

低温液体火箭发动机重复使用技术分析

张楠, 孙慧娟

(北京航天动力研究所, 北京 100076)

摘 要: 为降低一次性运载火箭发射成本, 宇航界一直在致力于研制像飞机一样可以多次自由进出太空的重复使用运载器。占全箭成本三分之一的发动机, 是重复使用运载器研究的重要部分。在已获得的研究成果基础上, 分析国内外重复使用技术发展特点, 指出液体火箭发动机是近期实现运载器重复使用的现实动力方案, 并据此初步确立发动机重复使用技术指标体系和推进剂组合, 提出发动机重复使用关键技术。

关键词: 重复使用技术; 重复使用运载器; 低温液体火箭发动机; 指标体系; 推进剂组合

中图分类号: V434 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374(2020)06-0001-12

Analysis on the reusable cryogenic liquid rocket engine technology

ZHANG Nan, SUN Huijuan

(Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China)

Abstract: There has been increasing attention paid to the reusable launch vehicle, because it has the potential to reduce the cost of access to space. The rocket engine cost accounts for one-third of the cost of a rocket. The engine reusable performance is important for the reusable launch vehicle. Based on previous studies, present study analyzed the reusable technical developing trends in domestic and abroad, and then suggest using the cryogenic liquid rocket engine as the propulsion of the reusable launch vehicle is a possible approach in the near future. This paper built the preliminary guideline system of reusable engines, and suggested the key technologies.

Keywords: reusable technology; reusable launch vehicle; cryogenic liquid rocket engine; guideline system; propellant combination

0 引言

20 世纪 60 年代开始, 美国和俄罗斯开展登月竞赛, 两大航天强国均制定了研制可重复使用运载器航天飞机的战略。1981 年重复使用的航天飞机登上太空舞台。但航天飞机并没有达到预期目的, 发射成本居高不下, 于 2011 年终止飞行, 退出历史

舞台^[1-2]。但低成本商业化需求^[3-4]必将促使一次性火箭向重复使用方向发展。近期美国的 SpaceX 公司“猎鹰”9 运载火箭^[5]一子级进行多次受控精确着陆和回收尝试并取得了成功, X-37B 太空飞机^[6]回收后再次执行飞行任务。2014 年 5 月, 英国广播公司披露“云霄塔”计划, 其主发动机“佩刀”^[7-8]研制取得重大进展, 国家将其纳入空间技术规划。这

收稿日期: 2019-11-08; 修回日期: 2020-04-07

作者简介: 张楠(1960—), 男, 研究员, 研究领域为低温液体火箭发动机

些工作的进展,尤其是其所带来的低成本^[9]的愿景使得航天界再次掀起了重复使用运载器的研究浪潮。这些运载器所使用的动力可分为火箭发动机推进和组合动力推进。由于火箭发动机推进拥有较丰富的经验,因此当前两级入轨、部分重复使用、火箭推进方案受到普遍关注^[10]。国内的重复使用技术尤其是发动机重复使用技术也在研究中。本文旨在依据运载器对重复使用火箭发动机的要求及发动机自身特点,确定初步技术指标体系,提出需攻克的关键技术,使研制更具有针对性,加快研制步伐。

1 国内外重复使用技术研究现状

重复使用运载器是可以多次往返于地球与空间轨道,在轨驻留执行轨道服务,可按需返回地面的航天飞行器。按外形布局,可分为带翼外形和火箭外形;按动力方式,可分为火箭发动机推进和组合动力推进;按起降方式,可分为垂直起降,如 SpaceX 公司的“猎鹰 9”运载火箭、蓝源公司“新谢帕德号”运载火箭;垂直起飞/水平降落,如轨道级重复使用的美国/俄罗斯航天飞机、X-37B 和亚轨道飞行器;水平起降,如单级入轨(SSTO)、可完全重复使用的 X-30/X-33/HOTOL 和两级入轨飞行器(TSTO)^[11]。

动力技术作为可重复使用运载器的核心技术之一,各国的技术方案也不尽相同。

美国是重复使用研究历史最悠久、形式最多的国家,除著名的航天飞机外,在 20 世纪 90 年代后还开展了 X-37B、DC-X/XA 单级入轨等重复使用飞行器的研究工作。

航天飞机主发动机 SSME 采用了氢氧推进剂的分级燃烧循环,5 架航天飞机执行了 135 次飞行任务^[1]。航天飞机最初的设计目标是重复使用 100 次,但实际执行下来,最多的 1 台重复使用了 39 次。“猎鹰”9 运载火箭一子级可重复使用,主动力为液氧/煤油发动机“隼 1D”,可 2 次重启减速。“猎鹰”9 运载火箭设计之初就考虑了通用性,全箭用一种型号发动机,2017 年发射回收成功,并于同年再次使用,发射间隔平均为 3 个多月。美国空军研制的 X-37B 轨道试验飞行器为可重复使用技术的验证

机,使用一次性火箭宇宙神 5 发射入轨,已完成了可重复使用飞行试验,主动力是过氧化氢/煤油发动机。

在单级入轨方面,美国麦道公司提出了由火箭发动机提供动力、单级入轨、垂直起降、完全重复使用的“德尔塔快帆”(delta clipper)方案。DC-X/XA 是 2 架技术验证机,使用 4 台 RL10A-5 氢氧膨胀循环火箭发动机^[12],通过各个发动机推力的调节实现飞行器的姿态控制、平飞和掉头。在降落的时候,通过调节发动机的推力,实现悬停、下降和垂直降落。在 1993—1996 年的 3 年时间里,进行了 12 次飞行试验,获得了大量的试验数据,验证了相关的关键技术。其验证机所用的膨胀循环 RL10 发动机在重复使用研究过程中,被证明可以起动 75 次而不需要分解检查或更换部件。

联合发射联盟公司通过“明智模块式自主返回技术”来实现“火神”火箭第一级发动机的重复使用,选用蓝源公司的 BE-4 液氧/甲烷发动机^[13-14]。该发动机采用分级燃烧循环,推力达 240 t,实现 100 次以上复用。

英国提出的重复使用云霄塔运载器^[15-16],采用带预冷器的组合动力方案。其佩刀发动机^[8]采用双模式工作,一种是吸气模式,一种是火箭发动机模式,利用大气环境中的空气作为推进剂,减少自身携带的推进剂,提高有效运载能力。

俄罗斯正在研制以 200 t 液氧/甲烷发动机 RD-0162 为芯级及助推的联盟 5 火箭(见表 1),计划用于现有联盟 2、天顶号、质子号火箭,并将作为亚轨道太空飞机 MRKS^[17]可重复使用火箭助推器。动力机械生产科研联合体在 2013—2014 年同样进行了 RD-0192 液氧甲烷发动机的研制。

日本 JAXA 已经研制出可重复使用 LOX/LH₂ 火箭发动机,将作为可重复使用探空火箭的主发动机^[18-19]。RSR 的飞行时序如图 1 所示。在 2014 年 6 月到 2015 年 2 月期间进行了 54 次发动机点火试验,累计 142 次点火^[20]。

针对天地往返运输,我国专家在“十一五”期间对重复使用运载器开展论证,提出到 2030 年从部分重复使用到完全重复使用、从火箭动力到组合动力的“三步走”发展设想,如图 2 所示。

表 1 俄罗斯甲烷发动机参数(RD-0162 系列)
Tab.1 Russian methane engine parameters(RD-0162 series)

| 变量名称 | RD-0162 | RD-0162SD |
|-----------|---------|-----------|
| 海平面推力/t | 203.9 | 42.5 |
| 海平面比冲/s | 321 | 300.5 |
| 真空比冲/s | 356 | 347 |
| 燃烧室压力/MPa | 15.7 | 14.7 |
| 工作次数 | 25 | 25 |
| 推力水平/% | 133 | 133 |
| 工作时间/s | 200 | 200 |
| 氧化剂 | 液氧 | 液氧 |
| 燃料 | 液化天然气 | 液化天然气 |
| 发动机质量/kg | 2 100 | 500 |
| 发动机长度/mm | 3 550 | 2 000 |
| 发动机直径/mm | 1 650 | 930 |
| 研制时间 | 2006 年 | 2012 年 |

烷发动机重复使用技术研究,获得了一定的成果,部分组件可重复使用 30 次以上。

- 综上,可以获知重复使用运载器技术发展趋势:
- 1)火箭动力是现实选择,吸气式组合动力是未来方向。
 - 2)火箭动力在国外皆是液体环保动力,主要是液氧/液氢、液氧/煤油、液氧/甲烷^[21]这 3 类绿色环保型组合推进剂。
 - 3)垂直起降、垂直起飞/水平返回是当前两大主要研究方向;单级入轨、水平起降是远期的终极目标。
 - 4)降低全寿命周期费用,并进一步提高可靠性和任务适应性^[22-23]。
 - 5)重复使用运载器对发动机的需求:①长寿命、高可靠;②多次点火、渐进式起动;③大范围变推力;④重复使用与维护;⑤环保;⑥高安全性;⑦高推质比^[24]。

按照最优进入空间方式,发展组合动力是最佳选择。但组合动力技术还不成熟,距离实际应用还有关键技术需要时间攻克。液体火箭发动机技术相对成熟,已成功应用于一次性运载火箭和部分重复使用的航天飞机上。采用低温液体火箭动力构建重复使用天地往返运输系统,是近期较为现实的发展目标。

2 国内低温液体火箭发动机重复使用技术研究

新一代无毒无污染无腐蚀推进剂组合是液体火箭重复使用发动机的保障。尤其是液氧/液氢、液氧/甲烷、液氧/煤油 3 种推进剂组合能够满足重复使用发动机基本需求,而且在国外重复使用发动机研究中皆取得了一定的成果。使用液氧/煤油推进剂的 SpaceX 梅林发动机已经获得了多次飞行回收成功。重复使用发动机鼻祖 SSME 发动机就采用了液氧/液氢推进剂,使用液氧/液氢推进剂的 BE-3 和 RL10 发动机也获得了成功回收。液氧/甲烷推进剂的发动机因其成本低、性能适中、结焦少、与液氧沸点接近,利于深空探测飞行^[25],颇受国内外航天同行青睐,均倾力研制。我国的液氧/液氢、液氧/煤油发动机均在 CZ-3A 系列火箭和新一代火箭发射中成功参加了飞行,液氧/甲烷发动机尚在研制过程中,也已经完成了全系统试车。

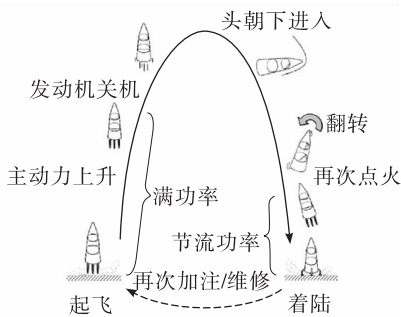


图 1 日本 RSR 的正常飞行时序
Fig.1 Nominal flight sequence of the Japanese RSR



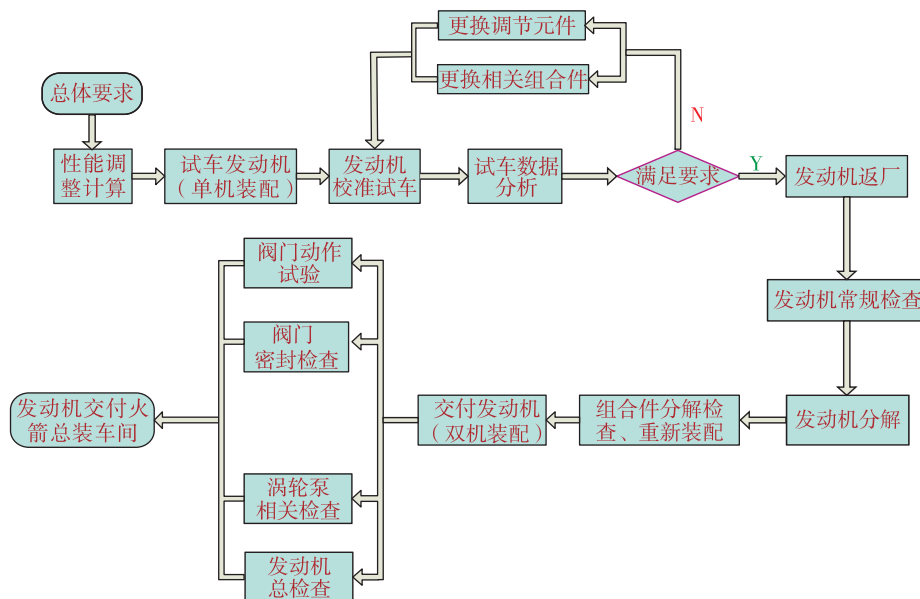
图 2 中国重复使用规划
Fig.2 Chinese reusable launch vehicle development plan

我国在氢氧发动机研制基础上开展了液氧甲

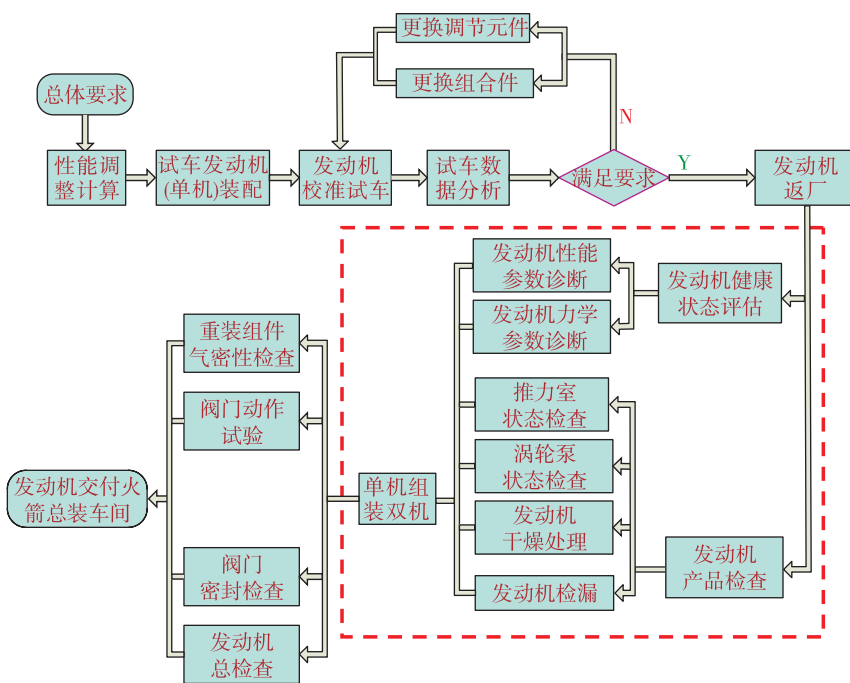
我国重复使用液体火箭发动机的研制,可划分为3个阶段:①以目前的液体火箭发动机为平台,开展发动机一机多试和校准试车不分解交付飞行;②以氢氧发动机为平台,研究低成本液氧甲烷发动机重复使用技术;③以重复使用液体火箭发动机设计理念为指导,研制低温液体发动机。

2.1 一机多试和校准试车不分解交付技术

20世纪初,在高密度发射需求牵引下,为降低成本、缩短周期、保留校准试车后的信息,使氢氧发动机由单台组装转向批量组装,某型发动机采用了液体火箭发动机校准试车不分解方案。图3为发动机分解交付和不分解交付流程图。



(a) 分解交付流程



(b) 不分解交付流程

图3 发动机校准试车后交付流程图

Fig. 3 Engine check flow chart after calibration test

为评估发动机校准试车后健康状态,保证交付后产品质量可靠,从发动机性能和振动双角度进行评价。建立了故障模式库,其中装入28种故障模式(见图4)。通过与故障模式进行比对,评价发动机各组合件及整体参数校准试车后健康状态,用于决策发动机再次进行点火工作的可靠性,以及能否交付飞行。

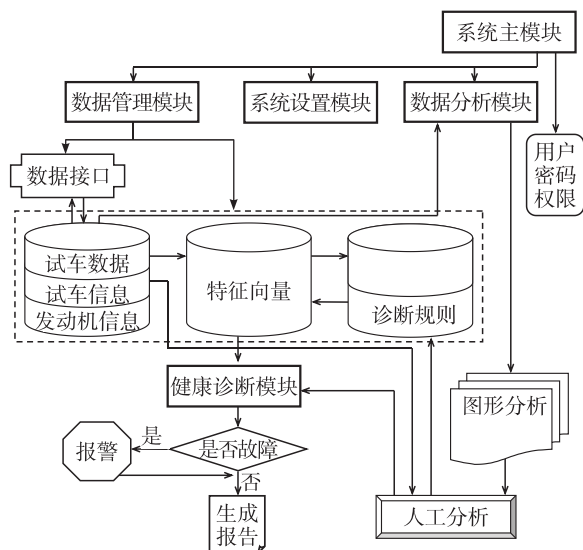


图4 某型发动机故障诊断软件及流程

Fig. 4 Fault diagnosis software and process of a certain engine

截至目前已有近50台发动机采取了不分解交付措施后交付,飞行任务完成良好。

对于多次全程工作,液体火箭发动机也获得了较丰富的经验。为试验不分解交付和可靠性验证,采取了地面考核不下台连续试车的方式,俗称一机多试。氢氧发动机、液氧/煤油发动机^[26]均采取了同样的方案,并在实践过程中获得了较丰富的试验后健康状态检测、维修与再试验的基础措施、方法和再试验使用评估标准。如地面试验后、产品交付后、靶场飞行试验前发动机检测项目、内腔洁净度判断指标、故障判断、部分组件更换维修等技术。其中某膨胀循环发动机试验寿命目前达到5 460 s,重复起动16次无异常。

2.2 液氧/甲烷发动机技术

液氧/甲烷发动机^[27-28]是我国乃至国际航天界正在大力发展的方向。甲烷是一种被广泛利用的清洁能源,具有燃烧热值高、资源丰富和环保等优

点。与液氧组合作为火箭推进剂时,比冲性能介于液氧/液氢推进剂和液氧/煤油推进剂之间,且其具有较高的密度比冲^[29],利于提高运载器运载能力。液氧甲烷发动机是所有烃类燃料组合中,最不容易结焦和积碳的,为未来能够实现清洁环保、可重复使用的火箭发动机打下了坚实的基础^[30]。从长远角度出发,科学家们已经发现诸如火星、土卫六等星球上存在液体甲烷“海洋”,如果未来做星际航行,甚至可以从目标星球直接汲取液体甲烷做燃料。液氧和甲烷温度相近,可以设计成共底贮箱,降低结构质量和复杂度。

目前国际上对于液氧/甲烷发动机还没有研制成功飞行的先例,但研制历程已达几十年。其中俄罗斯以液氧/煤油发动机RD-0110MD和液氧/液氢发动机KVD-1作为演示样机,开展了甲烷工作研究^[31]。液氧/煤油发动机有70%~80%的组件可以借用^[32]。NASA将RS-18改造为月球着陆器降级液氧/甲烷发动机,开展了高空模拟试车和推进剂在月球表面的长期贮存模拟试验研究^[33]。

十一五期间,以重复使用亚轨道飞行器为背景,以某氢氧发动机为平台,开展了60 t级燃气发生器循环液氧/甲烷发动机^[34]关键技术研究。该发动机为燃气发生器循环,发动机地面推力60 t,地面比冲285 s。研究期间经过组件级试验、分系统试验以及1台液氧/甲烷发动机原理型样机,完成了4次累计67 s的全系统关键技术集成演示验证试验,实现了液氧/甲烷发动机关键技术的全面突破。探索出以氢氧发动机为平台研究液氧甲烷技术的途径。

此外还基于某膨胀循环发动机,开展了上面级甲烷发动机研制,分别进行了3 t和8 t的深度推力调节膨胀循环甲烷发动机研制^[35-37]。完成了以甲烷火炬电点火试验200多次,与喷注器缩比试验件联试点火28次、10:1深度节流喷注器缩比件试验为代表的各类组件级试验。

三型甲烷发动机均取得了重大进展,尤其是8 t液氧甲烷发动机(见图5)和60 t级甲烷发动机(见图6)研制过程中均采用了氢氧发动机直接换甲烷推进剂方案,证明了各种循环方式的氢氧发动机均可实现与甲烷发动机同料加工、同线生产、同台试验、产品通用,为重复使用运载器提供性能更优、功能更强的发动机奠定基础。

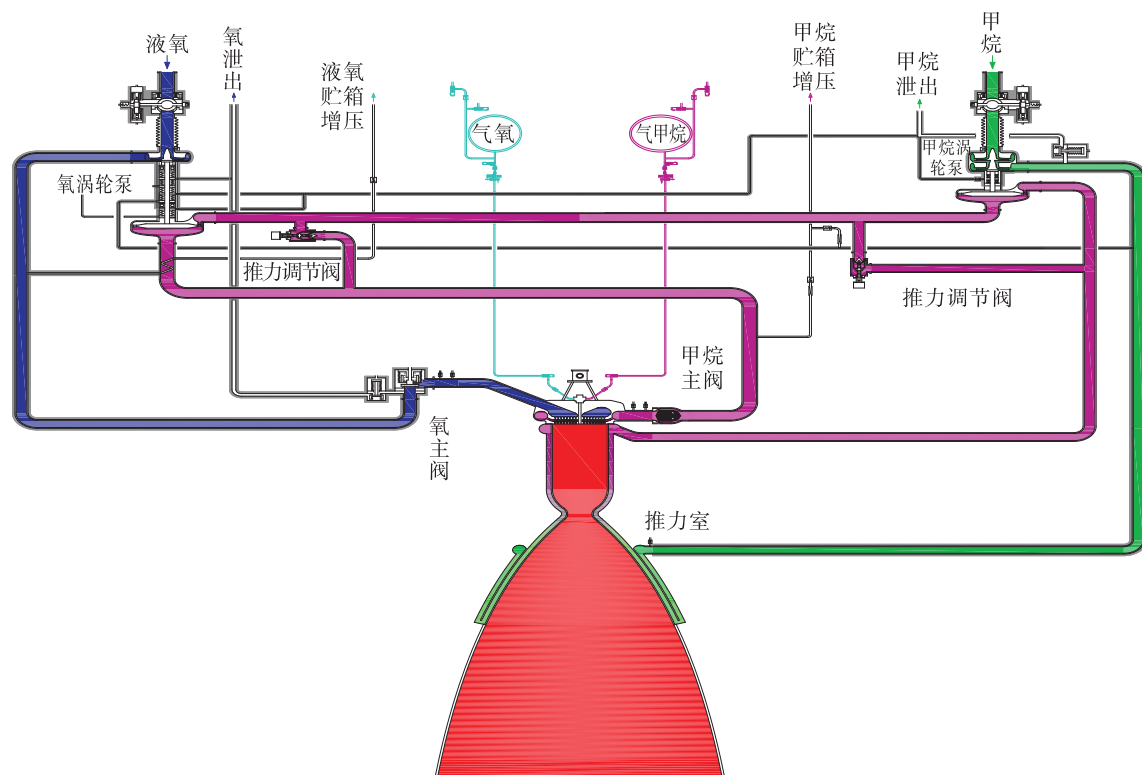


图 5 8 t 液氧/甲烷发动机系统原理图

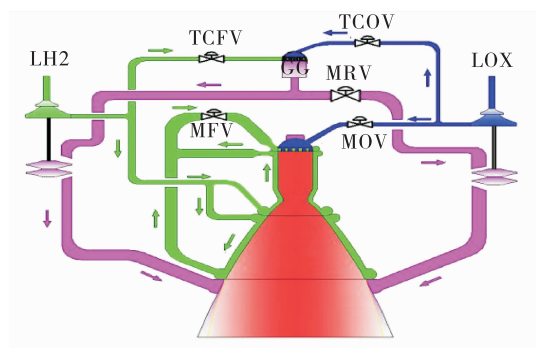
Fig. 5 8 t LOX/CH₄ engine system

图 6 60 t 液氧/甲烷发动机系统原理图

Fig. 6 60 t LOX/CH₄ engine system

2.3 重复使用低温液体火箭发动机技术

目前的重复使用除航天飞机的 SSME 发动机在设计之初就按重复使用的理念进行设计外,其余的均是一次性液体火箭发动机直接移植,在现有的设计基础上增加使用次数。

从当前一次性使用发动机技术水平来看,将其简单“移植”到重复使用飞行器上,其寿命上限最多达到 50 次。根据重复使用航天器经济模型测算,复飞 80 次后才能收回成本,因此,提出 100 次重复使

用指标。

以重复使用设计理念为指导开展低温液体火箭发动机设计是减少弯路,实现重复使用的有效方法。针对低温液体发动机寿命薄弱的组件涡轮泵、燃烧室等,从寿命、功能、检测与诊断以及性能方面进行分析、设计。比如涡轮叶片疲劳寿命的提高要从涡轮叶片损伤模式与损伤机理上开展研究后纳入设计规范中^[38]。燃烧装置寿命提高要从热防护上开展设计^[39-40]等。

围绕重复使用运载器的动力需求,开展了 60 t 级液氧/甲烷发动机重复使用优化设计技术研究,从循环方式、检测可达性、模块化设计^[41]、快速测发能力、维修性、考核方案等方面完善产品重复使用的设计理念,从设计根源上提高发动机重复使用能力。

经过研究和试验,60 t 液氧/甲烷发动机在重复使用上获得了如下成果:

- 1) 大热流推力室身部热防护技术通过了 30 次重复使用热试验。
- 2) 涡轮泵轴承经过低温台架试验,寿命可以达到 80 次以上。

3) 涡轮泵动密封经过台架试验,寿命达到80次以上。

4) 燃气阀经过高温试验考核,动作达到1 000次。

5) 通过整机试验,验证了液氧/甲烷发动机简单、安全、快捷的地面检测维护处理流程。

3 液体火箭发动机重复使用指标体系

采用传统一次性航天器的研发和经营模式,不可能降低宇航运输成本。从60 t液氧/甲烷发动机研制,到SpaceX火箭回收和重复使用的实施路径,可以看出,把技术成熟的一次性宇航产品作为“母机”,逐步实施可重复技术改造,才能降低研发成本,将一次性使用的发动机“蜕变”为重复使用发动机。

由此可见,借鉴航空发动机技术,识别和建立重复使用发动机专用技术体系是当务之急。液氧/液氢、液氧/煤油、液氧/甲烷这三类组合作为推进剂的液体火箭发动机均具有可重复使用的基础^[42]。但哪种发动机重复使用能实现较高的寿命、降低成本、获得更大的利益则需要依据重复使用指标体系进一步分析。从目前研制进展上看,液氧/甲烷潜力最大,但却要面临发动机从无到有的研制历程;液氧/液氢发动机由于性能高、可检测维修、推进剂洁净无结焦、返航后易处理、推重比高、燃烧稳定性好等易于实现重复使用,但推进剂、制造、贮存成本高;液氧煤油发动机成本低、推重比高^[43],但由于煤油易结焦,返航后处理复杂。按目前研制的进展,不论哪种推进剂组合都需要开展技术攻关。

根据不同飞行模式和推进层级,在寿命型、功能型、性能型、维修型和检测诊断型框架下,梳理辨识各项技术,构建重复使用发动机技术体系(见图7)。

重复使用发动机最重要的指标是寿命。寿命是指在给定的可靠性指标下,发动机以额定工况完成特定任务剖面时,提供安全、完备和准确功能的时间度量。

相对于以千秒为单位计寿命的一次性使用发动机,工作寿命要以小时为单位计将是发动机技术指标体系的跨越式提升。这将颠覆传统设计理念、验证考核、制造工艺。

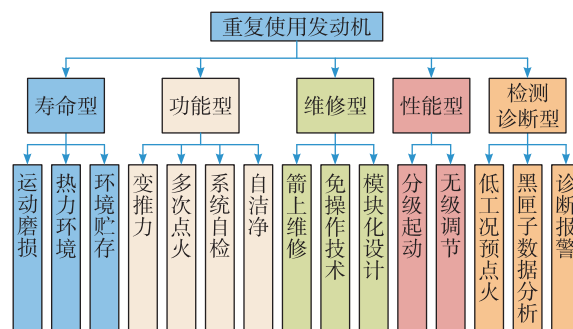


图7 重复使用发动机技术指标体系

Fig. 7 Reusable engine technology guideline system

3.1 可靠性设计和验证

一次性发动机只考虑各零部件或分系统相互独立完功能,以简单的串联方式建立可靠性模型。而重复使用发动机就应依据载荷-强度干涉理论按系统级或系统层的建模方法开展可靠性设计和验证(见图8和图9)。

在工程实践中,叶片强度及寿命分析具有不确定性,随机因素主要是:

- 1) 载荷:气动激励载荷、温度载荷及离心载荷;
- 2) 材料参数:弹性模量、泊松比、导热系数和热膨胀系数等;
- 3) 几何尺寸:加工误差、工作变形使敏感部位的几何尺寸产生变化,而影响疲劳寿命。

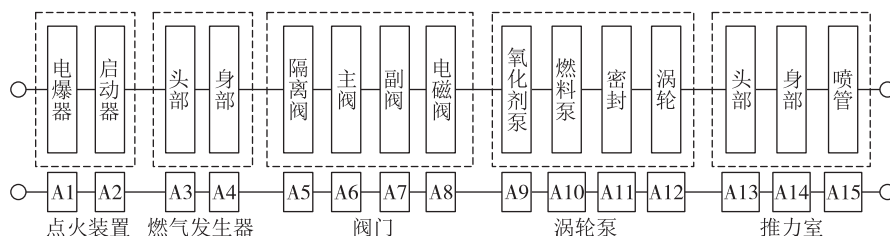


图8 一次性使用发动机可靠性模型

Fig. 8 Reliability chart of expendable engine

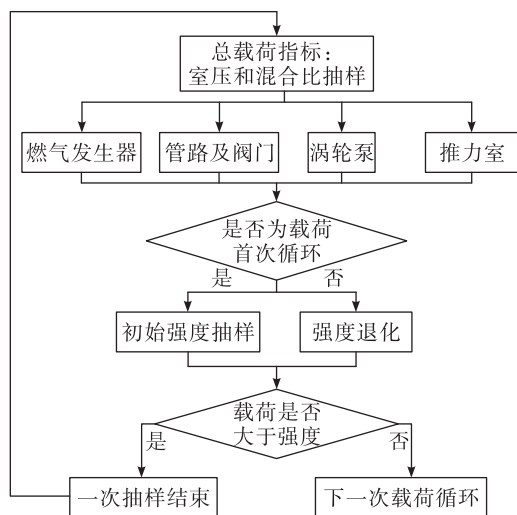


图 9 重复使用发动机可靠性模型

Fig. 9 Reliability chart of reusable engine

3.2 热力环境设计

高热流对结构冲刷产生高周疲劳和低周疲劳是热力件失效的主要原因,因此,该指数是影响发动机寿命的关键技术指标。

SSME 的主燃烧室、喷管可达到 40 次、预压泵 20 余次,而高压涡轮泵仅 6 次,以叶片损伤为主。高周疲劳和低周疲劳共同造成了叶片疲劳裂纹和损伤,热载荷对涡轮叶片大约贡献 20% 的应力^[38]。

膨胀循环中涡轮工质为常温气氢或甲烷,涡轮工作环境明显优于其他动力循环。

燃烧室的寿命与高温蠕变、低周疲劳相关,而高温蠕变与所处热力环境相关,因此冷却推进剂的选择和冷却设计是重要环节^[44]。液氢、甲烷、煤油作为冷却剂,结合各自特性设计热防护结构,重点控制燃烧室气壁温度,减少温度应力^[45]。同时辅以气膜冷却是较好的方式^[23,40,48]。

3.3 起动冲击

起动次数与寿命指标具有强关联性。为了计入这种冲击载荷对寿命的影响,就应在寿命指标框架下建立载荷作用次数的可靠性分析、评估和设计模型。获得叠加在静载、动载上的冲击次数,获得在强度退化条件下,发动机可靠性或失效率的变化规律。

点火机械冲击:强烈的点火冲击对结构造成的损伤是引起发动机出现故障主要原因,如某试车的

推力室头部振动冲击达 $49\,000\text{ m/s}^2$,稳定段的振动仅 784 m/s^2 (见图 10)。这是传统液体火箭发动机点火方式的固有特性,采用调时序、头腔吹除、优化点火混合比等常规技术,不能从根本上避免对结构的冲击。

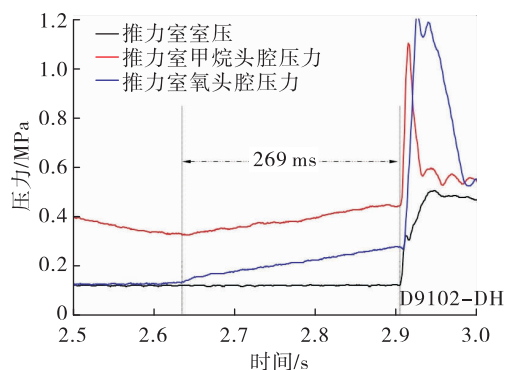


图 10 发动机点火压力冲击曲线

Fig. 10 Pressure impact curve on engine ignition

大热流冲击:T90 为毫秒级或秒级的加速起动性要求使传统冷却技术(再生冷却、幅射冷却、液膜冷却等)难以确保热结构能经受上百次大流量、高热流的冲击。热起动瞬态过程的极大热应力使涡轮材料的低周疲劳寿命也大为降低,会导致涡轮产生裂纹。

自身箱压起动:虽然箱压起动技术涉及到一次任务剖面多次起动能力,与重复使用次数无直接关联,但是实现渐进式起动可降低传统外能源起动方式产生的冲击载荷(见图 11)。

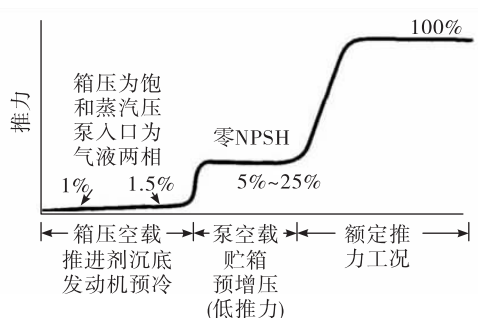


图 11 发动机自身起动推力曲线

Fig. 11 Thrust curve during engine self-start

3.4 自洁净性

推进剂种类及其组合决定发动机的自洁净性。新一代采用无毒无污无腐蚀低温推进剂是重复使

用发动机基础。燃烧产物结焦降低重复使用性。

自蒸发能力:发动机腔内推进剂能否在常温常压下蒸发如初,从根本上决定了发动机复飞前处理的快捷简易性。具有双组元低温特性的液氧/液氢或液氧/甲烷组合的自蒸发能力要优于液氧煤油。

结焦性:氢氧发动机不存在结焦,因此,其重复使用性最佳。烷类燃料中的碳原子使液氧/甲烷和液氧/煤油发动机存在结焦问题^[47]。其燃烧产物凝结在喷嘴或面板上,对燃烧性能产生累积影响。作为冷却剂,经高温加热,积碳沉积在夹套内壁使推力室身部传热能力下降,进而也影响燃烧性能^[48]。甲烷结焦温度高,约1 200 K,适用于重复使用推力室^[49]。富燃方案燃气发生器结焦少,但随氧含量的增加,结焦亦增加^[50-51]。

从单台60 t液氧/甲烷发动机累计13次试车情况来看(见图12),甲烷的自洁净性较好,经产品复温吹除,少量结焦自行脱落。另外,各次试车夹套流阻和温升稳定。



图12 液氧/甲烷发动机第12次试后喷嘴出口结焦情况

Fig. 12 Injector element status after the 12th test of LOX/CH₄

3.5 可检测性及维修性

可检测性是对发动机工作前状态的检查与测试。一次使用发动机的外场检测目的是确认产品质量,而重复使用发动机的可检测性是对发动机健康状态实施评价,应包含直测式参数门槛、黑匣子飞行数据处理判据、关键件探伤孔设置及气密性检漏等技术,提高发动机复飞可检测性。校准试车不分解交付的实施,提高了一次使用发动机的测试可达性,而重复使用发动机复飞前,不可能返厂进行热点火测试,因此,需要重复使用飞行器的动力系统

在发射台上具备低工况点火热测试。

维修性^[52]包含了发动机保养(含返厂大修)、维护可操作性及总体优化布局、模块化装配设计等技术。维修性好也会极大地降低发动机成本。

4 低温液体火箭重复使用发动机关键技术

结合重复使用飞行器对发动机的要求、重复使用发动机研制规划和重复使用指标体系,低温液体火箭发动机重复使用技术涉及如下关键技术。

4.1 寿命型可靠性设计、验证和评估模型

- 1) 构建寿命型技术体系及量化指标;
- 2) 形成组件级寿命型设计方法和验证方法;
- 3) 以组件级寿命指标为离散型输入变量,形成发动机寿命概率分布,包括组件强度分布、载荷谱、强度退化曲线、可靠性与载荷作用变化关系。

4.2 非冲击起动技术

- 1) 头腔雾化积存机理及点火能量优化;
- 2) 点火方式优化与改进;
- 3) 低压微量喷注及燃烧转级;
- 4) 箱压载荷谱及箱压起动。

4.3 长寿命材料仿真优化

面对高低温条件下,百量级循环载荷谱作用,突显出传统材料属性的不确定性,主要有弹性模量、密度、泊松比、屈服强度等。

目前的认识是:材料的不均匀导致材料属性的不确定性,使其弹性模量和泊松比对结构的强度应力分布产生了影响,进而影响疲劳寿命。为此,需要以百量级循环载荷为输入,开展对现有材料仿真研究,对材料冶炼成形和均化处理提出相关要求。

4.4 电驱技术应用

- 1) 流体集成 IVF 技术^[53-54]可利用低温推进剂的蒸发特性增强箭上供电持续能力;
- 2) 电机技术的发展,为发动机无级调节提供新的应用前景。

4.5 状态监控与故障诊断的工程应用

目前,状态监控与故障诊断技术^[55]的工程应用水平,仅限于多参数联判的地面试车紧急关机。该技术的成熟应用是研制重复使用发动机的先决条件。与其他运输工具的发动机相比,液体火箭发动机的应用水平差距很大。无论是传统的一次性使

用,还是将来的重复使用发动机,该技术的应用研究应高度重视,加大投入。

- 1) 研制在线记录器(黑匣子)及离线信号处理;
- 2) 开展发动机系统和组件半实物(故障)仿真;
- 3) 建立故障库,包括实发故障案例的采集和仿真案例的录入。

总之,真正意义的可重复使用航天发动机的研制,还需要突破一些关键技术。应借助传统一次性宇航运输体系,在不影响飞行成功率的前提下,采用搭载方式开展关键技术的工程验证,渐进式完成从一次性向重复使用发动机的蜕变。国内以某型发动机为平台突破了 60 t 级液氧/甲烷重复使用发动机部分关键技术、SpaceX 的一级或助推回收复飞,都是这种思想的工程实践。

5 结束语

在重复使用运载器发展过程中,相比组合动力,液体火箭发动机是近期运载器实现重复使用的较为现实的动力技术方案。从氢氧发动机校准试车不分解交付飞行,到液氧/甲烷发动机研究的工程实践,通过技术指标体系分析,可以得到如下结论:

1) 新一代无毒无污染无腐蚀推进剂组合是液体火箭重复使用发动机的保障。综合比较,液氧甲烷推进剂组合是重复使用发动机的最佳选择。

2) 一次性使用发动机简单移植为重复使用发动机不能解决寿命问题。识别和建立重复使用发动机专用技术体系是当务之急。

3) 利用一次性使用发动机作为母机,突破 100 次重复使用的关键技术,降低全寿命周期成本,实现从一次性使用发动机向重复使用发动机的蜕变。

参考文献:

- [1] 马野,许健,邵秋虎.后航天飞机时代天地往返运载器发展趋势研究[J].中国航天,2015(3):17-22.
- [2] 于霞,孙伶俐,单文杰.国外可重复使用运载器发展现状和趋势[J].国际太空,2012(12):2-6.
- [3] BONHOMME C, IANNETTI A, GIRARD N, et al. Prometheus: European next generation liquid rocket engine [C]//68th International Astronautical Congress. Adelaide, Australia: the International Astronautical Federation, 2017.
- [4] RICHARDSON M P, HARDY D W F. Economic benefits of reusable launch vehicles for space debris removal [C]//68th International Astronautical Congress. Adelaide, Australia: the International Astronautical Federation, 2017.
- [5] 张明江,刘博.美国“猎鹰”-9 火箭一子级重复使用影响分析[J].中国航天,2017(6):18-20.
- [6] GRANTZ A C. X-37B orbital test vehicle and derivatives [R]. AIAA 2011-7315.
- [7] BOND A, VARVILL R. The SKYLON spaceplane [C]//the Institution of Electrical Engineers. Savoy Place, London: IEE, 1999.
- [8] 牛文,李文杰. SKYLON 飞行器与 SABRE 发动机研究 [J]. 飞航导弹, 2013(3): 70-75.
- [9] KNOCH R, MEYER M, RAKERS S. The national proceed programme-Innovative launcher technologies to enhance cryogenic upper stages [C]//69th International Astronautical Congress. Bremen, Germany: the International Astronautical Federation, 2018.
- [10] GSTATTENBAUER G, FRANKE M, LIVINGSTON J. Cost comparison of expendable, hybrid, and reusable launch vehicles [C]//Space 2006. San Jose, California. Reston, Virginia: AIAA, 2006.
- [11] ZHANG H W, GUO J, XU Y S, et al. Research on TSTO reusable launch vehicle powered by turbo - aided RBCC engine [R]. AIAA 2017 - 2372.
- [12] MARC L W. RL 10A-5: an assessment of reusability demonstrated during the SSRT program [R]. AIAA 1996-3110.
- [13] 毕海亮. 国外新型运载火箭型号研制进度概览 [J]. 中国航天, 2018(11): 48-53.
- [14] DOWNER B, WELCH C, SWINNEY R W. Innovation and investment strategies of commercial sector reusable launch vehicles. [C]//68th International Astronautical Congress. Adelaide, Australia: the International Astronautical Federation, 2017.
- [15] HELLMAN B M, BRADFORD J E, ST GERMAIN B D, et al. Two stage to orbit conceptual vehicle designs using the SABRE engine [C]//AIAA SPACE 2016. Long Beach, California. Reston, Virginia: AIAA, 2016.
- [16] MEHTA U B, AFTOSMIS M J, BOWLES J V, et al. Skylon aerodynamics and SABRE plumes [C]//20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and

- Technologies Conference. Reston, Virginia: AIAA.
- [17] 杨开,才满瑞. 国外液氧/甲烷发动机的最新进展[J]. 中国航天,2017(10): 14-19.
- [18] NONAKE S, ITO T, INANANI Y. Technology demonstration and system design for reusable rocket flight experiment[C]//68th International Astronautical Congress. Adelaide, Australia: the International Astronautical Federation,2017.
- [19] AOKI K, OBASE K, MOCHIZUKI K, et al. Development plan and demonstration of Japanese reusable launch vehicle[C]//68th International Astronautical Congress. Adelaide, Australia: the International Astronautical Federation,2017.
- [20] KIMURA T, HASHIMOTO T, SATO M, et al. Development of a reusable LOX/LH2 rocket engine-firing tests and lifetime evaluation analysis [C]//51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Virginia: AIAA,2015.
- [21] GABRIELLI A, CRAMAROSSA A, DAVERSA E, et al. Italian contribution to the ESA ministerial conference 2016: next generation of the European Vega launcher for new green and reusable space missions [C]//68th International Astronautical Congress. Adelaide, Australia: the International Astronautical Federation,2017.
- [22] GILIES D. Rocket lab: opening access to leo for the small satellite market [C]//69th International Astronautical Congress. Bremen, Germany: the International Astronautical Federation,2018.
- [23] HAGEMANN G, PRECLIK D, BRUMMER L, et al. TEKAN 2010-thrust chamber technologies for liquid rocket propulsion [C]//42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Sacramento, California. Reston, Virginia: AIAA,2006.
- [24] BUSSLER L, SIPPEL M. Comparison of return options for reusable first stages[R]. AIAA 2017-2137.
- [25] 王少鹏. 21 世纪空间运输系统的液氧/甲烷火箭发动机[J]. 火箭推进,2002,28(1): 50-54.
- WANG S P. Liquid rocket engines working on LOX/methane for space transportation systems of the 21 century [J]. Journal of Rocket Propulsion,2002,28(1): 50-54.
- [26] 张贵田. 高压补燃液氧煤油发动机[M]. 北京: 国防工业出版社,2005: 502.
- [27] 尹亮,刘伟强. 液氧/甲烷发动机研究进展与技术展望[J]. 航空兵器,2018(4): 21-27.
- [28] 潘亮,刘倩. 国内外液氧/甲烷液体火箭发动机近期研制进展[C]//第二届空天动力联合会议论文集. 大连: 中国航天第三专业信息网,2017.
- [29] ROBINSON J W, RHODES R E. Next generation reusable space transportation system[C]//53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Atlanta, GA. Reston, Virginia: AIAA,2017.
- [30] FANG X X, SHEN C B. Study on atomization and combustion characteristics of LOX/methane pintle injectors [J]. Acta Astronautica,2017,136: 369-379.
- [31] PRECLIK D, HAGEMANN G, KNAB O, et al. LOX/hydrocarbon propellant trade considerations for future reusable liquid booster engines [C]//41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Tucson, Arizona. Reston, Virginia: AIAA,2005.
- [32] 王海燕,高玉闪,邢理想. 全流量补燃循环液氧甲烷发动机系统方案研究[J]. 载人航天,2019,25(2): 236-242.
- [33] 李文龙,李平,邹宇. 烃类推进剂航天动力技术进展与展望未来[J]. 宇航学报,2015,36(3): 243-252.
- [34] 王维彬,孙纪国. 航天动力发展的生力军: 液氧甲烷火箭发动机[J]. 航天制造技术,2011(2): 3-6.
- [35] 曹红娟,赵海龙,蔡震宇,等. 登月下降级液氧甲烷发动机方案研究[J]. 载人航天,2016,22(2): 186-190.
- [36] 黄仕启,刘登丰,崔荣军. 液氧/甲烷膨胀循环发动机研究[J]. 导弹与航天运载技术,2015(6): 25-28.
- [37] 张思远,孙慧娟,周利民. 变推力液氧/甲烷膨胀循环发动机系统方案研究[J]. 导弹与航天运载技术,2015(4): 16-19.
- [38] 刘士杰,梁国柱. 航天飞机主发动机高压燃料涡轮泵的故障模式[J]. 航空动力学报,2015,30(3): 611-626.
- [39] JIN P, XU J B, WANG J, et al. Numerical simulation of influence of injector parameters on combustion in LOX/Methane engine [C]//68th International Astronautical Congress. Adelaide, Australia: the International Astronautical Federation,2017.
- [40] CHENG C, WANG Y B, LIU Y, et al. Numerical investigation of low cycle fatigue life for channel wall nozzles [J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33 (7): 1553-1565.
- [41] ANFIMOV N. The principle directions of Russian activities in research for conception of future reusable space transportation system-The program 'Oryol' (Eagle)[C]//International Aerospace Planes and Hypersonics Technologies. Chattanooga, TN, USA. Reston, Virginia: AIAA,1995.

- [42] DUMONT E, STAPPERT S, ECKER T, et al. Evaluation of future Ariane reusable VTOL booster stages [C]//68th International Astronautical Congress. Adelaide, Australia; the International Astronautical Federation, 2017.
- [43] MADDOCK C A, RICCIARDI L, WEST M, et al. Conceptual design analysis for a two-stage-to-orbit semi-reusable launch system for small satellites [J]. *Acta Astronautica*, 2018, 152: 782-792.
- [44] BOUE Y, VINET P, MAGNIANT S, et al. LOX/methane reusable rocket propulsion at reach with large scale demonstrators tested [J]. *Acta Astronautica*, 2018, 152: 542-556.
- [45] SONG J W, SUN B. Thermal-structural analysis of regeneratively-cooled thrust chamber wall in reusable LOX/Methane rocket engines [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2017, 30(3): 1043-1053.
- [46] RICHARDSON M P. A novel approach to cooling and service life extension in reusable rocket engine thrust chambers [C]//68th International Astronautical Congress. Adelaide, Australia; the International Astronautical Federation, 2017.
- [47] 禹天福, 李亚裕. 液氧/甲烷发动机的应用前景 [J]. *航天制造技术*, 2007(2): 1-4.
- [48] 李斌, 张小平, 高玉闪. 我国可重复使用液体火箭发动机发展的思考 [J]. *火箭推进*, 2017, 43(1): 1-7.
- LI B, ZHANG X P, GAO Y S. Consideration on development of reusable liquid rocket engine in China [J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2017, 43(1): 1-7.
- [49] 张小平, 李春红, 马冬英. 液氧/甲烷发动机动力循环方式研究 [J]. *火箭推进*, 2009, 35(4): 14-20.
- ZHANG X P, LI C H, MA D Y. Study on the LOX/methane rocket engine power cycles [J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2009, 35(4): 14-20.
- [50] 马冬英, 卢钢, 张小平, 等. 液氧/甲烷燃气发生器试验研究 [J]. *火箭推进*, 2013, 39(3): 21-26.
- MA D Y, LU G, ZHANG X P, et al. Research on hot tests of LOX/methane gas generator [J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2013, 39(3): 21-26.
- [51] KLIMYKOV G P, MOSSOLOV S V. Liquid rocket engines working on oxygen + methane for space transportation systems of the XXI century (on the results of scientific and experimental studies) [C]//51st International Astronautical Congress. Rio de Janeiro, Brazil; the American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2000.
- [52] THOMPSON R C, THOMAS D, FARRINGTON P. A framework for assessing the reusability of hardware (reusable rocket engines) [R]. NASA/CR-M17-5695, 2016.
- [53] SAMPSON M. The next frontier: innovative launch services [C]//68th International Astronautical Congress. Adelaide, Australia; the International Astronautical Federation, 2017.
- [54] MAJUMDAR A K, LECLAIR A, HEDAYAT A. Numerical modeling of pressurization of cryogenic propellant tank for integrated vehicle fluid system [C]//52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Salt Lake City, UT. Reston, Virginia: AIAA, 2016.
- [55] CHA J, HA C, KO S, et al. Application of fault factor method to fault detection and diagnosis for space shuttle main engine [J]. *Acta Astronautica*, 2016, 126: 517-527.