

25 tf 膨胀循环氢氧发动机研制进展

褚宝鑫 赵海龙 陈旭扬 龚杰峰

(北京航天动力研究所,北京 100076)

摘 要: 25 tf 膨胀循环氢氧发动机是针对我国重型运载火箭三级主动力需求研制的液体火箭发动机,也可应用于未来其他航天器的上面级。该发动机采用闭式膨胀循环方式,具备高可靠、高比冲、大范围变推力以及多次点火等能力。发动机已通过推力室挤压热试验、氢涡轮泵介质试验等子系统试验验证了各项关键技术及组合件设计方案,发动机的整机方案实现已不存在技术障碍,具备对整机技术方案开展热试车试验验证的条件。

关键词: 火箭发动机; 膨胀循环; 重型运载火箭; 多次点火; 变推力

中图分类号: V434. 2 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374(2022)02-0021-06

Development status of 25 tf LOX/LH₂ expander cycle rocket engine

CHU Baoxin ,ZHAO Hailong ,CHEN Xuyang ,GONG Jiefeng

(Beijing Aerospace Propulsion Institute , Beijing 100076 , China)

Abstract: The 25 tf LOX/LH₂ expander cycle engine was developed for the three stage propulsion engine of China's heavy launch vehicle , which can also offer potential applications on various future launcher upper stages as well as orbital spacecrafts. The engine is a closed expander-cycle engine and has the capabilities of high reliability , high specific impulse , variable thrust and multiple ignition. The engine has completed subsystem tests such as chamber , LH₂ turbopump. The conditions for whole engine hot test have been met.

Keywords: rocket engine; expander cycle; heavy launch vehicle; multiple ignition; variable thrust

0 引言

膨胀循环发动机具有性能高、结构简单、可靠性高的特点,特别适用于高性能的可重复启动上面级发动机。发动机驱动涡轮的工质是冷却燃烧室和部分喷管的燃料,工质温度低,驱动涡轮后可全部进入推力室产生推力。由于液氢是高能燃料和性能优良的冷却剂,所以膨胀循环系统在低温氢氧发动机上得到了较广泛的实际应用^[1]。

20 世纪和 21 世纪初,美国、俄罗斯、欧洲和日本均开展了不同推力量级膨胀循环氢氧发动机的研制:10 tf 级推力的有美国 RL-10 系列^[2-3]、俄罗斯的 RD-0146^[4]、日本的 LE-5B^[5-7];20 tf 级推力的有欧洲的 Vinci^[8]和美国的 RL-60^[9];100 tf 级的有日本在研的 LE-9 发动机^[10-11]。这些发动机除了日本发动机采用了开式膨胀循环方式外,其余均采用了性能更高的闭式膨胀循环方式。闭式膨胀循环发动机中推力最大的是 RL-60 发动机,达到 27 tf,但目前

收稿日期:2022-01-05;修回日期:2022-02-17

作者简介:褚宝鑫(1977—),男,硕士,研究员,研究领域为液体火箭发动机。

已经中止研制。

我国膨胀循环发动机的研制起步较晚,21世纪初在长三甲系列火箭上面级 YF-75 发动机的技术基础上开展了闭式膨胀循环技术的相关研究,研制成功的 YF-75D 发动机用于长征五号运载火箭,2016 年首飞成功。相较国外膨胀循环发动机,我国膨胀循环发动机仍存在以下不足:

1) 比冲偏低。YF-75D 发动机比冲仅 442 s,与国外相比仍存在较大差距。

2) 不具备大范围变推力调节能力。YF-75D 发动

机为定推力,而国外的膨胀循环氢氧发动机均具备大范围变推力调节能力,调节范围可达到 30%~100%。

3) 启动次数低。YF-75D 发动机采用火药点火,只具备两次启动能力^[12]。而国外已普遍采用火炬式电点火技术,发动机均具备 3 次以上的多次点火启动能力,使火箭及飞行器执行任务的能力大大增强。

国内外闭式膨胀循环氢氧发动机的主要参数对比见表 1。

表 1 国内外闭式膨胀循环氢氧发动机的主要参数对比

Tab. 1 Main parameters of LOX/LH₂ close expander cycle rocket engine

参数	YF-75D	RL-10B-2	Vinci	RD-0146
额定推力/kN	88	110	180	98
额定混合比	6	6	5.8	5.9
真空比冲/s	442	466	466	463
推力调节能力	固定推力	20%~100%	72%~100%	50%~100%
点火方式	火药点火	火炬式电点火	火炬式电点火	火炬式电点火
燃烧室室压/MPa	4.2	4.4	6.1	7.9
推力室冷却方式	槽式冷却	管式冷却	槽式冷却	槽式冷却
氢涡轮泵转速/(r·min ⁻¹)	65 000	29 000	91 000	123 200

为了满足我国未来航天发展需要,提高进入空间的能力,我国开展了重型运载火箭的技术方案论证和关键技术研究,并开展 25 tf 膨胀循环氢氧发动机的技术方案研究^[13-18]。2016 年,火箭总体经优化论证正式提出重型运载火箭三级采用 4 台 25 tf 膨胀循环氢氧发动机,此后在火箭总体的牵引下开展了 25 tf 膨胀循环氢氧发动机的关键技术攻关及整机研制。

25 tf 膨胀循环氢氧发动机是我国 YF-75D 发动机后研制的第二型闭式膨胀循环氢氧发动机,也是目前世界上在研的最大推力闭式膨胀循环发动机,该发动机将具备高可靠、高比冲、大范围变推力以及多次点火等能力。本文对我国 25 tf 膨胀循环氢氧发动机的技术方案和研制情况进行简要介绍。

1 发动机技术方案

25 t 膨胀循环氢氧发动机设计真空比冲 455.2 s,具备双向摇摆、大范围推力调节能力和多次点火能力。发动机系统方案和模装见图 1。发动机采用双涡轮串联闭式膨胀循环方案,氢涡轮泵和氧涡轮泵

分置于推力室两侧,液氢经氢泵后进入推力室身部出口的再生冷却通道内,在再生冷却通道内吸热膨胀成为气氢后依次驱动氢、氧涡轮泵,做功后的气氢进入推力室头部,并在燃烧室内与液氧混合燃烧产生推力。发动机采用低压火炬电点火、箱压自身启动方案。启动过程为:氧主阀前和氢主阀前的氢点火阀和氧点火阀打开,氢、氧介质在贮箱箱压作用下进入火炬点火室被点火电嘴点燃,燃气由点火室喷入推力室形成火炬。氢主阀和氧主阀打开,氢、氧介质进入推力室被火炬点燃。推力室点火后,燃气给流经冷却夹套的氢介质提供持续不断的热量,形成正反馈使涡轮泵转速和燃烧室压力爬升直至达到设定工况。发动机在氢涡轮和氧涡轮的旁路上分别设置了电动推力调节阀和电动混合比调节阀,通过调节两阀门的开度控制氢、氧涡轮的分流流量和输出功率,进而改变发动机的氢、氧流量达到调节推力和混合比的目的。大喷管采用固定面积比、辐射冷却的碳陶复合材料喷管。发动机采用泵前摇摆,单机模块化设计,发动机主要设计参数见表 2。

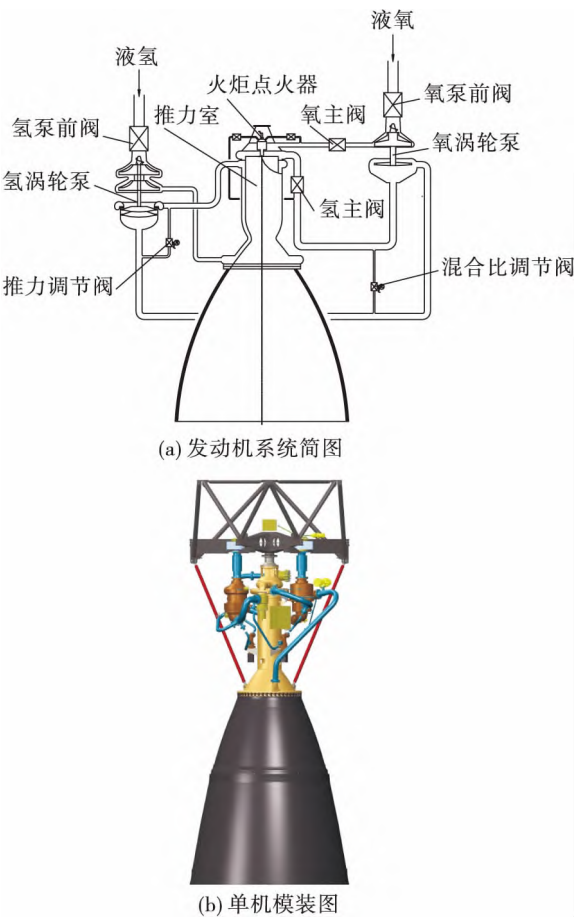


图 1 发动机系统简图及单机模装图
Fig. 1 Engine schematic and mechanical lay-out

表 2 发动机主要参数

Tab. 2 Engine main parameters

参数名称	数值
额定推力/kN	250
额定混合比	6
设计真空比冲/s	455.2
推力调节范围	60%~100%
燃烧室室压/MPa	7
液氢流量/(kg·s ⁻¹)	8.0
液氧流量/(kg·s ⁻¹)	48.0

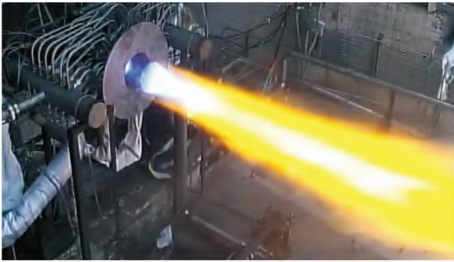
2 发动机研制进展

2.1 推力室及喷管

根据发动机系统仿真分析,推力室身部夹套温升是影响发动机推力实现的最主要影响因素。发动机系统要求推力室设计室压为 7 MPa,设计工况下身部夹套温升不小于 230 K。针对较高的温升要求,推力室身部在继承了我国 YF-75D 的槽式冷却方案基

础上,为提高换热量在内壁圆柱段设置了增强换热纵向肋,同时采用了全流量氢逆流冷却方案以降低流阻。头部设计采用了两腔三底方案,为适应大范围变工况要求,喷嘴采用了各圈不等长度的气氢液氧同轴方案,喷嘴与二底采用 3D 打印一体化设计制造,大幅减少头部焊缝数量。喷管为出口面积比达 160 的两段组合固定式轻质碳陶复合材料辐射冷却喷管。

身部的详细设计中采用了冷却通道变肋高变肋宽变槽数多参数优化设计技术、单通道传热流阻仿真和全通道燃烧-传热-流动耦合仿真,对不同加肋结构方案的增强换热效果进行对比分析,确定了身部冷却通道及增强换热肋的具体结构方案。制造了 1:2.6 的带有量热式身部的缩比推力室,开展了 60%~100%设计室压下的累计 10 次热试验,获取了头部流量特性以及身部在内壁加肋、不加肋状态的换热特性,试验分析结果表明加肋比不加肋状态的推力室总换热量增加约 9.2%,气壁温虽相对有所增加但仍在铜合金材料的使用范围内。根据缩比试验验证的方案设计生产了全尺寸推力室,并通过 2 次全尺寸推力室挤压热试验获取了全尺寸推力室的流量特性、燃烧特性、冷却通道的流阻和温升。两次试验工况分别为 60%和 100%,结果表明在两工况下燃烧均稳定可靠,内壁无烧蚀,100%工况下身部夹套的温升为 260 K,达到了设计指标要求。试验照片见图 2。



(a) 缩尺推力室挤压热试验



(b) 全尺寸推力室挤压热试验

图 2 缩尺寸推力室挤压热试验及全尺寸推力室挤压热试验

Fig. 2 Hot tests of subscale chamber and full-scale chamber

2.2 涡轮泵

根据发动机系统仿真分析,氢涡轮泵效率是影响发动机推力实现的次要影响因素,氢涡轮泵设计效率要求值为不低于 0.48,泵出口压力达到 24 MPa。经多方案选择确定氢泵为带诱导轮的两级离心泵,氢涡轮为双级反力式轴流涡轮,转子为工作在二、三阶临界转速之间的柔性转子,额定转速为 80 000 r/min。在氢泵和氢涡轮的详细设计中均采用了 CFD 多方案仿真与流固耦合有限元强度分析结合进行三维扭曲叶片的优化,减少流动损失并控制转动件应力,同时采用了比强度较高的钛合金材料。通过氢泵水力试验、涡轮叶栅吹风试验获取了流场及压力实际分布。通过对两级粉末冶金钛合金离心轮和钛合金锻件电火花涡轮盘开展的最高转速达 92 000 r/min 的常温超转试验,验证了转动件的强度。氢涡轮泵研制过程中还完成了 3×10^6 DN 值氢涡轮泵轴承的设计和生 产,搭建了涡轮驱动低温轴承试验台,并开展了 80 000 r/min 轴承液氮台架试验。氢涡轮泵已完成整机生产,并通过两次低温介质试验获取了覆盖发动机 60%~100% 变工况范围的氢涡轮泵效率和泵压升特性,试验分析结果表明氢涡轮泵工作平稳,额定点效率为 49%,泵出口压力为 24.3 MPa,达到了设计目标。研制中的照片见图 3。

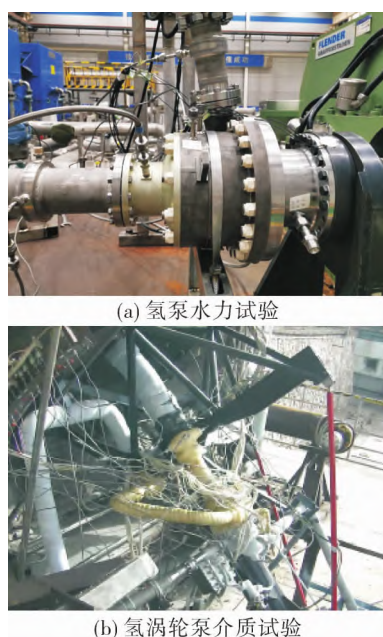
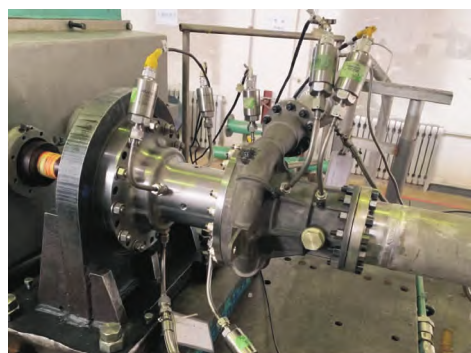


图 3 氢泵水力试验和氢涡轮泵介质试验

Fig. 3 Hydrogen pump in hydraulic tests and TPH tests

氧涡轮泵设计转速为 20 000 r/min。氧泵为带诱导轮的单级离心泵。氧涡轮为单级反力式轴流涡轮。转子为工作在一阶临界转速以内的刚性转子。两轴承均采用液氧冷却,液氧与涡轮端高压气氢采用氦气及多道新型动密封隔离。氧涡轮泵研制过程中已通过轴承液氮台架试验、各道动密封的低温介质或氦气试验、氧泵水力试验和氧转子动特性试验等完成了全部零组件级的设计考核,如图 4 所示。首台氧涡轮泵已完成装配,近期将开展介质试验验证。



(a) 氧泵水力试验



(b) 氧涡轮泵装配

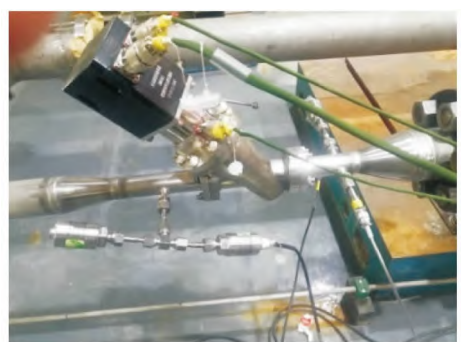
图 4 氧泵水力试验和氧涡轮泵装配照片

Fig. 4 Oxygen pump in hydraulic tests and TPO after completion of its assembly

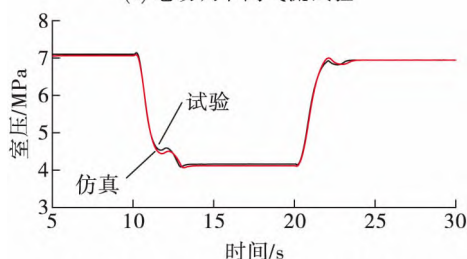
2.3 推力调节系统

推力调节阀和混合比调节阀采用相同结构,调节阀为斜交套筒式结构,采用直流电机驱动,具备大角度无级调节能力。由于发动机推力、混合比高度耦合,因此在推力大范围调节时要同步对混合比进行调控。针对调节需求分别研制了调节阀、作动

器和控制器,并通过模型在环数学仿真和硬件在环验证试验,验证了发动机在推力和混合比双PI闭环控制方案下能够实现60%~100%推力的平稳、快速调节。在电动调节阀气流试验和氢涡轮泵介质试验中,分别针对调节阀后气体压力、氢涡轮泵转速进行了闭环控制调节,试验结果表明对不同参数均能够实现精确控制,进一步验证了系统协调性和闭环控制逻辑的正确性,电动调节阀气流试验和发动机推动调节仿真与硬件在环曲线见图5。



(a) 电动调节阀气流试验



(b) 发动机推力调节仿真与硬件在环曲线

图5 电动调节阀气流试验和发动机推力调节仿真与硬件在环曲线

Fig. 5 Air tests of electric thrust control valve and curves of throttling simulation and hardware-in-the-loop tests

2.4 点火系统

25 tf 膨胀循环氢氧发动机采用气氢液氧的低压火炬电点火方案。点火电路装置由电激励器、点火电缆、点火电嘴组成,电激励器采用双路输出,同时供两路电嘴使用实现点火冗余。点火室设计室压0.22 MPa,总混合比2.0,氢氧喷嘴为同轴式喷嘴,液氧通过中心喷嘴进入点火室与一路气氢混合由两个点火电嘴点燃并燃烧,另一路气氢经冷却氢入口孔分流对点火室和引火管进行冷却。针对点火系统进行了共计43次地面环境低压点火试验,其

中包括连续12次点火、额定混合比持续工作1175 s,以及混合比分别偏差到最小0.13和最大4.5的试验工况,额定工况点火试验照片见图6,试验结果表明该系统方案在各种极限工况下均能可靠点火。



图6 电点火系统点火试验

Fig. 6 Hot tests of electric ignition system

3 结语

经过近5年的研制,25 tf 膨胀循环发动机主要组件及子系统方案均已经过试验验证,影响发动机能否实现最大推力的两个最主要因素(推力室冷却通道的温升和氢涡轮泵效率)已通过试验证明达到了设计指标要求,发动机的整机方案实现已不存在技术障碍。2022年将完成首台发动机短喷管状态整机生产并开展热试车验证,进一步对相关技术方案进行集成验证。通过相关技术的研究不仅将使我国的上面级氢氧发动机具备高可靠、高比冲、大范围变推力以及多次点火等能力,也可推广用于现役氢氧发动机提升能力、拓展应用方向,推动我国航天运载能力提升。

参考文献:

- [1] 孙纪国. 膨胀循环发动机技术现状及其进展[J]. 导弹与航天运载技术, 2001, 35(2): 51-57.
 - [2] SANTIAGO J. Evolution of the RL10 liquid rocket engine for a new upperstage application[C]//32nd Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 1996.
 - [3] 杜玉洁. RL10 液体火箭发动机的研制过程[J]. 火箭推进, 2000, 26(2): 49-58.
- DU Y J. Development process of RL10 liquid rocket engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2000, 26(2): 49-58.

- [4] RACHUK V , TITKOV N. The first Russian LOX-LH₂ expander cycle LRE: RD0146 [C]//42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston , Virginia: AIAA , 2006.
- [5] 陈本森. LE-5B 发动机的新进展 [J]. 火箭推进 , 2001 , 27(3) : 42-48.
- CHEN B S. LE-5B engine development [J]. Journal of Rocket Propulsion , 2001 , 27(3) : 42-48.
- [6] YOJIRO K , MASAOKI Y , TADAOKI O. LE-5B engine development [C]//36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Reston , Virginia: AIAA , 2000.
- [7] HIROYUKI K. Improvement program status of the LE-5B engine [R]. IAC-08-C4. 1. 8 2008.
- [8] SANNINO J M , DELANGE J F , DE KORVER V , et al. Vinci propulsion system: transition from ariane 5 ME to ariane 6 [C]//52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston , Virginia: AIAA , 2016.
- [9] BULLOCK J , POPP M , SANTIAGO J. Development status of the Pratt & Whitney RL60 upper stage engine [C]//38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston , Virginia: AIAA , 2002.
- [10] HIDEYO N , SHINJI O , et al. Numerical analysis of unshrouded impeller flowfield in the LE-X liquid hydrogen pump [C]//53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston , Virginia: AIAA , 2017.
- [11] KAWASHIMA H , FUNAKOSHI Y , KUROSU A , et al. Development status of LE-9 engine for H3 launch vehicle [C]//AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum. Reston , Virginia: AIAA , 2019.
- [12] 周利民 , 刘中祥. 膨胀循环发动机技术的发展、应用与展望 [J]. 火箭推进 , 2016 , 42(1) : 1-5.
- ZHOU L M , LIU Z X. Development , application , and prospect of expander cycle engine technology [J]. Journal of Rocket Propulsion , 2016 , 42(1) : 1-5.
- [13] 龙乐豪 , 容易. 现代“嫦娥奔月”的技术途径设想 [J]. 导弹与航天运载技术 , 2008(1) : 1-7.
- [14] LI G A , ZHANG X H , ZHANG B , et al. Long march family of launch vehicles for deep space explorations [R]. IAC-13-A3. 1. 11 2013.
- [15] LI W Q , PENG X B , SHEN L , et al. Manned lunar launching mode and the requirement for heavy launch vehicle [R]. IAC-13-D2. P. 25 2013.
- [16] ZHANG N. The development of LOX/LH₂ engine in China [R]. IAC-13 , C4. 1 , 1x18525 2013.
- [17] 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.
- [18] 岳文龙 , 郑大勇 , 颜勇 , 等. 我国高性能液氧液氢发动机技术发展概述 [J]. 中国航天 , 2021(10) : 20-25.