作量^[25],适配快速周转与高频复用工况。

点火过程对推进剂混合比、喷射压力及初始温度区间约束严苛^[24]。国内科研团队依托数值仿真与缩比试验,初步证实大流量液氧甲烷推进剂可在富燃、富氧预燃室内可靠点火^[12,26];但全尺寸发动机在贮箱低温压力波动、多次热循环后的点火一致性,仍需大量地面试车数据支撑验证^[27]。该项技术的成熟度直接决定发动机复用次数极限与运维成本水平。

后续需搭建囊括地面、高空、冷态、热态全工况的试验验证体系,划定推进剂温度区间、混合配比、喷射压降的安全工作边界,为发动机复用能力上限评定提供依据。

2.4 深度变推力与精准控制技术

可重复使用火箭垂直回收过程中,需在再入减速、姿态调整及着陆阶段实现大范围深度变推力。液氧甲烷推进剂体系内,甲烷临界压力偏低,在燃烧室工作压力下易进入超临界状态,为宽流量工况下稳定燃烧提供了有利条件^[21]。国内80 t级液氧甲烷发动机采用电控无级调节阀,实现30%~100%推力连续调节,相较于传统方案有效降低了系统复杂度;200 t级全流量补燃循环发动机依靠主氧阀、主燃阀、预燃室氧阀、预燃室燃阀四路调节元件协同控制,实现推力与混合比解耦调节^[28]。单路主阀调节方式易在低推力工况下诱发燃烧振荡,而多路协同控制可通过微调预燃室流量进行补偿,显著降低燃烧室压力脉动幅值,同时提升混合比控制精度。

后续仍需进一步完善多变量强非线性系统解耦控制理论,建立“仿真—半物理试验—全尺寸整机试验”递进式验证体系,进一步拓宽推力调节区间、提升控制精度。

2.5 发动机敏捷复用技术

快速维护能力是决定火箭重复使用经济性的核心因素。SpaceX 猛禽发动机通过优化冷却系统与内置式结构设计,在减重的同时提升复用性能,便于地面开展快速检测^[29]。为实现高效运维,猛禽Ⅲ采用高度一体化设计,取消外部管路与隔热罩,实现发动机高度集成,兼顾性能、可

靠性与成本优化。

可重复使用火箭发动机需在数小时内完成检测、推进剂加注及复飞准备工作。无损检测领域,集成应用超声检测、数字图像测量、羽流光谱、快响应动态传感等技术,是提升检测效率与可靠性的重要发展方向^[30]。以涡轮泵为例,强化振动状态监测并对碰摩故障信号及时预警,可规避重大安全事故,为发动机视情维护与故障快速排查提供重要支撑^[31]。

目前亟须搭建“检测—评估—维护”一体化技术体系,制定发动机复用状态分级评价标准与视情维护决策模型,缩短重复使用周转周期。

2.6 健康监测与智能诊断技术

健康监测是保障发动机重复使用安全的关键防线。国外主流液氧甲烷发动机已普遍搭载光学燃烧分析系统,结合高速摄像与光谱分析实时获取燃烧室火焰形态及温度场分布,再融合涡轮泵振动、轴承温度等多类传感器数据,建立多维度健康指标体系^[7,32],可对喷注器、冷却通道、涡轮泵等关键部件开展异常监测,并支撑发动机状态快速评估与重复使用判定^[33-34]。

方法方面,北京空间飞行器总体设计部提出基于健康监测的飞行器可重复使用技术方案:采集在轨振动频谱、热流密度、压力波动等数据,与地面基准数据库开展多参数关联分析,依据偏差阈值识别并定位故障,完成问题归零与部件更换,最终通过专项测试确认复飞条件。该流程可大幅缩短复用准备周期^[35]。算法方面,Zhong等^[33]构建的动态稀疏向量自回归移动平均模型,能够在强噪声环境下实时识别传感器异常,其早期预警能力已通过试车数据验证。

北京航天动力研究所正开展液氧甲烷发动机故障诊断相关研究,如图3所示。一方面研制基于参数包络红线的故障诊断装置;另一方面攻关人工智能驱动的发动机故障特征提取技术,以此优化整机健康管理流程。

未来需攻克强噪声背景下早期微弱故障特征提取技术,研发物理-数据融合的可解释性诊断模型,实现发动机健康状态的实时预测与主动安全防护。

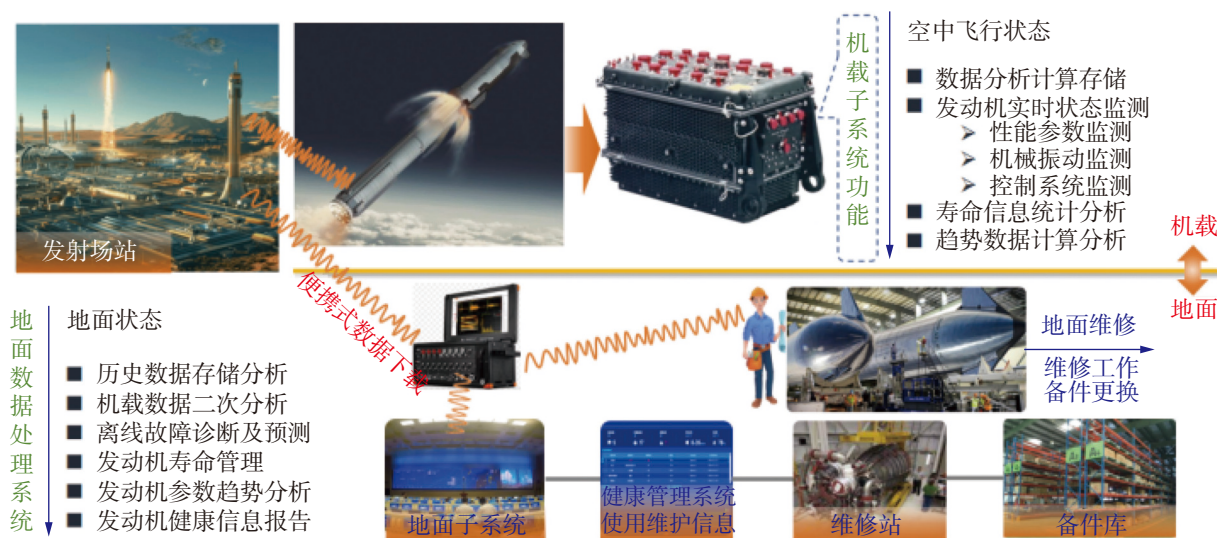


图3 液体甲烷发动机故障诊断与监测/检测系统

Fig. 3 Fault diagnosis and health monitoring system for liquid rocket engines

2.7 全寿命周期载荷预测与识别技术

可重复使用发动机在多次服役任务中将承受复杂载荷，涵盖起飞段振动冲击、上升段压力脉动、再入段气动加热与轴向过载、着陆段落地冲击等。精准预测并识别各类载荷，是开展剩余寿命评估与视情维护的前置基础。现阶段主流技术路径如下：

1) 基于多物理场仿真的载荷预测：耦合CFD、结构动力学、热分析方法，计算典型任务剖面下的载荷边界条件^[36]。

2) 基于遥测数据的载荷反演：依托应变、加速度、温度等有限测点数据，结合卡尔曼滤波、神经网络等算法重构全域载荷场^[37]。国内徐振亮等^[38]提出基于遥测应变的疲劳载荷特征识别方法，有效改善了载荷反演过程中的病态性问题。

3) 载荷谱不确定性量化：综合考虑发动机个体差异与任务剖面波动特性，建立载荷概率分布模型^[39-40]。目前国内该领域研究仍处于起步阶段，亟须搭建面向重复使用工况的载荷谱数据库，优化载荷反演算法，量化个体偏差与任务扰动对寿命评估结果的影响。

3 科学与技术难题

3.1 超临界甲烷流动与传热恶化的预示方法

当发动机工作压力分别超过甲烷（4.59 MPa）

与液氧（5.04 MPa）的临界压力时，推进剂将进入超临界状态。该状态下流体密度、比热容、黏度、导热系数等物性参数会在准临界线附近呈现强非线性变化，且定压比热容趋近于峰值，给燃烧室热流计算及再生冷却系统稳定性预判带来极大挑战^[20,41]。现阶段核心科学问题为：暂时无法精准预测再生冷却通道内超临界甲烷的传热恶化规律。具体技术难题主要包括以下3点。

1) 传热恶化临界条件与热-流耦合振荡机理尚不明确。在超高壁面热流环境下，近壁区流体温度突破准临界温度后会发​​生密度骤降，并形成低导热隔离层，造成换热系数断崖式衰减。目前尚未明确传热恶化的临界热流条件，及其与通道结构、介质流量之间的定量关联规律。此外，Chen等^[42]研究证实，壁面热流与流体温度间存在耦合振荡现象，该动态失稳特性会进一步加剧传热恶化；但现有数值模型多为稳态/准稳态模型，缺乏能够捕捉热-流耦合振荡的非平衡动力学模型。

2) 复杂几何通道的超临界传热实验数据严重匮乏。Pizzarelli等^[43]的综述指出，当前实验数据多集中于圆管和矩形通道，实际推力室中带肋片、粗糙壁面等复杂几何的传热特性数据严重缺失，导致高精度传热关联式无法建立。

3) 重复复用工况下“积碳记忆效应”的内

在机制尚不明确。甲烷虽具备良好的抗积碳性能,但在高温($>1\ 000\text{ K}$)环境及镍、铁、铜等催化活性金属作用下,仍会裂解产生积碳^[44-45]。多次飞行残留的微量碳烟可在下次点火阶段作为催化核心,加速积碳层生长^[46]。现阶段该效应的物化机理、临界触发条件及抑制手段仍处于研究空白阶段。

后续重点攻关方向:建立兼顾热-流耦合振荡特性的非平衡传热模型;开展复杂几何通道下的超临界传热实验;揭示积碳记忆效应微观机理,为精准预测发动机多次复用后的冷却性能衰减提供分析工具。

3.2 全流量补燃循环多参数强非线性耦合动力学分析方法

全流量补燃循环发动机内部,预燃室压力、涡轮效率、主燃烧室压力等参数存在强非线性耦合关系,起动及变工况阶段的动力学行为极其复杂^[28]。其核心科学问题为:多参数强非线性耦合系统的瞬态动力学建模与协同控制理论尚不完善,具体难点可归纳为以下3方面。

1) 低温介质充填过程的相变传热不确定性。发动机起动阶段,低温液态甲烷充填推力室冷却套,伴随复杂的流动沸腾与相变行为,工作机理与煤油类常温推进剂存在显著差异^[47];现有数值模型难以精准预估复杂通道内低温介质的换热量与蒸发量^[48],致使起动时序设计需依托大量实验迭代。

2) 深度变推力工况下的多变量解耦控制难题。变推力工况中,FFSC发动机依靠主氧阀、主燃阀、预燃室氧阀、预燃室燃阀四路调节元件协同调控,实现推力与混合比的解耦控制^[49]。该控制系统具备多变量、强耦合、强非线性特征,传统试错法参数整定周期长、成本高,目前尚未形成解析化的稳定性判据与解耦控制律设计体系。

3) 全系统多物理场耦合仿真精度不足。国内虽已通过组件级热试验验证各部件参数匹配的可行性,但全系统耦合仿真精度仍有待提升。Yan等^[36]提出的系统级多场耦合算法,集成了主燃烧室燃烧流动、超临界传热及结构热响应计算模块,可有效捕捉各物理场瞬态交互特性,但该算

法暂未在FFSC完整循环系统中完成验证,且计算效率无法满足控制系统实时仿真的应用需求。

亟须突破的方向:建立低温甲烷充填相变传热的非平衡模型,发展FFSC发动机的非线性动力学建模与解耦控制理论,构建高效率的全系统多物理场实时仿真平台。

3.3 液氧甲烷燃烧热声振荡的激发与主动控制方法

热声振荡是高压液氧甲烷发动机研制过程中最为棘手的燃烧稳定性问题,其本质为燃烧释热与燃烧室声学模态形成正反馈耦合机制。其核心科学问题为:超临界环境下热声振荡的激发阈值及主动抑制机理尚不明确,具体技术难题包括3点。

1) 激发条件的定量阈值缺失。研究表明,多喷嘴燃烧室内约4 kHz的频率耦合是主导不稳定性的关键因素,且甲烷喷注温度存在阈值效应——当温度降至219 K以下时,系统从稳定转入高振幅自激振荡状态^[20]。

2) 声-热耦合动力学机制尚不清晰。NASA“墨菲斯计划”发动机热试车结果表明,喷注器压降与燃烧室声学模态耦合是诱发热声振荡的主要诱因,提升喷注压降能够有效抑制振荡现象^[21]。在超临界工况下,介质相变界面消失,液滴破碎、蒸发、掺混、点火等过程呈现多物理场强耦合特征,导致声-热能量传递路径难以解耦;较低速度比易造成燃料在燃烧室底部聚集,进而诱发周期性剧烈爆燃^[21,41]。现阶段该类现象的临界触发条件与演化规律仅停留在经验认知层面。

3) 主动抑制算法缺少工程化验证。现阶段研究普遍结合大涡模拟与火焰面生成流形模型,开展超临界液氧/甲烷扩散火焰瞬态仿真,并依托动态模态分解识别1 L纵向、1 T切向等声学模态,为喷注器结构优化与声学阻尼设计提供数据支撑^[20]。但依托实时传感技术的主动抑制算法(如机器学习控制策略)目前仅完成原理性验证,暂未验证其在全尺寸发动机宽工况运行场景下的运行可靠性。

亟须突破的方向:建立涵盖喷注参数-声学模态-燃烧释热的热声振荡激发阈值模型,发展超临界多物理场耦合的高保真降阶模型,研发并

验证基于机器学习的实时主动抑制算法。

3.4 热-力-化学多场耦合下的失效分析方法

可重复使用发动机需历经数十次乃至上百次飞行并始终保持结构完整性,其材料同时承受低周疲劳(LCF,由点火/关机剧烈温差与压力梯度诱发)、高周疲劳(HCF,由结构振动与声学噪声引发)、蠕变、高温氧化、积碳等多类损伤机制的耦合作用^[50-51]。该方向核心科学问题在于:多损伤耦合下的非线性累积机理尚不明确,尚未形成适配推力室材料的通用寿命预测理论。具体科学难题包括如下3点。

1) 低周-高周疲劳非线性耦合机制不明。低周疲劳主要造成燃烧室衬里塑性变形与龟裂损伤,高周疲劳则主导涡轮叶片、轴承等部件的失效演化^[50-51]。传统 Miner 线性损伤累积准则无法表征两类疲劳的相互促进效应,且暂无定量模型能够阐明低周损伤如何改变材料微观组织结构,进而加快高周疲劳裂纹萌生。

2) 推力室内壁在高温燃气、冷却内压和热循环下,同时发生氧化、疲劳和蠕变。Pineau 等^[52]指出氧化通过晶界脆化加速裂纹扩展, Karabela 等^[53]建立了氧扩散与裂纹扩展速率的定量关联。但上述工作集中于镍基高温合金,铜合金推力室内壁在热-力-化学耦合下的损伤演化方程仍属空白。Jin 等^[54]提出的解析寿命预测公式将低周疲劳、蠕变和氧化损伤统一纳入损伤累积框架,但未考虑高周疲劳及多机制的非线性交互。

3) 多损伤耦合的寿命预测模型缺失。现行工程方法仍以单损伤机制试验数据外推为主,缺乏能够同时计入 LCF-HCF 耦合、氧化动力学、蠕变损伤的物理准则。

亟须突破的方向:开展铜合金在模拟推力室温-压-氧环境下的多轴疲劳试验;建立氧化-疲劳-蠕变耦合的损伤演化方程;发展适用于可重复使用发动机的耐久可靠性与损伤容限设计理论。

3.5 面向复用的健康管理及故障诊断方法

健康监测与故障诊断是实现发动机视情维护与航班化运营的关键支撑。核心科学问题在于:面向短时、瞬态、高温工作特点,如何构建多源

异构数据融合的智能诊断模型,实现早期故障的精准识别与剩余寿命预测。具体科学与技术难题包括以下3点。

1) 多源异构数据的融合诊断理论缺失。振动、热流、光谱、金属屑末等传感器数据具有不同的物理意义、采样频率和噪声特性。在信号级与特征级的有效融合及可解释性故障诊断模型的构建方面,尚缺乏统一的理论框架。

2) 强噪声背景下早期微弱故障特征提取困难。轴承微动磨损、喷注器轻微堵塞等早期故障信号幅值微弱,常湮没于背景噪声中。现有降噪与特征提取方法在极低信噪比条件下失效,亟须发展适用于火箭发动机短时瞬态过程的非线性动力学特征提取理论。

3) 数字孪生驱动的全寿命周期管理基础理论不完善。数字孪生技术在发动机健康管理方面面临高精度实时仿真、多物理场数据同化、模型降阶等基础理论挑战^[31]。如何建立能够实时反映发动机退化状态的数字孪生体,并与物理实体进行数据交互,仍缺乏成熟的方法论。

亟须突破的方向:发展多源异构数据融合的可解释诊断模型;提出适用于极低信噪比的微弱故障特征提取算法;攻克数字孪生实时仿真与数据同化关键技术。

3.6 小样本数据下的可靠寿命评估方法

可重复使用发动机在全寿命周期内能够获得的失效数据极为有限(小子样),传统基于大数定律的统计方法置信区间过宽,难以满足工程决策需求^[31, 55-56]。核心科学问题在于:在小样本条件下,如何融合物理模型与数据驱动方法,建立高置信度的可靠寿命评估理论。具体科学与技术难题包括以下3点。

1) 物理模型参数校准的不确定性放大问题。基于黏塑性应变能或韧性损伤的寿命预测框架^[57],虽具有明确物理意义,但其参数校准依赖大量试验数据。在小样本条件下,参数估计的不确定性被显著放大,导致预测结果可信度降低。

2) 纯数据驱动方法缺乏物理约束,外推能力薄弱^[58-62]。可在少量数据下建立应力-寿命映射关系,但模型往往缺乏热-力-化学耦合的物理约束,对工况外推的可靠性难以保证。

3) 物理与数据融合的理论框架尚不成熟。LEAP 71 公司的 Noyron 模型^[13]展示了“先验物理信息驱动+小样本数据驱动”的可行性, 但该方法依赖于高频次“设计-制造-测试”循环, 且未形成通用的融合理论框架。如何将物理先验知识(如失效机理、损伤演化方程)有效编码为数据驱动模型的约束条件, 仍有待深入研究。

亟须突破的方向: 发展融合物理先验与稀疏数据的小样本寿命评估理论; 建立考虑多损伤耦合的贝叶斯-高斯过程混合模型; 制定基于小样本可靠度的复用寿命认证标准。

4 结束语

针对可重复使用液氧甲烷发动机的研制进展及其关键科学技术问题, 本文系统梳理国内外典型发动机的技术发展现状, 剖析多次起动点火、深度变推力控制、健康监测、热管理、增材制造与结构材料、燃烧稳定性等关键技术瓶颈, 并归纳超临界传热恶化、多参数强非线性耦合动力学、热声振荡激发机理、多场耦合材料失效与寿命预测、健康管控及小样本寿命评估等核心科学问题。

展望未来, 液氧甲烷发动机在降本增效、提升整机可靠性、支撑可持续太空探索等层面具备不可替代的应用价值。其技术发展将呈现以下新趋势: 一是设计模式迭代升级, 由传统经验设计逐步向 AI 赋能、融合物理模型与数据驱动的智能设计转型; 二是系统架构深度优化, 以 SpaceX 猛禽 III 为代表的高集成、轻量化设计, 将成为兼顾极致性能与服役可靠性的主流发展方向; 三是材料制造源头创新, 新型高温合金、复合材料及 3D 打印工艺, 从根本上决定发动机的性能上限与复用寿命边界; 四是运维理念转型升级, 依托数字孪生与健康监测技术的预测性智慧运维, 将逐步替代依靠安全冗余的传统计划性维修模式。上述技术方向协同发展, 将成为推动可重复使用液氧甲烷发动机领域长效发展的核心驱动力。

参考文献

- [1] BAIocco P. Overview of reusable space systems with a look to technology aspects[J]. *Acta Astronautica*, 2021, 189: 10-25.
- [2] 高玉闪, 张晓军, 邢理想, 等. 我国液氧甲烷发动机技术发展概述[J]. *中国航天*, 2023 (5): 16-23.
- [3] 谭永华. 大推力液氧甲烷火箭发动机技术研究进展[J]. *航空学报*, 2024, 45 (11): 8-20, 3.
- [4] 张晓东, 刘昶, 朱亮聪, 等. 垂直起降重复使用液氧甲烷运载火箭发展路线探讨[J]. *空天技术*, 2022 (3): 71-79.
- [5] 郑平军, 赵胜, 王飞, 等. 液氧甲烷重复使用运载器关键技术发展研究[J]. *导弹与航天运载技术* (中英文), 2024 (1): 6-9, 23.
- [6] 曹明, 黄金泉, 周健, 等. 民用航空发动机故障诊断与健康监测现状、挑战与机遇 I: 气路、机械和 FADEC 系统故障诊断与预测[J]. *航空学报*, 2022, 43 (9): 9-41, 2.
- [7] 孙传鑫. 液氧甲烷火箭发动机故障分析与故障诊断方法研究[D]. 天津: 天津理工大学, 2025.
- [8] 姚草根, 张大海, 刘凤娟, 等. 重复使用液体火箭发动机用材料及工艺研究进展[J]. *宇航材料工艺*, 2023, 53 (5): 1-14.
- [9] GRADL P R, PROTZ C S, ELLIS D L, et al. Progress in additively manufactured copper-alloy GRCop-84, GRCop-42, and bimetallic combustion chambers for liquid rocket engines [R]. Washington, DC: IAC-19. C4.3. 5x52514, 2019.
- [10] TIMOTHY M S, CHRISTOPHER A K, NIKOLAI A Z, et al. A 3D printable alloy designed for extreme environments[J]. *Nature*, 2023, 617: 513-518.
- [11] GRADL P, KATSARELIS C, TINKER D, et al. Maturation and hot-fire testing of extreme environment additively manufactured alloys for rocket engine applications [C]//ASTM International Conference on Advanced Manufacturing 2024. Atlanta, GA, 2024.
- [12] 朱平平, 周闯, 王铁岩, 等. 第三代猛禽发动机分析及全流量补燃循环发动机起动特性[J]. *宇航总体技术*, 2025, 9 (3): 26-32.
- [13] BAUFELD B, REICHHOLD A Z. LEAP 71: Why engineering must move beyond CAD to realise the promise of AI and additive manufacturing[J]. *Metal AM*, 2025, 11 (2): 165-171.
- [14] 汪广旭, 李斌, 谭永华, 等. 液体火箭发动机高频燃烧

- 不稳定问题综述 [J]. 航空学报, 2024, 45 (11): 113-139.
- [15] JOURNALBOT. Blue Origin's powerful BE-4 engine is more than four years late—here's why [EB/OL]. (2021) [2026-05-27]. https://arstechnica.com/civis/threads/blue-origin%E2%80%99s-powerful-be-4-engine-is-more-than-four-years-late%E2%80%94here%E2%80%99s-why.1478389/?thutp_user_id=251596&order=vote_score.
- [16] 金烜. 液氧/气甲烷针栓式火箭发动机喷雾与燃烧特性研究 [D]. 长沙: 国防科技大学, 2021.
- [17] 谭天军, 张斌, 李志强, 等. 针栓结构参数对液氧/甲烷发动机跨临界燃烧效率的影响 [J]. 航空动力学报, 2024, 39 (9): 423-434.
- [18] WANG Y M, CHEN P, FANG J, et al. Study on the suppression effect of Helmholtz acoustic cavity on the high-frequency combustion instability [J]. *Journal of Physics: Conference Series*, 2025, 3085: 012043.
- [19] BENNEWITZ J W. High frequency combustion instability control through acoustic modulation at the inlet boundary for liquid rocket engine applications [D]. University of Alabama in Huntsville, 2015.
- [20] DE A, GUPTA A K, RUNCHAL A K, et al. Recent developments in power and propulsion applications. green energy and technology: supercritical combustion modeling and dynamics in LOX-methane rocket engine [M]. Springer Nature, 2025.
- [21] MELCHER J C, MOREHEAD R L. Combustion stability characteristics of the project Morpheus liquid oxygen / liquid methane main engine [C]//AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Cleveland, OH, 2014.
- [22] TYURENKOVA V V, SMIRNOVA M N, STAMOV L I. Mathematical modeling of nonequilibrium combustion processes in a liquid rocket engine [J]. *Acta Astronautica*, 2024, 225: 454-466.
- [23] 鞠睿立, 乔文通, 张冰冰, 等. 液氧甲烷燃气发生器燃烧不稳定性预测仿真 [J]. 火箭推进, 2025, 51 (1): 156-167.
- [24] 郑大勇, 胡骏. 液氧甲烷发动机点火冲击特性研究 [J]. 推进技术, 2021, 42 (7): 1553-1560.
- [25] EXPLORATION S. How SpaceX's Raptor Rocket Engine starts? [OL]. (2022) [2026-05-27]. <https://space.stackexchange.com/questions/60354/how-spacexs-raptor-rocket-engine-starts>.
- [26] 李林旭. 星梭科技“猛犸一号”发动机富氧预燃室点火试验取得成功 [N/OL]. 科技日报, (2026-01-28) [2026-01-28] https://www.stdaily.com/web/gdxw/2026-01/28/content_467152.html.
- [27] 容易, 刘辉, 于子文, 等. 可重复使用运载火箭返回段低温流体行为特性 [J]. 航空学报, 2023, 44 (23): 105-116.
- [28] 邢理想, 苏展, 张航, 等. 全流量补燃循环液氧甲烷发动机推力调节方案研究 [J]. 宇航总体技术, 2023, 7 (4): 33-40.
- [29] 3DNATIVES. SpaceX Optimizes Raptor 3 Engine with the help of DfAM and 3D printing [EB/OL]. (2024) [2026-05-27]. <https://www.3dnatives.com/en/spacex-optimizes-raptor-3-dfam-3d-printing-120820244/>.
- [30] 武晓欣, 贾洁羽, 邢理想, 等. 重复使用液体火箭发动机原位无损检测技术应用及展望 [J]. 火箭推进, 2024, 50 (1): 46-56.
- [31] 杨述明, 吴建军, 谢昌霖, 等. 数据驱动智能故障诊断技术在液体火箭发动机的应用与展望 [J]. 航空学报, 2025, 46 (15): 6-25.
- [32] 杨述明, 谢昌霖, 程玉强, 等. 液体火箭发动机健康监控技术研究进展 [J]. 火箭推进, 2024, 50 (1): 28-45.
- [33] ZHONG Z, ZHANG Z, ZHAI Z, et al. Dynamic sparse vector autoregressive moving average model for online fault detection in liquid rocket engines [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2026, 176: 112071.
- [34] PETTIT C D, BARKHOUDARIAN S, DAUMANN A G, et al. Reusable rocket engine advanced health management system. Architecture and technology evaluation: Summary [R]. AIAA Paper 99-2527, 1999.
- [35] 许耀午, 苏令, 赵建贺, 等. 一种基于健康监测的飞行器可重复使用方法: CN202011203685.6 [P]. 2020-01-12.
- [36] YAN Z, CHEN Y, WU Y, et al. A system-level multi-field coupling algorithm for regenerative cooling thrust chamber of a LOX/methane rocket

- engine[J]. *Acta Astronautica*, 2023, 213: 588-602.
- [37] ENVELOPE S K, ENVELOPE M S J, ENVELOPE M G, et al. Remaining useful life prediction with uncertainty quantification of liquid propulsion rocket engine combustion chamber[J]. *IFAC-Papers OnLine*, 2022, 55 (6): 96-101.
- [38] 徐振亮, 邓思超, 殷之平, 等. 重复使用运载火箭发动机疲劳载荷特征识别方法[J]. *深空探测学报(中英文)*, 2022, 9 (5): 506-511.
- [39] ZHU H, XIAO M, ZHANG J, et al. Uncertainty design and optimization of a hybrid rocket motor with mixed random-interval uncertainties[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2022, 128: 107791.
- [40] MCDOWELL D, RAGHU S L, THOMAS L D, et al. Uncertainty quantification in rocket engine development and its implementation using MBSE [C]//2025 IEEE Aerospace Conference. 2025.
- [41] MARTIN S, JASCHA W. Selection of propulsion characteristics for systematic assessment of future European RLV-options [J/OL]. *CEAS Space Journal*, 2024. <https://doi.org/10.1007/s12567-024-00564-w>.
- [42] CHEN Y, MA Y, LI S, et al. Thermal oscillation behavior profiling of supercritical methane in cooling rocket engines[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2022, 213: 118779.
- [43] PIZZARELLI M, BATTISTA F. Oxygen-methane rocket thrust chambers: review of heat transfer experimental studies[J]. *Acta Astronautica*, 2023, 209: 48-66.
- [44] KAHLE L C S, ROUSSEAU T, MAIERSHOW L M, et al. Methane dry reforming at high temperature and elevated pressure: Impact of gas-phase reactions[J]. *Industrial & Engineering Chemistry Research*, 2013, 52 (34): 11920-11930.
- [45] XU Z C, PARK E D. Recent advances in coke management for dry reforming of methane over ni-based catalysts[J]. *Catalysts*, 2024, 14 (3): 176.
- [46] PALO E, COSENTINO V, IAQUANIELLO G, et al. Thermal methane cracking on molten metal: Kinetics modeling for pilot reactor design[J]. *Processes*, 2023, 11 (5): 1537.
- [47] 张森, 李斌. 燃烧室冷却通道液态甲烷两相充填过程数值模拟[J]. *低温与超导*, 2020, 48 (6): 20-25.
- [48] 苏展, 高玉闪, 张晓光, 等. 液氧/甲烷发动机再生冷却和膜冷却传热数值研究[J]. *载人航天*, 2022, 28 (4): 455-461.
- [49] 邢理想, 苏展, 张航, 等. 全流量补燃循环液氧甲烷发动机推力调节方案研究[J]. *宇航总体技术*, 2023, 7 (4): 33-40.
- [50] GULCZYŃSKI M T, RICCIUS J, DEKEN J C, et al. Optimized postprocessing method for fatigue life evaluation of reusable rocket combustion chambers[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2026, 42 (1): 134-148.
- [51] GULCZYŃSKI M T, RICCIUS J, ZAMETAEV E, et al. Turbine blades for reusable liquid rocket engines (LRE) – numerical fatigue life investigation [C]//2023 IEEE Aerospace Conference. 2023.
- [52] PINEAU A, ANTOLOVICH S D. High temperature fatigue of nickel-base superalloys – a review with special emphasis on deformation modes and oxidation[J]. *Engineering Failure Analysis*, 2009, 16 (8): 2668-2697.
- [53] KARABELA A, ZHAO L G, LIN B, et al. Oxygen diffusion and crack growth for a nickel-based superalloy under fatigue-oxidation conditions[J]. *Materials Science and Engineering A*, 2013, 567: 46-57.
- [54] JIN P, LV J, PENG Q, et al. An analytical formula evolved from thermal-structural coupling model for life prediction and structural design of reusable thrust chambers[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2024, 251: 123568.
- [55] BAR B A. The new Weibull handbook [M]. 5th ed. North Palm Beach, 2006.
- [56] 刘士杰, 王东, 田原, 等. 液体火箭发动机可重复使用性设计技术分析[J]. *火箭推进*, 2024, 50 (1): 67-77.
- [57] GULCZYŃSKI M T, RICCIUS J R, WAXENEGGER-WILFING G, et al. Combustion chamber fatigue life analysis for reusable liquid rocket engines (LREs) [R]. AIAA 2023-1263, 2023.
- [58] WANG B, JIANG P, GUO B. A Bayesian design method for monopropellant engine system

- reliability qualification test plan[J]. Reliability Engineering and System Safety, 2024, 248: 10173.
- [59] JIN X, SONG Y, LIU X, et al. Probabilistic life prediction for fcg degradation process of turbine disc with small sample data[J]. Engineering Failure Analysis, 2020, 120 (4): 105026.
- [60] ZOU L, YANG Y, YANG X, et al. Fatigue life prediction of welded joints based on improved support vector regression model under two - level loading[J]. Fatigue & Fracture of Engineering Materials and Structures, 2023, 46 (5): 1864-1880.
- [61] MOHANTY S, DAS S, CHATTOPADHYAY A, et al. Gaussian process time series model for life prognosis of metallic structures[J]. [Journal of Intelligent Material Systems and Structures](#), 2009, 20 (8): 887-896.
- [62] FANG J, LIU C, LI K, et al. A probabilistic life prediction framework for vibration fatigue of turbine blade based on refined polynomial chaos expansion[J]. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures, 2024, 47 (6): 1979-1993.

引用格式: 郑大勇. 重复使用液氧甲烷发动机研制进展及关键科学与技术问题 [J]. 宇航总体技术, 2026, 10 (3): 75-86.

Citation: ZHENG D Y. Development progress and key scientific and technological issues of reusable liquid oxygen/methane rocket engines[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2026, 10 (3): 75-86.