

500 tf 级液氧煤油高压补燃发动机研制进展

李 斌¹ 陈 晖² 马冬英² 高玉闪²

(1. 航天推进技术研究院 陕西 西安 710100; 2. 西安航天动力研究所 陕西 西安 710100)

摘 要: 500 tf 级液氧煤油高压补燃发动机是我国下一代航天主动力,将大幅提升我国航天动力的技术水平,为我国航天发展提供强大动力。发动机采用高压补燃循环系统、泵后摇摆和双推力室方案,具有无毒环保、高性能、高可靠、推力和混合比可调节、使用维护便捷等特点,发动机研制需突破分级启动、健康管理、泵后摇摆、大功率高效涡轮泵、高压大流量高性能燃烧组件、高压大流量调节组件及低温阀门、发动机新工艺与热试验等多项关键技术。目前已完成发动机的方案设计和生产,开展了大量试验验证,完成半系统试车和首台整机装配,关键技术取得重大突破,为发动机后续工程研制奠定了基础。

关键词: 液体火箭发动机; 液氧煤油; 大推力; 关键技术; 半系统试车

中图分类号: V434 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374(2022)02-0001-10

Development of 500 tf class high pressure stage combustion LOX/kerosene rocket engine

LI Bin¹ ,CHEN Hui² ,MA Dongying² ,GAO Yushan²

(1. Academy of Aerospace Propulsion Technology ,Xi'an 710100 ,China;

2. Xi'an Aerospace Propulsion Institute ,Xi'an 710100 ,China)

Abstract: The 500 tf class high pressure stage combustion LOX/kerosene rocket engine is the main power for next-generation rocket. The engine will greatly improve the technical level of rocket engine and provide a strong power for space development in China. In the general design of high pressure stage combustion cycle ,swinging after pump and two thrust chambers are adopt. The engine has the characteristics of innocuous ,high performance ,high reliability ,adjustable thrust and mixture ratio ,and convenient for use. The key technologies should be breached ,including stepped starting ,health management ,swinging after pump ,high-power high-efficiency turbo-pump ,high-pressure high-efficiency high-flow-rate combustion subassembly ,high-pressure high-flow-rate regulator and low-temperature valve ,new product technics and new test. Main development of the engine is that ,the design and production of the engine ,many experiments ,half system tests and production of the first engine have been finished. The key technologies were validated ,that lay a foundation for the intending development of the engine.

Keywords: liquid rocket engine; LOX/kerosene; large thrust; key technology; half system test

收稿日期: 2022-01-03; 修回日期: 2022-03-05

基金项目: 国家自然科学基金(51575418)

作者简介: 李斌(1966—) 男,博士,研究员,研究领域为液体火箭发动机技术。

0 引言

液体火箭发动机是运载火箭的核心组成部分,决定着运载火箭的关键特性,影响着进入空间的能力和水平,是国家高技术水平的集中体现。美国、苏联、俄罗斯等国家在发展航天活动的几十年间,相继研制出了多款大推力液体火箭发动机,为其航天强国的实现奠定了重要基础。

20世纪60年代,美国和苏联的运载火箭一级主动力均采用高密度比冲的大推力液氧煤油发动机。美国的“土星V”重型运载火箭采用680 tf级推力的F-1液氧煤油发动机作为一级主动力,成功迈出了人类载人登月的历史步伐。同时,苏联开展了“N-1”重型运载火箭的研制,拟用于载人登月,其一级主动力采用150 tf级推力的NK-33液氧煤油发动机,但由于控制系统不成熟、发动机台数过多等问题,该火箭的研制最终以4次飞行试验失败而告终。

20世纪70~80年代,苏联致力于发展大推力液氧煤油高压补燃循环发动机技术并取得突出成就,成功研制了740 tf级推力的RD-170发动机^[1],为“能源”号和“天顶”号等运载火箭提供了强大动力,也为俄罗斯后续RD-180、RD-191发动机奠定了决定性基础。由于技术和相关工业体系发展方向等原因,美国航天飞机、欧洲阿里安5火箭和日本H-2A火箭等运载火箭,其主动力均转而采用大推力固体助推器加液氧液氢发动机的模式。

20世纪90年代,俄罗斯以RD-170液氧煤油发动机为基础,成功拓展研制了400 tf级推力的RD-180^[2]和200 tf级推力的RD-191液氧煤油发动机。其中RD-180发动机出口美国用于宇宙神系列运载火箭,RD-191发动机用于俄罗斯安加拉系列运载火箭。美国一方面引进俄罗斯液氧煤油发动机及技术,先后引进俄罗斯RD-420、NK-33和RD-180等发动机开展研究及使用,另一方面也开始研究自己的补燃循环液氧煤油发动机技术,航空喷气公司、洛克达因公司曾分别提出350 tf级推力的AJ-800和400 tf级推力的RS-76液氧煤油补燃循环发动机方案。

21世纪以来,俄罗斯形成了RD-170、RD-180和RD-191液氧煤油发动机系列,高压补燃液氧煤油发动机技术达到世界最高水平,奠定了俄罗斯航天强国的地位。近年来重启RD-170发动机生产线,研制了改进型RD-171MV发动机,拟用于俄罗斯未来

联盟-5火箭和重型运载火箭。

21世纪以来,美国液体主动力技术的研究呈现多元化。先后开展了推力400 tf级RS-84、AJ-10-E6和200 tf级AR-1等多型液氧煤油发动机的研制,但由于其航天计划调整、资金、技术等多方面原因,最终均未能完成研制。2005年以来,SpaceX公司研制了Merlin-1系列液氧煤油发动机,成为猎鹰1/9运载火箭成功和SpaceX公司崛起的关键,同时SpaceX公司也在不遗余力地研制综合性能更高的200 tf级全流量补燃循环液氧甲烷发动机Raptor。2013年以来,联合发射联盟公司与蓝源公司合作研制了推力250 tf级BE-4液氧甲烷发动机,以替代进口的RD-180发动机。当前美国主流运载火箭中,仍较多地采用液氧煤油发动机作为主动力,宇宙神3/5、金牛座II和猎鹰9火箭均采用液氧煤油发动机,NASA也提出将大推力液氧煤油发动机作为太空发射系统SLS未来改进型的主动力。

纵观世界各国的航天发展,液氧煤油发动机以其高密度比冲、无毒环保、使用成本低等优点,广泛应用于运载火箭和航天飞行器,是运载火箭主动力的理想选择。

我国航天液体主动力技术始终坚持独立自主、开拓创新的思路,新中国至今液体动力从无到有、持续壮大,见证了我国的航天发展之路。20世纪70年代至今,我国75 tf级推力的YF-20系列四氧化二氮/偏二甲肼发动机作为金牌动力,完成了400余次的发射任务,实现了我国载人航天的伟大梦想,支撑了我国航天大国的地位。我国在20世纪80年代后期开始论证新一代航天运载器及其发动机,目前推力120 tf级的YF-100和18 tf级的YF-115液氧煤油发动机^[3-4]研制成功,2015年以来已陆续用于新一代CZ-5、CZ-6和CZ-7系列运载火箭,推动我国从航天大国向航天强国迈进。

根据航天发展的需求,近年来我国在重型运载火箭及其动力系统的论证与研究^[5-8]的过程中,提出研制500 tf级液氧煤油发动机作为一级主动力。该发动机的研制将大幅提升我国航天动力的技术水平,为我国航天发展提供强大动力。

1 发动机技术方案

根据我国重型运载火箭动力需求和液体动力技术的发展需要,基于现有研制基础,充分考虑有

效控制研制风险,提出了我国 500 tf 级液氧煤油发动机技术方案,通过创新研制思路与研制模式,力争带动液体动力及相关产业技术的全面进步。

为实现高比冲要求,采用高压补燃循环系统;为改善启动品质、实现起飞前故障检测,采用分级启动方案;为实现提高推重比、减小摇摆力矩,采用泵后摇摆方案;为控制研制难度和风险,采用双推力室方案;为提高火箭性能,满足动力重构、重复使用等潜在需求,采用故障诊断、大范围推力和混合比调节方案。

发动机主要组件包括推力室、燃气发生器、涡轮泵、氧化剂预压涡轮泵、燃料预压涡轮泵、推力调节器、混合比调节器、液氧主阀、推力室燃料主阀和发生器燃料阀等^[9-10]。发动机气液系统原理见图 1,总装结构见图 2,主要参数见表 1。

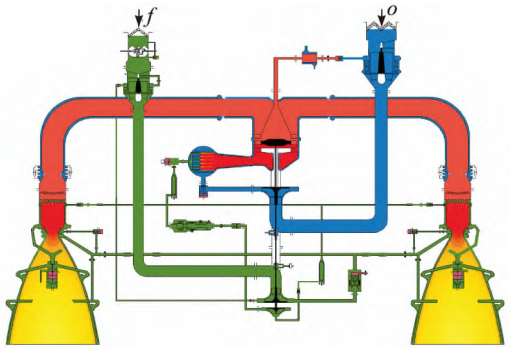


图 1 500 tf 级液氧煤油发动机系统原理图
Fig. 1 System diagram of 500 tf class
LOX/kerosene rocket engine

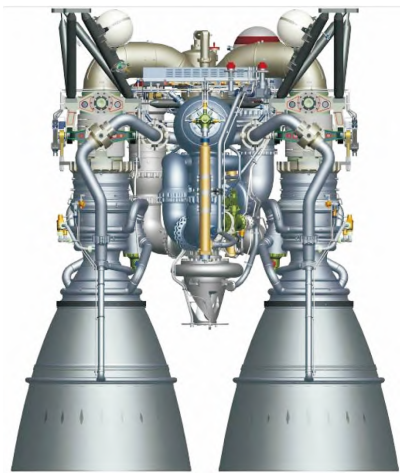


图 2 500 tf 级液氧煤油发动机结构图
Fig. 2 Structure of 500 tf class
LOX/kerosene rocket engine

表 1 500 tf 级液氧煤油发动机设计参数

Tab. 1 Design parameters of 500 tf class
LOX/kerosene rocket engine

参数名称	数值
海平面推力/kN	约 5 000
混合比	2.62
燃烧室压力/MPa	22.0
推重比	≥73

发动机主要特点如下:

1) 性能高。由于采用先进的补燃循环方案,发动机推进剂的化学能得到充分释放,比冲性能比开式循环发动机提高 10%以上;相比我国现有最大推力的 120 tf 级发动机,随着燃烧室压力进一步提高,发动机具有更高的比冲性能。

2) 可靠性高。发动机在起飞前和飞行过程中均可进行故障检测,有利于提高火箭发射和飞行可靠性;发动机采用性能更高的新材料,采取了关键部位局部冷却、余度控制和关机冗余等提升可靠性的措施。

3) 推力和混合比可大范围调节。通过发动机推力和混合比调节,可以降低火箭的飞行过载、气动载荷和后效冲量,减少剩余推进剂,优化火箭飞行弹道,有效提高火箭的性能。

4) 便于实现推力矢量控制。采用先进的泵后摇摆技术,摇摆力矩小;发动机具有双向、单向摇摆功能,兼容性好,且可对两推力室分别进行摇摆控制,便于运载火箭使用。

5) 使用维护便捷。可为运载火箭的伺服机构或发电装置提供高压煤油作为动力,便于火箭方案优化;可设置换热装置用于加热贮箱增压工质。具备发动机转运、交付过程和终止发射的快速处理能力。

6) 具有重复使用潜力。在关键组件的方案和发动机总体拓展方案设计过程中考虑了重复使用需求。

2 关键技术

相比我国现有液体火箭发动机,500 tf 级液氧煤油发动机推力、比冲和推重比等性能指标大幅提升,设计、生产和试验的难度显著增加,发动机研制

过程中需要突破一系列关键技术。

2.1 大推力液氧煤油发动机分级启动技术

为降低 500 tf 级液氧煤油发动机启动能量释放密度,减小启动过程压力和温度冲击,改善启动品质,同时为火箭起飞前的发动机故障检测提供条件,采用了先进的分级启动技术。大推力发动机分级启动技术在我国尚无成熟应用,为突破该技术,开展了大推力发动机点火技术、分级启动控制技术、启动仿真技术、组件动态试验技术、分系统冷调试验技术和发动机半系统试车启动技术等研究,后续将在发动机整机热试车进行验证,最终实现平稳、快速、可靠的分级启动。

2.2 大推力液氧煤油发动机健康管理技术

为提高运载火箭发射和飞行的可靠性与安全性,在火箭起飞前和飞行过程中将进行发动机故障监控,根据发动机健康状态,采取相应控制措施。大推力发动机健康管理技术在我国尚无成熟应用,为突破该技术,开展了发动机故障机理和影响研究、典型故障分析与特征提取技术研究和半系统故障监控技术研究,建立了涡轮泵位移故障监控系统并成功应用于半系统试车,后续还将进一步开展缓变参数融合、智能融合等故障监控技术研究,最终建立故障诊断及健康管理平台,实现对发动机全工作过程的状态监控与诊断。

2.3 大推力液氧煤油发动机泵后摇摆技术

为解决泵前摇摆发动机摇摆质心偏心、摇摆力矩大、摇摆包络空间大等问题,同时实现发动机减质,采用了先进的泵后摇摆技术。高温高压大口径燃气摇摆装置是大推力液氧煤油发动机实现泵后摇摆的关键,为填补国内的该项技术空白,开展了高温高压富氧燃气大口径摇摆软管技术、燃气路异型金属密封技术、重载常平座技术、可调心重载轴承技术和燃气摇摆装置热试验技术等研究,相关设计、材料、工艺和试验技术均得到初步验证与突破,相关技术已拓展应用于我国 120 tf 级液氧煤油发动机能力提升。

2.4 高压大流量高性能燃烧组件技术

推力室和燃气发生器是液体火箭发动机实现能量转换的核心装置,工作在高温高压的恶劣环境中。相比以往的发动机,500 tf 级液氧煤油发动机燃烧组件的结构尺寸、压力、流量和热流显著增大,

燃烧稳定性控制、冷却和温度均匀性控制难度剧增。技术攻关过程中开展了高效稳定燃烧喷注器设计与仿真技术、长寿命推力室身部冷却设计技术、高压大流量燃气发生器稳定燃烧与燃气温度均匀性控制技术和燃烧特性与稳定性模拟试验技术等研究,通过半系统试车考核,关键技术取得突破,后续将在发动机整机热试车方面对推力室燃烧稳定性进行验证。

2.5 大功率高效涡轮泵技术

涡轮泵作为发动机的“心脏”,是液体火箭发动机中难度和故障率最高的组件之一,500 tf 级液氧煤油发动机最高压力达 70 MPa 以上,涡轮泵功率近 120 MW,随着涡轮泵规模的增大,部分零部件的设计、生产和试验已远超现有标准。技术攻关过程中开展了大功率涡轮泵总体布局技术、大范围轴向力平衡技术、高效率抗烧蚀涡轮技术、高性能大功率液氧泵技术、低温重载高 DN 值轴承技术和高 PV 值组合式动密封技术等研究,通过半系统试车考核,关键技术取得突破。

2.6 高压大流量调节组件及低温阀门技术

500 tf 级液氧煤油发动机的调节组件和阀门是发动机启动关机控制、工况调节与稳定的执行元件,其中,调节器具有功能多、调节精度高、工作压力高、流量大的特点,液氧主阀具有低温、超大流量、低流阻的特点,这些均成为发动机自动器的研制难点。技术攻关过程中开展了高压大流量高精度推力调节器技术和高压超大流量低流阻低温阀技术等研究,通过地面试验考核和半系统试车验证,关键技术取得突破。

2.7 大推力液氧煤油发动机新工艺技术

为实现 500 tf 级液氧煤油发动机的可靠性和先进性,采用了泵后摇摆装置、涡轮壳体夹层冷却钎焊结构、泵圆管式导向器、氧阀新型密封等大量新结构,采用的新材料涉及高温合金、高强钢和铜镍锰合金等,部分关键组件的加工制造难度大幅提升。技术攻关过程中开展的关键工艺技术研究包括新材料工程化应用、复杂型腔电火花成形、球壳内衬旋压成形、钛合金管式扩压器高效加工、大悬深变螺距诱导轮加工、多喷嘴复杂不可视结构底部组件装配钎焊等,并在此基础上完成了发动机组件、半系统装置和整机工程样机的制造,发动机新

工艺技术取得突破。

2.8 大推力液氧煤油发动机先进测量与试验技术

由于发动机及组件工作环境复杂严酷,涉及低温、高压、大热流、富氧、冲击及多振源环境,动力学特性复杂,对发动机及组件的试验和测试提出了更高要求。开展了基于光纤光栅动应变的结构模态检测和基于高速摄影的结构位姿反演等先进测试技术研究,为发动机工作过程结构状态评估提供了新手段。开展了模拟试验技术研究,通过燃气发生器缩尺件热试验、启动分系统综合冷调试验、双推力室发动机燃气系统流动-声学特性试验、组件低工况模拟试验等,获得了组件关键特性,建立了一系列试验模拟准则。建立了国内最大的液氧煤油高压补燃发动机半系统试车系统并完成半系统试车。

3 研制进展

随着我国 500 tf 级液氧煤油发动机关键技术的突破,目前已完成发动机方案论证与设计,开展了组件生产与试验,完成半系统试车和发动机整机装配。

3.1 发动机系统研制进展

3.1.1 分级启动技术研究

根据发动机的方案特点和使用要求,采用先进的分级启动方案,开展了大推力发动机分级启动技术研究。建立双推力室液氧煤油发动机启动仿真

模型^[11],研究了影响发动机启动特性的因素。通过开展涡轮泵、调节器、节流阀等组件的动态试验,获得组件动态特性,验证并优化仿真模型。通过开展发动机启动仿真分析和试验研究,确定了实现初级工况 60%~65% 的发动机分级启动关键参数和程序(见图 3),基于此成功完成了半系统试车分级启动。

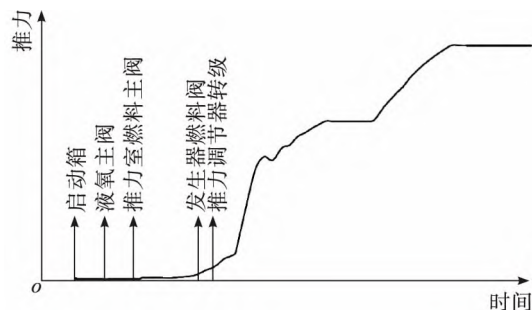


图 3 发动机分级启动过程

Fig. 3 Staged startup process of engine

3.1.2 高可靠、高精度机电伺服控制技术研究

针对发动机分级启动和工况调节的高可靠、高精度调节控制要求,在我国液体火箭发动机领域首次采用调节元件机电伺服控制技术,采用“控制三余度-驱动双余度”的闭环控制方案,实现了调节元件位置的精确、稳定控制,见图 4。相比我国以往发动机的电液驱动方案以及俄罗斯同类型发动机的电液伺服方案,在大幅简化发动机气液系统的同时,显著提高了发动机调节控制的可靠性、便捷性和准确性。

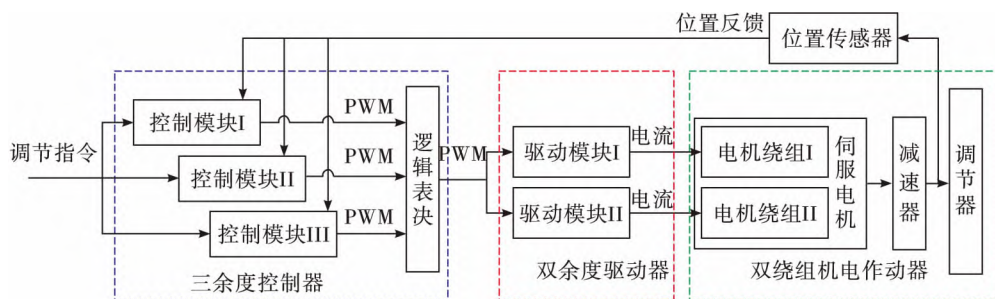


图 4 调节元件机电伺服系统

Fig. 4 Regulator electromechanical servo system

3.1.3 故障诊断技术研究

基于发动机可靠性、安全性需求和飞行全过程故障监控的使用要求,开展了故障健康技术研究。根据发动机方案和同类型发动机的研制经验,首先

进行大推力液氧煤油发动机典型故障模式研究,建立故障仿真模型,对影响发动机安全和正常工作的故障模式进行仿真分析,进而提取故障敏感性高的特征参数,主要包括主涡轮出口温度、推力室点火

路压力和主涡轮泵转速^[12],以及泵出口压力和涡轮泵转子轴向位移等,研究结果为发动机故障监控参数的选取提供了重要依据。在此基础上,针对大推力液氧煤油发动机半系统试车,建立了多参数融合诊断的故障监控方法,监测时段包括启动准备阶段、启动过程和主级工作过程,为半系统试车提供了重要的安全性保障。

3.2 发动机总装研制进展

3.2.1 燃气摇摆装置方案与研制进展

燃气摇摆装置是高压补燃液氧煤油发动机实现泵后摇摆的关键组件。为实现在高温高压富氧燃气条件下的优良摇摆性能,燃气摇摆软管采用多层 S 型增强波纹管结构,并对波纹管进行液氧冷却;为在传递推力的同时实现对燃气管路热变形、瞬时冲击和摇摆的补偿,采用可调心重载传力轴承和高速摇摆轴承方案;为控制结构质量,采用超高强度不锈钢和结构拓扑优化的常平座方案。燃气摇摆装置结构见图 5。

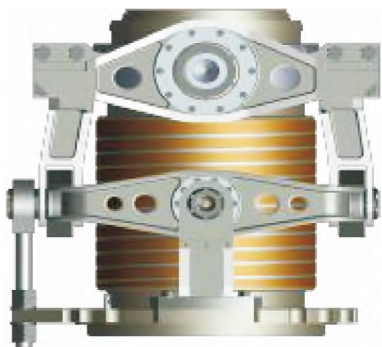


图 5 燃气摇摆装置结构图

Fig. 5 Structure of gas swinging equipment

目前已完成该燃气摇摆装置的设计与生产,开展了燃气摇摆装置成型工艺研究、承压试验、摇摆试验、疲劳寿命试验和摇摆热试验等,验证并优化燃气摇摆装置方案。

3.2.2 发动机主承力构件热结构特性研究

随着发动机推力量级的增大,发动机结构规模也随之增大,力热环境条件更加恶劣,为保证结构工作安全性,开展了复杂力热环境下主承力构件结构受力变形及强度分析研究。通过开展流场仿真,获得结构内部的压力和温度等动力学参数,作为结构有限元分析的计算条件,进而获得整个结构的变

形量和结构应力^[13](见图 6),基于此识别出危险截面,对其强度、安全性和可靠性进行评估,亦可有针对性地进行局部改进优化。

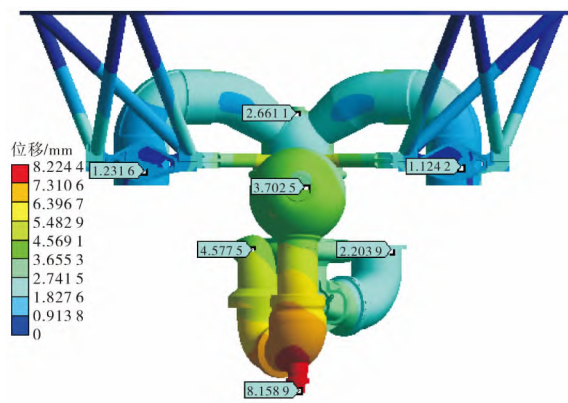


图 6 应力分布图

Fig. 6 Stress intensity distribution

3.3 燃烧组件研制进展

3.3.1 燃烧组件方案与研制进展

500 tf 级发动机燃烧组件包括推力室和燃气发生器,在全世界液氧煤油高压补燃发动机中,该推力室的推力最大,燃气发生器的流量最大。

推力室用于为发动机产生推力。为抑制推力室高频不稳定燃烧,采用了喷注器能量释放技术方案。为解决推力室冷却问题,采用了再生冷却、液膜冷却、镀层防护相结合的技术方案,并优化冷却流路。推力室结构见图 7。



图 7 推力室结构图

Fig. 7 Structure of thrust chamber

燃气发生器用于向主涡轮提供驱动工质。为抑制燃气发生器横向高频不稳定燃烧、改善温度均匀性,采用新型喷注器结构方案。

目前已完成该推力室和燃气发生器的设计与生产,开展了相关液流、液压、声学、燃烧稳定性等试验研究,验证了燃烧组件方案。

3.3.2 推力室燃烧稳定性技术研究

500 tf 发动机推力室在目前世界同类型发动机中最大。相比现有同类型发动机,结构尺寸的显著增大,随之而来的是燃烧稳定性问题愈加突出。为实现推力室高效稳定燃烧且结构优化,开展了隔板喷嘴用于加强推力室燃烧稳定性的研究^[14]。基于隔板喷嘴推力室模型,通过开展声学特性仿真和声学模拟试验,得到了隔板喷嘴的阻尼效应,研究了其特征结构参数对于燃烧稳定性的影响,见图8,该研究为推力室燃烧稳定性方案的确定提供了重要依据。

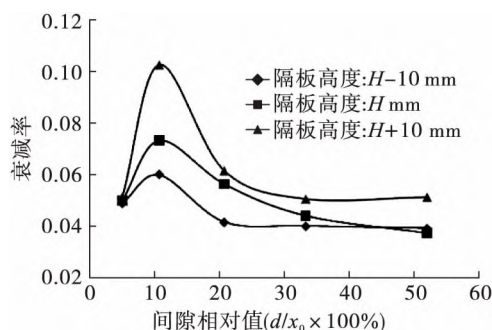


图8 衰减率随隔板间隙变化曲线

Fig. 8 Variation of attenuation rate with clearance of vibration baffles

3.3.3 燃气发生器温度均匀性技术研究

燃气发生器喷注器流量分配的均匀性对于保证燃气温度均匀性起着至关重要的作用。为获得较好的流量均匀性,通过开展燃气发生器三维流场仿真获得压力分布(见图9),进而通过改进结构,优化流场、均衡压力和流量分布^[15]。根据流场仿真结果分析流量不均匀的原因,对燃气发生器身部的结构进行改进,降低了氧化剂进入时因径向冲击造成的流动损失,喷嘴流量周向分布偏差由约 $\pm 15\%$ 减小到 $\pm 6.5\%$ 以内,温度均匀性得到显著改善。

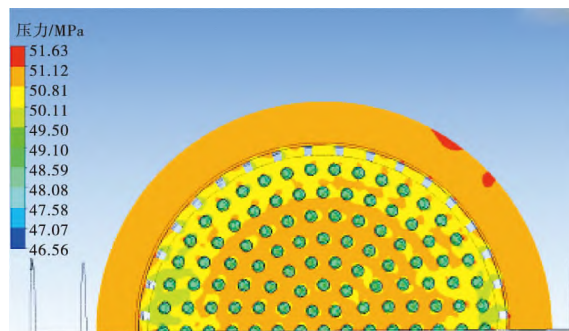


图9 喷注器压力分布

Fig. 9 Pressure contour of injector

3.4 涡轮泵研制进展

3.4.1 涡轮泵方案与研制进展

500 tf 级发动机涡轮泵用于为燃气发生器和推力室提供高压推进剂,涡轮驱动工质为燃气发生器产生的富氧燃气。为解决大功率涡轮泵减振、轴向力平衡、热防护、高低温动密封等问题,采用了新型轴系支撑结构、新型圆管式导向器、高效轴向力平衡装置、涡轮局部冷却、燃气通道喷涂抗氧化涂层、镀膜轴承结构、组合式密封等技术方案。涡轮泵结构见图10。

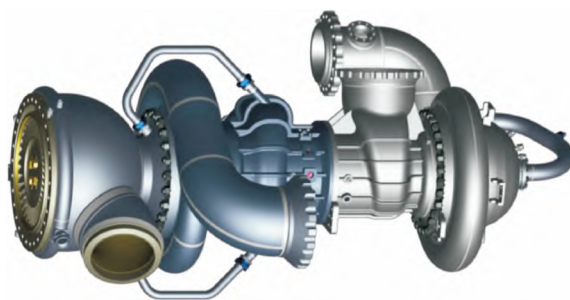


图10 涡轮泵结构图

Fig. 10 Structure of turbo-pump

目前已完成该涡轮泵的设计与生产,开展了涡轮泵性能试验、涂层烧蚀试验、轴向力研究试验、轴承和端面密封运转试验等大量研究性试验,验证并优化涡轮泵方案。

3.4.2 大范围轴向力平衡技术研究

随着涡轮泵规模的增大,加之需满足发动机大范围工况调节要求,轴向力平衡难度显著增大,大范围轴向力平衡技术成为发动机研制需解决的重大关键技术之一。采用新型高效轴向力平衡装置,开展了轴向力仿真评估方法研究。建立了轴向力

计算模型 根据轴承刚度试验获得的位移-载荷关系曲线和涡轮泵试验获得的位移数据(见图 11) 结合有限元分析,能够较为准确地评估涡轮泵轴向力。采用基于串联刚度模型的轴向力计算研究,泵水力试验结果表明轴向力计算值与实测值的误差仅为 4.1%^[16],为大范围轴向力平衡技术的突破提供了重要支撑。

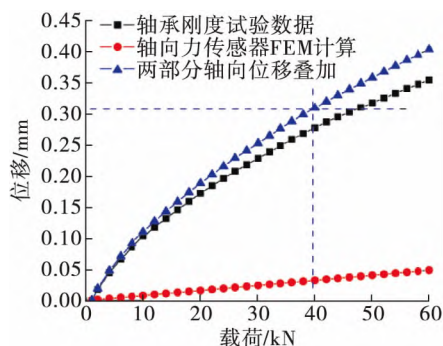


图 11 涡轮泵位移-载荷关系曲线

Fig. 11 Variation of turbo-pump displacement with axial load

3.4.3 大功率涡轮泵转子动力学研究

针对大功率涡轮泵转子动力学问题开展了包括共振频率预示以及关键参数对于转子动平衡的影响研究。建立了涡轮泵转子局部共振模型,研究并提出了通过振动数据进行局部动力学共振频率预示的方法^[17],并通过试验验证,见图 12。通过建立考虑轴承径向游隙的转子模型和考虑装配间隙的动平衡模型^[18-19],研究了轴承径向游隙对转子不平衡响应的影响和不同零件的偏心距以及配合间隙对转子残余不平衡量的影响,并通过试验验证。

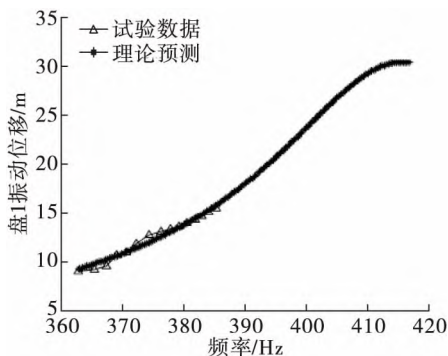


图 12 振动位移试验数据与理论预测的对比

Fig. 12 Compare experimental data with theoretical prediction of vibration displacement

3.4.4 大功率高性能液氧泵技术研究

500 tf 级液氧煤油发动机液氧泵工作在低温高压、高负载、大振动等复杂力热环境,要求其满足高效率、高可靠、大工况范围等要求,为此开展了大功率高性能液氧泵技术研究。通过采用变螺距诱导轮与高速离心泵的匹配优化设计,结合流固热多场耦合仿真开展叶轮关键间隙变化和流动特性的影响分析(见图 13),实现了叶轮各结构尺寸的高效精细化设计,从而提升大功率液氧泵的效率和工作可靠性。



图 13 氧泵流速分布图

Fig. 13 Victory contour of LOX pump

3.5 自动器研制进展

500 tf 级发动机设置多种类型的自动器,用于实现发动机的调节与控制,其中研制难度较高的主要包括推力调节器和液氧主阀。推力调节器主要用于实现发动机启动转级和推力调节,为实现便捷精准控制,首次在液体火箭发动机领域采用机电伺服闭环控制方案;液氧主阀用于控制燃气发生器的液氧供应,在世界液氧煤油高压补燃发动机中最大,采用了新型高强钢轻质壳体、新型蓄能密封、新型降阻流道等结构方案,其结构见图 14。



图 14 液氧主阀结构图

Fig. 14 Structure of liquid oxygen valve

目前已完成 500 tf 级发动机包括推力调节器和液氧主阀在内各自动器的设计与生产,开展了自动器的功能与性能试验,包括推力调节器动、静特性

试验,液氧主阀流阻试验、密封试验、低温介质试验等,获得了关键特性,验证并优化自动器方案。

3.6 半系统试车进展

500 tf 级液氧煤油发动机半系统装置绝大部分总装布局和产品状态与发动机整机一致,包含了发动机除推力室外的几乎所有组件,可实现对发动机大部分组件的全面考核,系统原理图见图 15。

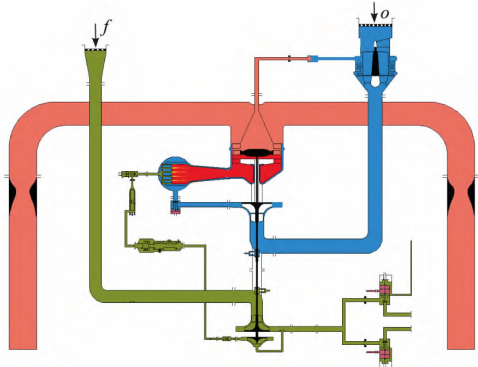


图 15 半系统试车系统原理图

Fig. 15 System diagram of half system test

我国已完成 500 tf 级液氧煤油发动机全工况半系统试车,试车照片见图 16,参数曲线见图 17。



图 16 半系统试车照片

Fig. 16 Photo of half system test

半系统试车的主要结果如下:

1) 试验过程系统参数协调,工作稳定,试验数据和仿真结果吻合较好,涡轮泵转速计算偏差小于 1%,燃气发生器压力达到近 50 MPa,验证了数值仿真的准确性和系统工作的协调性。

2) 初步验证了分级启动、机电伺服控制和启动故障监控等技术,实现了平稳、可控启动和低工况

初级停留,启动品质良好,为突破发动机整机分级启动、健康管理等技术奠定了重要基础。

3) 验证了大功率高效涡轮泵、大流量高压燃气发生器、高精度大范围推力调节器、高压大流量液氧主阀等组件技术,考核了这些新研组件的设计方案和新材料、新工艺,验证了设计、制造与试验技术突破的有效性。

4) 半系统装置结构布局与发动机状态基本一致,考核了发动机总装方案,验证了总装技术的突破情况。

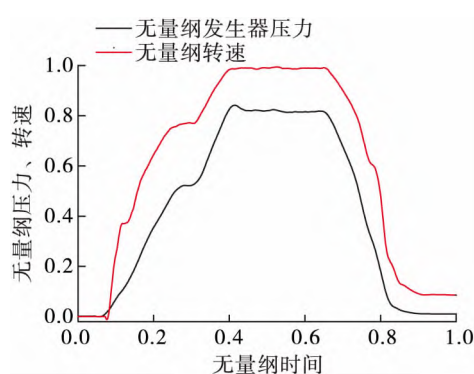


图 17 半系统试车参数曲线

Fig. 17 Parameters of half system test

3.7 发动机整机进展

我国 500 tf 级液氧煤油发动机整机装配工作已完成(见图 18),发动机产品具备参加试车的条件,目前正在开展首次整机试车的准备工作。



图 18 500 tf 级发动机照片

Fig. 18 Photo of 500 tf engine

4 结语

500 tf级液氧煤油高压补燃发动机是我国下一代航天主动力,具有高性能、高可靠、使用维护便捷等优点和重复使用潜力。目前已完成发动机设计、生产,以及大量研究性试验和改进优化,取得了全工况半系统试车和首台发动机整机等标志性进展,关键技术取得重大突破,为发动机后续研制奠定了基础。

参考文献:

- [1] SUTTON G P. History of liquid-propellant rocket engines in Russia formerly the soviet union [J]. Journal of Propulsion and Power 2003, 19(6): 1008-1037.
- [2] KATORGIN B, CHVANOV V, CHELKIS F, et al. RD-480 program history [C]//37th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA 2001.
- [3] 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.
- [4] 李斌, 张小平, 马冬英. 我国新一代载人火箭液氧煤油发动机 [J]. 载人航天 2014, 20(5): 427-431.
- [5] 龙乐豪. 我国载人登月技术途径探讨 [J]. 前沿科学, 2008, 2(4): 29-38.
- [6] 盛英华, 张晓东, 梁建国, 等. 载人登月飞行模式研究 [J]. 宇航学报 2009, 30(1): 1-7.
- [7] 李湘宁, 刘宇. 重型火箭下面级发动机基本参数分析 [J]. 航空动力学报 2009, 24(4): 938-944.
- [8] 李斌, 丁丰年, 张小平. 载人登月推进系统 [M]. 北京: 中国宇航出版社 2011.
- [9] 谭永华. 中国重型运载火箭动力系统研究 [J]. 火箭推进 2011, 37(1): 1-6.
TAN Y H. Research on power system of heavy launch vehicle in China [J]. Journal of Rocket Propulsion 2011, 37(1): 1-6.
- [10] 谭永华. 大推力液体火箭发动机研究 [J]. 宇航学报, 2013, 34(10): 1303-1308.
- [11] 李程, 刘站国, 徐浩海. 双推力室启动同步性研究 [J]. 火箭推进 2014, 40(4): 16-21.
LI C, LIU Z G, XU H H. Study on synchronous ignition of dual-thrust chamber engine [J]. Journal of Rocket Propulsion 2014, 40(4): 16-21.
- [12] 蒲星星, 王建设, 高玉闪, 等. 液氧煤油发动机故障监控特征参数提取研究 [J]. 火箭推进 2017, 43(6): 26-31.
PU X X, WANG J S, GAO Y S, et al. Research on feature extraction for fault monitoring of LO_x/kerosene rocket engine [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2017, 43(6): 26-31.
- [13] 裴曦, 王涛, 杨飒, 等. 发动机主承力构件热结构特性分析 [J]. 火箭推进 2016, 42(3): 41-44.
PEI X, WANG T, YANG S, et al. Analysis on dynamic characteristics of shaft system of vertical overspeed tester [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2016, 42(3): 41-44.
- [14] 郭灿琳, 卢钢, 陈建华, 等. 喷嘴式隔板与纵向肋式隔板阻尼效应分析 [J]. 火箭推进 2013, 39(3): 32-37.
GUO C L, LU G, CHEN J H, et al. Analysis on damping effect of vibration baffles with protruded injectors and longitudinal ribs [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2013, 39(3): 32-37.
- [15] 石晓波, 刘占一, 郭灿琳. 燃气发生器喷注器内氧腔三维流动分析 [J]. 火箭推进 2013, 39(2): 6-11.
SHI X B, LIU Z Y, GUO C L. Analysis of three-dimensional flow in oxygen chamber in injector of gas generator [J]. Journal of Rocket Propulsion 2013, 39(2): 6-11.
- [16] 李爱民, 金路, 苗旭升, 等. 基于串联刚度模型的涡轮泵轴向力计算方法 [J]. 火箭推进 2020, 46(6): 33-37.
LI A M, JIN L, MIAO X S, et al. Calculation method of axial force in turbopump based on serial stiffness model [J]. Journal of Rocket Propulsion 2020, 46(6): 33-37.
- [17] 金路, 朱东华, 王伟, 等. 基于转子动力学特性分析的局部共振诊断研究 [J]. 火箭推进 2017, 43(3): 6-9.
JIN L, ZHU D H, WANG W, et al. Fault diagnosis of local resonance based on rotordynamic analysis [J]. Journal of Rocket Propulsion 2017, 43(3): 6-9.
- [18] 金路, 苗旭升, 王晓锋, 等. 轴承径向游隙对刚性转子不平衡响应的影响研究 [J]. 轴承 2019(5): 41-43.
- [19] 金路, 李爱民, 陈晖, 等. 配合间隙对涡轮泵转子低速动平衡的影响研究 [J]. 火箭推进 2017, 43(4): 14-17.
JIN L, LI A M, CHEN H, et al. Effect of tolerance clearance on low-speed dynamic balance of turbopump rotor [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2017, 43(4): 14-17.