

中国重型运载火箭动力系统研究

谭永华

(航天推进技术研究院, 陕西 西安 710100)

摘 要: 分析了未来航天发展趋势, 指出为实现载人登月和深空探测, 发展重型运载火箭, 研制大推力火箭发动机势在必行。提出了中国重型运载火箭主动力——600 吨级液氧煤油发动机和 200 吨级液氧液氢发动机的总体方案, 确定了发动机的主要参数, 明确了发动机的关键技术, 考虑了发动机的研制条件, 进行了发动机研制策划。根据中国的技术水平和经济实力, 有望在 2020 年前后完成两种发动机研制。

关键词: 载人登月; 深空探测; 重型运载火箭; 液体火箭发动机; 液氧煤油发动机; 液氧液氢发动机

中图分类号: V43-34 文献标识码: A 文章编号: 1672-9374 (2011) 01-0001-06

Research on power system of heavy launch vehicle in China

TAN Yong-hua

(Academy of Aerospace Propulsion Technology, Xi'an 710100, China)

Abstract: The development trend of future aerospace industry is analyzed. The necessity of developing the heavy launch vehicles and high thrust rocket engines to realize the manned moonfall and deep space exploration is described. The main power system of heavy launch vehicles of China is planned. A integrated scheme of 600 t LOX/kerosene rocket engine and 200 t LOX/LH₂ rocket engine is put forward. The primary parameters of the two engines are chosen. The key technology and development condition of the rocket engines is analyzed. The development effort is schemed. The development of the two engines will be completed in about 2020 according to the level of technology and industrial base.

Keywords: manned moonfall; deep space exploration; heavy launch vehicle; liquid rocket engine; LOX/kerosene engine; LOX/LH₂ engine

0 引言

进入 21 世纪以来, 世界航天活动呈现出蓬

勃发展的态势, 载人登月、登陆火星、小行星及其他深空探测与研究已列入各航天大国的发展规划; 空间太阳能电站、大型空间站等大型空间载荷已开始规划。随着载人航天和绕月飞行的成

收稿日期: 2010-12-03; 修回日期: 2010-01-06

基金项目: 中国航天科技集团公司支撑项目

作者简介: 谭永华 (1964—), 男, 研究员, 研究领域为液体动力系统总体设计

功,载人登月已成为中国未来航天发展的重大目标。航天发展中,可以说发动机推力的大小决定了火箭运载能力的大小,最终决定了人类航天活动的疆域。为了实现载人登月,研制重型运载火箭大推力火箭发动机势在必行。

世界航天发展的历史表明,大推力液氧煤油发动机和液氧液氢发动机代表了航天运载器动力系统的发展趋势。几十年航天活动中,美国和俄罗斯(前苏联)相继研制出了多种大推力液氧煤油和液氧液氢发动机,俄罗斯(前苏联)用这些发动机组成了天顶号和能源号等运载火箭,提高了运载能力,可将百吨级有效载荷运入近地轨道;美国用这些发动机组成了土星系列运载火箭,实现了人类首次登月,从而奠定了航天强国的地位。

上世纪90年代末以来,中国开始研制120吨级液氧煤油发动机和50吨级液氧液氢发动机,目前已掌握了大型补燃循环液氧煤油发动机和液氧液氢发动机一系列重大关键技术,为研制下一代大推力发动机奠定了坚实的技术基础。

本文研究了国内外大推力火箭发动机的发展历程、现状及趋势,提出中国下一代航天主动动力——600吨级液氧煤油发动机和200吨级液氧液氢发动机的发展设想。经过对技术基础和保障条件的分析,2020年前后可研制出两种发动机,用于LEO运载能力百吨级以上的重型运载火箭,满足中国本世纪中前期载人登月、深空探测等重大航天活动的需求。

1 国外大推力火箭发动机发展现状与趋势

上世纪50年代,苏联率先研制成功推力百吨级的RD-107/108液氧煤油发动机。1957年10月4日,以其为动力的东方号运载火箭,成功发射了第一颗人造地球卫星,人类从此步入太空时代;1961年4月12日,将首位宇航员送入太空,开创了载人航天的历史。使用该发动机的联盟号运载火箭,至今仍是世界上最可靠和发射次数最多的运载火箭,也是国际空间站载人、送货的可靠保障。

上世纪60年代,苏联研制了推力150吨级的NK-33液氧煤油高压补燃发动机,用于登月火箭N-1的一级,由于总体设计的缺陷和采用多达30台发动机导致火箭可靠性降低,造成4次飞行试验全部失败,但NK-33发动机仍是性能先进、结构可靠的发动机。上世纪70、80年代,苏联又成功研制了推力800吨级的RD-170液氧煤油高压补燃发动机和200吨级的RD-0120液氧液氢高压补燃发动机,达到了液体火箭发动机技术的顶峰。苏联解体后,俄罗斯研制成功了推力400吨级的RD-180和200吨级的RD-191液氧煤油发动机。当前,俄罗斯以RD-170、RD-180、RD-191以及RD-0120发动机为动力,开始研制安加拉系列、罗斯-M系列运载火箭,并提出了LEO运载能力125吨的阿穆尔重型运载火箭方案,用于载人登月和深空探测的运载器,进一步扩大航天运载领域的优势。

几十年发展中,俄罗斯(前苏联)始终坚持以液氧煤油发动机为主的航天动力体系,从而使大型液体火箭发动机技术水平遥遥领先于其他国家。近年来美国、欧洲、印度、日本及韩国相继引进了俄罗斯液氧煤油高压补燃发动机技术,联盟号运载火箭被欧洲和美国引进用于商业发射。

美国大推力火箭发动机发展历程曲折,上世纪70年代以前美国的航天运载动力体系与苏联相似,以液氧煤油发动机为主、常温有毒推进剂发动机和液氢液氧上面级发动机为辅。上世纪60年代年,美国研制成功了推力700吨级的F-1液氧煤油发动机和百吨级的J-2液氧液氢发动机用于土星V重型运载火箭,1969年7月20日,成功实现了载人登月的伟大壮举。此后又研制了推力200吨级和300吨级的SSME和RS-68液氧液氢发动机,目前已提出研制用于下一代重型运载火箭的液氧煤油发动机。上世纪90年代,美国引进俄罗斯液氧煤油发动机技术,此后又在航天飞机改进计划中提出RS-76、AJ-800等液氧煤油发动机助推器方案;在第二代重复使用运载器计划SLI中提出研制RS-84等液氧煤油发动机;并在最新的航天计划中推出研制大推力液氧煤油发动机。

欧州航天局为了降低阿里安 5 运载火箭的发射成本，启动了“未来航天运载器预先发展计划 (FLPP)”，提出 400 吨级伏尔加和 200 吨级乌拉尔液氧烃发动机计划。

为了构建航天大国，印度提出庞大的发展规划，2010 年启动了 200 吨级液氧煤油发动机研制，计划用于载人登月运载火箭。

纵观世界航天发展，大推力液氧煤油发动机和液氧液氢发动机因其具有使用成本低、性

能高、环保无污染、推力和混合比可调节及可采用故障诊断系统确保宇航员安全等优点，是航天运载最佳的动力组合，世界各国中，俄罗斯和中国坚持使用液体火箭发动机方案。其他国家包括美国在内，也正在考虑助推火箭液体化。可以说，大型运载火箭液体化正在成为世界航天发展的潮流。

表 1 列出了国外主要大推力液氧煤油发动机和液氧液氢发动机。

表 1 国外主要大推力液体火箭发动机特性

Tab. 1 Characteristics of high thrust liquid rocket engines made in other countries

代号	国别	推进剂	混合比	推力/kN	比冲/(m·s ⁻¹)	循环方式	用途	研制时间/年
RD-107	苏联	液氧煤油	2.47	821	2520	发生器循环	联盟号	1954-1957
NK-33	苏联	液氧煤油	2.55	1512	2914	补燃循环	N-1/金牛 2	1959-1965
RD-170	苏联	液氧煤油	2.6	7295	3030	补燃循环	天顶/能源	1974-1985
RD-180	俄罗斯	液氧煤油	2.72	3826	3051	补燃循环	宇宙神 5	1996-2002
RD-191	俄罗斯	液氧煤油	2.6	1960	3036	补燃循环	安加拉/罗老	1998-2009
RD-0120	苏联	液氧液氢	6.0	1863(v)	4467(v)	补燃循环	能源	1974-1985
H-1	美国	液氧煤油	2.23	912	2583	发生器循环	土星 1/1B	1958-1961
F-1	美国	液氧煤油	2.27	6770	2597	发生器循环	土星 5	1959-1966
RS-27	美国	液氧煤油	2.25	921	2582	发生器循环	德尔它	1971-1973
RS-84	美国	液氧煤油	2.7	4665	2952	补燃循环	-	2001-
RS-76	美国	液氧煤油	2.7	4003	3019	补燃循环	-	2001-
Merlin2	美国	液氧煤油	2.4	7562	2793	发生器循环	猎鹰 X/XX	2010-2016
J-2	美国	液氧液氢	5.5	1023	4168	发生器循环	土星 5	1960-1966
SSME	美国	液氧液氢	6.0	2090(v)	4464(v)	补燃循环	航天飞机	1972-1981
RS-68	美国	液氧液氢	6.0	3314	4022	发生器循环	德尔它 4	1998-2002
Vulcain	欧洲	液氧液氢	5.3	1145	4246	发生器循环	阿里安 5	1984-1996
LE-7A	日本	液氧液氢	6.3	1079	4326	补燃循环	H-II A/B	1995-2000
-	印度	液氧煤油	-	2000	-	补燃循环	登月火箭	2010-

中国在重型运载火箭动力选择中，应顺应技术发展趋势，发挥自身优势，坚持采用大推力液氧煤油和液氧液氢发动机。

2 中国大推力液体火箭发动机发展设想

2.1 发展历程与基础分析

中国航天运载火箭一直坚持以液体火箭发动

机为主动力，经过几十年不懈努力，中国研制了长征系列运载火箭，其主动力 YF-20 系列发动机已成为中国航天的“金牌”产品，同时中国成功研制了 YF-75 等高性能液氧液氢发动机，完成了百余次卫星的发射，实现了载人航天和绕月飞行的伟大壮举。正是依靠液体动力，中国航天取得了世人瞩目的辉煌成就，奠定了世界航天大国的地位。

上世纪80年代后期,中国开始论证新一代液体火箭发动机。90年代中期开展了120吨级液氧煤油发动机和50吨级液氧液氢发动机研制。十几年以来,中国已掌握了两种发动机的各项关键技术,研发了一批新材料和新工艺,并成为世界上第二个成功突破液氧煤油高压补燃技术的国家,为研制下一代大推力液氧煤油和液氧液氢发动机奠定了坚实的基础。

目前,以液氧煤油和液氧液氢发动机为动力的CZ-5、CZ-6和CZ-7新一代系列运载火箭研制正在深入进行,新发射场等一大批基础设施正在建设,以上述两种发动机为主的动力体系正在形成。在此基础上,进一步研制大推力液氧煤油发动机和液氧液氢发动机符合中国国情,是中国航天动力体系的延续和发展,符合可持续发展的基本国策。

2.2 指导思想

根据中国国情和发动机研制的规律,中国重型运载火箭动力系统研制指导思想如下:

1) 以总体需求为牵引,根据中国国情,一次策划到位,制订发动机的总体方案,达到一机多

用和国际一流的目标;

2) 以高可靠低成本为目标,从中国工业基础、技术水平出发,坚持自主创新,充分利用相关科研院所和高校的力量,控制研制周期和研制成本,权衡考虑可靠性、成本及性能;

3) 以循序渐进为途径,在充分论证的基础上,分解重大关键技术,先开展核心组件和分系统试验,后进行系统集成试车;

4) 以仿真技术为手段,利用最新的计算机仿真技术,构建数字化发动机研制平台,优化发动机研制流程和手段,提高研制效率。

2.3 方案设想

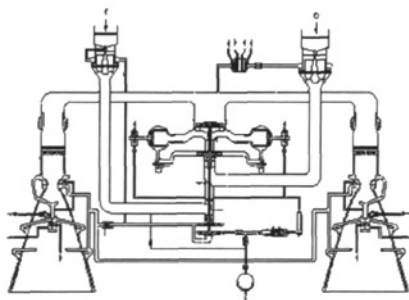
2.3.1 大推力液氧煤油发动机

1) 发动机推力

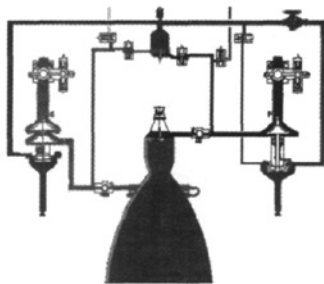
根据总体论证,大推力液氧煤油发动机用于重型运载火箭的助推级和一子级,海平面推力选择为6600 kN。

2) 系统方案(见图1)

经综合论证,600吨级液氧煤油发动机继承120吨级发动机研制中突破的先进技术,采用高性能的补燃循环系统。



600吨级液氧煤油发动机



200吨级液氧液氢发动机

图1 两种大推力发动机系统

Fig. 1 Diagrams of two high thrust engines

3) 推力矢量控制方案

大推力液体火箭发动机推力矢量控制方式包括泵前摇摆和泵后摇摆。对于大推力火箭发动机,泵后摇摆优势明显,有利于解决发动机质心偏离推力轴线的问题(即“偏心”问题)、减轻

发动机重量、降低发动机摇摆尺寸和伺服机构摇摆力矩,国外先进的发动机如RD-170/180/191和RS-68等均采用此方案。根据论证,大推力液氧煤油发动机采用泵后摇摆方案,其中重点研究燃气摇摆软管。

4) 工况调节方案

600 吨级液氧煤油发动机具备推力和混合比调节能力。通过推力调节可以有效降低运载火箭的飞行动压和飞行过载，以优化运载火箭的性能。混合比调节有利于运载火箭的推进剂利用，提高运载能力。

5) 主要组件方案

液体火箭发动机的主要组件包括推力室、燃气发生器、涡轮泵及自动器等。为了分解发动机的关键技术、拓展发动机技术的用途，大推力液氧煤油发动机采用 1 台涡轮泵、2 台推力室。涡轮泵为同轴式布局，氧泵居中，燃料泵和涡轮位于两端；推力室为“气-液”燃烧、再生冷却结构；自动器为多次使用，采用电动、气动及液动控制。

2.3.2 大推力液氧液氢发动机

1) 发动机推力

根据总体论证，研制大推力液氧液氢发动机用于重型运载火箭的二子级，真空推力选择为 2000 kN。

2) 系统方案（见图 1）

由于中国液氧液氢发动机在发生器循环方面有着丰富的经验可借鉴，研制风险相对较小，因此 200 吨级液氧液氢发动机采用燃气发生器循环方式。

3) 推力矢量控制方案

鉴于泵后摇摆方式的优点，200 吨级液氧液氢发动机采用此方案。

4) 工况调节方案

发动机具备混合比调节能力。

5) 主要组件方案

发动机采用双涡轮泵并联系统，氧泵为单级离心泵，氢泵为两级离心泵。推力室采用声腔和隔板保证燃烧稳定性，喷管分为两段，前段采为排放冷却结构，后段为单壁金属辐射冷却结构。

2.4 主要特性

两种大推力液体火箭发动机主要性能参数如表 2 所示。

表 2 大推力液氧煤油和液氧液氢发动机主要参数

Tab. 2 Main parameters of high thrust LOX/kerosene and

LOX/LH ₂ rocket engines		
参数名称	600 吨级液氧 煤油发动机	200 吨级液氧 液氢发动机
海平面推力/kN	6600	—
真空推力/kN	7187	2000
海平面比冲/(m·s ⁻¹)	3000	—
真空比冲/(m·s ⁻¹)	3267	4312
燃烧室压力/MPa	20	10
混合比	2.6	5.5
氧化剂流量/(kg·s ⁻¹)	1589	392
燃料流量/(kg·s ⁻¹)	611	71
喷管面积比	30	80

2.5 关键技术

大推力液氧煤油和液氧液氢发动机代表了液体火箭发动机技术的最高水平，需要解决多项关键技术。两种大推力发动机关键技术见表 3。

表 3 两种大推力发动机关键技术

Tab. 3 Key technology of two high thrust engines

序号	大推力液氧煤油发动 机关键技术	大推力液氧液氢发动机 关键技术
1	发动机总体与起动机技术	大推力液氧液氢发动机关键技术
2	大尺寸、高压、高温燃气摇摆软管技术	系统优化及动态控制技术
3	长寿命、高效推力室燃烧与冷却技术	高效、高稳定性推力室技术
4	大功率、高压涡轮泵轴向力平衡技术、转	高压、低温、大口径阀门技术
5	大尺寸、复杂结构加工技术	大尺寸、复杂结构加工技术
6	发动机冷热试验技术	发动机高空模拟试验技术

2.6 保障条件

对于 600 吨级液氧煤油发动机，目前研制条件改造后基本满足关键技术和研制前期的需要，包括短喷管状态推力室生产、大功率泵低转速模拟试验、以推力室为主的多组件集成验证试车等。需要新建的项目包括大尺寸组件的加工设备、大流量高压组件试验台和发动机试车台等。

600 吨级液氧煤油发动机需要的独有技术主要为高压燃气摇摆软管。经与国内相关单位沟通,已初步具备了该材料和加工技术。同时根据 120 吨级液氧煤油发动机组件试车台能力分析,可以满足高压燃气摇摆软管热试验考核要求。

对于 200 吨级液氧液氢发动机,利用 50 吨级液氧液氢发动机建设的研制条件,结合 120 吨级液氧煤油发动机泵水力试验台等条件,可以基本满足研制前期的生产、冷试和短程热试车要求。需要新建的项目主要包括大尺寸组件加工设备和长程高空模拟试车台。

2.7 研制策划与研制进度

鉴于两种大推力发动机研制难度大,需要的保障条件多,研制过程中拟先开展计算机仿真模拟,其次进行各组件及分系统的试验验证,最后完成全系统集成,进行短程、长程、全功能试车,完成发动机研制。

根据中国目前的技术水平、经济实力及工业基础,2015 年前后可以完成两种发动机整机试车,2020 年前后可以完成两种发动机研制。

3 结论

1) 载人登月、深空探测、各种超大型有效载荷将成为 21 世纪前 50 年航天发展的重点和方向。随着中国综合国力的快速增强,大幅度提升进入空间能力、积极开展上述航天活动已成为未来航天发展的必然,其中重型运载火箭动力系统是实现上述目标的关键。

2) 大推力液氧煤油发动机和液氧液氢发动机使用成本低、性能高、无毒环保、工况可调、可通过故障诊断提高宇航员安全,是航天运载动力系统的发展趋势和最佳组合。液体火箭发动机一直是中国航天发展的基础和优势,研制大推力液氧煤油发动机和液氧液氢发动机符合未来发展和中国国情,中国重型运载火箭应以此为动力。

3) 根据总体要求,重型运载火箭助推级和芯一级动力为 600 吨级液氧煤油发动机、二级动力为 200 吨级液氧液氢发动机。通过发动机论证,600 吨级液氧煤油发动机采用补燃循环、200

吨级液氧液氢发动机采用燃气发生器循环,两种发动机均采用泵后摇摆、工况调节等先进技术。

4) 按照中国目前的技术水平、经济实力及工业基础,2020 年前后可完成两种大推力发动机研制,满足中国载人登月和深空探测、发射大型空间站等重大航天活动的需求,提升中国进入空间的能力,为中国本世纪建设航天强国提供强大的动力、为人类探索与开发空间作出贡献。

参考文献:

- [1] 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.
- [2] MCMILLAN John P, Jr., STODGHILL Lynn M, VICK Charles P. An investigation into the causes of the Soviet N-1 moon rocket failures, AIAA A99-31445 [R]. USA: AIAA, 1999.
- [3] KATORGIN B I, CHVANOV V K, CHELKIS F Y. RD-180 program history, AIAA 2001-3552 [R]. USA: AIAA, 2001.
- [4] LOWTHER Scott. Saturn: development, details, derivatives and descendants, work in progress [EB/OL]. [2010-07-22]. [http:// www.webcreations.com](http://www.webcreations.com).
- [5] Anon. Live Fire Testing of the NPO Energomash RD-120 Rocket Engine at Pratt & Whitney [EB/OL]. [2010-07-26]. <http://www.spacenews.com>.
- [6] KLAMPER Amy. NASA requesting funds for new first-stage rocket engine [R/OL]. [2010-02-22]. [http:// www.spacenews.com](http://www.spacenews.com).
- [7] BERGER Brian, KLAMPER Amy. NASA propulsion plans resonate with some in rocket industry [R/OL]. [2010-02-26]. <http://www.spacenews.com>.
- [8] VERNIN Hilda, PEMPIE Pascal. Ariane liquid booster trade off, AIAA 01-3687 [R]. USA: AIAA, 2001.
- [9] KRISHNA Gopala. Indian moon rockets: first look [EB/OL]. [2010-02-25]. [http:// indiaspaceweb.blogspot.com](http://indiaspaceweb.blogspot.com).
- [10] SURESH B N. Indian Space Transportation System Present Scenario and Future Directions [J/OL]. [2009-06-19]. <http://www.tifr.res.in>.
- [11] 张小平, 丁丰年, 马杰. 我国载人登月重型运载火箭动力系统探讨[J]. 火箭推进, 2009, 35(2): 11-16.

(编辑: 马 杰)