



“长征五号”火箭液氧煤油发动机总体技术

陈建华, 曹晨, 杨永强, 李妙婷, 刘云浩

General Technical Review of Long March 5 Liquid Oxygen Kerosene Engine

CHEN Jianhua, CAO Chen, YANG Yongqiang, LI Miaoting, and LIU Yunhao

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.15982/j.issn.2096-9287.2021.20210003>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

“长征五号”系列运载火箭总体方案与关键技术

General Scheme and Key Technology of Long March 5 Launch Vehicle

深空探测学报(中英文). 2021, 8(4): 335-343

“长征五号”火箭总体优化与设计

The Overall Optimization and Design of the Long March 5 Launch Vehicle

深空探测学报(中英文). 2021, 8(4): 344-353

液体火箭发动机自锁定机电伺服机构

A Self-locking Electro-mechanical Actuation System for Liquid-Propellant Rocket Engine

深空探测学报(中英文). 2021, 8(1): 27-33

“长征五号”火箭大容量调频遥测系统研制

Development of Large Capacity FM Telemetry System for Long March 5 Launch Vehicle

深空探测学报(中英文). 2021, 8(4): 372-379

大推力氢氧发动机故障仿真与试验研究

Fault Simulation and Experimental Study on High-Thrust LOX/LH2 Rocket Engine

深空探测学报(中英文). 2021, 8(4): 389-398

“长征八号”运载火箭电气系统一体化设计技术

Integrated Design Technology of Electrical System for the Long March 8 Launch Vehicle

深空探测学报(中英文). 2021, 8(1): 17-26



关注微信公众号, 获得更多资讯信息

“长征五号”火箭液氧煤油发动机总体技术

陈建华^{1,2}, 曹晨^{1,2}, 杨永强¹, 李妙婷¹, 刘云浩^{1,2}

(1. 西安航天动力研究所, 西安 710100; 2. 液体火箭发动机技术重点实验室, 西安 710100)

摘要: 高压补燃液氧煤油发动机应用于“长征五号”(CZ-5)运载火箭助推模块, 该发动机采用高压补燃循环, 具有高性能、自身起动、大范围推力和混合比调节、结构紧凑等特点。回顾了“长征五号”助推液氧煤油发动机研制历程和技术方案特点, 分析了液氧煤油发动机自身起动点火技术、双机并联大时差不同步关机技术、单机和双机并联发动机整机结构低频特性等研制中的发动机总体技术。提出了YF-100液氧煤油补燃发动机性能提升、结构轻质化、可靠性增长和全任务剖面环境适应性的改进方向, 以及对高精度发动机在线故障诊断系统的需求。

关键词: 长征五号; 液氧煤油发动机; 自身起动; 低频特性

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2021)04-0354-08

DOI:10.15982/j.issn.2096-9287.2021.20210003

引用格式: 陈建华, 曹晨, 杨永强, 等. “长征五号”火箭液氧煤油发动机总体技术[J]. 深空探测学报(中英文), 2021, 8(4): 354-361.

Reference format: CHEN J H, CAO C, YANG Y Q, et al. General technical review of Long March 5 liquid oxygen kerosene engine[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2021, 8(4): 354-361.

引言

“长征五号”(CZ-5)是中国新一代大型运载火箭, 地球同步转移轨道能力达到14 t, 近地轨道最大运载能力达到25 t级^[1]。已执行发射任务的“长征五号”/“长征-5B”均装配4个助推器, 每个助推器均采用YF-100发动机双机并联模式, 承担着目前中国空间站建设及深空探测任务。YF-100发动机单机推力为120 t级, 具有无毒环保、高可靠性、高性能的特点^[2-3]。在“长征五号”助推器上, 中国首次采用了双机并联模式, 双机自身起动、不同步关机、结构动特性等是研制中需要解决的关键技术。本文简述了“长征五号”助推级液氧煤油发动机的研制历程、技术方案特点以及关键总体技术。从“长征五号”液氧煤油发动机系统设计技术和总体结构设计技术两个方面, 重点分析了液氧煤油发动机自身起动点火技术、双机并联大时差不同步关机技术、液氧煤油发动机故障诊断技术、双机并联发动机总体布局特点及结构低频特性。提出了YF-100发动机性能提升的3个主要研究方向。

1 “长征五号”液氧煤油发动机研制概述

1.1 液氧煤油发动机研制历程

20世纪80年代末, 为了在航天动力技术领域实现

新的突破, 中国开始论证新一代运载火箭发动机, 开展了液氧煤油发动机的研究与论证。90年代, 进行了液氧煤油发动机的关键技术攻关。2000年高压补燃循环液氧煤油发动机获准立项^[3], 目标是研制出中国120 t级推力的采用高压补燃循环技术的独立基本型火箭发动机, 达到飞行试验技术水平, 满足新一代运载火箭研制需求, 并为今后液氧煤油发动机系列化发展奠定基础。YF-100发动机的研制主要经历了四个阶段, 见表1。

至今, 已有56台次的YF-100液氧煤油高压补燃发动机参与了“长征五号”运载火箭的7次发射任务(见表2), YF-100使用维护简单, 环境适应性良好, 可靠性高。

1.2 液氧煤油发动机技术方案及特点

“长征五号”运载火箭助推器装配2台YF-100发动机, 通过双机助推机架并联而成, 远离芯级一侧是外侧发动机, 为固定状态; 靠近芯级一侧是内侧发动机, 为单向摇摆状态。各分机工作原理相同, 氧化剂为液氧、燃料为煤油, 可通过蒸发器加热箭体供应氦气用于氧贮箱增压。内侧发动机伺服机构以高压煤油作为动力源牵动发动机实现摇摆, 为火箭提供俯仰、偏航、滚转等控制力。

表 1 YF-100发动机研发历程

Table 1 The development history of YF-100 engine

研发阶段	研制动态
第一阶段	方案阶段：开展了液氧烃发动机研究与方案论证，建立组件和系统模型；开展了部分组件试验件设计与试验研究；开展了液氧烃推进剂物性研究。
第二阶段	关键技术攻关阶段：开展了YF-100发动机关键技术研究，于2000年完成了燃气发生器—涡轮泵联动试验，之后完成首台整机试车。
第三阶段	工程研制阶段：先后完成模样、初样和试样研制；2010年11月11日，YF-100首次双机并联地面试验成功（见图1）；2012年，发动机通过研制专项验收，允许交付飞行使用。
第四阶段	产品应用阶段：2013年6月29日，“长征五号”助推双机模块完成试车；2015年底，发动机参加“长征五号”全箭合练；2016年11月3日，完成“长征五号”首飞。

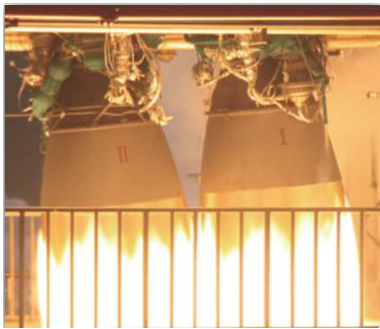


图 1 YF-100双机并联地面试车

Fig. 1 Test of YF-100 double parallel engine

表 2 “长征五号”运载火箭发射统计

Table 2 Statistics of Long March 5 rocket's launch

火箭代号	有效载荷重量/t	飞行时间	飞行状态
CZ-5 Y1	—	2016.11.03	成功
CZ-5 Y2	—	2017.07.02	失败
CZ-5 Y3	8	2019.12.27	成功
CZ-5B Y1	22	2020.05.05	成功
CZ-5 Y4	5	2020.07.23	成功
CZ-5 Y5	8.2	2020.11.24	成功
CZ-5B Y2	25	2020.04.29	成功

发动机采用富氧燃气发生器富燃推力室补燃循环方案，主要由推进剂供应系统、起动点火系统、测控系统、吹除系统、调节系统、推力传递系统等组成，如图2和图3所示。

YF-100发动机技术方案具有以下主要特点：①发动机采用无毒、无污染、性能高、价格便宜的液氧和煤油推进剂；②采用富氧发生器补燃循环系统，几乎全部的液氧进入发生器，与少量的燃料燃烧，产生的高压大流量富氧燃气驱动涡轮后进入推力室补燃，提高了推进剂利用率，发动机性能更高；③采用简单、可靠的自身起动、化学点火系统；④具有大范围推力

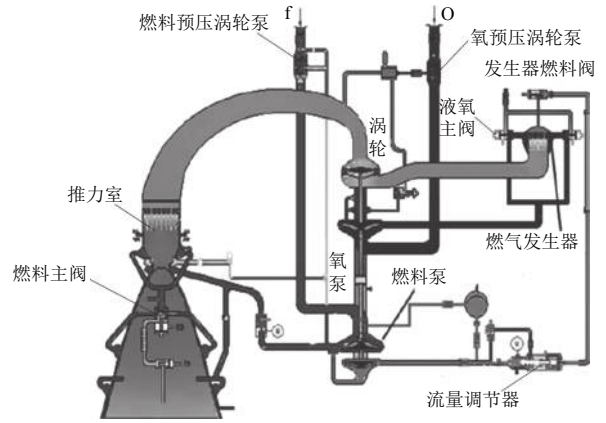


图 2 液氧煤油补燃循环发动机系统图^[1]

Fig. 2 System diagram of liquid oxygen kerosene staged engine^[1]



图 3 YF-100发动机单机模式^[1]

Fig. 3 YF-100 engine single mode^[1]

和混合比调节能力；⑤组件通用、产品化程度高，采用模块化结构设计，能适应箭体3.35 m和2.25 m直径内单向摇摆、双向摇摆及不摆的各种要求，发动机结构紧凑，操作空间良好；⑥每台发动机交付前均进行工艺试车，提高了飞行可靠性，并可根据获得的发动机真实性能参数进行弹道预估，飞行控制精度更高。

1.3 液氧煤油发动机关键技术

YF-100发动机通过提高燃烧室压力实现高性能（是常规主发动机燃烧室压力的两倍以上），发动机对起动过程控制要求高，推力室与发生器组织燃烧和冷却困难，涡轮泵等组件工作条件恶劣，研制难度大。研制过程中先后攻克了大推力补燃循环发动机起动及稳定性控制技术、高压大流量推力室稳定燃烧及冷却技术^[4-6]、高压大流量高功率涡轮泵技术^[7]、大推力液体火箭发动机工况调节技术^[8]等80余项设计、制造和试验关键技术。国内外液体煤油发动机性能对比见表3。

“长征五号”火箭助推模块所采用的双机并联模

式, 相比于单机模式, 内外侧发动机工作时相互影响、结构振动相互耦合、供应系统压力脉动相互耦合、热力环境变化等问题尤为突出。在“长征五号”助推双机并联技术研究过程中, 主要突破了助推双机并联总体结构设计技术、双机并联发动机起动技术、双机并联大时差不同步关机技术、双机并联发动机结构

动特性设计及试验技术、双机并联发动机热试车技术、火箭窄窗口发射发动机适应性技术等总体关键技术。在型号研制过程中策划并实施了氧化剂入口过滤器夹质试验、氧泵动特性试验、极限氮增压流量供应试车、加注湿态停放延迟点火试车、双机并联技术方案验证等地面大型试验。

表3 国内外液氧煤油发动机性能对比

Table 3 Performance comparison of domestic and foreign liquid oxygen kerosene engines

国家	发动机	火箭型号	循环方式	地面推力/KN	地面比冲/(m·s ⁻¹)
俄罗斯	RD-107	“东方号”(“联盟号”)	发生器循环	821	2 518
	RD-170	“天顶号”(“暴风雪号”)	补燃循环	7 259	3 047
	NK-33	N-1重型火箭	补燃循环	1 510	2 910
美国	Merlin-1D	“猎鹰9号”(Falcon 9)	发生器循环	756	2 763
	F-1	“土星5号”(Saturn V)	发生器循环	6 773	2 600
中国	YF-100	新一代运载火箭	补燃循环	1 200	2 942

2 “长征五号”液氧煤油发动机系统设计技术

2.1 自身起点点火技术

液体火箭发动机的起动过程是一个能量高密度释放的过程。在这一阶段, 发动机各组件的工作过程都是非稳态的。发动机所有参数如流量、温度、压力及转速都必须在短暂的时间内(挤压式发动机约为十分之一秒, 泵压式发动机约为2~3 s)从初始状态过渡到主级工作状态, 其工作过程极为复杂^[9]。同时, 起动过程中推力室由富氧状态快速转为富燃燃烧状态, 期间需快速跨过推进剂当量混合比, 对推力室造成较大的温度冲击。

1) 起动方式

液氧煤油发动机起动方式有两种: 自身起动和强迫起动, 图4为发动机起动方案系统简图。RD-120和RD-170发动机采用贮箱压头的自身起动, NK-33发动机的火药起动器起动、RD-8发动机的气瓶起动、开式循环的RS-27发动机的起动箱起动均为强迫起动。强迫起动需借助外能源起动^[10], 包括火药起动器起动方式和气瓶起动方式。火药起动器起动方式需要专门的起动涡轮和火药起动器, 结构质量较大, 对于需要两次以上起动的发动机较难实现; 气瓶起动因所需气体较多, 气瓶体积较大, 对于要求大推力、多次起动的发动机不太适用。

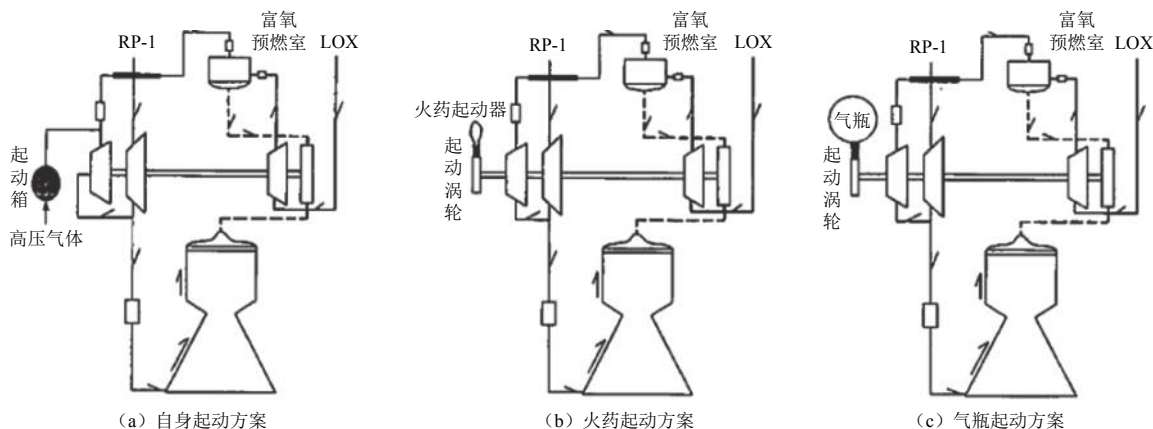


图4 液氧煤油发动机起动方案简图^[9]

Fig. 4 Starting schematic diagram of liquid oxygen kerosene engine^[9]

YF-100发动机采用反力式涡轮，相比于冲击式涡轮，反力式涡轮工作压比较低，相同输出功率下，反力式涡轮需要更大的流量，若采用火药起动方式则需要质量较大的火药起动器，因此YF-100发动机采用自身起动方式。自身起动系统简单、结构质量轻，但发生器起点点火过程需设置起动工况以便匹配较低的入口压力的要求，同时，推力室点火时刻、速率以及起动工况到主级工况的过渡时间等多个关键参数均要通过严格的热试考核才能确定，研制难度很大。

2) 点火方式

火箭发动机有化学点火、火药点火和电火花点火等点火方式。液氧煤油发动机的点火包括发生器点火和推力室点火，根据不同要求一种发动机可以选用不同的点火方式。世界第一台液氧煤油补燃发动机是俄罗斯生产的代号为11D33的发动机，早期采用火药点火方式，后续为了提高可靠性改为了化学点火方式。F-1发动机的发生器采用火药点火，推力室采用化学点火；NK-33发动机的发生器采用化学点火，推力室采用火药点火。YF-100发动机推力室和发生器均采用化学点火方式。

3) 双机并联发动机起点点火

“长征五号”助推器供应系统如图5所示，氧路采用隧道管在燃料贮箱底部分岔供应两台发动机，燃料直接由燃料贮箱底部引出，单独供应发动机。经过多次双机并联地面试验，充分验证了双机并联发动机起动技术，确保了YF-100双机并联正常起动。发动机从起动指令下达至发动机推力达到额定推力90%只需约2 s，起动加速性好，起动过程中发动机各参数上升趋势协调，起动品质高。

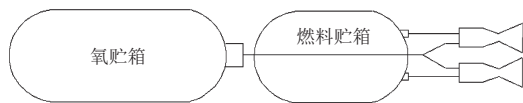


图5 CZ-5助推器供应系统简图

Fig. 5 Schematic diagram of LM-5 booster's supply system

2.2 双机并联大时差不同步关机技术

“长征五号”助推双机发动机为适应火箭总体需求采用不同步关机的时序，飞行过程中外侧固定发动机先关机，内侧摇摆发动机继续工作一段时间后关机。双机并联发动机的不同步关机会产生以下不利影响：①液氧受热产生气泡：由于发动机周围真空羽流加热效应，外侧固定发动机关机后，内腔液氧可能产生气泡，存在通过供应系统进入内侧单摆发动机入口的风险，造成内侧单摆发动机氧泵汽蚀；②关机水击：由于两台发动机液氧入口管相互连通，固定发动机关机

造成的水击压力会传播至单摆发动机入口，使单摆发动机入口压力快速升高，对继续工作的单摆发动机入口组件及泵密封组件工作造成影响。

为了测试液氧入口存在气泡的极限工况对发动机工作过程的影响，在液氧入口不同夹气量条件下，进行了多次发动机地面试验。当液氧入口夹气量0.5%~3%时，液氧夹气将引起液氧密度下降、氧化剂主泵扬程降低，导致发动机推力下降、转速升高、涡轮入口燃气温度增加，但变化量较小，发动机适应性较好。

为了研究关机水击对发动机工作过程的影响，对不同步关机造成的发动机入口压力升高效应进行仿真分析，结果如图6~7所示。先关闭一台发动机，所造成的水击压力基本均传给了另一台仍在工作的发动机，使该台发动机氧入口压力升高至2.4 MPa，燃料入口压力升高至1.4 MPa。之后进行了双机并联发动机大时差不同步关机地面试验，结果显示：后关机发动机的氧入口压力升高至1.5 MPa，燃料入口的压力升高至1.1 MPa，且入口压力升高效应只持续约0.4 s。试验和仿真均证明虽然不同步关机对后关发动机造成氧路和燃料路压力相应升高，但其影响程度非常有限，发动机参数波动幅度较小，且很快平衡在新工况下继续工作，双机并联发动机对大时差不同步关机适应性良好。

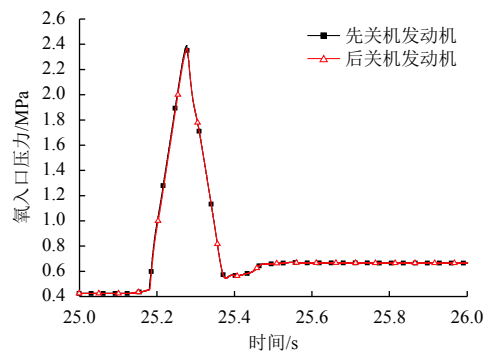


图6 不同步关机氧入口压力变化

Fig. 6 Oxygen inlet pressure of engine with asynchronous shutdown

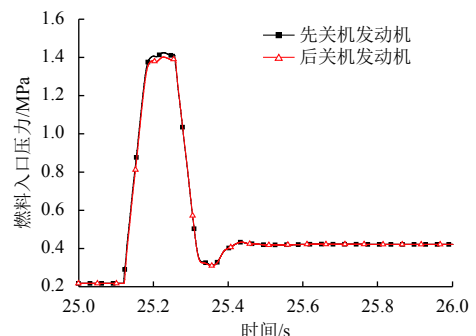


图7 不同步关机燃料入口压力变化

Fig. 7 Fuel inlet pressure of engine with asynchronous shutdown

2.3 液氧煤油发动机故障诊断技术

发动机在线异常检测和故障诊断方法分为试车台在线异常检测方法和飞行在线故障诊断方法。

现有的试车台异常检测方法是红线关机系统,通过监测发动机关键参数,当参数异常超阈值时,发出发动机关机指令^[11]。参数检测阈值,也就是红线,是在发动机研制过程中确定的特定工况下发动机参数的正常范围。同时,由于发动机测量数据中存在背景噪声,当信噪比较低时,红线系统容易误报警,从而造成发动机异常停机。如果不恰当地放宽阈值,会增加发动机的漏检率,存在对发动机造成不可修复损伤的可能性。

由于双机并联试车次数较少,所以试车故障诊断系统对发动机及试车台至关重要。为了满足双机试车故障诊断的要求,在以往单机故障诊断方法的基础上,提出了一套系统同时监控两台发动机参数的方案。两组检测参数均传输给故障监控计算机,由其分别对两组参数进行诊断,当检测到任意一台发动机异常时,给控制系统发出关机信号,控制系统同时给两台单机发送关机指令。该方法的优点是系统简单,安全性高,缺点是无法准确定位故障发动机并实现只关故障发动机的功能。

飞行在线发动机故障诊断系统是搭载于航天飞机或运载火箭的发动机在线健康监控系统。具有代表性的是航天飞机搭载的红线关机系统^[12]、实时振动监测系统^[13](Real-Time Vibration Monitoring System, RTVMS)、航天飞机主发动机健康管理系统(Health Monitoring System, HMS)和先进健康管理系

(Advanced Health Management System, AHMS)等,当诊断系统发现发动机存在重要参数异常时,航天飞机控制系统会关闭故障发动机并进行故障隔离,保全航天飞机乃至航天员的安全,并进行动力重构,争取完成发射任务。法国和德国也分别研制了飞行在线发动机监控系统^[15-16],并将该系统搭载于“阿里安5”

(Ariane 5)运载火箭上。其中比较典型的是:①1985年,挑战者号航天飞机发射时,3台SSME中的一台因温度过高被故障监测系统提前关机,控制系统通过动力重构,将航天飞机送入较低的轨道,并随后安全返回地面(1986年因固体助推器故障,飞行失利);②2020年,SpaceX公司采用“猎鹰9号”火箭发射后,一级九台发动机中一台发生故障,故障诊断系统及时发现故障并关闭了故障发动机,随后进行动力重构并成功将主要载荷(货运飞船)送入正确轨道。

中国目前的发动机故障诊断技术应用较少,只有

应用于发动机试车台的红线关机系统。红线关机系统具有简单、实用、可靠等优点,但方法单一、功能简单、测量参数有限,只能满足发动机基本的测试试验和研制需求。为了进一步提高发动机试车的安全性、降低研制费用,需要研发可靠性好、敏感性高、适应性强的发动机试车台在线故障检测系统。同时,研制适用于液氧煤油高压补燃发动机的高可靠性飞行在线发动机故障诊断系统和发动机健康管理系统,对于提升火箭发射可靠性意义重大。

3 “长征五号”液氧煤油发动机总体结构设计技术

3.1 双机并联发动机总体布局特点

发动机总体结构设计技术是按各组件在系统中的功能和作用进行结构协调,并实现推力传递、推力矢量控制等功能,同时使发动机的结构质量、外廓尺寸等性能指标达到最优化的关键技术;总体结构设计的可靠性直接影响着发动机以及火箭的可靠性。

“长征五号”助推器发动机总体布局(见图8)充分继承发动机单机总装布局方案,最大程度提高通用性和模块化程度。在兼顾紧凑性和开敞性的同时,合理利用有限的空间,尽量减小发动机的外廓尺寸;在满足装配、维修、气密性检查、电气检查、点火导管更换检查要求的前提下,实现结构质量合理分布,提高结构的抗震性。“长征五号”助推器发动机总体布局具有以下特点:



图8 YF-100发动机双机模式^[3]

Fig. 8 YF-100 engine double parallel mode^[3]

- 1) 为满足机架结构、性能要求和解决发动机低频结构谐振问题, 机架和常平座采用一体化设计;
- 2) 气源装置采用模块化集成方案, 便于装配、检查、维护;
- 3) 双机之间增加连接组件, 提高整机结构刚度;
- 4) 发动机机械接口按使用功能性集中布置, 优化接口布局;
- 5) 发动机单机状态安装防火裙连接装置, 以满足飞行状态热防护要求。

3.2 液氧煤油发动机结构低频特性

大型运载火箭结构的纵向固有频率在10 Hz以内,

中国“长征-2E”运载火箭飞行过程中, 工作在这个范围的时间长达120多s^[17-19]。如果发动机结构也存在10 Hz频率以下的结构低频振型, 发动机与箭体就有可能产生低频谐振, 甚至激发POGO问题, 对火箭安全构成风险。在火箭设计过程中, 发动机固有频率偏低给火箭控制系统设计造成了困难, 结构低频特性是影响火箭和发动机结构可靠性的重要问题。

为解决YF-100发动机研制过程中存在的局部结构低频问题, 在试验室和试车台条件、3种状态下共进行了9台次整机模态试验, 测试确定了发动机的整机模态, 为仿真模型的初步建立提供依据。模态试验见图9。

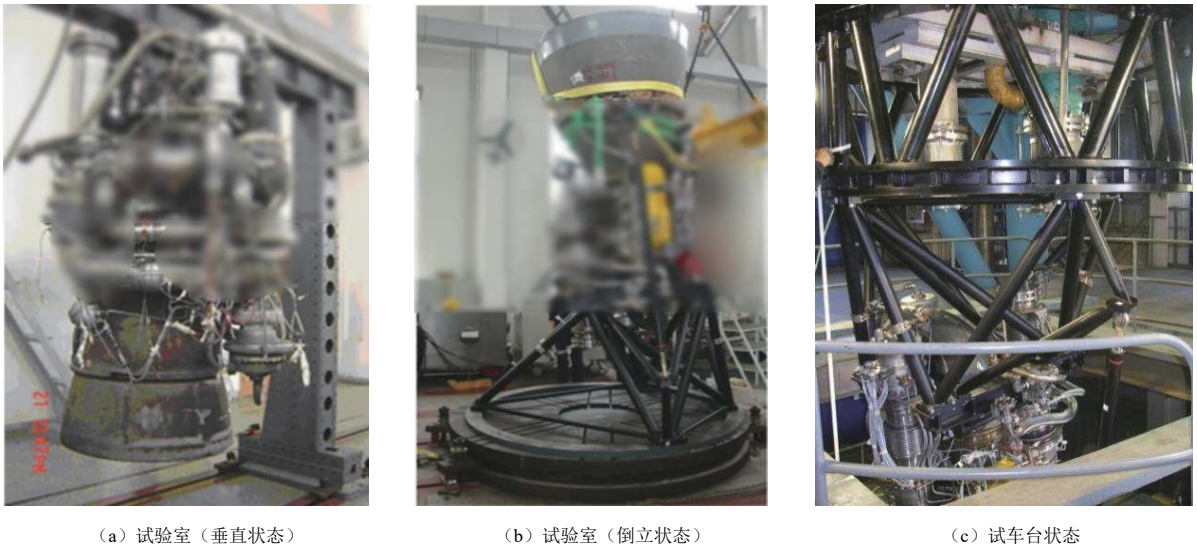


图9 YF-100发动机模态试验

Fig. 9 The modal test of YF-100 engine

在模态试验基础上建立发动机整机结构动特性仿真模型, 其中: ①发动机涡轮泵采用集中质量参数模型; ②推力室采用壳单元; ③喷管采用等效的分布参数模型; ④伺服机构采用杆单元; ⑤机架采用实体单元。针对单机状态进行了模态试验验证, 仿真和试验结果见表4。由表可见, 发动机前三阶模态频率仿真值与试验值偏差均较小, 特别是第一阶模态频率偏差仅为1.6%, 验证了仿真模型的有效性和准确性。

表4 单机状态模态分析结果与试验值对比

Table 4 Comparison of analysis results and test values for YF-100 engine

阶次	计算值/Hz	试验值/Hz	偏差/(%)
1	13.4	13.2	1.6
2	15.4	14.5	6.1
3	23.1	24.5	5.8

以仿真模型为基础, 通过对敏感因素的结构灵敏度仿真分析, 经过百余种结构方案改进与优化, 具体措施包括: ①机架常平座一体化设计; ②增加常平座摇摆方向的刚度。改进后发动机单机状态第一阶模态频率增加约3 Hz。

由于YF-100双机并联结构复杂且尺寸较大, 无法在试验室对其固支状态进行模态试验, 但发动机试车台上模态试验结果中包含了试车台对双机结构低频特性的影响。为此, 以结构模态综合法为理论基础, 结合单机固支状态模态试验和该状态下数值仿真研究, 通过对比分析仿真结果与试验结果, 建立了准确的双机数值仿真模型, 进行了双机固支状态结构低频特性仿真计算, 结果如图10所示。计算结果表明, 双机并联发动机前三阶模态振型分别是: 1号发动机Y方向振动, 两台发动机X方向反向振动,

2号发动机Y方向振动,前三阶模态频率分别为13.7、14.2和14.5 Hz。各阶模态振型中喷管处的振幅最

大,为提高双机并联发动机的结构固有频率,应重点关注喷管的支撑刚度。

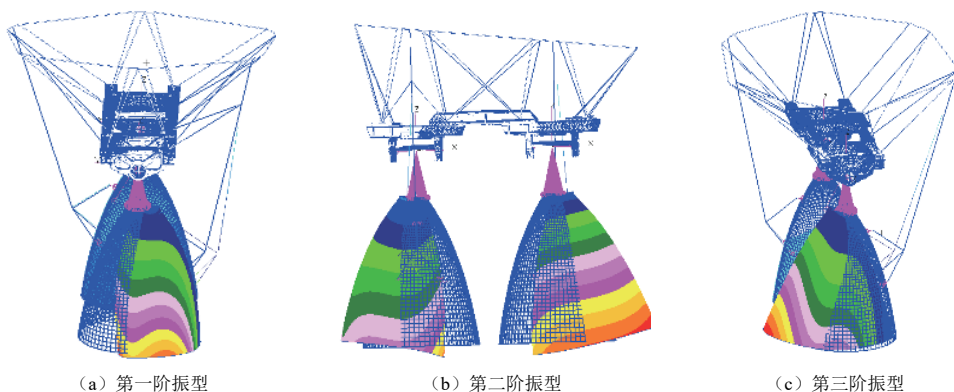


图10 双机助推发动机模态振型图^[20]

Fig. 10 Vibration diagram of double parallel engine^[20]

4 结束语

YF-100液氧煤油补燃发动机具有高性能、自身启动、结构紧凑、产品化程度高、使用维护维修便捷、可靠性高等特点。在新一代“长征五号”大型运载火箭研制中,主要突破了双机并联自身起点点火技术、双机并联大时差不同步关机技术、双机并联试车台在线故障检测技术、双机并联发动机结构动特性总体设计技术。

针对YF-100发动机性能提升,提出以下3点建议:

1) 进一步提高发动机推力,借助3D打印等先进制造技术实现发动机轻量化设计,提高发动机的推重比;

2) 进一步提高发动机组件、整机的工作可靠性,提升发动机全任务剖面内的适应性和使用维护性;

3) 研究适用于液氧煤油高压补燃发动机的高可靠性发动机飞行故障诊断系统和发动机健康管理系统。

致 谢

非常感谢西安航天动力研究所液氧煤油发动机研制团队在文章撰写和修改过程中给予的大力协助,同时也感谢所有提供过帮助的专家和学者。

参 考 文 献

[1] 李东,王珏,何巍,等. 长征五号运载火箭总体方案及关键技术[J]. 导弹与航天运载技术, 2017(3): 1-5.
LI D, WANG J, HE W, et al. The general scheme and key technologies of CZ-5 launch vehicle[J]. Missiles and Space Vehicles, 2017(3): 1-5.

[2] 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.

[3] 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.
LI B, ZHANG X P, MA D Y. The LOX / kerosene rocket engine for

Chinese new-generation manned launch vehicle[J]. Manned Spaceflight, 2014, 20(5): 427-431.

[4] 侯瑞峰,陈建华,曹晨. 高高压液氧烃发动机冷却结构适应性分析[C]//中国航天第三专业信息网第四十届技术交流会暨第四届空天动力联合会会议论文集——S02液体推进及相关技术. 昆明: 中国航天第三专业信息网, 2019.

[5] 曹晨,陈建华,赵剑,等. 大直径液氧煤油发动机燃烧室抗脉动隔板技术[J]. 推进技术, 2019, 40(2): 331-338.
CAO C, CHEN J H, ZHANG J, et al. Investigation on anti-pulsating baffle of large diameter LOX/kerosene rocket engine combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(2): 331-338.

[6] 李龙飞,陈建华,刘站国. 大推力液氧煤油补燃发动机高频燃烧不稳定性的控制方法[J]. 导弹与航天运载技术, 2011(3): 16-19.
LI L F, CHEN J H, LIU Z G. Control techniques of high frequency combustion instability for high thrust LOX/kerosene staged combustion cycle engine[J]. Missiles and Space Vehicles, 2011(3): 16-19.

[7] 陈晖,李斌,张恩昭,等. 液体火箭发动机高转速诱导轮旋转空化[J]. 推进技术, 2009, 30(4): 390-395.
CHEN H, LI B, ZHANG E Z, et al. Rotating cavitation of the high-speed rotational inducer of LPRE[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(4): 390-395.

[8] 陈宏玉,刘红军. 补燃循环发动机推力调节过程建模与仿真研究[J]. 火箭推进, 2014, 40(1): 18-24.
CHEN H Y, LIU H J. Modeling and simulations on the thrust regulation process of staged combustion cycle rocket engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2014, 40(1): 18-24.

[9] 徐浩海,刘站国. 补燃循环发动机启动过程涡轮功率控制[J]. 火箭推进, 2006, 32(4): 10-14.
XU H H, LIU Z G. Turbine power control of staged combustion cycle engine during start-up[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2006, 32(4): 10-14.

[10] 陈宏玉,刘红军,陈建华. 补燃循环发动机强迫启动过程[J]. 航空动力学报, 2015, 30(12): 3010-3016.
CHEN H Y, LIU H J, CHEN J H. Forced start-up procedure of a staged combustion cycle engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(12): 3010-3016.

[11] 谢廷峰,刘洪刚,黄强,等. 液体火箭发动机地面试车实时故障检测算法[J]. 航天控制, 2008, 26(1): 74-78.
XIE T F, LIU H G, HUANG Q, et al. Real time fault detection algorithm for liquid-propellant rocket engine ground test[J]. Aerospace Control, 2008, 26(1): 74-78.

- [12] 周磊, 朱子环, 耿卫国, 等. 美国液体火箭发动机试验中健康管理技术研究进展[J]. 导弹与航天运载技术, 2013(5): 20-25.
ZHOU L, ZHU Z H, GEN W G, et al. Latest development of health management technology on liquid rocket engine test in the USA[J]. Missiles and Space Vehicles, 2013(5): 20-25.
- [13] FIORUCCI T R, LAKIN D R, REYNOLDS T D. Advanced engine health management applications of the SSME real-time vibration monitoring system: AIAA 2000-3622[R]. [S. l.]: AIAA, 2000.
- [14] JOST K. NASA's space launch initiative[J]. Aerospace engineering (Society of Automotive Engineers), 2003, 23(5): 24-28.
- [15] GUO T H, MERRILL W, DUYAR A. Real-time diagnostics for a reusable rocket engine: NASA-TM-105792[R]. USA: NASA, 1992.
- [16] PETTIT C D, BARKHOUDARIAN S. Reusable rocket engine advanced health management system. architecture and technology evaluation-summary[C]/35th Joint Propulsion Conference and Exhibit. California: AIAA, 1999.
- [17] 于海昌, 贾成文. 大型捆绑火箭振动试验液体取代与支撑影响修正方法[J]. 强度与环境, 1996(1): 25-33.
YU H C, JIA C W. Liquid substitution and suspension influence correction methods for large scale launch rocket[J]. Structure and Environment Engineering, 1996(1): 25-33.
- [18] 于海昌. 大型火箭振动试验振型斜率测试方法[J]. 强度与环境, 1996(3): 45-53.
YU H C. Mode shape slopes measurement methods for large scale rocket vibration test[J]. Structure and Environment Engineering, 1996(3): 45-53.
- [19] 王建民, 荣克林, 冯颖川, 等. 捆绑火箭全箭动力学特性研究[J]. 宇航学报, 2009, 30(3): 821-826.
WANG J M, RONG K L, FENG Y C, et al. The research of dynamic characteristics for the strap-on launch vehicle[J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(3): 821-826.
- [20] 黄其殷. 补燃循环发动机双机并联结构低频特性研究[D]. 西安: 西安航天动力研究所, 2010.
HUANG Q Y. Study on low-frequency structure characteristics of double parallel of staged combustion cycle engine[D]. Xi'an: Xi'an Aerospace Propulsion Institute, 2010.

作者简介:

陈建华(1966-), 男, 研究员, 博士生导师, 主要研究方向: 液体火箭发动机总体技术。

通讯地址: 陕西省西安市长安区航天基地飞天路289号(710100)

曹晨(1996-), 男, 博士生, 主要研究方向: 液体火箭发动机总体技术。本文通讯作者。

通讯地址: 陕西省西安市长安区航天基地飞天路289号(710100)

电话: 18681840502

E-mail: 18681840502@163.com

General Technical Review of Long March 5 Liquid Oxygen Kerosene Engine

CHEN Jianhua^{1,2}, CAO Chen^{1,2}, YANG Yongqiang¹, LI Miaoting¹, LIU Yunhao^{1,2}

(1. Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China;

2. Science and Technology on Liquid Rocket Engine Laboratory China, Xi'an 710100, China)

Abstract: High pressure staged combustion liquid oxygen kerosene engine is used in the boosters of Long March 5 (LM-5, CZ-5) launch vehicle. The engine adopts high pressure staged combustion cycle, and has the characteristics of high performance, self-starting, wide range of thrust and mixing ratio adjustment and compact structure. In this paper, the development history and technical scheme characteristics of LM-5 launch vehicle's liquid oxygen kerosene engine are reviewed. The key technologies in the development of the parallel mode engines are analyzed emphatically, such as self-starting ignition technology, large time difference asynchronous shutdown technology and low frequency characteristics of structure in YF-100 engine single mode and two-engine parallel mode. The improvement of performance enhancement, structure lightening, reliability growth and full mission environmental adaptability for YF-100 engine, as well as the demand for high-precision online fault diagnosis system for liquid oxygen kerosene engine, is proposed.

Keywords: Long March 5; LOX/kerosene engine; self-starting; low frequency characteristics

Highlights:

- YF-100 engine has the characteristics of high performance, self-starting, wide range of thrust and mixing ratio adjustment and compact structure. The development of the YF-100 engine involved four periods, and this engine has been used in 7 launches of the Long March 5 launch vehicle.
- The characteristics of different starting modes and ignition modes of liquid oxygen and kerosene engine are analyzed. The YF-100 double parallel engine starts quickly, taking only 2 seconds, and the starting quality is good at the same time.
- Although asynchronous shutdown causes the increase of oxygen and fuel pressure in the later closed engine, the impact is very limited, and the fluctuation range of engine parameters is relatively small.
- The overall layout of the double parallel engine adopts modular design, which improves the structural stiffness of the whole engine and makes its lowest natural frequency higher than the low frequency range of rocket.

[责任编辑: 高莎, 英文审校: 宋利辉]