

50吨级氢氧火箭发动机的设计与研制^{*}

王维彬, 巩岩博

(北京航天动力研究所, 北京 100076)

摘要: 系统性地回顾了长征五号运载火箭芯一级50t级氢氧火箭发动机YF-77的设计与研制历程。通过分析氢氧发动机的特点以及国内外氢氧发动机的发展现状, 阐述了国内新一代运载火箭研发的技术路线和50t级氢氧火箭发动机的研制背景; 对50t级氢氧火箭发动机的总体技术方案及其特点进行了分析与总结, 并在此基础上对发动机主要组件的技术方案及其特点开展分析; 对发动机热试车情况、可靠性验证情况和故障排除情况进行了分析; 对50t级氢氧火箭发动机的研制情况、技术特点进行了总结, 并对国内氢氧发动机和液氧/甲烷发动机的发展进行了展望。

关键词: 液体火箭发动机; 运载火箭; 氢氧发动机; 总体方案; 发动机试验

中图分类号: V231.1 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2021) 07-1458-08

DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 200676

Design and Development of 50-ton LOX/LH₂ Rocket Engine

WANG Wei-bin, GONG Yan-bo

(Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China)

Abstract: The design and development process of YF-77, a 50-ton LOX/LH₂ rocket engine for Long March 5 launch vehicle is introduced systematically in this paper. Firstly, by analysing the characteristics of LOX/LH₂ rocket engine and the development status of LOX/LH₂ rocket engine at home and abroad, the technical route of the new generation launch vehicle and the development background of the 50-ton LOX/LH₂ rocket engine are described. Then, the overall technical scheme and characteristics of the 50-ton LOX/LH₂ rocket engine are analysed and summarized, and on this basis, the technical specifications of the main components of the engine are analysed. Then, the test run of the engine, reliability verification and troubleshooting of the engine are analysed. Finally, the development and technical characteristics of the 50-ton LOX/LH₂ rocket engine are summarized, and the development of LOX/LH₂ rocket engine and LOX/LNG engine in China is prospected.

Key words: Liquid rocket engine; Launch vehicle; LOX/LH₂ rocket engine; Overall plan; Engine test run

1 引言

20世纪末,随着冷战的结束,世界航天发展进入新的阶段。大幅提高进入空间的能力与效率、降低航天发射成本、提升国际话语权和市场竞争力成为世界各航天大国追求的目标。为此,美国、俄罗斯、

欧洲、日本、印度等国家和地区陆续开始研发新一代运载火箭^[1-2]。

经过三十多年的发展,我国先后研制出长征二号系列、长征三号甲系列、长征四号系列等具有不同运载能力、能够满足不同轨道发射需求的较为完整的运载火箭型谱^[3-4]。但随着我国卫星技术的发展,

^{*} 收稿日期: 2020-09-02; 修订日期: 2021-04-15。

通讯作者: 王维彬, 博士生, 研究员, 研究领域为液体火箭发动机总体设计。E-mail: wangwb1962yy@126.com

引用格式: 王维彬, 巩岩博. 50吨级氢氧火箭发动机的设计与研制[J]. 推进技术, 2021, 42(7):1458-1465. (WANG Wei-bin, GONG Yan-bo. Design and Development of 50-ton LOX/LH₂ Rocket Engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2021, 42(7):1458-1465.)

载人航天工程和北斗导航工程的立项,以及国际商业发射市场的深度参与,现役“长征”火箭的运载能力已接近极限,无法满足未来发射高通量通信卫星、建设载人空间站和开展深空探测的需要。要拓宽我国航天事业的舞台,就必须研制具有世界先进水平的新一代运载火箭,为此,我国提出了以长征五号为代表的新一代运载火箭研制计划^[5]。

航天发展,动力先行。要发展新一代运载火箭,就必须首先研制出具有先进水平的新一代火箭发动机。通过对国外航天领域发展前沿的跟踪调研,以及对未来航天技术发展方向的深刻判断,基于当时国内的技术基础、硬件设施和经济条件,我国提出了50t级大推力氢氧火箭发动机的研制计划,用以支撑未来新一代运载火箭的发展需求^[6]。“九五”期间,我国对50t级补燃循环氢氧火箭发动机开展了预先研究,在五年的时间里突破了大推力氢氧火箭发动机的多项关键技术,使其具备了工程研制的条件^[7]。进入21世纪,国内外形势发生深刻变化,为使50t级氢氧火箭发动机研制达到高可靠、低成本的设计目标,经多次方案论证研究,确定研制50t级燃气发生器循环氢氧火箭发动机。

2001年,50t级氢氧火箭发动机正式立项(代号YF-77)。发动机于2015年3月完成动力系统试车,2016年11月参加长征五号运载火箭首飞,实现了我国高轨运载能力从5.5t到14t的飞跃;2020年5月参加长征五号B运载火箭首飞,实现我国近地轨道运载能力从8.6t到25t的飞跃,同时也成为我国第一型地面点火、直接入轨的火箭发动机;2020年7月和11月,先后将“天问一号”火星探测器和“嫦娥五号”月球探测器送入太空,将我国的深空探测水平推向新的高度;2021年4月,将“天和”核心舱送入太空,让我国的载人航天工程迈入了空间站时代。未来,YF-77发动机还将参加2次长征五号B运载火箭的飞行任务,完成我国首个载人空间站的建造任务。

2 氢氧火箭发动机的特点及国内外发展

2.1 氢氧火箭发动机的特点

火箭发动机是将推进剂的化学能转化为飞行器机械能的热能动力装置。通过推进剂的燃烧,火箭发动机对飞行器持续做功,使其机械能不断增加,直到满足进入特定轨道并稳定运行的要求。因此推进剂自身的能量特性和发动机的能量转化性能直接影响到火箭的运载能力。

在所有的推进剂中,液氧/液氢组合是除液氟/液

氧之外能量特性最高的,在推力室压力5MPa、喷管面积比140的条件下,其理论比冲比常规推进剂的高38%,比液氧/煤油高26%,比液氧/甲烷高22%。在实际的发动机型号中,它们之间的差距往往更大。因此在起飞规模不能无限扩大的前提下,要获得更大的运载能力,使用氢氧发动机是必然的选择。

液氧/液氢组合还具有燃烧稳定性好、燃烧效率高、燃烧过程振动量级小的特点,能在4~40MPa高压下实现98%~99%的高效稳定燃烧,具有很高的能量转化效率。

此外,液氢与液氧均易蒸发、不积存,燃烧产物清洁,无固相产物产生,有利于发动机的重复使用,符合航天运载器高效低成本的发展方向;且由于其燃烧产物为水蒸气,清洁无污染,也符合当今世界绿色、环保的发展理念。

2.2 氢氧发动机的国内外发展情况

20世纪50年代,美国研制的上面级发动机RL-10开启了氢氧发动机用于运载火箭的历史。随后美国又研制了推力更大的上面级氢氧发动机J-2^[8-12]。20世纪80年代,美国成功研制了地面起飞的200t级氢氧发动机SSME(Space shuttle main engine)^[13-14]。此后,美国对RL-10开展持续改进,通过增大面积比、改进喷管材料等方式提高其真空比冲^[15-16],其中RL-10B-2的真空比冲高达466.5s;同时又基于SSME,通过简化系统、降低推力室压力和减少组件数量等方式,研制了成本更低、使用维护性更好的300t级氢氧发动机RS-68^[17-18]。此外,美国还针对单级入轨的目标开展了XRS-2200氢氧发动机的研制^[19]。

苏联/俄罗斯长期致力于使用常温推进剂和液氧/煤油组合的火箭发动机技术研究,研制出包括RD-107,RD-264,RD-170和NK-33在内的一大批先进的常规火箭发动机和液氧/煤油火箭发动机,积累了不俗的技术基础^[20-22]。但在登月火箭N-1和重型运载火箭“能源号”的研制过程中,为了获得更大的运载能力,先后研制了7t级上面级氢氧发动机RD-56,40t级上面级氢氧发动机D-57和具有世界先进水平的200t级地面级氢氧发动机RD-0120^[23-24]。

欧洲研制的阿里安系列运载火箭使用氢氧发动机HM-7作为火箭芯三级主动力装置。20世纪末又为阿里安5运载火箭研制了百吨级氢氧发动机Vulcain^[25],作为芯一级主动力装置,同时改进HM-7得到了HM-7B^[26],并计划研制具有更高真空比冲的氢氧发动机VINCI^[27]。

日本在液体火箭发动机领域一直专注于氢氧发

动机的研制,先后研制出 H-II, H-IIA 和 H-IIB 运载火箭,分别使用百吨级氢氧发动机 LE-7 和 LE-7A 作为芯一级主动力装置,LE-5A 和 LE-5B 氢氧发动机作为上面级主动力装置^[28-29]。

印度为发展氢氧发动机技术,从俄罗斯购买了 7 台 RD-56M 补燃循环氢氧火箭发动机,以此为基础开发出 7.5t 级上面级氢氧发动机 CE-7.5,后来又自行研制出 20t 级上面级氢氧发动机 CE-20^[30-31]。

我国在 20 世纪 60 年代成立氢氧火箭发动机研究小组,针对低温推进技术开展前期研究;70 年代初开始进行氢氧火箭发动机的工程预研,并成功突破一系列关键技术,成为世界上少数几个掌握氢氧火箭发动机工程研制能力的国家。随后,我国先后研制成功 4.5t 级和 8t 级上面级氢氧火箭发动机,用于长征三号和长征三号甲系列运载火箭的芯三级主动力装置,使我国具备了地球同步轨道卫星的发射能力^[32]。

与国外相比,国内的氢氧发动机在推力量级、比冲性能、型谱化和系列化等方面还存在着较大差距,特别是缺少地面起动的大推力氢氧发动机,制约了我国航天运载能力和运载效率的提升。在此背景下,基于自身的技术基础,考虑到型谱化、模块化的发展潜力,我国决定研制液氧/液氢芯级模块与液氧/煤油助推模块,组合形成我国新一代大推力运载火箭型谱^[33-34]。其中,液氧/液氢芯级模块使用 50t 级氢氧火箭发动机 YF-77^[35-36]。

3 YF-77 发动机总体方案分析

3.1 发动机总体技术方案

根据长征五号运载火箭总体设计要求,芯一级起飞推力为 100t。如果使用单台百吨级氢氧发动机,则需要增加一套辅助动力系统用于芯一级火箭的滚转控制,若使用两台 50t 级发动机,则可以通过双机摆动完成箭体滚控,省去一套姿控动力系统,从而实现方案的总体优化;同时,50t 级发动机还可在未来用

于中大型火箭的芯二级或重型运载火箭的上面级,具有更好的任务拓展性;另外,我国在此之前研制的氢氧发动机最大真空推力仅为 8t 级,考虑到技术跨度的合理性,最终将该型发动机推力确定为地面 50t 级,真空 70t 级,双机并联使用。

在满足火箭总体性能要求的前提下,YF-77 发动机继承我国 4.5t 级氢氧发动机 YF-73 和 8t 级氢氧发动机 YF-75 的技术基础与研制经验,采用燃气发生器循环,结构简单,使用维护方便,固有可靠性高,且相比高压补燃循环节省经费近四分之一,具有低成本优势,市场竞争力更强。为了优化发动机总装结构,YF-77 发动机未沿用 YF-75 发动机使用的燃气串联驱动氢氧涡轮泵方案,而采用了单燃气发生器并联驱动氢氧涡轮泵的方案。两种方案对比如表 1 所示,其中管路直径进行了无量纲化。

根据地面试验和飞行任务的需要,发动机分为单机和双机两种状态。其中,单机由氢供应系统、氧供应系统、燃气系统、预冷泄出系统、起动点火系统、贮箱增压与伺服机构氢气供应系统、推力传递与摇摆系统、遥测系统等组成。如图 1 所示为发动机系统简图。

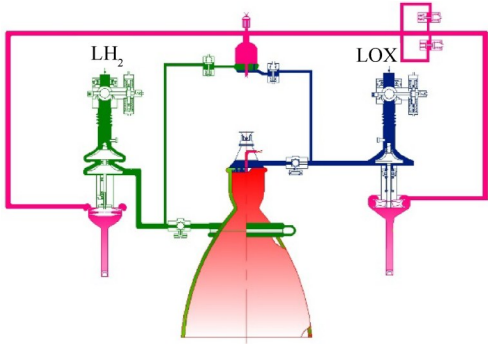


Fig. 1 Schematic diagram of the 50t LOX/LH₂ rocket engine system

发动机工作时,采用火药起动器起旋涡轮,推力室和燃气发生器由火药点火器点火。燃气发生器工作产生的燃气分别供给氢涡轮和氧涡轮做功,然后

Table 1 Comparison of drive schemes of hydrogen and oxygen turbopumps

Item	Two turbopumps driven in series	Two turbopumps driven in parallel
Inner diameter of main gas duct at hydrogen turbine outlet	3.8	—
Inner diameter of split gas duct at hydrogen turbine outlet	2.1	—
Inner diameter of gas pipe on hydrogen turbine side	—	1.4
Inner diameter of gas duct on oxygen turbine side	—	1
Size of gas control valve	Larger	Smaller
Regulation sensitivity of gas control valve	Low sensitivity	High sensitivity
Vacuum specific impulse of engine/s	X+0.8	X

分别由氢、氧涡轮排气管排出。液氢、液氧由泵供给推力室和燃气发生器。在氧涡轮入口设置两个燃气阀实现发动机混合比的调节。液氧贮箱采用开式自生增压方案,液氢贮箱采用闭式自生增压方案,介质均由发动机提供;发动机液氢、液氧系统均采用循环预冷方案。

发动机单机以推力室作为总体布局基础,涡轮泵垂直对称布置在推力室两侧,采用泵前双向摇摆方案,单向摆角 $\pm 4^\circ$,最大合成摆角 5.7° 。发动机双机并联使用,由两台独立单机并联构成,通过常平座与机架连接为一体。发动机双机结构如图 2 所示,单机实物如图 3 所示。发动机主要性能参数的设计指标如表 2 所示。

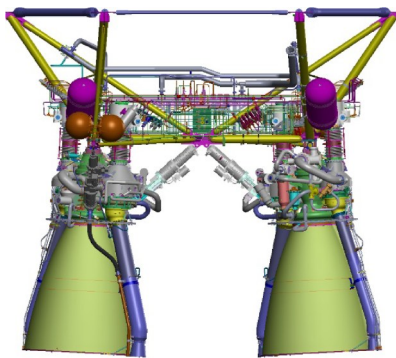


Fig. 2 Overall structure scheme of the engine



Fig. 3 LOX/LH₂ rocket engine YF-77

Table 2 Design values of main engine parameters

Parameter	Design value
Vacuum thrust/kN	2×700
Vacuum specific impulse/(m/s)	4195
Mix ratio of the engine	5.5
Thrust chamber pressure/MPa	10.2
Dry weight/kg	≤ 2750
Nozzle area ratio	49
Outline dimension/mm	$4200 \times \Phi 5000$
Operating time/s	520

3.2 发动机技术特点

与我国之前研制的氢氧发动机 YF-73 和 YF-75 相比,YF-77 的主要参数水平大幅提高,使我国氢氧发动机设计、生产和试验技术的整体水平跨上一个大的台阶,缩短了与国际先进水平的差距。如图 4 所示。

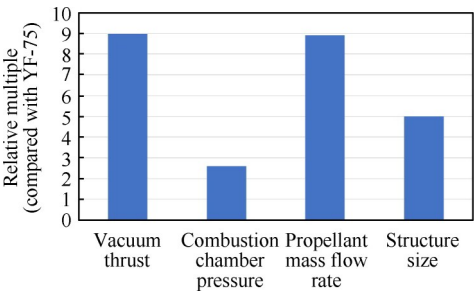


Fig. 4 Improvement of parameter level of the 50-ton LOX/LH₂ rocket engine

YF-77 发动机是国内第一型地面点火的氢氧发动机,也是国内第一型大推力氢氧发动机。为了实现起动过程的平稳安全可靠,该型发动机没有沿用 8t 级氢氧发动机的憋压起动方式,而是在国内首次使用箱压预冷、推力室富燃点火的起动控制方法。依靠高精度的液氢亚临界/超临界传热模型和涡轮泵全工况特性模型^[37-38],通过凸轮抬座双开度低温球阀、起动燃气阀等控制措施,实现了起动过程中推进剂的零排放,成功解决了地面起动大推力氢氧发动机的起动可靠性和安全性问题。

YF-77 发动机通过减少组件种类统一规格等方式,使系统具有较强的继承性与技术成熟性,同时尽可能满足标准化、组合化和简化设计的要求,具体包括:(1)氢泵与氧泵入口通径统一为一种规格,实现氢氧泵前阀、氢氧摇摆软管的规格单一,减少组件种类。(2)推力室氢阀与氧阀入口直径取为一致,保证阀体和主要零部件一致,减少零件种类。(3)由于该型发动机双机并联使用,因此采用电磁阀“一带二”方案,即两台单机的同一种阀门由同一个电磁阀控制,从而减少了 14 个电磁阀,同时也提高了两台单机的动作同步性。

4 发动机主要组件技术方案分析

4.1 燃烧装置

YF-77 的推力室由头部、带短喷管的身部和喷管延伸段组成。头部采用同心圆排列的同轴直流喷嘴和发汗冷却面板,并在国际上首次采用与主喷嘴流强一致的高速排放冷却喷嘴隔板及喷嘴声学错频技术,确保推力室可在不同工况下稳定燃烧;带短喷管

的身部为锆铜铕槽内壁、电铸镍外壁和高温合金钢套组成的三层结构,在国内首次采用隔热层与高深宽比再生冷却通道一体化热防护设计,大幅提高了推力室内壁热疲劳寿命;喷管延伸段为排放冷却的高温合金螺旋管束式焊接结构,首创带呼吸式加强箍螺旋管束式喷管技术,使喷管型面在热载荷交变下的变形得到控制,提高了喷管效率和承载能力。

再生冷却+排放冷却的热防护方案继承了我国 8t 级氢氧发动机的成功经验,充分利用了液氢吸热能力强、排放消耗流量较小的特点,在对推力室比冲影响不大的前提下,实现了泵后压力的降低和推力室结构质量的减小,推力室仅占发动机结构重量的 25%,而国外同类发动机普遍为 30%。产品结构如图 5 所示。

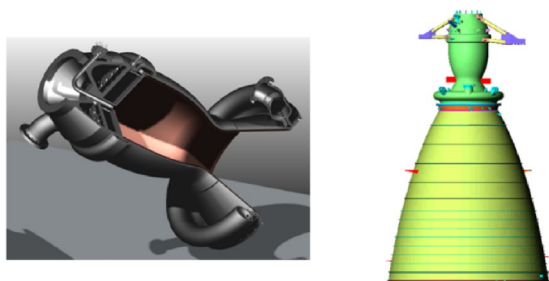


Fig. 5 Structure of thrust chamber

燃气发生器由头部和身部组成,头部采用同轴直流喷嘴,身部采用热容式热防护,不冷却。在出口下游安装火药起动机,用于涡轮泵起旋。产品结构如图 6 所示。

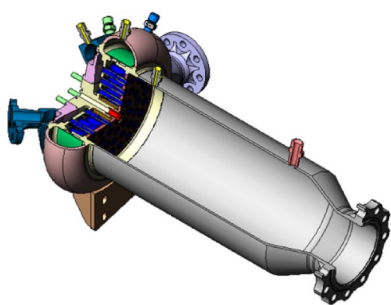


Fig. 6 Structure of gas generator

4.2 氢涡轮泵

YF-77 的氢涡轮泵设计转速 $3.5 \times 10^4 \text{ r/min}$, 设计扬程约 16MPa, 涡轮设计压比 15.5, 是世界上比功率最大的氢涡轮泵。主要由氢涡轮、液氢泵、弹性支承系统、轴向力平衡系统、浮动环密封及轴承等组成。

其中,氢泵为两级离心泵,使用变螺距诱导轮,叶轮使用空间三维扭曲复杂型面叶片和流道设计,采用低温钛合金粉末冶金工艺制造,泵壳为低温钛合金铸造,泵效率达到世界先进水平;氢涡轮为两级

压力复合级冲击式超声速涡轮,叶轮采用钛合金粉末冶金工艺,外壳体为高温合金铸造;涡轮泵转子为工作在二、三阶临界转速之间的柔性转子,使用高 DN 值重载混合式陶瓷球轴承,双阻尼弹性支撑;轴向力自动平衡;瑞利动压槽结构浮动环动密封。氢涡轮泵产品结构如图 7 所示。

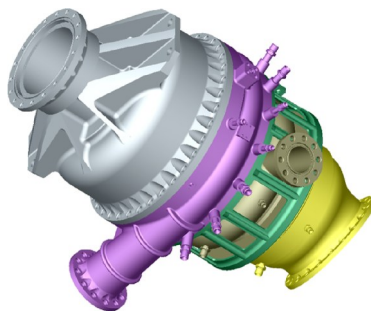


Fig. 7 Structure of hydrogen turbopump

4.3 氧涡轮泵

YF-77 的氧涡轮泵设计转速 $1.8 \times 10^4 \text{ r/min}$, 设计扬程约 14MPa, 涡轮设计压比 14.0, 是国际上首次使用的高过载氧涡轮泵。主要由氧泵、氧涡轮、支承系统、动密封系统、轴向力平衡系统以及轴承等组成。其中,氧泵为单级离心泵,使用高抗汽蚀性能诱导轮,泵前压力适应范围为可达到设计值的 9 倍;诱导轮、叶轮、泵壳等均为高温合金铸件;氧涡轮为两级速度复合级冲击式超声速涡轮;涡轮转子为工作在一、二临界转速之间的柔性转子,使用双列钢轴承,单阻尼弹性支撑;轴向力自动平衡;浮动环动密封。

同时这也是国内首次使用超临界柔性转子技术的氧涡轮泵,减小了结构尺寸及重量,攻克了转子异常振动问题。氧涡轮泵产品结构如图 8 所示。

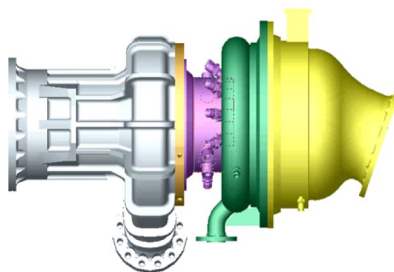


Fig. 8 Structure of oxygen turbine pump

5 发动机试验

5.1 发动机热试车

到目前为止,YF-77 发动机共完成 44 台发动机单机研制,累计试车 200 次,累计试车时间 $6.1 \times 10^4 \text{ s}$; 双机累计地面试车(动力系统)2 次,累计试车时间 938s。其中两台发动机对推进剂利用系统频繁动作

进行了考核,单次试车调节次数达到80次,最短调节间隔3s,如图9~11所示。

发动机先后完成近20次热摆试车,发动机摇摆功能、摇摆工作可靠性、与伺服机构的工作协调性得到充分验证。



(a) Far field perspective



(b) Detail perspective

Fig. 9 50t LOX/LH₂ rocket engine test run

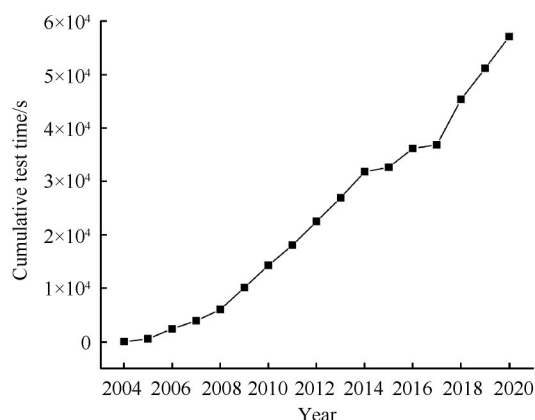


Fig. 10 Accumulated time of ground test for the 50t LOX/LH₂ rocket engine

5.2 发动机可靠性验证

通过开展多次性能拉偏试验,发动机性能参数覆盖了额定推力的89%~110%、额定混合比的83%~116%。达到单台发动机起动15次,累计5346s以及3次连续摇摆的技术水平,如图12所示。

考虑由于意外情况导致的推迟发射,对发动机长时间预冷工况进行了试验验证,表明发动机可在氧系统和氢系统长时间预冷的情况下正常点火工作。此

外,对发动机起动工作环境温度(-40℃~+50℃)进行了考核,试验结果表明YF-77发动机具有非常良好的环境适应性。

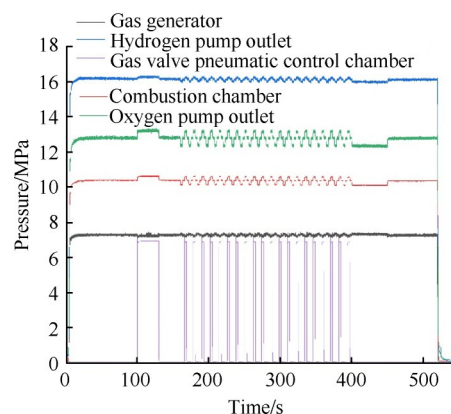


Fig. 11 Typical test results of propellant utilization system with frequent adjustment

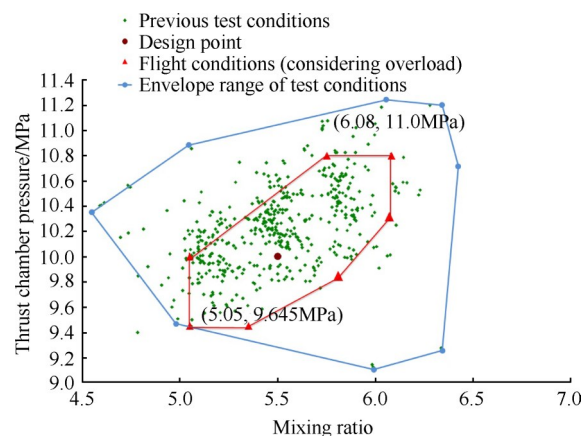


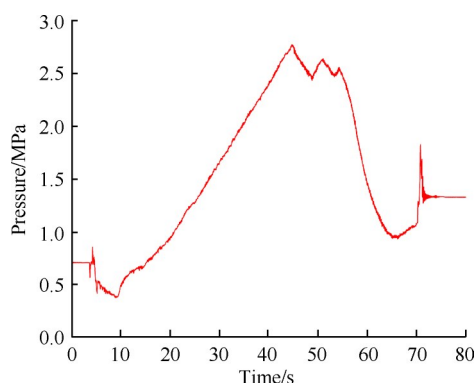
Fig. 12 Engine performance parameters limit boundary test results

运载火箭在飞行过程中,随着推进剂的消耗或助推器的分离,飞行过载一直处于变化过程中,造成氧泵入口压力上下变化幅度较大。受过载影响,发动机氢氧涡轮泵、燃烧室及相关组件工作条件变化较大,对发动机工作的稳定性和可靠性产生了较大的不利影响。

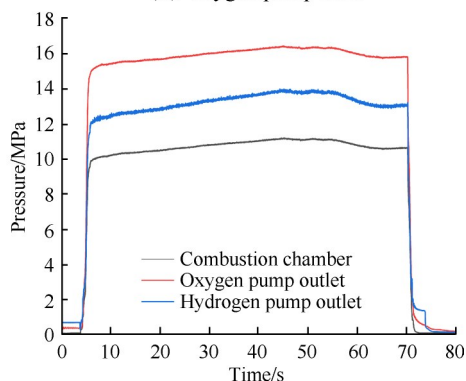
为覆盖飞行剖面的实际工况,进行了过载模拟试验,考核了氧泵前高过载条件下发动机全系统摇摆热试车的工作可靠性。过载条件下的试车结果如图13(a)和图13(b)所示。

为获取发动机可靠工作的氢、氧泵最低入口条件边界,开展了氧泵最低入口条件试验研究和氢泵最低入口条件试验研究,得到了发动机氢、氧泵最低入口条件的试验数据,获得了泵在真实介质与水介质状态下的气蚀余量。典型曲线如图14所示。

为了适应零窗口发射,开展了氢、氧涡轮泵轴泵起动温度上限的试验研究,获取了发动机氢、氧涡轮

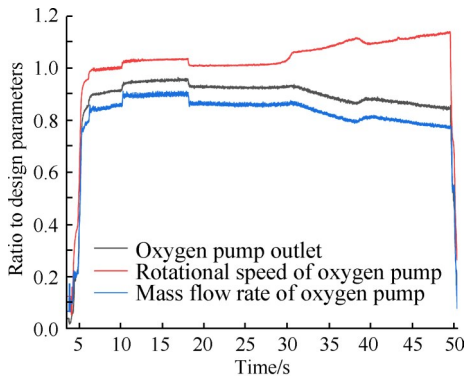


(a) Oxygen pump inlet

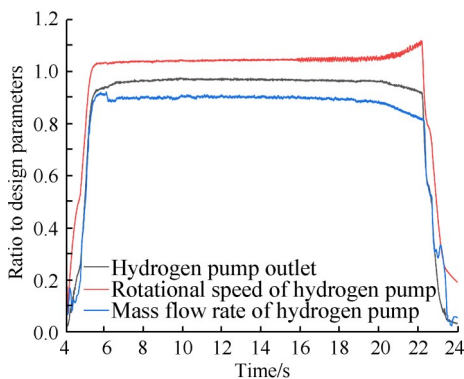


(b) Other components

Fig. 13 Typical pressure curve during overload



(a) Oxygen pump



(b) Hydrogen pump

Fig. 14 Typical curve of test result during cavitation

泵预冷起动温度上限边界的试验数据。试验结果表明,氢涡轮泵和氧涡轮泵起动时轴承外壳体壁温均

可有较大幅度的拓展。

5.3 故障与解决措施

2017年7月2日,长征五号遥二火箭从文昌航天发射场起飞,火箭飞行至346s时,芯一级YF-77发动机I分机参数异常大幅下降,导致火箭未能将卫星送入预定轨道,发射任务失利。

事后开展了一系列仿真分析和试验验证工作,表明故障的最大可能原因是发动机涡轮排气装置在复杂力热环境下,局部结构发生异常。

针对故障定位,对氧涡轮泵及其附属装置的设计方案进行了优化,提高了相关结构的固有可靠性;同时加强了生产过程的质量控制,提高了产品性能的一致性。经过改进,50t级氢氧火箭发动机参与的后续地面面试车均获得圆满成功,2019年12月,大推力氢氧发动机托举长征五号遥三火箭成功复飞;2020年7月成功将“天问一号”火星探测器送入太空,开启了我国地外行星探测的新篇章。2020年11月成功将“嫦娥五号”月球探测器送入太空,完成了我国首次地外天体采样返回;2021年4月成功将“天和”核心舱送入轨道,拉开了我国载人空间站建设的大幕。

6 总结与展望

通过十余年的研制,突破10大类43项关键技术,成功研制出我国首台大推力、高性能、地面起动、并能够在长征五号B运载火箭构型中实现直接入轨的拥有完全自主知识产权的新一代火箭氢氧发动机YF-77,综合性能达到国际先进水平,为长征五号和长征五号B运载火箭提供了强大的动力,支撑了月球探测工程、火星探测工程、载人航天工程等国家重大航天工程的顺利实施。

在发动机研制过程中,突破并首次应用了大量新技术、新材料和新工艺,拓宽了我国液体火箭发动机的材料体系和工艺体系。实现了高强轻质钛合金、高温合金、复合材料等先进材料及粉末冶金工艺在我国氢氧发动机上的首次应用,提高了发动机推质比及固有可靠性水平;突破了高DN值陶瓷球轴承技术、平衡活塞轴向力自动平衡技术、浮动环动密封技术等关键技术,提升了我国液体火箭发动机研制的整体水平,同时也为后续更大推力氢氧发动机的研制奠定了重要的技术基础。

在国际上首次应用的高速排放冷却喷嘴隔板、喷嘴声学错频技术、高过载氧涡轮泵,以及比功率最大的氢涡轮泵,使YF-77发动机成为全面缩小我国氢氧发动机与国外先进水平差距的重要里程碑。

以YF-77发动机研制期间突破的关键技术为基础,我国正在开展200t级高压补燃循环氢氧发动机研制,目前已经成功完成了氢氧涡轮泵联试,即将开展半系统与全系统热试验;此外,以YF-77研制期间突破的关键技术为基础,我国已完成60t级可重复使用液氧/甲烷发动机的整机热试车及重复使用验证试验,目前正在进行优化改进,并正以此为基础发展全新的高性能、可靠、低成本的80t级可重复使用变推力液氧/甲烷发动机。未来,系列化、型谱化的氢氧发动机和液氧/甲烷发动机将成为我国航天强国建设的中坚力量。

参考文献

- [1] 赵颖. 国外新型运载火箭研制计划与发展现状[J]. 国际太空, 2002(10): 22-27.
- [2] 赵颖. 2002年国外运载火箭回顾[J]. 国际太空, 2003(6): 16-22.
- [3] 王心清. 中国运载火箭简史[C]. 北京: 中日机械技术史国际学术会议, 1998.
- [4] 龙乐豪. 中国运载火箭技术的成就与展望[J]. 中国航天, 2001, 1(3): 1-8.
- [5] 付斯东. “长征”火箭功绩不朽 新一代火箭呼之欲出——中国运载火箭的现状和未来[J]. 国际航空, 2001(7): 45-49.
- [6] 李东, 程堂明. 中国新一代运载火箭发展展望[J]. 中国工程科学, 2006, 8(11): 33-38.
- [7] 郑孟伟, 岳文龙, 孙纪国, 等. 我国大推力氢氧发动机发展思考[J]. 宇航总体技术, 2019(2): 12-17.
- [8] 顾明初. 国外氢氧发动机研制的一些近况[J]. 导弹与航天运载技术, 2001(1): 51-54.
- [9] 顾明初. 加快大推力氢氧发动机研制迎接21世纪[J]. 导弹与航天运载技术, 2000(1): 12-16.
- [10] Beichel R, O'Brien C J, Taylor J P, 等. 下一代火箭发动机[J]. 上海航天, 1989(6): 1-9.
- [11] Santiago J. Evolution of the RL10 Liquid Rocket Engine for a New Upperstage Application[R]. AIAA 96-3913.
- [12] 郑大勇, 陶瑞峰, 胡骏. 氢氧发动机真空点火及高空模拟试验[J]. 导弹与航天运载技术, 2014(5): 38-43.
- [13] Goracke B D, Meisl C J. Launch Vehicle Engine Development in Hindsight[J]. AIP Conference Proceedings, 1996, 361(1): 653-658.
- [14] Davidson M, Stephens J. Advanced Health Management System for the Space Shuttle Main Engine[R]. AIAA 2014-3912.
- [15] Binder M P. A Transient Model of the RL10A-3-3A Rocket Engine[R]. AIAA 95-2968.
- [16] Ellis R, Lee J, Payne F, et al. Development of a Carbon-Carbon Translating Nozzle Extension for the RL10B-2 Liquid Rocket Engine[R]. AIAA 97-2672.
- [17] Conley D, Lee N Y, Portanova P L, et al. Evolved Expendable Launch Vehicle System: RS-68 Main Engine Development[J]. Acta Astronautica, 2003, 53: 577-584.
- [18] 杜大华. 21世纪的推进动力——RS-68[J]. 火箭推进, 2003, 29(5): 50-56.
- [19] Fick M, Schmucker R. Linear Aerospike Engine Performance Evaluation[R]. AIAA 97-3305.
- [20] 谢亮. 苏联运载火箭发动机综述[J]. 世界导弹与航天, 1990(11): 30-33.
- [21] 王桁, 钱维松, 张宝炯, 等. 苏联液体火箭发动机技术状况[J]. 航天出国考察技术报告, 1991(1): 19-28.
- [22] Gubanov B I, 孙国庆. 苏联大型运载火箭主发动机[J]. 国外导弹与航天运载器, 1991(12): 32-39.
- [23] Rachuk V, Goncharov N, Martynenko Y, et al. Design, Development, and History of the Oxygen/Hydrogen Engine RD-0120[R]. AIAA 95-2540.
- [24] Goncharov N, Orlov V, Rachuk V, et al. Reusable Launch Vehicle Propulsion Based on the RD-0120 Engine[R]. AIAA 95-3003.
- [25] 黎华. 欧洲新的HM60液氢-液氧火箭发动机[J]. 国外导弹与宇航, 1982(10): 23-28.
- [26] Isselhorst A. HM7B Simulation with ESPSS Tool on ARIANE 5 ESC-A Upper Stage[R]. AIAA 2010-7047.
- [27] 王少鹏. VINCI: 用于阿里安5上面级的一种新型低温发动机[J]. 火箭推进, 2001, 27(5): 52-57.
- [28] 陈延辉. 日本液体火箭发动机研制历程[J]. 飞航导弹, 2015(10): 88-95.
- [29] 孙国庆. 大推力液体火箭发动机的近期发展[J]. 中国航天, 1992(6): 40-43.
- [30] 赵颖. 印度研制的低温火箭发动机取得进展[J]. 导弹与航天运载技术, 2001(6): 55-55.
- [31] 殷前根. 印度试验国产运载火箭发动机[J]. 上海航天, 2002, 19(3): 58.
- [32] 朱森元. 氢氧火箭发动机在中国如何走向工程应用[J]. 兵器知识, 2010(1): 33-37.
- [33] 龙乐豪. 新一代运载火箭[J]. 航空制造技术, 2003(2): 17-21.
- [34] 秦旭东, 龙乐豪, 容易. 我国航天运输系统成就与展望[J]. 深空探测学报, 2016, 3(4): 315-322.
- [35] 余梦伦. 20世纪90年代大运载总体方案论证的一些回顾[J]. 宇航总体技术, 2018(2): 7-16.
- [36] 郑大勇, 王维彬, 乔桂玉. 新一代运载火箭50吨级氢氧发动机研制进展[J]. 导弹与航天运载技术, 2016(5): 11-15.
- [37] 蔡国飙, 李家文, 田爱梅. 液体火箭发动机设计[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2011.
- [38] 朱森元. 氢氧火箭发动机及其低温技术[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2016.

(编辑:梅 瑛)