

长征五号运载火箭助推动力系统*

陈建华^{1,2}, 曹晨^{1,2}, 徐浩海¹, 李妙婷¹, 王飞¹

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

摘要: 长征五号是我国新一代大型运载火箭(代号CZ-5), 芯级捆绑四个助推器, 每个助推器配置两台并联的液氧煤油高压补燃发动机。本文对国内外运载火箭的故障模式进行分析, 结合CZ-5火箭首飞实际情况, 提出了助推动力系统风险规避应采取的措施。针对CZ-5火箭助推级和芯一级发动机启动点火的特点, 分析了CZ-5火箭首次发射中的异型发动机点火匹配特性。简述了YF-100系列液氧煤油发动机的研制历程、技术特征和热环境适应性, 重点分析了发动机在可重复使用和大范围推力调节方面的潜力。对比了国内外液氧煤油补燃循环发动机的推重比性能, 分析了不同发动机推重比对火箭运载能力的影响, 总结了提高发动机性能的措施(如采用泵后摆技术、选用高强度轻质化材料等)。提出了新一代液氧煤油发动机必须在满足高可靠性的前提下, 追求高性能、高推重比、降低成本和增强适应性的后续改进方向。

关键词: 运载火箭; 液氧煤油发动机; 助推器; 技术特征; 推重比

中图分类号: V434 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055(2021)07-1449-09

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.200651

Booster Stage Propulsion System for Launch Vehicle Long March 5

CHEN Jian-hua^{1,2}, CAO Chen^{1,2}, XU Hao-hai¹, LI Miao-ting¹, WANG Fei¹

(1. Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China;
2. Science and Technology on Liquid Rocket Engine Laboratory, Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: Long March 5 is China's new generation of large-scale launch vehicle (code-named CZ-5). The core stage is bundled with four boosters, and each booster uses a dual-unit parallel liquid oxygen kerosene high-pressure staged combustion engine. Considering the real situation of the first launch of the Long March 5, this paper analyzes the failure modes of launch vehicles at home and abroad, and puts forward the measures that should be taken to avoid the risk of the booster system. Combined with the starting characteristics of booster stage and the first-stage engines, the ignition matching characteristics of the different engines in the first launch of the Long March 5 are discussed. The development history, technical characteristics, and adaptability of thermal environment for YF-100 series liquid oxygen kerosene engine are briefly described, and the engine's potential of re-usability and wide-range thrust adjustment is analyzed with emphasis. The thrust-to-weight ratio of liquid oxygen kerosene staged engines is compared, the impact of engines with different thrust-to-weight ratios on the carrying capacity of rocket is studied, and the methods to improve engine's performance are summarized (such as using pump back swing technology, high-strength and light-weight Materials, etc.). It is pointed out that the new generation of liquid oxygen kerosene engine must pursue high performance, high thrust-to-weight ratio, lower cost

* 收稿日期: 2020-08-29; 修订日期: 2021-03-09。

通讯作者: 陈建华, 博士, 研究员, 研究领域为液体火箭发动机总体技术。E-mail: 11schenjh@163.com

引用格式: 陈建华, 曹晨, 徐浩海, 等. 长征五号运载火箭助推动力系统[J]. 推进技术, 2021, 42(7): 1449-1457.
(CHEN Jian-hua, CAO Chen, XU Hao-hai, et al. Booster Stage Propulsion System for Launch Vehicle Long March 5 [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(7): 1449-1457.)

and enhance adaptability under the premise of high reliability.

Key words: Launch vehicle; Liquid oxygen kerosene engine; Booster; Technical characteristics; Thrust-to-weight ratio

1 引言

长征五号(CZ-5)是我国新一代大型运载火箭,地球同步转移轨道能力达到14t,近地轨道最大运载能力达到25t级^[1]。运载能力与俄罗斯安加拉-A5(Angara A5)、欧洲阿里安5(Ariane5)、美国宇宙神5(Atlas V)和德尔塔4型(Delta IV)火箭相当。CZ-5火箭基于5m,3.35m和2.25m三种直径模块,共形成6种构型。已执行发射任务的CZ-5火箭芯一级采用两台YF-77氢氧发动机,四个助推模块装载八台YF-100液氧煤油发动机,每个助推模块均采用双机并联模式,并通过靠近芯级内侧的一台发动机摆动实现推力矢量调节。YF-100发动机单机推力为1200kN,具有无毒环保、高可靠性、高性能的特点,该发动机在研制过程中攻克了补燃循环自身起停、推力调节、新材料等关键技术^[2]。从2016年11月3日首飞成功至2020年12月,共有48台YF-100发动机先后承担了6次CZ-5的发射任务^[3]。

CZ-5火箭首飞时面临芯级YF-77氢氧发动机与助推级YF-100液氧煤油发动机匹配点火起飞,助推器、芯级双机并联构型下液氧煤油发动机对热环境的适应性等挑战。本文分析了CZ-5火箭首飞液氧煤油动力系统可能存在的风险,重点分析了异型发动机点火匹配方案,回顾了YF-100发动机的研制历程,介绍了发动机的技术特征和热环境适应性,研究了地面发动机和高空发动机推重比对火箭运载能力的影响,论述了发动机中新材料的应用和存在的问题,指出了我国液氧煤油补燃发动机后续几个值得进一步优化与改进的地方。

2 助推动力系统首飞技术分析

2.1 助推动力系统风险规避

对国内外运载火箭的故障模式进行分析统计(如图1所示),结果表明,首飞失败的故障主要表现为动力系统故障和控制系统故障,其次是结构、材料失效和分离系统故障,其中动力系统故障占比约为40%。在动力系统故障中,推进剂供应系统的故障所占比例最大,占动力系统故障的47%,其中,多起故障由多余物、堵塞问题导致;起停点火过程中发生的故障约占30%;燃气系统故障和贮箱增压系统故障分别占据第三和第四位。国外典型液氧煤油发动机故障案例如表1所示^[4]。

N-1火箭一级采用30台推力150吨级的NK-33发动机,但四次发射均失败。1969年2月21日,振动导致供应管路破裂,泄漏起火,69s后爆炸。1969年7月3日,8号发动机氧泵吸入异物起火。1971年6月24日,起飞后火箭异常转动,51s后高空爆炸。1972年11月23日,级间分离前,关闭内圈6台发动机时产生的水击压力导致小直径管路断裂,引起发动机起火、爆炸。可见,几十台发动机并联起停点火控制的难度很大,对点火匹配性要求极高。N-1火箭的失败被认为是系统过于复杂而导致,复杂的控制模式与当时的系统控制技术水平不相符,实际实施难度大大增加,完全无法实现即使个别发动机起停或工作“异常”时可实施关闭相应发动机而提高全箭发射和飞行可靠性的“理想”目标,全箭发射和飞行可靠性大大下降。

CZ-5火箭是我国首次采用10台大推力异型发动机点火起动的火箭,较采用同型发动机点火起停

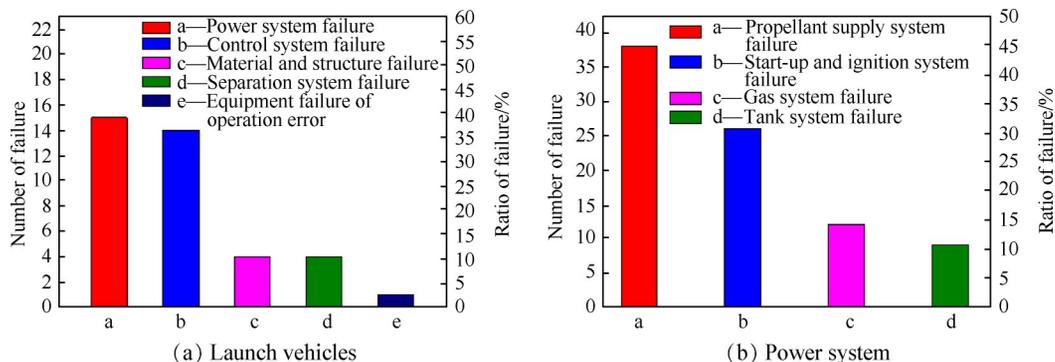


Fig. 1 Statistics of failure modes for launch vehicles

的N-1火箭难度更大。且对首飞而言,新产品、新设计存在不成熟之处,部分设计需要经过首飞试验进行验证。通过对国内外运载火箭相关案例进行分析,结合我国新一代运载火箭实际情况,针对动力系统和液氧煤油发动机,提出了保障首飞成功、规避首飞风险的措施。

(1) 充分考虑火箭飞行任务剖面环境条件及天地差异性

结合液氧煤油发动机产品的生产交付使用流程,对发动机全任务剖面环境适应性进行梳理分析。开展自然环境和飞行环境适应性试验,如发动机高入口压力考核、推进剂注气考核、长时间湿态停放后试车考核等。

(2) 关注海上运输、近海靶场环境特点

我国新一代运载火箭将首次于海南文昌发射,并经历海上运输过程,环境条件与现有靶场存在较大差别,需关注海上及近海环境对发动机组件的影响。应采取相应保护措施,减少在盐雾中的暴露时间,在设计中也应尽量避免易腐蚀材料的使用。

(3) 确保分系统对接接口匹配

确保对接接口的协调性和发动机对推进剂入口

条件的适应性,进行覆盖全部飞行状态的动力系统试车,验证发动机与其它分系统对接接口的匹配性。

2.2 异型发动机点火匹配

根据火箭助推级发动机与芯一级发动机所采用的推进剂组合是否相同,将火箭发射下达点火指令后助推级与芯一级发动机的起动过程分为:同型发动机起动和异型发动机起动。从能量最大限度利用的角度,助推级和芯一级发动机推力同时达到最大是最优的,但由于各型发动机所使用的推进剂组合以及自身点火时序的差异,确保各型发动机同时达到起飞推力必然会导致不同发动机在不同时刻分别进入起动程序点火,出现各型发动机点火过程相互影响的风险。同时,各型发动机消耗推进剂的流量不同,点火起动顺序决定了火箭起飞前推进剂的消耗量,进而影响火箭有效载荷的重量。再者,火箭起飞前,发射场系统供应大量冷却水冷却发射塔架,各型发动机点火起动过程决定了冷却水的消耗量。综上,为了同时平衡能量利用最大化、火箭有效载荷最大化、发射场冷却水消耗量最小化和异型发动机点火匹配最优等因素,最终制定了CZ-5火箭首飞点火方案。国内外各型火箭起飞时序见表2。

Table 1 Failure statistics of liquid oxygen/kerosene staged engines abroad^[4]

Engine	Rocket	Application	Date	Cause of failure
NK-33	N-1	First stage	1969-02-21	Control system shut down the 12th and 24th engines due to sensor measurement errors. Eventually, all engines were shut down and exploded 69 seconds later
AJ-26 (NK-33)	Antares 130	First stage	2014-10-28	The rocket exploded 6s after takeoff, possibly because of turbo pump failure
RD-120	Зенит-2	Second stage	1985-04-13	The propellant was exhausted prematurely due to a leak in the flow regulator
RD-171	Зенит-3SL	First stage	2007-01-30	3.9s after takeoff, the metal surplus caused the pump to be blocked, and the rocket fell to the launch pad and exploded
RD-8	Зенит-2	Second stage	1985-06-21	The liquid oxygen valve is blocked, causing an explosion
RD-58	Протон-K/D	Upper stage	1969-11-23	Oxygen valve leak
	Протон-K/DM-2	Upper stage	1987-01-30	Ignition failure
	Протон-K/DM-2	Upper stage	1996-02-19	Ignition failure

Table 2 Comparison of the takeoff process of several types of rockets

Types of rockets	Booster engine propellant	First stage engine propellant	Start type	Ignition command time/s	Rocket takeoff time/s	Intervals/s
CZ-2F	N ₂ O ₄ /UDMH	N ₂ O ₄ /UDMH	Same type of engine start	-3.0	0.0	3.0
CZ-7	LOX/RP-1	LOX/RP-1	Same type of engine start	-7.3	0.0	7.3
CZ-5	LOX/RP-1	LOX/LH ₂	Different types of engine start	-9.0	0.0	9.0
Энергия (Russia)	LOX/RP-1	LOX/LH ₂	Different types of engine start	-8.0	3.8	11.8
Ariane5 (Europe)	SRE	LOX/LH ₂	Different types of engine start	0.0	7.0	7.0

各型火箭从下达点火指令到火箭起飞的间隔时间有很大差异。CZ-2F火箭助推级和芯一级均采用四氧化二氮/偏二甲肼的推进剂组合,CZ-7火箭助推级和芯一级均采用液氧/煤油的推进剂组合,均属于同型发动机起动。两型火箭均采用芯级发动机先点火,助推级发动机后点火的顺序。能源号火箭芯一级采用RD-0120氢氧富燃补燃循环发动机,助推级采用RD-170液氧煤油富氧补燃循环发动机,与CZ-5火箭芯一级和助推级采用的发动机形式基本一致,均属于异型发动机点火。能源号火箭点火指令发出后,首先芯一级氢氧发动机起动,9.7s后助推级液氧煤油发动机起动,11.8s后助推级RD-170发动机达到90%推力,火箭起飞。欧空局Ariane5火箭芯一级采用氢氧发动机,助推级采用固体火箭发动机,也属于异型发动机起动,与能源号、CZ-5火箭类似,也是芯一级氢氧发动机先起动。

CZ-5火箭芯一级采用氢氧发动机,助推级采用液氧煤油发动机,属于异型发动机起动点火,点火指令发出后,首先芯一级氢氧发动机起动,经过7s左右氢氧发动机开始产生推力,此时助推级液氧煤油发动机起动,约2s后两型发动机总推力达到并超过箭体的总重量,火箭离开发射台起飞。火箭发射时由于氢氧发动机起动前需要预冷并吹除液氢供应管路和氢泵,预冷后的氢直接排出,为了防止泄漏的液氢在箭体周围形成大量氢雾造成点火时爆燃,芯一级氢氧发动机需要先起点点火。同时,为了防止氢氧发动机点火后产生的高压燃气窜入还未点火的液氧煤油发动机推力室中,从而影响液氧煤油发动机的正常点火,液氧煤油发动机在氢氧发动机点火前进行推力室燃料系统高压吹除,确保之后发动机正常起动。

3 YF-100液氧煤油发动机概述

3.1 YF-100发动机研制历程

YF-100发动机在CZ-6运载火箭中采用芯一级单机模式;在CZ-7运载火箭中采用助推级单机和芯一级双机并联模式;在CZ-5运载火箭中采用助推级双机并联模式,提供90%起飞推力。2000年,YF-100发动机通过工程立项;2001年,首台YF-100发动机通过地面试车;2010年11月11日,YF-100首次双机并联地面试验成功(见图2);2012年,发动机通过研制专项验收,允许交付飞行使用;2013年6月29日,CZ-5新一代运载火箭助推动力系统试车成功,2013年6月30日,CZ-5运载火箭转入试样阶段,允许执行飞行试验任务^[5]。

3.2 YF-100发动机技术特征

YF-100发动机具有密度比冲高、推进剂价格低廉、资源丰富、使用安全方便及无毒无污染等优点。煤油作为常温推进剂,运输、加注和操作方便,安全性好,且价格便宜(是液氢的1/100,是偏二甲肼的1/30^[6]),能较大幅度降低发动机的研制成本和运载火箭的发射费用。与此同时,研制的高能火箭煤油可以使表征发动机性能最重要的指标“比冲”实现较大提高。

(1) 高性能

YF-100发动机是我国首次采用富氧补燃循环方案的液体火箭发动机(如图3所示),富氧补燃循环发动机中燃气发生器产生的高温富氧燃气在驱动涡轮做功后全部进入推力室,与推力室中的煤油进行二次燃烧(即“补燃”),充分释放推进剂的化学能,以此获得更高的发动机性能。发动机全流量液氧与小流量煤油在燃气发生器中以高混合比燃烧,产生的燃

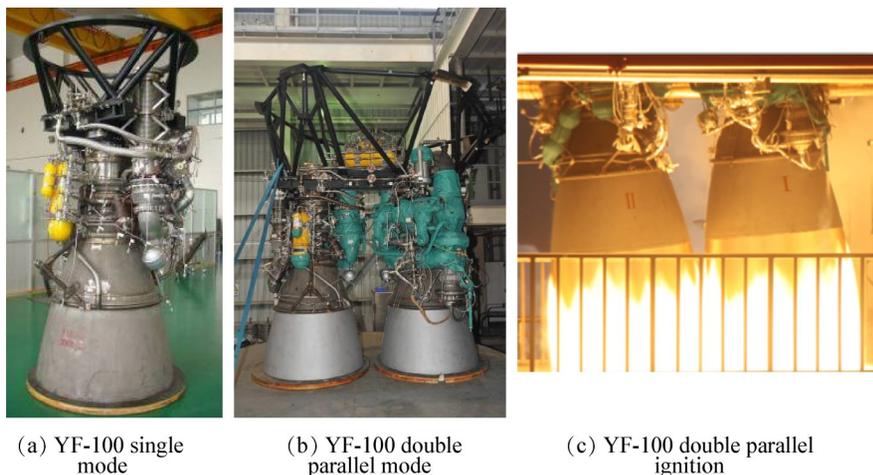


Fig. 2 YF-100 LOX / kerosene staged combustion cycle engine (single/double parallel)

气流量大,可大幅提高涡轮功率,因此燃烧室压力达到18MPa(燃气发生器循环燃烧室压力一般不超过10MPa)。同时,国产煤油传热试验研究结果表明YF-100发动机燃烧室压力还可以进一步提高。

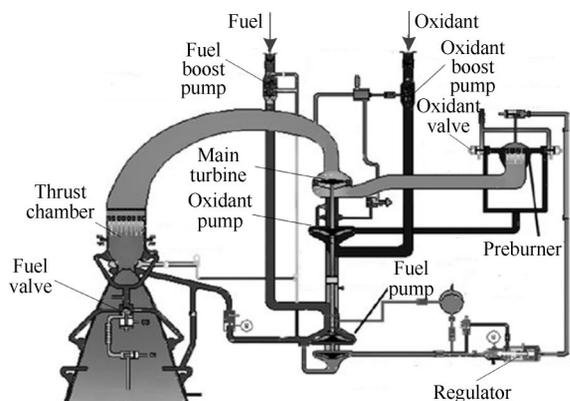


Fig. 3 System diagram of LOX/kerosene rocket engine^[5]

(2) 自身起动

YF-100发动机采用自身起动,不需要设置火药起动机、起动涡轮等,简化了起动系统。发动机采用化学点火剂点火,点火剂存储在点火导管内,用膜片密封。发动机起动时,高压气体推动液体燃料挤破膜片,使点火剂分别进入燃气发生器和推力室,并与液氧自燃点火。俄罗斯RD-170, RD-180, RD-191液氧煤油发动机也均采用化学点火剂自身起动方式,与F-1, Merlin等开式循环液氧煤油发动机显著不同。

(3) 多次使用

重复使用航天运输系统具有廉价、快速、机动、可靠等特点,是航天运输系统的重要发展方向^[7]。发动机重复使用是支撑重复使用运载火箭未来发展的核心技术之一^[8-9],多次使用发动机技术主要涉及发动机推力深度调节与多次起动技术、发动机健康管理与寿命评估技术、高温组件热结构抗疲劳寿命评估及延寿技术、结构动态载荷控制与评估技术、快速评估检测与维修维护技术、发动机先进材料和智能制造技术等技术领域^[10-11]。

相比于燃气发生器循环液氧煤油发动机中可能存在的煤油积碳问题, YF-100发动机采用富氧燃烧的燃气发生器,使小流量煤油充分燃烧,很大程度上避免了涡轮积碳问题,为发动机的可重复使用提供必要条件。此外, YF-100发动机采取多环带液膜冷却、再生冷却、金属隔热镀层等先进技术^[12],满足多次使用对冷却性能的要求。目前YF-100发动机寿命超过10倍工作时间,初步计算表明推力室和涡轮泵等主要组件的使用寿命达30次以上^[13]。YF-100

发动机具备良好的多次使用性,每台发动机交付前都进行工艺试车考核,检验合格后才交付发射。

(4) 推力可调

发动机推力调节能力对运载火箭的运载能力、落区调整、减载设计等总体性能参数有较大影响^[14]。YF-100发动机具备推力和混合比大范围可调节功能,发动机单机推力调节能力达50%~105%,混合比调节范围为 $\pm 10\%$ 。为满足可重复使用动力系统要求,对发动机深度变推力系统方案进行研究,提出了发生器燃料路流量调节器调节、主涡轮前燃气分流以及氧化剂主路节流等相结合,并辅助以气体乳化提高喷注器压降的组合深度推力调节方案^[15-16],液氧煤油发动机调节能力的下边界可以进一步降低。

(5) 新材料应用

YF-100发动机由于采用富氧补燃循环,其工作过程涉及高压、低温、高温、富氧、大热流等苛刻条件,同时高室压条件下的可靠煤油冷却和高效稳定燃烧技术难度较大。与采用燃气发生器循环系统方案的发动机主要采用普通不锈钢材料不同, YF-100发动机在设计过程中攻克了大量新材料及其应用技术,先后研制并成功应用了50余种金属和非金属材料^[17],其中包括:适应高温、高压、高富氧燃气工作条件的高强度镍基变形高温合金GH4202, GH4586等;适应高压、高温、低温的高强不锈钢材料和高导热性铜合金材料;多种高性能石墨材料、铜石墨粉末冶金材料、橡胶材料等。

YF-100发动机所采用的新型金属和非金属材料都经过了工程化研制和环境适应性专项研究,通过了发动机研制过程中进行的不同条件下的多次地面考核和飞行任务考核。对发动机制造技术和应用技术的各种考核充分验证了新材料优良的性能,已经非常好地满足了发动机的工作要求。但在工程应用中也会存在一些问题,如高强不锈钢使用性能指标好,极限拉伸强度接近1.2GPa,但部分高强不锈钢新材料在使用过程中会出现一定程度的“浮锈”。“浮锈”是不锈钢材料本身随环境和时间变化出现的现象,是追求材料高强度指标的必然结果,并不会影响发动机使用可靠性。

3.3 YF-100发动机热环境适应性

火箭飞行时,发动机所处的复杂热环境具体可分为:内部热环境和外部热环境。液氧煤油发动机室压高,燃烧室主流燃气温度可达3800K,推力室壁面热流密度大,发动机可靠冷却困难。CZ-5助推级YF-100发动机点火后,8台液氧煤油发动机和2台氢

氧发动机同时工作,多股火焰相互作用加大了喷管出口处的热流密度。随着飞行高度增加喷管出口羽流加热效应显著,这种情况在双机并联时更严重。为此,CZ-5助推级YF-100发动机加装了防热裙,如图4所示,这项措施在俄罗斯RD-180等液氧煤油发动机上均有使用,如图5所示。土星五号火箭一级采用5台F-1发动机并联工作,热防护问题更为严峻,因此发射前需要给每一台F-1发动机都加装热防护罩,其单台发动机热防护系统的重量甚至超过了500kg,如图6所示^[18-19]。

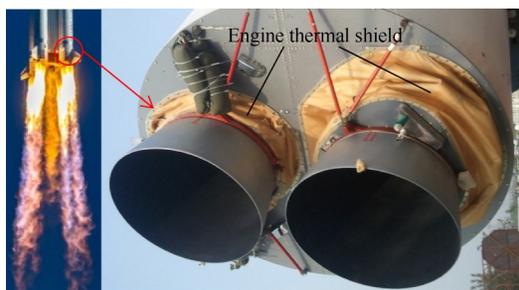


Fig. 4 YF-100 engine with thermal shield

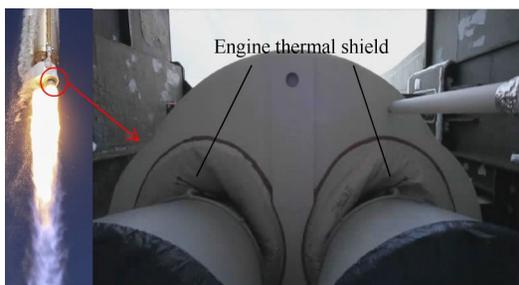


Fig. 5 RD-180 engine with thermal shield

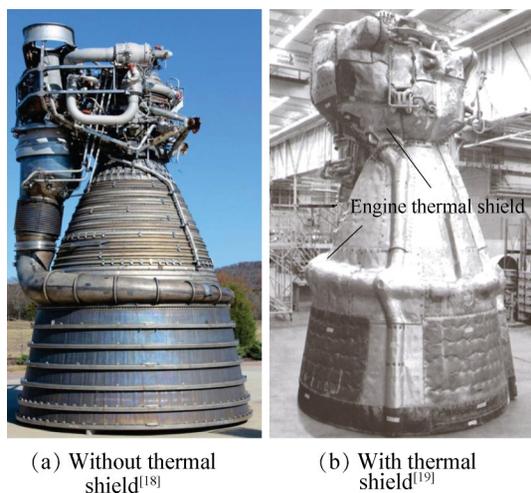


Fig. 6 F-1 engine with and without thermal shield

YF-100发动机采取了改善局部喷注结构、降低边区混合比、增加冷却环带流量、金属隔热镀层等措施,解决了推力室局部过热烧蚀问题。同时YF-100

发动机喷管扩张段采用了铣槽结构再生冷却,冷却性能好,在飞行热环境条件下,喷管出口处局部最高温度低于800℃。

4 YF-100液氧煤油发动机性能提升

比冲(“密度比冲”,即推进剂密度与比冲的乘积)是液体火箭发动机最重要的性能指标,表征发动机的能量及其利用特性,所以比冲有时也被称为“经济性”指标,是发动机性能提升的重要方向。而推重比表征发动机“体型”,不同程度影响运载能力水平,对高空液氧煤油发动机尤其重要。提高发动机比冲可采取以下措施:(1)采用先进的补燃循环方式(分级循环);(2)提高燃烧室压力和燃烧效率;(3)优化喷管结构,提高喷管效率,增大喷管面积比;(4)提高煤油性能,如采用高能煤油。近年来,Space-X公司Falcon 9火箭采用推重比高达160的Merlin发动机成功实现部分回收,发动机的推重比参数也逐渐被人关注。

液体火箭发动机推重比为发动机推力与发动机重量的无量纲比值。表3统计了国内外液氧煤油补燃循环发动机的推重比。俄罗斯现役的补燃循环液氧煤油发动机推重比均达70以上,而YF-100发动机单机的推重比为63.7,具有一定的提升潜力。高推重比意味着全箭高结构系数,在相同的起飞质量下获得更高的运载能力。基于YF-100液氧煤油发动机,我国正在研制推力更大、结构质量更轻的改进型发动机,其推力提高了4.2%,结构质量减小了5.2%,发动机推重比提高了10%,达到了70.1。YF-100系列发动机燃烧室压力为18MPa,低于RD-170系列发动机(25 MPa),因此YF-100改进型发动机的推重比相比于同样采用泵后摆技术的RD-170系列发动机仍略低。

为了进一步分析发动机推重比对火箭运载能力的影响,以Falcon9-fT火箭为基本型,仅对一级发动机进行更换,更换发动机的参数如表4所示。得到一级、二级的速度增量和火箭的有效载荷质量,计算过程中保证有效载荷的总速度增量、一级、二级发动机推进剂质量恒定。发动机更换的原则为火箭地面总推力不变,依据总推力和各型发动机单机推力计算所需发动机的数量(允许小数),各型发动机的比冲由地面比冲和真空比冲的平均值确定。计算结果如表5所示。

由表5中更换6种不同液氧煤油发动机预估Falcon9-fT火箭运载能力的结果可知:(1)YF-100发动

Table 3 Statistics of thrust-to-weight ratio of ORSC LOX/ kerosene engine

Country	Engine	Thrust/kN	Weight/kg	Chamber pressure/MPa	Thrust-to-weight ratio
Russia ^[20-22]	RD-170	7259 (s)	9755	24.54	75.9
	RD-171M	7400(s)	9300	-	79.6
	RD-180	3827 (s)	5480	25.75	71.3
	RD-191	1922 (s)	2290	26.30	85.6
	RD-120	833.6(v)	1125	16.28	75.6
	NK-33	1510(s)	1235	14.70	124.8
China	YF-100	1200(s)	1920	18.00	63.7
	YF-100 Improved engine	1250(s)	1820	18.00	70.1

Notes: s-sea level; v-vacuum

Table 4 Parameters of several liquid oxygen kerosene engines

Engine	Thrust/kN	Weight/kg	Specific impulse/s	Thrust-to-weight ratio
Merlin1D	756	470	282.0(s)/311.0(v)	164.1
YF-100	1200	1900	300.2(s)/335.3(v)	64.4
RD-180	3827	5480	311.0(s)/338.0(v)	71.3
F-1	6773	8444	265.4(s)/304.1(v)	81.8
RD-191	1922	2290	311.4(s)/337.5(v)	85.6
NK-33	1510	1235	297.0(s)/331.0(v)	124.8
RD-120	784.5	1080	304.4(v)	74.1

Notes: s-sea level; v-vacuum

Table 5 Evaluation of carrying capacity after changing different engines for Falcon 9-ft rocket

Engine	Merlin1D	YF-100	RD-180	F-1	RD-191	NK-33	RD-120
Payload/t	22.8	24.37	25.27	21.06	25.49	24.6	24.28
First stage structural weight/t	22.2	28.743	27.713	26.453	26.077	23.535	27.337
First stage propellant weight/t	409.5	409.5	409.5	409.5	409.5	409.5	409.5
First stage specific impulse/s	296.5	317.75	324.5	284.75	324.45	314	317.2
First stage speed increment/(m/s)	3738	3891.3	3974.5	3555.2	3993.8	3912.2	3901.3
Second stage structural weight/t	4	4	4	4	4	4	4
Second stage propellant weight/t	107.5	107.5	107.5	107.5	107.5	107.5	107.5
Second stage specific impulse/s	345	345	345	345	345	345	345
Second stage speed increment/(m/s)	5449	5295.8	5212.5	5631.9	5192.7	5274.2	5285.5
Total speed increment/(m/s)	9187.0	9187.1	9187.0	9187.1	9186.5	9186.4	9186.8

机地面比冲与NK-33和RD-120发动机接近,但推重比最小,将YF-100发动机更换为NK-33和RD-120发动机后,火箭的有效载荷分别增加了0.23t和0.11t,分别提高了约1%和0.5%;(2)YF-100发动机推重比与RD-180发动机相差较小,但地面比冲相比RD-180发动机相差10s左右,将YF-100发动机更换为RD-180发动机后,火箭的有效载荷增加了0.9t,提高了约3.7%;(3)RD-180与RD-191发动机比冲性能接

近,但RD-191发动机推重比较RD-180发动机提高了约20%,将RD-180发动机更换为RD-191发动机后,火箭的有效载荷增加了0.22t,仅提高了0.87%;(4)RD-120与NK-33发动机比冲性能接近,但NK-33发动机推重比较RD-120发动机提高了约68%,将RD-120发动机更换为NK-33发动机后,火箭的有效载荷增加了0.12t,仅提高了0.49%。综上所述,对于一次性使用火箭而言,一级发动机比冲对火箭有效

载荷的影响明显大于推重比。一般而言,推重比对于有效载荷的影响与飞行时发动机的工作阶段紧密相关,其中助推级发动机影响最小(约 10:1,即发动机重量减少 10kg,有效载荷增加 1kg),芯一级发动机影响次之,高空发动机影响最大(1:1,即发动机重量减少 1kg,有效载荷增加 1kg)。因此,通过提升发动机推重比的方式增加有效载荷,应优先提升芯级和高空发动机的推重比,在保证结构可靠性的基础上,选用高强度轻质化材料,结合 3D 打印技术进一步实现发动机减重。

后续液氧煤油发动机推力、比冲性能、适应性和可靠性的提升,一方面应改进技术方案和制造技术,另一方面,需要继续提升新型金属高强材料的性能,同时还需开展对非金属材料,包括轻质复合材料、轻质耐热、耐烧蚀材料的研制。同时,研制新型高能火箭煤油也是实现液氧煤油发动机性能提升的有效途径,高能煤油可较大幅度提高推进剂的能量特性,从而获得更高的发动机比冲性能,特别是对于高空上面级液氧煤油发动机意义重大,可进一步拓展液氧煤油发动机的应用范围。

5 结束语

本文总结分析了长征五号运载火箭助推动力系统首飞面临的风险和异型发动机点火匹配性;回顾了 YF-100 液氧煤油发动机的研制历程、技术特征以及热环境适应性;提出了后续液氧煤油发动机性能提升的几点意见。得出如下结论:

(1)针对助推动力系统和液氧煤油发动机,结合我国新一代运载火箭发射实际情况,研制时应充分考虑火箭飞行任务剖面环境条件及天地差异性,关注海上运输、近海靶场环境特点,确保分系统与火箭总体对接接口的匹配性。

(2)YF-100 发动机作为助推级发动机与芯一级液氢液氧发动机共同提供 CZ-5 火箭的起飞推力,应根据各型发动机的推进剂组合和自身点火时序差异确定各型发动机的点火时序间隔,从而实现异型发动机点火匹配。

(3)YF-100 液氧煤油发动机具有高可靠、高性能、推进剂无毒和廉价等特点。采用自身起动技术,研制并成功应用了 50 余种适用于高压、低温、高温、富氧、大热流等苛刻条件的金属和非金属材料,其核心组件具备良好的多次使用性,发动机寿命超过 10 倍工作时间。同时,发动机具备推力大范围可调节功能,单机推力调节能力达 50%~105%,如采用多种

深度变推力系统方案,可使发动机推力调节能力进一步增强。

(4)推重比对于有效载荷的影响与发动机型号紧密相关,高空发动机的影响最大,助推级发动机比冲对火箭有效载荷的影响明显大于推重比。后续可通过改进技术方案(如采用泵后摆技术)、提升制造工艺、研制轻质耐热材料和新型高能火箭煤油进一步提高液氧煤油发动机各项性能指标和固有可靠性。

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.
- [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] TAN Yonghua, ZHAO Jian, CHEN Jianhua. Progress in Technology of Main Liquid Rocket Engines of Launch Vehicles in China[J]. *Aerospace China*, 2020, 21(2): 23-30.
- [4] 龚南妮,陈建华,付 平,等. 液体火箭发动机对运载火箭首飞风险的影响分析[C]. 上海: 中国航天科技集团公司科技委液体及特种推进技术专业组暨中国宇航学会液体火箭推进专业委员会 2015 年年会, 2015.
- [5] 李 斌,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.
- [6] 张贵田. 液氧/煤油液体火箭发动机的应用与发展前景[J]. 中国航天, 1994(8): 39-41.
- [7] 龙乐豪,王国庆,吴胜宝,等. 我国重复使用航天运输系统发展现状及展望[J]. 国际太空, 2019, 489: 4-11.
- [8] 陈士强,黄 辉,张青松,等. 中国运载火箭液体动力系统发展方向研究[J]. 宇航总体技术, 2020, 4(2): 1-12.
- [9] 陈士强,黄 辉,邵业涛,等. 航天动力系统未来需求方向及发展建议的思考[J]. 宇航总体技术, 2019, 3(1): 62-70.
- [10] 谭永华,李 平,杜飞平. 重复使用天地往返运输系统动力技术发展研究[J]. 载人航天, 2019, 25(1): 1-12.
- [11] 李 斌,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.
- [12] 侯瑞峰, 陈建华, 曹晨. 高室压液氧烃发动机冷却结构适应性分析[C]. 昆明: 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议, 2019.
- [13] 张亮, 吴海波, 张德禹, 等. 液体火箭发动机推力室喉部结构热疲劳寿命预估研究[J]. 火箭推进, 2014, 40(5): 24-29.
- [14] 范瑞祥, 郑立伟, 宋强, 等. 发动机推力调节能力对系列构型运载火箭总体性能影响研究[J]. 载人航天, 2014, 20(5): 393-398.
- [15] 谭永华, 杜飞平, 陈建华, 等. 液氧煤油高压补燃循环发动机深度变推力系统方案研究[J]. 推进技术, 2018, 39(6): 1201-1209. (TAN Yong-hua, DU Fei-ping, CHEN Jian-hua. Study on Deep Variable Thrust System of LOX/Kerosene High Pressure Staged Combustion Engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2018, 39(6): 1201-1209.)
- [16] 徐浩海, 李春红, 陈建华, 等. 深度变推力液氧煤油发动机初步方案研究[J]. 载人航天, 2016, 22(2): 62-70.
- [17] 杨永红, 刘站国, 陈建华, 等. 液氧煤油高压补燃发动机应用的新材料综述[C]. 福州: 中国航天第三专业信息网第三十五届技术交流会2014年年会, 2014.
- [18] Betts E M. Waking a Giant: Bringing the Saturn F-1 Engine Back to Life[R]. NASA M 13-3063.
- [19] Young A. The Saturn V F-1 Engine: Powering Apollo into History[J]. *Cato Journal*, 1999, 18(3): 321-329.
- [20] Кирилин А Н. Незабываемые Космические Программы [М]. Самара, ГНПРКЦ «ЦСКБ - Прогресс», 2013.
- [21] Sutton G P. History of Liquid Propellant Rocket Engines [M]. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2015.
- [22] 邢继发, 刘国球, 黄坚定, 等. 世界导弹与航天发动机大全[M]. 北京: 军事科学出版社, 1999.

(编辑: 张贺)