

文章编号: 1000-8055(2009)04-0938-07

# 重型火箭下面级发动机基本参数分析

李湘宁, 刘 宇

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

**摘 要:** 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, 提出了任务要求以及一套重型火箭箭体结构方案. 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, 包括推力量级、推进剂以及发动机循环方式的选择. 采用面向对象的通用顺序化计算方法, 建立发动机系统仿真模型, 计算得到 9 个发动机方案的最高室压及功率平衡参数, 分析了燃烧室压强和混合比对发动机性能的影响. 经综合分析, 建议重型火箭下面级发动机可选择推力 4 500~5 000 kN 富氧预燃室补燃循环液氧煤油发动机.

**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:** The structure and basic parameters of propulsion system for existing 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 and working reliability, a scheme of the first stage engine system for heavy lift launch vehicle was proposed, including the thrust level, propellant type and engine cycle. System simulation models were established for 9 model engines using the object-oriented sequential analysis method, and the maximum chamber pressures and balanced system parameters were computed. The influence of chamber pressure and mixture ratio on the engine performance was analyzed. Based on integrative analysis, 4 500~5 000 kN liquid oxygen/ kerosene engine system of stage combustion cycle with oxygen rich preburner is preferred.

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

月球是距离地球最近的天体, 是人类开展深空探测的首选目标. 进入 20 世纪 90 年代, 月球再次引起各航天大国和新兴航天国家的关注, 出于大国在政治、经济、科技等领域竞争和发展的需要, 具备一定航天基础的大国都认识到航天探测

尤其是深空探测对综合国力增长的强大带动作用, 纷纷制定和公布新的月球探测计划. 美国国家航空和航天局(NASA)于 2006 年 12 月 4 日对外公布“重返月球”计划, 计划 2024 年前建立有人常驻的月球考察站, 其核心目标是以月球永久基地

收稿日期: 2008 04 21; 修订日期: 2008 06 30

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.

为跳板, 为人类登陆火星甚至探索更遥远的太空做准备. 欧空局也提出“曙光”太空探索计划, 明确了太空探索的目标和时间表. 同时, 中国、日本和印度都展开了探月计划, 分别发射了“嫦娥一号”、“月亮女神”和“月球首航一号”月球探测卫星, 为未来的登月和建立月球基地等做准备.

要实现载人登月的目标, 就离不开重型火箭. 重型火箭近地轨道运输能力达 100 t 以上, 主要作为载人登月(火星)的运载工具, 也可作为大型空间站组件的运输工具. 本文以重型火箭下面级发动机为研究对象, 以满足载人登月的任务要求为前提, 首先参考已有重型火箭动力系统的结构和基本参数, 提出了任务要求以及一套重型火箭箭体结构方案. 并在此基础上提出了重型火箭下面级的基本方案. 然后通过建立发动机系统仿真模型, 对发动机性能和基本参数进行计算, 通过对仿真计算结果的分析, 对重型火箭下面级发动机的选取提出建议.

1 重型火箭动力系统分析

重型火箭近地轨道(LEO)运输能力达 100 t 以上, 用于载人登月、空间探测、发射百吨级大型空间站和大型、超大型空间作战平台. 目前, 全世界范围内, 已经投入使用重型火箭只有苏联的“能源号”和美国的“土星 5”重型火箭, 这两种火箭都是在上世纪 60、70 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. 尤其是“土星 5”重型火箭于 1969 年将“阿波罗 11”号载人飞船成功的送入轨道, 使人类第一次登上月球. 表 1 中列举了这两种重型火箭的主要性能参数<sup>[1]</sup>.

2005 年 9 月, NASA 正式对外宣布, 将在 2018 年重返月球, 并决定以大推力、高可靠性的航天飞机推进部件为基础研制美国下一代运载火箭, 作为向国际空间站运送货物和人员、执行重返月球任务以及载人登陆火星的运载工具. 下一代运载火箭将包括载人和载货两种运载火箭, 其中的载货重型运载火箭命名为“战神 5”(Ares V). 该运载火箭长 109 m, 起飞质量 3 357 t, LEO 运载能力 130 t, 月球轨道运载能力 65 t<sup>[2]</sup>. “战神 5”运载火箭的结构如图 1 所示.

战神 5 为两级运载火箭, 一子级将由航天飞机外贮箱改进而来, 直径 10 m, 使用 5 台 RS-68 氢氧发动机提供动力. 捆绑助推器为两个可重复使用的五段式航天飞机固体助推器. 火箭的二子级由一台 J-2X 发动机提供动力, J-2X 为两种历史型号 J-2 和 J-2S 发动机的改进型.

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 LEO 运载能力均超过 100 t, 其中土星 5 和战神 5 的月球轨道运载能力分别为 50 t 和 65 t. 重型火箭的起飞质量约为 3 000 t, 起飞推力大于 34 000 kN.

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

| 运载火箭     | 苏联能源号     |            |        | 美国土星 5(阿波罗) |        |
|----------|-----------|------------|--------|-------------|--------|
| 起飞质量/t   | 2400.00   |            |        | 2945.95     |        |
| 起飞推力/kN  | 34833.00  |            |        | 34029       |        |
| 全长/m     | 60.00     |            |        | 110.64      |        |
| 最大直径/m   | 20.00     |            |        | 10.06       |        |
| LEO 能力/t | 105.00    |            |        | 120.00      |        |
| 级数       | 1.5       |            |        | 3           |        |
| 级号       | 0         | 1          | 1      | 2           | 3      |
| 级长/m     | 32.00     | 60.00      | 42.06  | 24.87       | 19.02  |
| 直径/m     | 4.00      | 8.00       | 10.06  | 10.06       | 6.60   |
| 质量/t     | 1500      | 800.00     | 2 279  | 493.00      | 123.95 |
| 发动机      | 4* RD-170 | 4* RD-0120 | 5* F-1 | 5* J-2      | J-2    |
| 推进剂      | 液氧/煤油     | 液氧/液氢      | 液氧/煤油  | 液氧/液氢       | 液氧/液氢  |

从结构上分析,除“土星 5”火箭以外,其它几种运载火箭均采用芯级捆绑助推器结构方案,目前国际上使用的大中型运载火箭,如阿里安、宇宙神、德尔它等系列火箭也均采用通用芯级捆绑不同数量助推器的结构方案来增加起飞推力,满足多种任务要求.采用这种结构可以提高火箭系统的模块化和通用化,增强火箭系统的适用性<sup>[3]</sup>,所以重型火箭也应该采用芯级捆绑助推器的结构形式.根据运载任务要求的不同,可以采用三级半方案或两级半方案.

本文以满足载人登月的要求为出发点进行分析,在满足载人登月这一要求的基础上,通过配置不同数量的助推器可以实现多种任务需要.假设要求奔月轨道(LTO)运载能力达到 50 t,则给定的运载器任务要求如下:运载器起飞质量约为 2800~3000 t,起飞推力约为 35000~40000 kN.

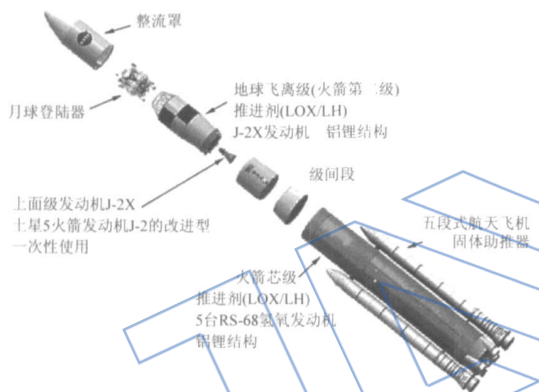


图 1 战神 5 结构简图  
Fig. 1 Sketch of Ares V

## 2 下面级发动机基本参数分析

火箭发动机是运载火箭的重要组成部分,也是运载火箭中研制难度最大的关键技术,其研制经费占火箭总经费的 1/3 左右,因此应根据国外研制重型火箭的经验与教训,结合实际情况,综合考虑研究方案.

目前,世界各国都在发展新的发动机.美国提出了 RS-84(推力 4900 kN)、AJ-800(推力 3558.6 kN)和 RS-76(推力 4003.4 kN)等发动机的设计计划.俄罗斯在 RD-170 发动机的基础上,研制了推力 4000 kN 的 RD-180 和推力 2000 kN 的 RD-191 发动机.欧洲航天局计划研制推力 4000 kN 的 Volga 液氧甲烷发动机.这些大推力、高性能的火箭发动机将为上述国家未来航天技术的发展奠定基础,将成为这些国家开展月球开发和深空探

测的强大动力.

因为登月火箭的起飞推力达到 35000~40000 kN,地面级发动机在整个火箭的发动机中最为关键,其方案如何选择极其重要.

重型火箭的下面级发动机包括第一级和助推级发动机,本文中假设火箭的第一级和助推级采用同一种发动机.

### 2.1 推力量级的选择

发动机的推力量级将对绝大多数其他的发动机参数以及研制中所考虑的许多方面其影响,一般来说,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<sup>[4]</sup>.

根据登月火箭起飞推力(35000~40000 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 7000~8000 kN;方案 2:采用 8 台下面级发动机,每台发动机的推力为 4500~5000 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,结构相对简单,对系统的可靠性有利,但运载火箭的适用性较差,只能进行发射大型有效载荷(如未来的空间太阳能电站、永久性空间站、航天飞机以及行星探测器等)的任务.

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 或 2 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 5000 kN 以上发动机,需新建更大的试车台;而研制推力 5000 kN 左右的发动机,可利用现有试车台.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,建议登月火箭地面级发动机的推力选为 4500~5000 kN.本文中的计算部分选取发动机推力为 5000 kN 作为计算标准.

### 2.2 推进剂选择

固体运载在可靠性、加速性、结构、使用性能、积木化等方面比液体推进剂具有优势.美国采用液体发动机为芯级,固体发动机为起飞级的动力结构,充分发挥了两类动力系统的优势.例如在航天飞机、大力神-4B、阿利安-5、H-2A(日本)

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/( $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ )   | 3 169       | 3 367  | 3 429   | 3481    | 4364     |
| 推进剂相对密度                                   | 1. 173      | 1. 024 | 0. 9226 | 0. 8276 | 0. 361 0 |
| 理论密度比冲/( $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ ) | 3 717       | 3 448  | 3 164   | 2881    | 1576     |

中, 固体助推器的推力在起飞推力中分别占到 82%, 100%, 93%, 80%; 美国 EELV 计划中德尔它 4 (DELTA-4) 和宇宙神 5(ATLAS-5) 火箭, 在液体芯级周围并联捆绑固体发动机, 有效地提高了运载工具的性能. 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.

由于液氧/ 烃类推进剂具有密度比冲大、来源广、廉价、无毒、无污染等特点, 目前被广泛应用于液体火箭发动机的研制中. 目前可以选用的推进剂组合有 3 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<sup>[5]</sup>.

从性能上看, 液氧甲烷的比冲比液氧煤油高约 3%; 但甲烷的密度仅为  $425 \text{ kg/m}^3$ , 而 RP-1 煤油的密度为  $810 \text{ kg/m}^3$ , 是甲烷密度的 1. 9 倍, 所以液氧煤油推进剂组合的密度远远高于液氧甲烷, 密度比冲也高于液氧甲烷. 另一方面, 由于甲烷的低密度, 同样质量的燃料需要更大体积的贮箱, 这必将造成箭体体积和质量的增加. 从冷却性能上看, 甲烷在温度超过  $1\,000 \text{ K}$  时才会结焦, 而煤油在  $800 \text{ K}$  时就会结焦, 甲烷要优于煤油. 从发动机的使用方便上看, 甲烷燃烧时无积碳, 且关机后无残余, 有利于重复使用和采用系统较为简单的发生器循环. 丙烷的各方面性质介于甲烷和煤油之间. 从技术的继承性上看, 液氧煤油补燃循环发动机在世界范围内已经有较多的型号研制经验, 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, 这 3 种推进剂组合各有其优点和不足. 后文中将针对液氧煤油、液氧丙烷和液氧甲烷这 3 种液氧烃类推进剂组成的不同发动机方案进行进一步分析.

2.3 循环方式比较

目前, 大推力的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. 在性能上, 计算表明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. 另外, 发生器循环的液氧烃类发动机因积碳问题, 研制风险大.

综合各方面的考虑, 液氧烃类发动机采取补燃循环方式要优于发生器循环方式. 但是, 发生器循环发动机的研制成本和生产成本大大低于补燃循环的发动机. 后文中将针对这两种循环方式的发动机进行进一步分析.

3 发动机方案计算分析

根据循环方式、推进剂组合以及燃气发生器状态( 富燃或富氧燃烧), 构造了 9 个方案. 表 3 给出了方案集合.

3.1 发动机最高室压及功率平衡计算

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机最高室压计算<sup>[6]</sup>. 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 5%, 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。

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/ 丙烷 | 发生器循环 | 丙烷  | 富燃    |
| A3 | 液氧/ 甲烷 | 发生器循环 | 甲烷  | 富燃    |
| B1 | 液氧/ 煤油 | 补燃循环  | 煤油  | 富氧    |
| B2 | 液氧/ 丙烷 | 补燃循环  | 丙烷  | 富氧    |
| B3 | 液氧/ 甲烷 | 补燃循环  | 甲烷  | 富氧    |
| C1 | 液氧/ 煤油 | 补燃循环  | 煤油  | 富燃    |
| C2 | 液氧/ 丙烷 | 补燃循环  | 丙烷  | 富燃    |
| C3 | 液氧/ 甲烷 | 补燃循环  | 甲烷  | 富燃    |

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见表 4。表 4 中还给出了密度比冲值。由于丙烷冰点低于液氧的沸点, 故丙烷有两种贮存方式。一种是丙烷单独贮存, 这时丙烷的密度为  $583. 0\text{ kg/m}^3$ , 另一种是把丙烷贮箱放在液氧贮箱中, 这时丙烷的密度为  $728. 8\text{ kg/m}^3$ 。因为密度不同, 引起密度比冲的不同, 具体结果见表 4。

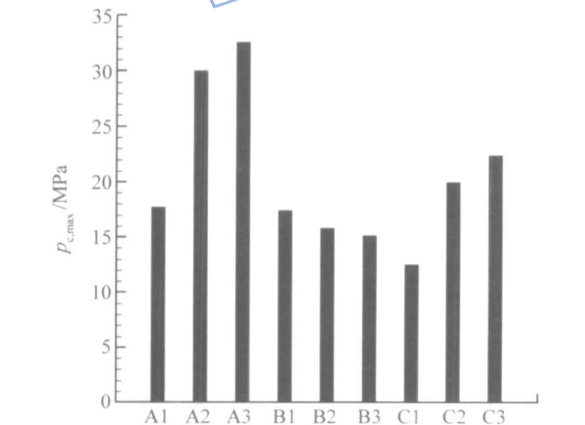


图 2 各方案最高室压  $p_{c, \max}$   
Fig. 2  $p_{c, \max}$  for the 9 schemes

由表 4 可知, 对于类似的循环方案, 液氧甲烷比冲最高, 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。对于类似的循环方式, 液氧煤油比冲高于丙烷单独贮存时的比冲, 若丙烷在液氧贮箱中贮存, 则液氧丙烷方案 A2, C2 的密度比冲高于对应的液氧煤油方案 A1, C1。

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<br>比冲/<br>( $\text{N} \cdot \text{s/kg}$ ) | 真空<br>比冲/<br>( $\text{N} \cdot \text{s/kg}$ ) | 混合比  | 海平面密度<br>比冲/<br>( $\text{kN} \cdot \text{s/m}^3$ ) |
|----|------------------------------------------------|-----------------------------------------------|------|----------------------------------------------------|
|    |                                                |                                               |      |                                                    |
| A1 | 2754.1                                         | 3084.8                                        | 2.40 | 2808.1                                             |
| A2 | 2925.0                                         | 3279.2                                        | 2.55 | 2630.2/<br>2880.2                                  |
| A3 | 2972.8                                         | 3328.5                                        | 2.70 | 2337.3                                             |
| B1 | 2998.2                                         | 3330.2                                        | 2.80 | 3090.1                                             |
| B2 | 3025.2                                         | 3360.2                                        | 3.00 | 2786.9/<br>3026.0                                  |
| B3 | 3036.7                                         | 3373.7                                        | 3.30 | 2495.8                                             |
| C1 | 2932.0                                         | 3256.7                                        | 2.80 | 3021.9                                             |
| C2 | 3069.4                                         | 3409.4                                        | 3.00 | 2827.6/<br>3070.2                                  |
| C3 | 3129.8                                         | 3471.7                                        | 3.30 | 2572.3                                             |

从计算结果来看, 液氧煤油和液氧丙烷推进剂较适合作为运载器下面级推进剂。由于丙烷为低温推进剂, 安全性差且运输、加注和操作都不方便, 且目前世界上在液氧煤油发动机的研制上有较为丰富的经验, 所以优先考虑液氧煤油发动机。

将液氧煤油的 3 个方案进行对比, 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发动机。下一节将针对液氧煤油发动机进行进一步分析。

3.2 设计参数对发动机性能影响分析

发生器循环 A1 和补燃循环 B1 的发动机海

平面比冲  $I_{sp,sl}$  随室压  $p_c$  的变化关系如图 3 所示。可以看出, 补燃循环的比冲远远高于发生器循环的比冲, 且燃烧室压力越高差值越大。对于发生器循环发动机, 最佳室压在 8~ 10MPa 范围内为宜。补燃循环的比冲随着室压的增加而增加, 一般在 15~ 25 MPa 之间, 根据图 3 中所示计算结果, 建议液氧煤油补燃循环的室压以 18~ 22 MPa 为宜。

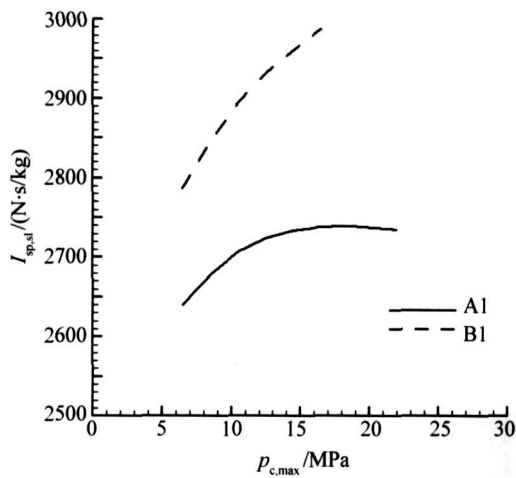


图 3 发动机海平面比冲随室压变化关系  
Fig.3 Specific impulse versus chamber pressure

发生器循环 A1 和补燃循环 B1 的推力室混合比  $MR_c$  对发动机真空比冲和真空密度比冲的影响见图 4。由图中可知, 对于液氧煤油发动机, 在推力室混合比为 2.8 时比冲最高, 而当推力室混合比为 2.9 时密度比冲最高。

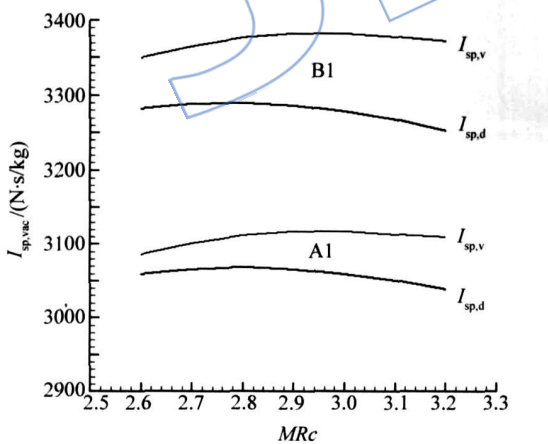


图 4 真空比冲与真空密度比冲随混合比变化关系  
Fig.4 Specific impulse versus mixture ratio

3.3 发动机设计计算结果

对推力 5 000 kN 左右的液氧煤油发生器循环和补燃循环发动机分别进行了设计计算, 得到的主要计算结果见表 5。

表 5 发动机设计计算结果  
Table 5 Calculated engine parameters

| 循环方式                                      | 发生器循环  | 补燃循环                  |
|-------------------------------------------|--------|-----------------------|
| 海平面推力/kN                                  | 4 930  | 5 000                 |
| 真空推力/kN                                   | 5 600  | 5 572                 |
| 海平面比冲/( $\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$ )  | 2 740  | 3 040                 |
| 燃烧室压强/MPa                                 | 10.42  | 18.39                 |
| 推进剂流量/( $\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$ ) | 1 799  | 1 439                 |
| 燃烧室混合比                                    | 2.52   | 2.60                  |
| 发生器压强/MPa                                 | 10.42  | 18.39                 |
| 发生器流量/( $\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$ ) | 46.66  | 18.90                 |
| 发生器混合比                                    | 0.416  | 55                    |
| 涡轮功率/kW                                   | 34810  | 74950                 |
| 液氧泵功率/kW                                  | 20100  | 46414                 |
| 煤油泵功率/kW                                  | 14710  | 28045(一级)/<br>491(二级) |
| 喷管出口压强/MPa                                | 0.04   | 0.04                  |
| 喷管扩张比                                     | 22     | 35                    |
| 喉部直径/m                                    | 0.620  | 0.453                 |
| 喷管出口直径/m                                  | 2.90   | 2.68                  |
| 喉部面积/ $\text{m}^2$                        | 0.3019 | 0.1612                |
| 喷管出口面积/ $\text{m}^2$                      | 6.605  | 5.641                 |

4 结 论

通过上述分析可以得出如下结论:

- 1) 根据载人登月的任务要求, 参考现有的重型火箭方案, 设定奔月轨道运载能力为 50t, 提出任务参数如下: 运载器起飞质量约为 2 800~ 3000t, 起飞推力约为 35000~ 40000kN。
- 2) 建议选择登月火箭地面级发动机为推力 4 500~ 5 000 kN 的液体火箭发动机, 采用液氧/ 烃类推进剂, 补燃循环或发生器循环。
- 3) 对于 5 000 kN 的液氧/ 煤油发动机, 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。对于液氧/ 煤油发动机, 发生器循环的室压以 8~ 10MPa 为宜, 补燃循环的室压以 18~ 22 MPa 为宜。
- 4) 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 4500~ 5000kN 的富氧预燃室补燃循环液

氧煤油发动机.

参考文献:

[ 1 ] 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.  
XING Jifa. An encyclopedia of world missile and space engines[ M ]. Beijing: National Defence Industry Press, 1999. ( in Chinese )

[ 2 ] 佟艳春. 美国重返月球计划的新型运载火箭[ J ]. 导弹与航天运载技术, 2007, 36( 2 ): 14 17.  
TONG Yanchun. New launch vehicles for US plan to return to moon[ J ]. Missile and Space Vehicle, 2007, 36 ( 2 ): 14 17. ( in Chinese )

[ 3 ] 龙乐豪. 新一代运载火箭[ J ]. 航空制造技术, 2003, 46 ( 2 ): 17 21.  
LONG Lehao. New generation launch vehicle[ J ]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2003, 46( 2 ): 17 21.

( in Chinese )

[ 4 ] 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.  
ZHANG Xiaoping, DING Fengnian, WANG Shuanhu. The scheme of Chinese manned lunar rocket and its propulsion system[ C ]//The 3rd Academic Conference of Committee of Deep Space Exploration Technology, Chinese Society of Astronautics. Beijing: Committee of Deep Space Exploration Technology, Chinese Society of Astronautics, 2005: 62 67. ( in Chinese )

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

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

