

文章编号: 1000-8055(2010)01-0180-07

重型运载火箭动力系统分析

李湘宁, 刘 宇

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 讨论了两类载人登月的动力系统方案, 分析了已有重型火箭动力系统的结构和基本参数, 以满足载人登月的任务要求为前提, 提出了重型火箭箭体结构和任务要求. 从性能、经济性、技术难度、工作可靠性等方面综合考虑, 提出重型火箭下面级的基本方案. 提出了一套重型火箭动力系统, 建立了一个运载火箭系列, 并对其运载能力进行了计算. 经综合分析, 提出登月火箭可采用 8 m 直径的三级半结构, 助推级、第一级和第二级均为推力 5 000 kN 量级富氧预燃室补燃循环液氧煤油发动机, 第三级为 2 台 50 t 氢氧发动机.

关 键 词: 重型火箭; 液体火箭发动机; 液氧/烃类推进剂

中图分类号: V421.4

文献标识码: A

Basic parameters analysis of first stage engine system for heavy lift vehicle

LI Xiang-ning, LIU Yu

(School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Two proposals of manned lunar-landing propulsion system were discussed. The structure and basic parameters of propulsion system for existed heavy lift launch vehicles were analyzed. The structure and task requirements were proposed to meet the manned lunar-landing demand. Considering the performance, economics, technical difficulties, working reliability, a scheme of the first stage engine system for heavy lift launch vehicle was proposed. A heavy lift vehicle (HLV) system and a HLV series were established, and their payload capability was calculated. Based on integrative analysis, the lunar launch vehicle is suggested to be 3 stage with 4 boosters, and two 50 t liquid oxygen/liquid hydrogen are used for the third stage, while liquid oxygen/kerosene stage combustion cycle engines about 5 000 kN are used for all other stages.

Key words: heavy lift launch vehicle; liquid propellant rocket engine;
liquid oxygen/hydrocarbon propellants

月球是距离地球最近的星球, 月球的资源、能与特殊环境将对人类社会的可持续发展作出重大贡献. 重返月球, 开发月球资源, 建立月球基地已成为世界航天活动的必然趋势和竞争热点. 2004 年, 美国宣布了新的空间探索计划, 将于 2020 年前重返月球, 建立月球基地, 最终实现人类登陆火星的梦想^[1]. 同时, 欧洲、俄罗斯、日本和

印度等国也提出了开发和探测月球的计划^[2].

本文以重型火箭动力系统为研究对象, 以满足载人登月的任务要求为前提, 参考已有重型火箭, 提出了重型火箭箭体结构和任务要求. 从性能、经济性、技术难度和工作可靠性等方面综合考虑, 选择了下面级发动机的基本参数. 通过对箭体动力组合方案的设计和分析, 提出了一套能够满

收稿日期: 2008-12-22; 修订日期: 2009-06-02

作者简介: 李湘宁(1982-), 女, 辽宁沈阳人, 博士生, 主要从事重型火箭大推力发动机研究.

足载人登月任务要求的重型火箭动力组合方案,在此基础上建立了运载火箭系列,并进行了运载能力分析。

1 登月火箭动力系统方案分析

从国际上目前的技术水平来看,要实现载人登月,从推进系统分析,主要有两个途径:采用重型运载火箭发射方案以及采用“人货分运”在轨组装方案。

重型运载火箭方案是将登月舱、过渡飞船和轨道转移器先在地面组装好,然后由重型运载火箭直接送入奔月轨道;到达近月点附近后,由轨道转移器点火进行轨道机动,将登月舱和过渡飞船一起送入环月轨道,实现登月。该方案实现的关键是重型运载火箭(近地轨道运载能力达到 100 t 以上的大型运载火箭)的研制。1969 年,“阿波罗 11 号”载人飞船的发射成功,实现了人类第一次载人登月,便是采用了“土星 5”重型火箭进行发射。此方案的优点是在整个飞行过程中,只需要登月舱起飞模块与过渡飞船在环月轨道上交会对接一次,降低了对交会对接技术的要求和风险,但是对运载火箭的运载能力提出了较高的要求。

“人货分运”方案是指通过多次地基发射、近地轨道对接和环月轨道对接相结合的方案。这种方案将登月系统分成大型运载火箭(运货)、载人运载火箭、轨道转移器、登月舱和过渡飞船五大模块。发射飞行程序比较复杂,要求先由大推力火箭将登月舱送入环月轨道,再由载人过渡飞船将宇航员送到环月轨道与登月舱汇合,宇航员乘登月舱登月,之后再回到过渡飞船返回地球。采用这种方案需要从地面发射多次大型运载火箭,在低地球轨道和环月轨道进行多次对接,任何一次交会对接失败,都会导致飞行任务失败,所以要求熟练掌握交会对接技术,这是采用此方案需要突破的技术关键。但其优点是可以使用已有的大型运载火箭,无需重新研制重型运载火箭。

美国为执行重返月球任务设计的探索系统主要包括新型的载人探测飞行器(crew exploration vehicle,简称 CEV)、月球登陆器以及航天飞机衍生型运载火箭^[3]。其中,运载火箭又分为载人和载货两种,分别命名为“战神 1(Ares I)”和“战神 5(Ares V)”^[4]。其中,载人运载火箭“战神 1”为二级运载火箭,长 94.2 m,起飞质量 907 t,近地轨道(low earth orbit,简称 LEO)运载能力为 25 t,负责将 CEV 送入地球轨道;载货运载火箭

“战神 5”为重型运载火箭,其 LEO 运载能力达到 188 t,月球轨道运载能力达到 71 t,负责将月球登陆器和地球飞离级送入地球轨道。

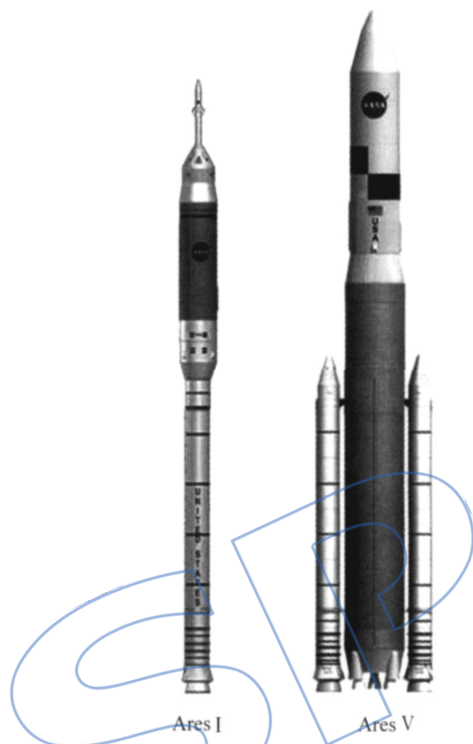


图 1 美国重返月球计划的运载火箭

Fig. 1 American Ares launch vehicles

可以看出,美国重返月球计划中采用人货分运、近地轨道对接的方式实现载人登月的目标。同时,其货运火箭为重型火箭,可以看作是采用了人货分离和重型火箭两种方案相结合的方式。这样,既减少了近地轨道对接的次数,同时也提高了载人火箭的安全系数。其缺点是要研制两种规模的运载火箭,提高了运载系统的复杂性。

如果采用重型运载火箭发射方案,则需要研制重型运载火箭。下面讨论在已有运载火箭型号的基础上进行“人货分运”在轨组装方案。假设共需发射载荷 150 t(包括载人飞船、登月舱、地球飞离级等),大型运载火箭的近地轨道(LEO)运载能力为 25 t,则需要发射 6 次大型运载火箭,在低地球轨道进行 4 次交会对接,在环月轨道进行 2 次交会对接,发射过程过于复杂。为了降低发射过程的复杂性,减少在轨对接的次数,提高任务成功率,也应开展更大推力运载火箭的研究。例如美国采用了“战神 5”重型火箭,则只需完成 1 次在轨对接即可实现任务。

总之,无论采用哪种方案,都需要提高运载火箭的运载能力,为将来的载人登月以及深空探测

打下基础.

2 重型火箭动力系统分析

目前,全世界范围内,已经投入使用重型火箭有苏联的“N-1”和美国的“土星 5”重型火箭,这两种火箭都是在上世纪六七十年代两国为了登月竞赛而研制的,具有发送载人登月飞行器完成登月任务的运载能力.此后,苏联研制出“能源号”重型火箭,可发射大型无人载荷和载人航天飞机,曾将苏联的暴风雪号航天飞机成功地送上天.

此外,美国正在研制的“战神 5”运载火箭是

一种垂直吊装的两级重型火箭,能把近 188t 的货物送入低地轨道,可把近 71t 的货物送往月球.其一子级由航天飞机外贮箱改进而来,使用 6 台 RS-68B 氢氧发动机提供动力,RS-68B 是德尔它 4 火箭上的 RS-68 发动机的升级型号.捆绑助推器为两个可重复使用的 5.5 段式航天飞机固体助推器,由航天飞机的固体火箭助推器衍生而来.二子级由 1 台 J-2X 氢氧发动机提供动力,J-2X 为 J-2 发动机的改进型.表 1 中列举了 3 种重型火箭的主要性能参数^[3].

表 1 重型火箭性能参数表
Table 1 Heavy lift launch vehicle parameters

运载火箭	苏联“能源号”		美国“土星 5”(阿波罗)					美国“战神 5”		
起飞质量/t	2 400. 00		2 945. 95							
起飞推力/kN	34 833. 00		34 029							
全长/m	60. 00		110. 64					106		
最大直径/m	20. 00		10. 06					8. 4		
L EO 能力/t	105. 00		120. 00					188		
级数	1. 5		3					2. 5		
级号	0	1	1	2	3		0	1	2	
发动机	4×RD-170	4×RD-0120	5×F-1	5×J-2	J-2		2×5. 5seg SRB	6×RS-68B	J-2X	
推进剂	液氧/ 煤油	液氧/ 液氢	液氧/ 煤油	液氧/ 液氢	液氧/ 液氢		PBAN	液氧/ 液氢	液氧/ 液氢	

从以上 3 种重型火箭的主要参数可以看出,3 种重型火箭的 L EO 运载能力均超过 100 t,起飞质量约为 3 000 t,起飞推力大于 30 000 kN.

本文以满足载人登月的要求为出发点进行分析,提出奔月轨道(lunar transfer orbit,简称 L TO)运载能力达到 50 t,运载器起飞质量约为 2 800~3 000 t,起飞推力约为 35 000~40 000 kN,可以采用三级半方案或两级半方案.

3 下面级发动机基本参数分析

对于重型火箭的动力系统来说,下面级发动机在整个火箭的动力系统中最为关键.因为重型火箭的起飞推力达到 35 000~40 000 kN,要求下面级发动机能够提供很大的推力.

重型火箭下面级主要有两种形式:第一种是采用几台相同的发动机并联,如“土星 5”运载火箭;第二种是采用芯级捆绑助推级的结构,如“能源号”和“战神 5”运载火箭.“土星 5”运载火箭下面级(第一级)采用 5 台 F-1 液氧煤油发动机,每

台的地面推力约为 6 770 kN.“能源号”运载火箭下面级由芯级和助推器组成,其芯级采用 4 台 RD-0120 氢氧发动机并联,每台发动机真空推力约为 1 863 kN,芯级周围捆绑 4 个助推器,每个助推器装有 1 台 RD-170 液氧煤油发动机,每台发动机的地面推力约为 7 529 kN.“战神 5”运载火箭的芯级采用 6 台 RS-68B 氢氧发动机并联,每台发动机的地面推力约为 2 886 kN,助推器为两个可重复使用的 5.5 段式航天飞机固体助推器,每台助推器的推力约为 7 120 kN.

从现状来看,使用氢氧发动机作为芯级,周围捆绑助推器的方案成为运载火箭的主要发展趋势.这是由于氢氧发动机的比冲在液体推进中最高,将其作为芯级,配以助推器可实现单级入轨,且氢氧发动机可回收再利用.其缺点是密度小,密度比冲小,造成子级的体积和质量较大.

如果使用氢氧芯级方案,则还需设计一种大推力的氢氧发动机,为了简化系统,本文中假设火箭的一子级和助推级采用同一种发动机.

3.1 推力量级的选择

发动机推力量级的选择应综合考虑发动机的用途、研制难度、生产设备、试车台能力、火箭箭径等^[5]。

根据登月火箭起飞推力(35 000~40 000 kN)的需求,提出以下两种方案进行对比分析。方案 1:采用 5 台下面级发动机,每台发动机的推力为 7 000~8 000 kN;方案 2:采用 8 台下面级发动机,每台发动机的推力为 4 500~5 000 kN。

方案 1 中发动机的推力水平与 F-1A 和 RD-170 相当,运载火箭下面级可采用如“土星 5”的 5 台发动机并联的方案,不带助推器。虽然此方案的发动机数量较少,对系统的可靠性有利,但运载火箭和发动机的适用性较差。

方案 2 采用 8 台下面级发动机,可以设计成一级捆绑助推器的结构(一级采用 4 台发动机,每个助推器采用 1 台发动机),这种模块化的设计使得运载火箭系列通过在芯级周围捆绑不同数量的助推器可以满足多种任务的需要,使用性好。另外,从试车台的能力考虑,研制推力 5 000 kN 以上发动机,需新建更大的试车台;而研制推力 5 000 kN 左右的发动机,可利用现有试车台^[6]。并且,从投资规模看,发动机推力越大,对生产工艺和生产能力要求越高,风险也越大。

综上所述,重型火箭地面级发动机的推力可选为 4 500~5 000 kN。本文中的计算部分选取发动机推力为 5 000 kN 作为计算标准。

3.2 推进剂选择

固体运载在使用性能等方面比液体推进剂具有优势,但液体推进剂性能高、廉价、环保,更符合运载火箭的需求,所以本文中重点考虑液体推进剂。

液氧液氢推进剂由于密度太小,不适合应用于下面级发动机,所以重型火箭下面级发动机的推进剂应选择密度比冲大、来源广、廉价、无毒、无

污染的液氧烃推进剂,目前可以选用的推进剂组合有三种:液氧煤油、液氧丙烷和液氧甲烷。几种常用液体推进剂的理论性能参数见表 2^[7]。

从物理性能上看,甲烷属于低温推进剂,其维护使用条件与液氢基本相同。其优点是比热容高,是良好的冷却剂,但密度太小,饱和蒸汽压高,以致密度比冲太低和泵汽蚀性能不易保证^[8]。从发动机性能上看,液氧甲烷的比冲比液氧煤油高约 3%;但甲烷的密度仅为 425 kg/m³,而煤油的密度为 810 kg/m³,是甲烷密度的 2 倍,所以液氧煤油推进剂组合的密度比冲高于液氧甲烷。从冷却性能上看,烃类燃料的结焦极限温度:煤油为 589℃,丙烷为 733℃,甲烷为 978℃,煤油的结焦极限温度最低,而甲烷最高。同时,甲烷燃烧时无积碳、且关机后无残余,材料相容性也较好。从使用安全性上看,煤油最好,甲烷次之,丙烷最差。甲烷的爆炸容积百分数为 5%~15%,自动点火温度为 540℃;而丙烷的爆炸容积百分数为 2.5%~9.5%,自动点火温度为 450℃。

丙烷的各方面性质大多介于甲烷和煤油之间,但没有突出的优点,且使用安全性差,不再考虑。从技术的继承性上看,液氧煤油补燃循环发动机使用已经非常广泛,技术风险低。

通过上述比较,作为重型火箭下面级发动机的推进剂,液氧甲烷和液氧煤油推进剂组合各有优劣。后文中将针对这两种推进剂组成的不同发动机方案进行进一步分析。

3.3 循环方式比较

大推力液体火箭发动机可供选用的循环方式有补燃循环和发生器循环。性能上,发生器循环的比冲比补燃循环低 10%左右,推进剂组合密度也比补燃循环低,不利于火箭的总体性能。尽管补燃循环发动机的研制成本要比发生器循环高约 30%(统计估算结果),但采用补燃循环比冲高,可较大地提高运载火箭的运载能力,从而使发射每

表 2 火箭推进剂组合的理论性能
Table 2 Theoretical performance of propellant combinations

推进剂	四氧化二氮/偏二甲肼	液氧/煤油	液氧/丙烷	液氧/甲烷	液氧/液氢
混合比	2.24	2.74	3.1	3.5	6.0
喷管面积比	19.3	20.00	19.98	19.97	60.00
理论比冲/(N·s)/kg)	3169	3367	3429	3481	4364
推进剂相对密度	1.173	1.024	0.9226	0.8276	0.3610
理论密度比冲/((kN·s)/m ³)	3717	3448	3164	2881	1576

千克有效载荷的全寿命周期费用低于发生器循环.从研制难度来看,补燃发动机主燃烧室为气/液喷射燃烧,燃烧的不稳定容易解决,发动机的振动小,可提高可靠性;补燃循环允许的燃烧室压力较高,发生器、涡轮泵、推力室流强大,尺寸小,无涡轮排气管,在结构上易于布局.

3.4 发动机方案计算分析

根据循环方式和推进剂组合,构造了 6 种方案,见表 3.

表 3 发动机方案列表
Table 3 Engine scheme list

编号	推进剂组合	循环方式	冷却剂	发生器状态
A1	液氧/煤油	发生器循环	煤油	富燃
A2	液氧/煤油	补燃循环	煤油	富氧
A3	液氧/煤油	补燃循环	煤油	富燃
B1	液氧/甲烷	发生器循环	甲烷	富燃
B2	液氧/甲烷	补燃循环	甲烷	富氧
B3	液氧/甲烷	补燃循环	甲烷	富燃

本文中采用面向对象的通用顺序化计算方法,建立了发动机仿真计算模型,该模型能够用于进行发动机功率平衡计算和最高室压计算^[9].使用该模型对 F-1, RD-120, SSME 等发动机进行了计算,计算结果与实际参数的差值小于 10%,满足发动机方案论证阶段的要求.

计算过程中,给定发动机推力 5 000 kN,燃烧室压强 6~35 MPa,推力室混合比 2.2~3.4,喷管出口压强 0.04 MPa.

经过计算得到各发动机方案的最高室压见图 2,相应于最高室压发动机真空和海平面比冲值和密度比冲值见表 4.

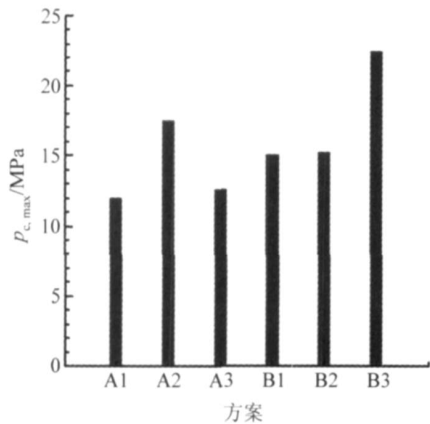


图 2 各方案最高室压 $p_{c,max}$
Fig. 2 $p_{c,max}$ for the 6 schemes

表 4 各方案最高室压时的比冲与密度比冲
Table 4 Specific impulse at the maximum chamber pressure

编号	海平面比冲/ (N · s) / kg	真空比冲/ (N · s) / kg	混合比	海平面 密度比冲/ (kN · s) / m ³
A1	2 754. 1	3 084. 8	2. 40	2 808. 1
A2	2 998. 2	3 330. 2	2. 80	3 090. 1
A3	2 932. 0	3 256. 7	2. 80	3 021. 9
B1	2 863. 5	3 228. 5	2. 70	2 353. 5
B2	3 036. 7	3 373. 7	3. 30	2 495. 8
B3	3 129. 8	3 471. 7	3. 30	2 572. 3

由表 4 可知,对于类似的循环方案,液氧甲烷比冲较高,但由于其较低的推进剂密度,液氧甲烷的密度比冲远远低于液氧煤油和液氧丙烷的密度比冲.由于密度比冲对运载器贮箱容积和质量有重要影响,因此选择高密度比冲的方案对下面级发动机来说意义重大.所以,对于重型火箭下面级,应优先选用液氧煤油推进剂.

将液氧煤油的 3 种方案进行对比,可以得出这样的结论:补燃循环的性能远远优于发生器循环,富氧预燃室的发动机性能优于富燃预燃室的发动机.

综上所述,从从性能、经济性、技术难度、工作可靠性等方面综合考虑,应优先选择富氧预燃室的液氧煤油补燃循环发动机.

4 发动机方案计算分析

本节以满足载人登月的重型火箭为研究目标,进行箭体动力组合方案分析.

4.1 运载火箭动力组合方案设计

重型火箭的地面级发动机采用 5 000 kN 的补燃循环液氧煤油发动机,根据任务需求,共采用 8 台这样的发动机.根据运载火箭第一级的发动机数量不同,提出以下 2 种设计方案进行对比分析.

方案 1: 第一级由 8 台发动机并联而成,不使用捆绑助推器,第一级直径为 10 m.

方案 2: 第一级由 4 台发动机并联而成,直径为 8 m.捆绑 4 个助推器,每个助推器采用 1 台发动机,直径为 5 m.

在初步计算中,忽略贮箱壁厚,推进剂贮箱采用椭球形封头,选取贮箱封头的椭圆比 $k = a / b = 2$,其中 a, b 分别为椭圆的长半径和短半径.经过计算,得到 4 种方案的贮箱长度.假设火箭的第一级除贮箱以外的长度(包括发动机、箱间段、推力

结构等)均为 10 m,则可计算得到发动机一子级的长度及长细比.

方案 1 ——运载结构简单,研制费用较大;若第二、第三级直径选为 5 m,则与第一级直径相差过大;不利于运载器系列的模块化,通用性和任务适应性差.

方案 2 ——长细比合理,可靠性高;箭体直径适当;可实现系统的模块化和通用化,任务适应性好.所以,采用方案 2.

根据以上的分析,采用的重型火箭下面级结构如下:芯级捆绑助推器结构,芯级为 8 m 直径,采用 4 台 5 000 kN 液氧煤油补燃循环发动机,芯级周围捆绑 4 个助推器,每个助推器为 5 m 直径,各采用 1 台 5 000 kN 液氧煤油补燃循环发动机.经质量估算,可得到重型火箭第一级的起飞质量约为 1 020 t,每个助推器的起飞质量约为 262 t.则重型火箭的第一级起飞质量约为 2 068 t,起飞推力为 40 000 kN.

根据登月火箭的情况分析,重型火箭第二级的推力应在 5 000 kN 左右.出于性能方面的考虑,应优先选择液氧液氢发动机,可采用 5 台 1 000 kN 左右的发动机并联.但这就要求另外研制 1 000 kN 推力量级的氢氧发动机.为了避免这种情况,这里选用 1 台 5 000 kN 液氧煤油补燃循环发动机为火箭的第二级提供推力,其真空推力为 5 572 kN.

假设重型火箭第二级采用 1 台 5 000 kN 液氧煤油补燃循环发动机,工作时间为 380 s,对 5 m 直径和 8 m 直径两种方案进行对比.可以看出,重型火箭的第二级采用 8 m 直径可以有效减小贮箱长度,选择 5 m 直径时长细比过大,稳定性差.假设火箭第二级除贮箱以外的长度为 8 m,则第二级的长度约为 21.6 m,起飞质量约为 586 t,真空推力为 5 000 kN.

重型火箭根据任务需要的不同,采用两级半或三级半方案.若采用三级半方案,则第三级应采用氢氧发动机,需要的推力量级应在 1 000 kN 左右,可以采用 2 台 50 t 氢氧发动机并联实现.

4.2 重型火箭运载能力分析

针对两级半的重型火箭进行计算,下面求解重型火箭发射低轨道航天器的运载能力.运载入轨要求如下:

- 轨道倾角 $i \pm \Delta i \quad 63^\circ \pm 0.3^\circ$;
- 轨道高度 $h_p \pm \Delta h_p \quad (175.3 \pm 5) \text{ km}$;
- 周期 $\tau \pm \Delta \tau \quad (5\,416.0 \pm 8) \text{ s}$;

入轨速度 $v_{orb} = \sqrt{\frac{fM}{r}} = 7\,803.168 \text{ m/s}$ 圆轨道

式中 $fM = 3.986\,005 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2$,为地球引力常数, $r = R + h_p = 6\,371 + 175.3 = 6\,546.3 \text{ km}$,为入轨点相对地心的矢径.

重型火箭的有效载荷约为 140 t.通过增加第三级,可将负载运送到中高轨道、地球同步转移轨道、地球同步轨道及逃逸轨道.此种方案的重型火箭,其运载能力略高于“土星 5”运载火箭,能够满足载人登月任务的需要.但是,由于重型火箭的第二级采用的是液氧煤油发动机,如果改为液氧液氢发动机,则运载火箭的运载能力和性能还可以进一步提高.

4.3 重型火箭系列运载能力分析

在以上分析的基础上,建立基本型火箭如下:第一级采用 4 台 5 000 kN 的液氧煤油补燃循环发动机,8 m 直径,高 31.3 m,起飞推力 20 000 kN,子级起飞质量 1 020 t;第二级采用 1 台 5 000 kN 的液氧煤油补燃循环发动机,8 m 直径,高 21.6 m,起飞推力 5 000 kN,子级起飞质量 586 t;上面级可根据任务需要确定是否需要第三级.同时,建立助推器结构如下:采用 1 台 5 000 kN 的液氧煤油补燃循环发动机,利用已有 5 m 直径,高 18.9 m,起飞推力 5 000 kN,起飞质量 262 t.通过在基础级上捆绑不同数量的助推器,可以形成新一代运载火箭系列,满足各种发射任务的需求.新一代运载火箭系列的示意图见图 3,主要总体参数见表 5(假设运载火箭均为二级半结构,整流罩高度为 18 m).

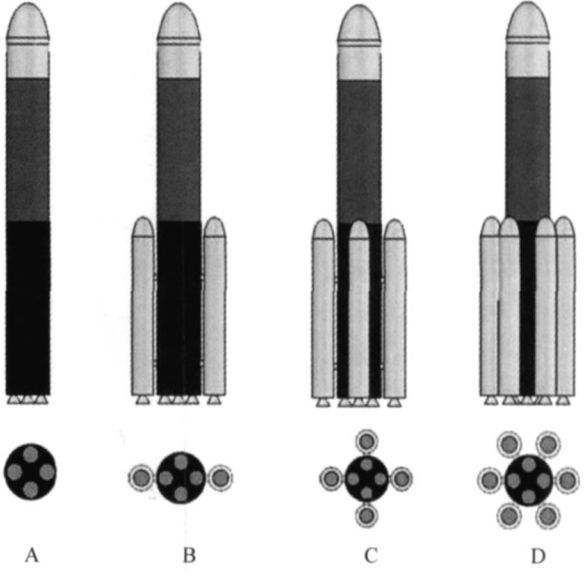


图 3 运载火箭系列示意图
Fig.3 Sketch map of the HL V series

从表 5 可以看出,这一运载火箭系列可以满足近地轨道 70~168t 的运载需要,通过增加第三级,可以实现地球同步转移轨道运载能力 35~84t. 能够满足发射大型运载的需要,可用于登月探月及月球资源利用、火星及其他深空探测开发、大型空间站运输等.

另外,围绕着 5 000 kN 的液氧煤油补燃循环发动机,除了可按前面所述构成重型火箭系列以外,还可作以下考虑:

- 1) 作为下面级发动机使用,由 1~3 台发动机并联作为运载火箭的第一级,可以实现起飞推力 5 000~15 000 kN,可作为中型或大型运载火箭的第一级,可用作商业发射.
- 2) 如果研制 100~120t 的液氧液氢发动机,可将其作为运载火箭的芯级和上面级发动机,将液氧煤油发动机作为助推器,可进一步提高运载火箭的性能和运载能力.

表 5 运载火箭系列主要总体参数
Table 5 Main parameters of HL V series

	箭体高度/ m	长细比	助推器数	起飞质量/ t	起飞推力/ kN	起飞推质比	L EO 运载能力/ t
A	70. 9	8. 86	0	1 664	20 000	1. 202	75
B	70. 9	8. 86	2	2 232	30 000	1. 344	112
C	70. 9	8. 86	4	2 798	40 000	1. 430	140
D	70. 9	8. 86	6	3 346	50 000	1. 494	168

5 结 论

综上所述,可以得出如下结论:

1) 根据载人登月的任务要求,参考现有的重型火箭方案,假定奔月轨道运载能力为50t,运载器起飞质量约为 2 800~3 000t,起飞推力约为35 000~40 000 kN;

2) 从性能、经济性、技术难度、工作可靠性等方面综合考虑,建议重型火箭下面级发动机可选择推力 4 500~5 000 kN 的富氧预燃室补燃循环液氧煤油发动机;

3) 提出了一套重型火箭动力系统组合方案:三级半方案. 芯级直径 8 m,采用 4 台 5 000 kN 液氧煤油补燃循环发动机; 4 个助推器,每个助推器直径 5 m,采用 1 台 5 000 kN 液氧煤油补燃循环发动机;第二级采用 1 台 5 000 kN 的液氧煤油补燃循环发动机,直径 8 m;第三级采用 2 台 50t 氢氧发动机;

4) 建立的运载火箭系列可以满足近地轨道 70~168t 的运载需要,通过增加第三级,可以实现地球同步转移轨道运载能力 35~84t.

参考文献:

[1] Rothschild W J , Bailey A , Henderson E M , et al. Shut-

tle-derived launch vehicles' capabilities: an overview [R]. AIAA 2005-2564.

[2] Strunz R , Hagemann G , Grauer F , et al. Main stage liquid propulsion activities within Europe's future launcher preparatory programme FLPP [R]. AIAA 2006-4698.

[3] 佟艳春. 美国重返月球计划 [J]. 导弹与航天运载技术, 2006, 35 (2) : 27-31.

TONG Yanchun. US plan for return to the Moon [J]. Missile and Space Vehicle, 2006, 35 (2) : 27-31. (in Chinese)

[4] Rothschild W J , Boyd D A , Henderson E M. Shuttle derived launch vehicle concepts [R]. AIAA 2005-6666.

[5] 邢继法. 世界导弹与航天发动机大全 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1999.

[6] 张小平, 丁丰年, 王拴虎. 中国载人登月火箭动力系统设想 [C] // 中国宇航学会深空探测技术委员会第二届学术会议论文集. 北京: 中国宇航学会深空探测技术专业委员会, 2005 : 62-67.

[7] 休泽尔 D K. 液体火箭发动机现代工程设计 [M]. 朱宁昌, 等译. 北京: 中国宇航出版社, 2004.

[8] 孙宏明. 液氧/ 甲烷发动机评述 [J]. 火箭推进, 2006, 32 (2) : 23-31.

SUN Hongming. Review of liquid oxygen/ methane rocket engine [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2006, 32 (2) : 23-31. (in Chinese)

[9] Huang W D. An object-oriented analysis method for liquid rocket engine system [R]. AIAA 2000-3770, 2000.