

# SLS 探索上面级推进系统备选方案权衡分析

任奇野<sup>1</sup> 曲晶<sup>2</sup> 罗庶<sup>3</sup>

1、2 航天一院 19 所 3 航天一院一部

任奇野, 工程师, 科技情报研究, 18612044635, [vanessa890304@126.com](mailto:vanessa890304@126.com)

**摘 要:** 为了扩大发射任务范围, SLS 项目决定在第二次飞行任务中采用探索上面级 (EUS) 取代首飞中使用的过渡型低温上面级 (ICPS)。EUS 方案确定过程中, 项目团队广泛征求方案并筛选出 3 种推进系统展开权衡分析, 基不同任务的不同需求对 3 种方案进行了对比研究。本文重点展示了技术参数部分的内容。2016 年 4 月, NASA 发布文件表示, 综合考虑分析结果、研制成本、任务进度等重要因素, 决定为 EUS 安装 4 台由洛克达因公司研制的膨胀循环液氢/液氧 RL-10C3 发动机。

**主题词:** 探索上面级、推进系统、权衡分析

## 1 引言

SLS 为美国研制的新一代重型运载火箭, 未来将用于执行近地轨道 (LEO) 以远区域的探索任务。秉承安全性、经济性、可持续性三大设计理念, SLS 项目采用渐进式发展模式, 计划研制运载能力逐渐递增的三种构型: SLS 1 型、SLS 1B 型和 SLS 2 型。其中, 基础构型 SLS 1 型的 LEO 运载能力为 70t, 演进构型 SLS 1B 和 SLS 2 型的 LEO 运载能力分别达到 105t 和 130t。目前, SLS 1 型的首飞 (EM-1) 准备工作已经取得重大进展, 火箭已经通过关键设计评审 (CDR), 进入详细设计和制造阶段, 用于 EM-1 的真实飞行部件正陆续交付于肯尼迪航天中心。之后, 研制团队还将继续开展芯级发动机 (RS-25) 的热点火试验, 制造火箭级间段、过渡型低温上面级 (ICPS) 和猎户座支架的结构试验件等。

尽管 SLS 项目当下的主要任务是实现首飞 (EM-1), 但演进构型的研制工作也在同步开展。探索上面级 (EUS) 为 SLS 1B 构型的上面级 (见图 1), 将在第二次飞行任务 (EM-2) 中取代 ICPS 将有效载荷推离地球并送入 LEO。



图 1 探索上面级概念图

EUS 的研制工作始于 2013 年, NASA 在方案征求 (RFP) 过程中共收到 9 种推进系统设计方案, 排除概念性或涉及早期研发内容 (如: 膨胀循环发动机、分级燃烧和气动

塞式喷管发动机等)的设计,项目团队筛选出化学、核热和太阳能电推进系统展开权衡分析,基于月球、火星、木星和土星任务的不同需求对每种方案的技术参数、成本、可靠性等进行了对比研究。本文展示了技术参数部分的内容。

## 2 分析工具与有效载荷范围

### 2.1 分析工具

考虑到深空探索的多重任务目标,研究团队研制了运载火箭定尺工具,旨在根据不同任务的要求确定上面级尺寸。该工具可对火箭的主要分系统,包括推进剂载荷、航电、电源、发动机、主推进系统部件、贮箱、增压系统和气体、主结构元件和次结构元件的质量展开计算,并运用迭代算法确定上面级的质量。分系统定尺例程或任务参数的任何输入都可视作参数扫描或蒙特卡罗分析中的参数分布。综合前文所述因子,可展开多变量、耦合分析。火箭定尺工具已在阿波罗月球任务元件和其他载人航天系统中得到验证。

### 2.2 有效载荷范围

EUS 载荷范围较广,小至 5t 级的小型机器人探索器或科学载荷,大至 25t 的载人系统(如:猎户座飞船)都在其运输范围之内。探索体系的延展目标包括猎户座、任务消耗品和着陆器(代表值:约 100t)。

## 3 推进系统类型

随着技术的发展,NASA 致力于开展更深远的探索任务,因此需要更强的推进系统支撑空间运输。

### 3.1 化学推进系统

化学推进系统通过化学反应燃烧产生(如:氢和氧,或自燃推进剂,如:甲肼和四氧化二氮)推力。大多数火箭都使用此类推进剂,EUS 可能使用一或多台由喷气·洛克达因公司研制的 RL-10 发动机作为基础发电装置。RL-10 发动机是高可靠液氢/液氧发动机,比冲为 462s。表 1 为使用化学推进系统的上面级的质量分布(将 5t 有效载荷送至火星)。

表 1 将 5t 有效载荷送至火星的上面级的代表质量分布(化学推进系统)

	部件(kg)	分系统(kg)	部件(lbm)	分系统(lbm)
航电		817		1800
电源		997		2198
电源-电力	955		2106	
电源-液压	42		93	
推进系统		2072		4568
主推进系统-发动机	1228		2708	
主推进系统-发动机安装结构	36		79	
主推进系统-发动机气动结构	53		116	
主推进系统-热交换器	0		0	
主推进系统-压机	154		340	

主推进系统-推进剂输送系统	195		429	
主推进系统-推力矢量控制硬件	55		121	
反作用控制系统	35		78	
小计	1756		3871	
抵消	0		0	
增长	316		697	
总计	2072		4568	
结构		3036		6692
主要结构-前裙	205		451	
主要结构-燃料贮箱	986		2174	
主要结构-后裙	56		123	
主要结构-箱间段	130		287	
主要结构-氧化剂贮箱	404		891	
主要结构-后舱	43		95	
主要结构-推力结构	104		229	
次级结构-导流板	171		378	
次级结构-底部结构	151		333	
次级结构-杂项	96		213	
分离系统	17		37	
牵引力控制系统	358		789	
热防护系统	39		86	

### 3.2 核热推进系统（NTP）

NTP 通过在核反应堆中加热、使流体膨胀（如：液氢）产生推力。由于核反应堆产生的能量级别较高，NTP 发动机的效能是化学推进剂发动机的两倍。因此，相较后者，NTP 发动机在比冲方面具有一定优势（比冲为 900s）。虽然目前尚未投入使用，但 NASA 曾在 20 世纪 60 年代的核发动机火箭应用项目（NERVA）下研制了一个 NTP 系统。表 2 为采用 NTP 的上面级的代表质量分布（将 5t 有效载荷送至火星）。

表 2 将 5t 有效载荷送至火星的上面级的代表质量分布（NTP）

	部件（kg）	分系统（kg）	部件（lbm）	分系统（lbm）
航电		817		1800
电源		902		1988
电源-电力	860		1895	
电源-液压	42		93	

推进系统		16183		35678
主推进系统-发动机	13224		29155	
主推进系统-发动机安装结构	36		79	
主推进系统-发动机气动结构	53		116	
主推进系统-热交换器	269		592	
主推进系统-压机	0		0	
主推进系统-推进剂输送系统	42		91	
主推进系统-推力矢量控制硬件	55		121	
反作用控制系统	37		82	
小计	13715		30235	
抵消	0		0	
增长	2469		5442	
总计	16183		35678	
结构		1894		4175
主要结构-前裙	200		442	
主要结构-燃料贮箱	440		970	
主要结构-后裙	55		120	
主要结构-箱间段	128		281	
主要结构-氧化剂贮箱	0		0	
主要结构-后舱	42		93	
主要结构-推力结构	98		216	
次级结构-导流板	245		539	
次级结构-底部结构	148		326	
次级结构-杂项	48		106	
分离系统	18		40	
牵引力控制系统	263		579	
热防护系统	38		84	

### 3.3 太阳能电推进系统（SEP）

SEP 是粒子推进系统的变体，通过从惰性元素（如：氙）中剥离电子，并使电子加速产生推力。SEP 比冲高(2000s)、推力小，产生的子级加速度只能达到 g 的千分之几。SEP 可通过外部太阳能板获取能量而不必依赖单一的箭上能源。NASA 和欧空局都使用过 SEP 和霍尔效应系统，最著名的就是深空 1 号飞船和黎明号飞船。表 3 为采用 SEP 的上面级的代表质量分布（将 5t 有效载荷送至火星）。

表 3 将 5t 有效载荷送至火星的上面级的代表质量分布 (SEP)

	部件 (kg)	分系统 (kg)	部件 (lbm)	分系统 (lbm)
航电		817		1800
电源		771		1700
电源-电缆	329		724	
电源-配电	443		976	
推进系统		4572		10079
主推进系统-直接驱动单元 (DDU)	136		299	
主推进系统-发动机	649		1430	
主推进系统-常平架	324		715	
主推进系统-太阳能电池阵	2213		4879	
主推进系统-贮箱	561		1238	
主推进系统-热防护	664		1463	
反作用控制系统	25		55	
结构		2053		4526

表 4 列出了研究设想的基本推进类型和性能参数。

表 4 推进系统类型和性能设想

参数	化学推进系统	NTP	SEP
发动机	RL-10 发动机	NERVA 下研制的发动机	霍尔效应推力器
推进剂	液氧/液氢	液氢	液氙
发动机数量	1-4	3	8×42kW 推力器
质量	307.1kg	3306.2kg (推力重量比=3.43)	1.9kg/kW
推力	110.1kN	111.2kN	0.02kN
比冲	462s	900s	2000s
其他	-	-	太阳能电池阵=5kg/kW
说明	-	-	4%贮箱质量分数结构构成了 25%的惰性质量

## 4 任务

在可以预见的未来, LEO 以远区域最有可能成为探索目的地的有: 月球、火星、木星和土星。

### 4.1 月球

SLS 火箭将猎户座多用途载人飞船 (MPCV)、货物和相关的飞行保障设备 (FSE) 以及空间运输系统 (TS) 发射至 LEO, 执行为期 11 天的任务。执行不同的轨道机动 (月

球转移轨道入轨（TLI）、TLI+月球轨道入轨（LOI）、或 TLI、LOI 和地球转移轨道入轨（TEI）的 TS 质量也不同。假设猎户座执行入轨、下降和着陆任务（不包含在  $\Delta V$  计算中）。

#### 4.2 火星

为了对不同推进系统方案的性能进行对比，假设火星任务通过单次发射实现。如有需要，可增加额外的设施。任务系统包括 MPCV、货物、FSE 和 TS。上面级将在转移轨道持续飞行 200 天，而后在火星轨道机动 500 天，最后经过 200 天飞行返回地球。

研究团队已知 2031 年到 2046 年间不同的发射和返回窗口的  $\Delta V$ 。为了确保任务分析的一致性，气流制动不算做系统的一部分；火星轨道入轨的推力全部来源于推进剂燃烧。

#### 4.3 木星

到达木星所需要的运载火箭和上面级包括 SLS、MPCV、货物、FSE 和 TS。实现途径有两种：一种为直接途径——从 LEO 到木星的“快速”轨道；另一种为间接途径——“慢速”任务：飞经金星一次，地球两次，以减少达到木星系统所需要的  $\Delta V$ 。此方案中，有效载荷根据特定的任务需求执行最终入轨，并为离开木卫二飞往木星系统提供动力。上面级负责地球转移轨道入轨。

#### 4.4 土星

土星运载火箭和上面级包括 SLS、MPCV、货物、FSE 和 TS。与木星任务一样，实现途径有两种：一种为直接途径——从 LEO 到土星的“快速”轨道；另一种为间接途径——“慢速”任务：飞经金星两次，地球一次，木星一次，以减少达到土星所需要的  $\Delta V$ 。此方案中，有效载荷根据特定的任务需求执行最终入轨，并为离开土卫六飞往土星系统提供动力。上面级负责地球转移轨道入轨。

表 5 为研究涉及的所有任务选择，包括木星和土星的“快速”和“慢速”任务。

表 5 任务方案对比

目的地	飞离地球的 $\Delta V$ (m/s)	到达目的地的 $\Delta V$ (m/s)	离开目的地的 $\Delta V$ (m/s)
月球转移	TLI=3168	LOI=888	0
月球返回	-	-	TEI=917
火星转移	TMI=4100	MOI=1675	0
火星返回	-	-	TEI=5845
木星转移（快速）	TJI <sub>fast</sub> =6327	JOI=645	0
木星转移（慢速）	TJI <sub>slow</sub> =4100	JOI=645	0
木星返回	-	-	TEI=5845
土星转移（快速）	TSI <sub>fast</sub> =4100	SOI=626	0
土星转移（慢速）	TSI <sub>slow</sub> =4100	SOI=626	0
土星返回	-	-	TEI=2648

#### 5 分析

明确不同探索任务的  $\Delta V$  要求后，需确定可在全部任务机动，包括（1）向外（“目

的地”转移轨道入轨或飞离地球)；(2) 转移捕捉(“目的地”轨道入轨)；和(3) 返回(地球转移轨道入轨或返回地球)范围内进行对比的性能数据。性能数据的确定也要考虑任务规模、推进系统(化学推进剂、NTP 和 SEP)和目的地(月球、火星、木星和土星)的因素。综合考虑，研究团队最终确定从以下几个方面展开对比：

- $\Delta V$  vs. 推力重量比 (T/W)
- 要求的  $\Delta V$  vs. 有效载荷
- 系统总质量 vs. 特征能量 (C3)
- 惰性质量 vs. C3 (恒定 5t、25t 和 50t 有效载荷)
- 推进剂质量 vs. C3 (5t、25t 和 50t 有效载荷)
- 推进剂质量分数 (pmf) vs. C3 (5t、25t 和 50t 有效载荷)

推进剂质量分数为可用推进剂质量和子级总质量的比值。总推进剂质量减去无用推进剂(残留物等)可得出可用推进剂质量。

## 5.1 飞离地球

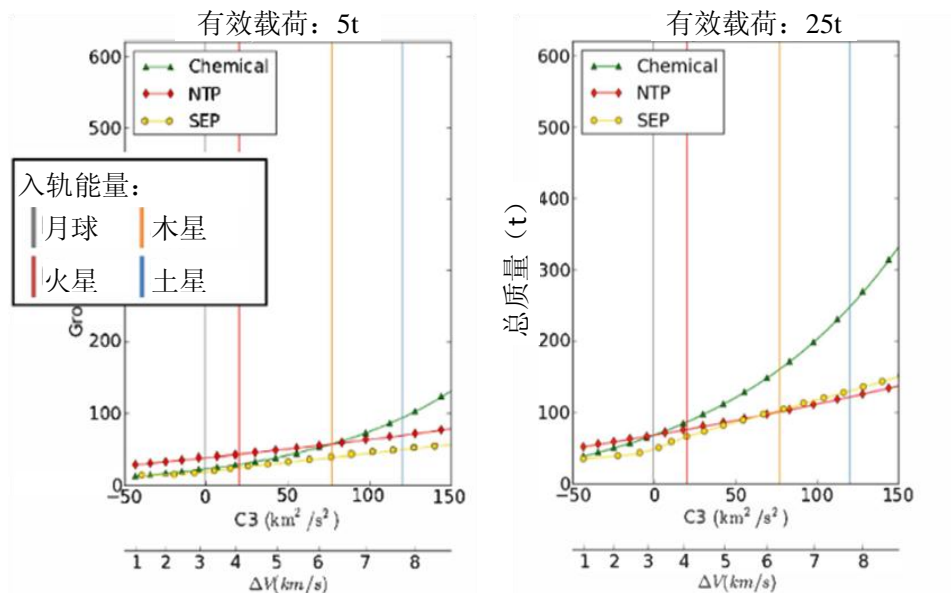
飞离地球阶段主要从三个技术指标展开分析：用于衡量推进系统效率的总质量 vs. 能量曲线和有效载荷 vs. 惰性质量曲线，以及燃烧时间。

### 5.1.1 总质量 vs. 能量曲线

首先对根据载荷和推进系统预测出的任务总质量进行评估。

分析显示(见图 2)，携带小型载荷执行火星任务时，化学推进系统要求总质量(在 LEO)维持在较轻水平；而 SEP 优于 NTP，是火星以远任务的最佳选择。

就大型载荷而言，SEP 是执行火星任务的最佳方案，而 NTP 则更适用于火星以远区域的探索任务。但对于货物运输来说，由于上面级需要的燃烧时间较长，而执行长时任务乘员需长时暴露于辐射中，会增加乘员的危险，因此 SEP 或许是更好的选择。



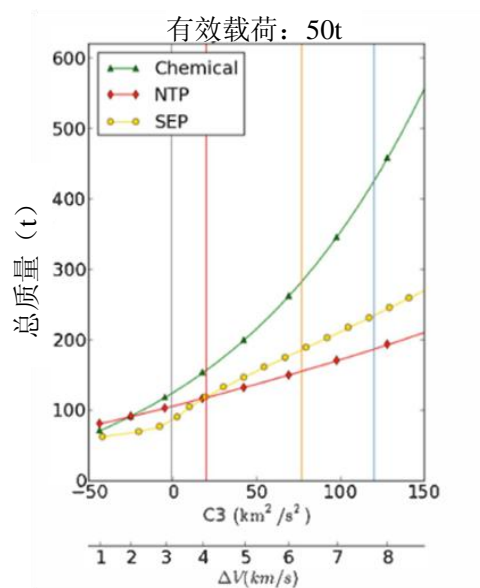


图2 总质量 vs. 能量曲线 (依次为 5t、25t 和 50t 有效载荷)。灰线、红线、黄线和蓝线分别表示到达月球、火星、木星和土星所需的能量

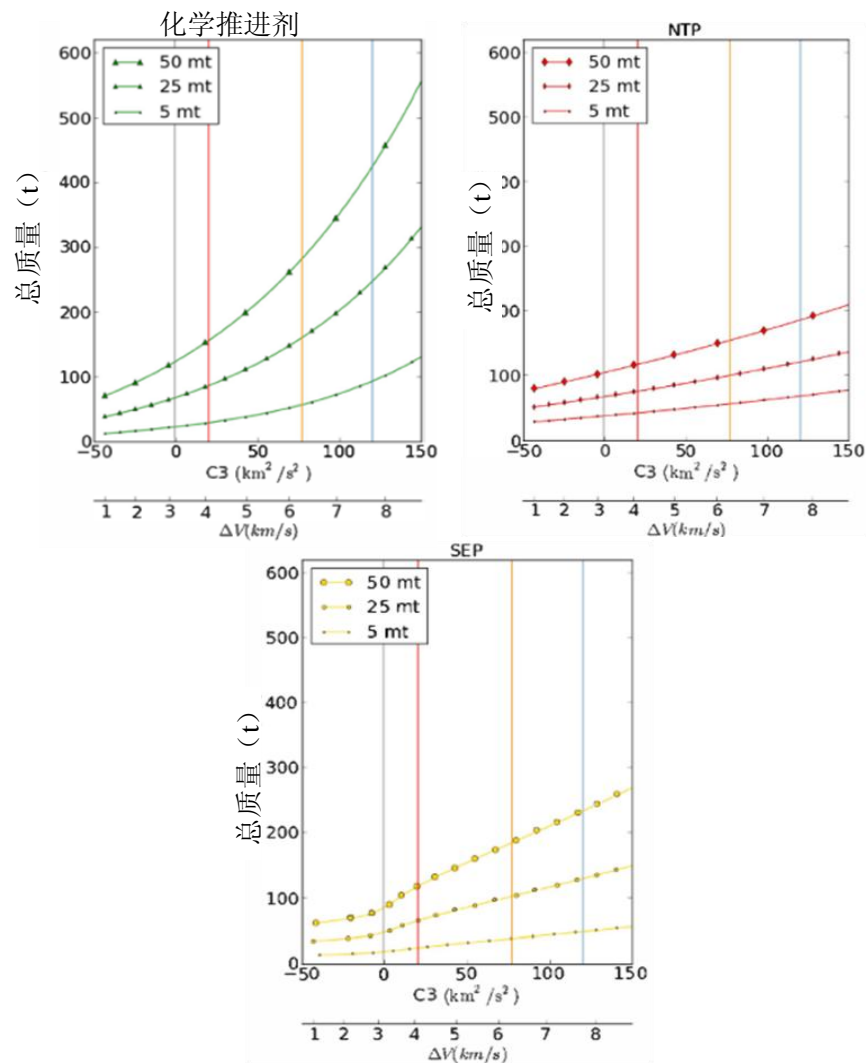


图3 总质量 vs. 能量曲线 (依次为化学推进剂、NTP 和 SEP)。灰线、红线、黄线和蓝线分别表示到达月球、火星、木星和土星所需的能量



根据比冲和推进剂质量的关系，三种推进剂中化学推进剂的总质量增长最快，因为需要额外的推进剂才可实现同等的  $\Delta V$ 。相反，虽然 NTP 比冲只是 SEP 的不足二分之一（900s vs.2000s），但其总质量增长速度没有 SEP 快，这是因为 SEP 上面级的 T/W 较低，导致地球逃逸轨迹的  $\Delta V$  损失较大，见图 3。

### 5.1.2 有效载荷 vs.惰性质量曲线

载荷和惰性质量的比值是衡量推进系统效率的另一种方式，分析显示，NTP 惰性质量相对稳定，因为发动机、反应堆和相关部件的质量在上面级总质量中占有很大比例。而惰性质量发生变化的主要原因是 NTP 中氢箱的质量会随载荷和特征能量的增加而发生变化（见图 4）。同样地，SEP 上面级的惰性质量也有“沉没”质量，但由于两种推进系统部件质量上的差异和液氢、液氦密度的差异，SEP 的“沉没”质量轻于 NTP 的“沉没”质量。化学推进系统因为具有发动机质量轻，推进剂密度大的特点，从结构来看优于其他推进系统。

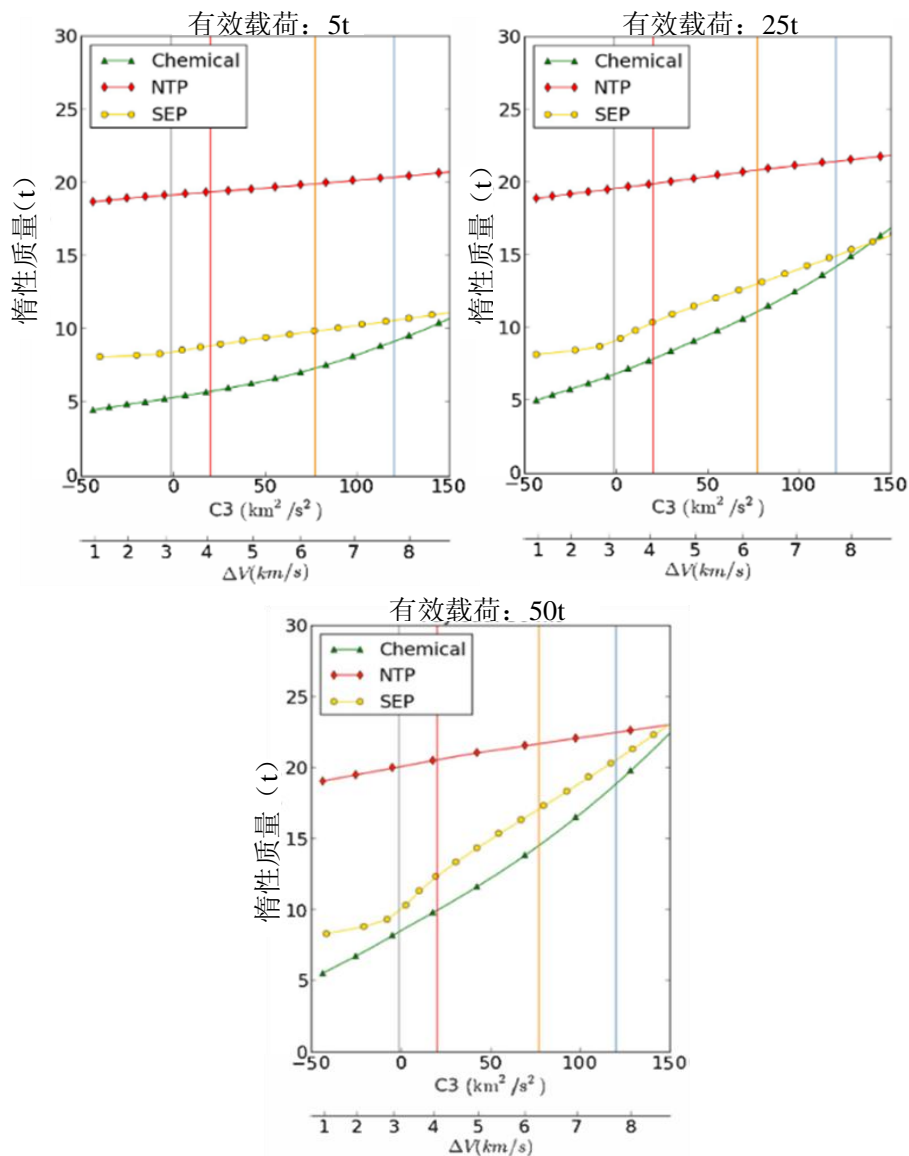


图 4 有效载荷 vs.惰性质量（依次为 5t、25t 和 50t 有效载荷）。灰线、红线、黄线和蓝线分别表示到达月球、火星、木星和土星所需的能量

对比不同推进系统的载荷 vs. 惰性质量曲线可知（见图 5），NTP 的惰性质量无论是在 5t、25t 还是 50t 的载荷级别条件下都较为稳定。化学推进系统（由于比冲）和 SEP（由于重力损失）没有随载荷和能量增长而按比例升高，但在特征能量达到  $150\text{km}^2/\text{s}^2$  前，仍强于 NTP。

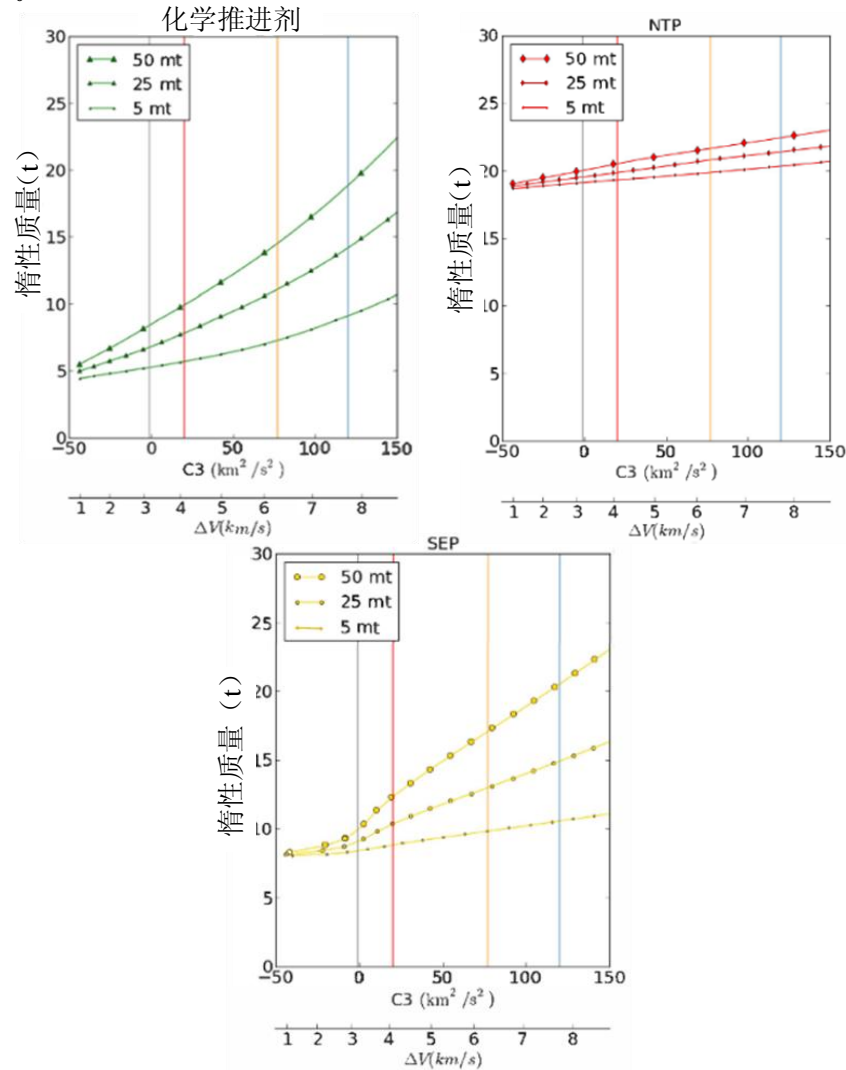


图 5 有效载荷 vs. 惰性质量（依次为化学推进剂、NTP 和 SEP）。灰线、红线、黄线和蓝线分别表示到达月球、火星、木星和土星所需的能量

### 5.1.3 燃烧时间

如上文所述，与化学推进剂或 NTP 相比，SEP 燃烧时间较长（见表 5）。若将 5t 有效载荷送往土星，SEP 系统需燃烧约 40 天，而化学推进剂系统和 NTP 只需几十分钟的时间；若将 50t 有效载荷送至土星，则 SEP 需约 210 天（约 7 个月），但化学系统只需 1.25h，NTP 需约 45min。

表 6 三种推进剂燃烧时间

	最小燃烧时间 (min)	最大燃烧时间 (min)
化学推进剂	0.5	91
NTP	1	47
SEP	1841	368243

## 5.2 目的地轨道入轨

### 5.2.1 月球任务推进系统方案

若从总质量的角度评估行星间任务，从 LEO 向月球转移轨道机动阶段，SEP 性能更佳（见图 6）。但若执行载人任务，则需采用化学推进系统或 NTP。运送 15t 以下的有效载荷时，由于 NTP 的“沉没”质量，化学推进系统优于 NTP。而执行月球任务时，载荷大于 15t 的情况下，NTP 强于化学推进系统，与 SEP 水平相当。由于重力损失等因素，曲线的走势较为相似。

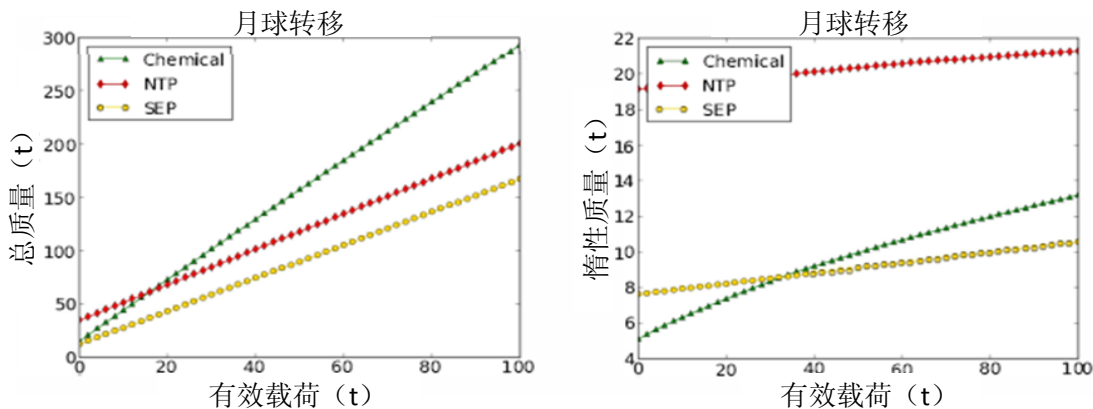


图 6 月球任务推进系统性能对比

### 5.2.2 火星任务推进系统方案

重力损失开始影响 SEP 后，NTP 和 SEP 对火星任务的总质量要求趋于一致。化学推进系统适用于有效载荷小于 10t 的任务，载荷超过 10t 后，系统需要两倍的总质量以运送相同的载荷（见图 7）。

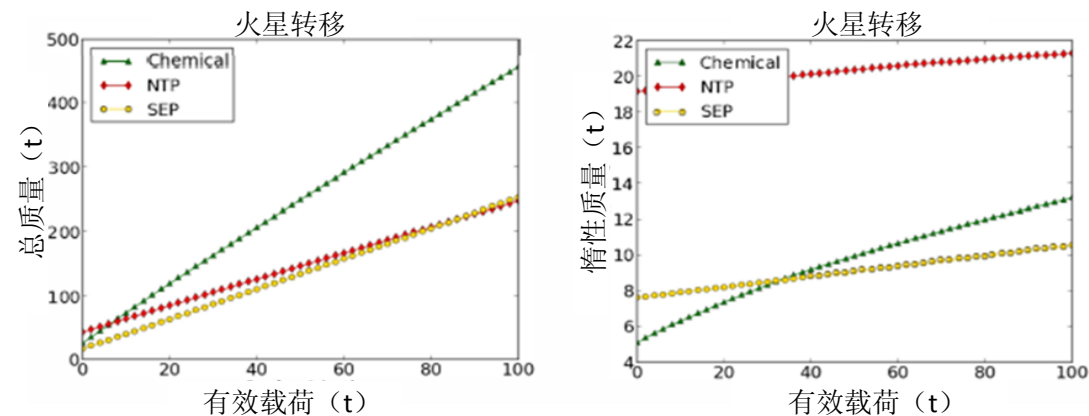


图 7 火星任务推进系统性能对比

### 5.2.3 木星任务推进系统方案（快速）

执行木星快速任务时，SEP 和 NTP 性能水平相当，但若载荷大于 30t，则 NTP 性能更佳。化学推进系统需要两倍的总质量才可实现同等的性能水平（见图 8）。

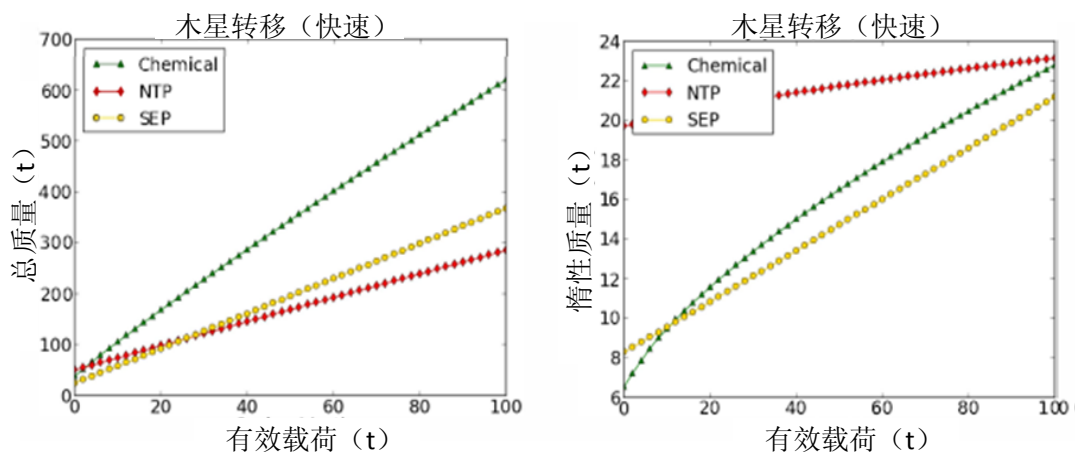


图8 木星任务（快速）推进系统性能对比

#### 5.2.4 木星任务推进系统方案（慢速）

执行木星慢速任务时，总质量要求为快速任务的二分之一。任务性能曲线与火星任务相似，但是总质量较小（见图9）。

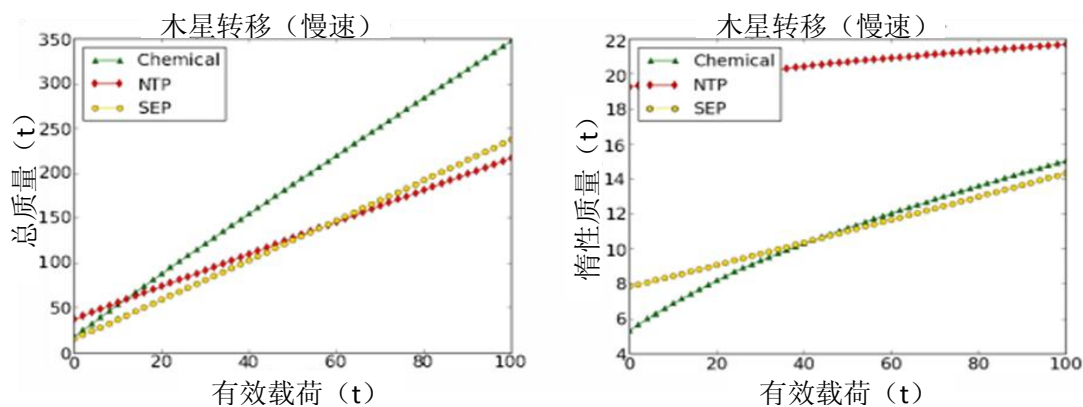


图9 木星任务（慢速）推进系统性能对比

#### 5.2.5 土星任务推进系统方案（快速）

执行土星快速任务时，NTP 性能最优。但运送小载荷时，SEP 占有优势。化学推进系统需要三倍的总质量才可实现同等的性能水平（见图10）。

载荷较大时，化学推进系统和 SEP 上面级的惰性质量超过 NTP。换言之，任务期间 NTP 的系统质量以较为稳定的方式增长，而其它两个系统易受载荷质量和目的地的影响。

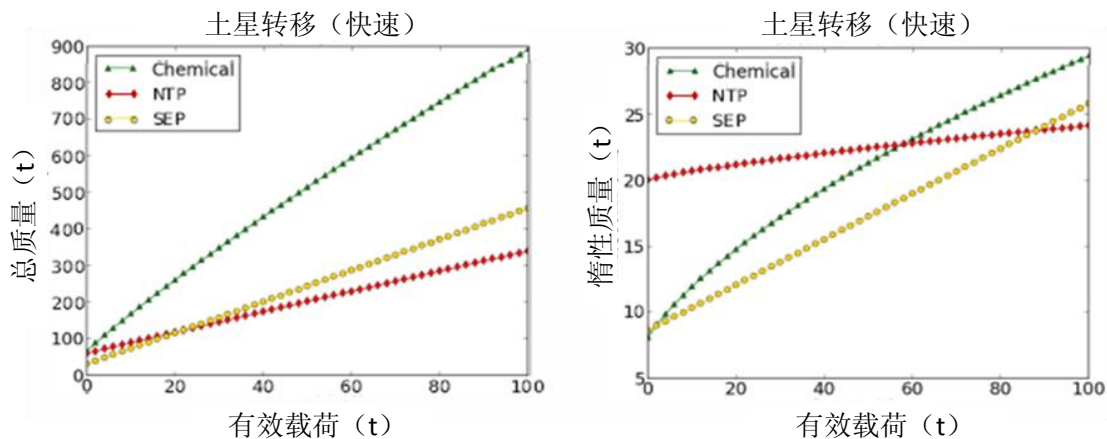


图10 土星任务（快速）推进系统性能对比

### 5.2.6 土星任务推进系统方案（慢速）

土星慢速任务的质量要求为快速任务的二分之一（见图 11）。

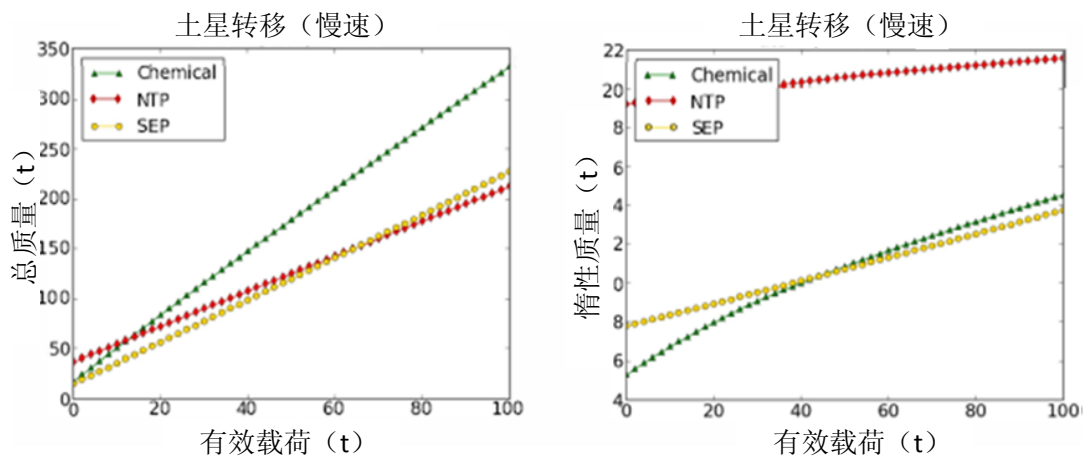


图 11 土星任务（慢速）推进系统性能对比

## 5.3 返回地球

### 5.3.1 月球返回任务推进系统方案

执行月球返回任务时，SEP 和化学推进系统性能相当（见图 12）。虽然 SEP 效能较高，但由于  $\Delta V$  的限制，SEP 的高效能无法补偿重力损失且惯性质量较高。

团队根据目的地的太阳辐射估算出了 SEP 系统太阳能电池阵的尺寸，为研制更大的太阳能板奠定基础，以便日后进一步的深空探索。NTP 惯性质量过高，性能最差。

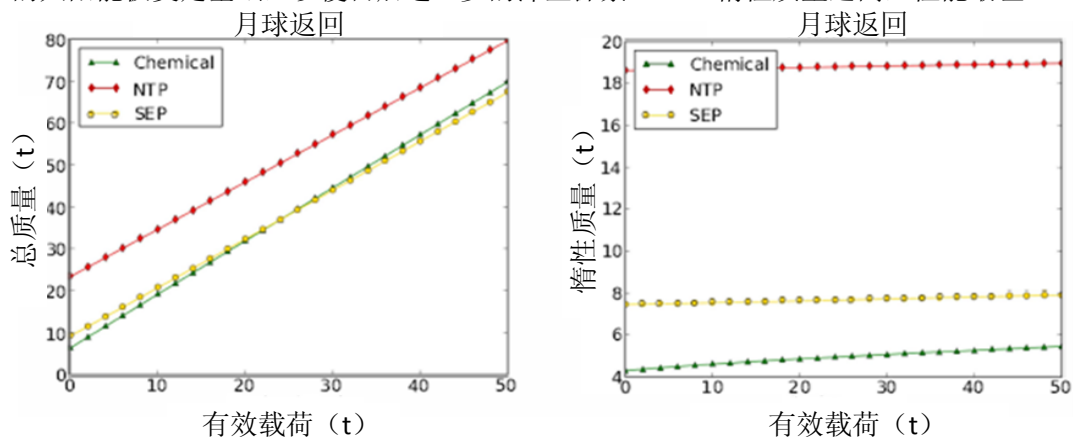


图 12 月球返回任务推进系统性能对比

### 5.3.2 火星返回任务推进系统方案

执行火星返回任务时，SEP 和 NTP 分别因为太阳能电池阵过大和惯性质量太高而不适合执行此任务，化学推进系统是执行火星返回任务的方案（见图 13）。

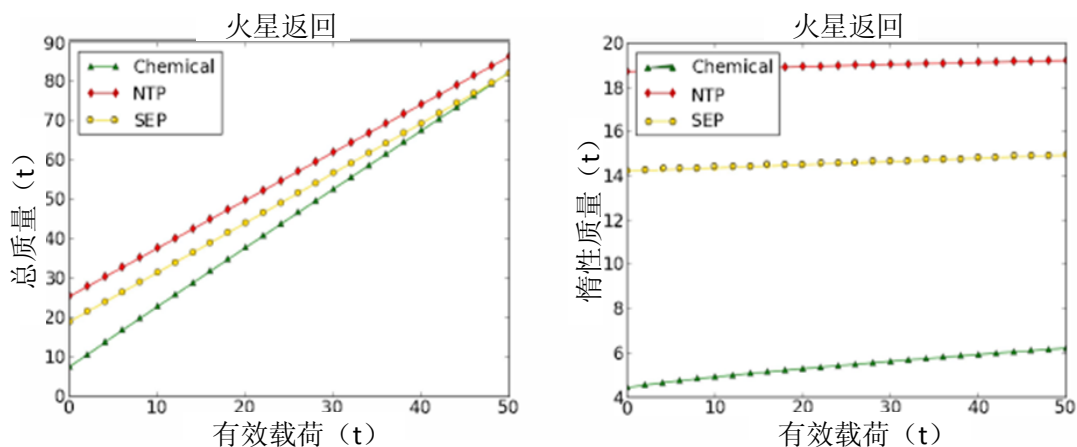


图 13 火星返回任务推进系统性能对比

### 5.3.3 木星返回任务推进系统方案

木星的重力较大，因此化学推进系统无法胜任大型载荷运输任务（见图 14）。SEP 和 NTP 性能相当。但随着距离增加 SEP 所需的太阳能电池阵增大，SEP 效能上的优势有所削弱（2000s vs.900s）。因为重力损失的问题，系统需要实现两倍的  $\Delta V$ 。

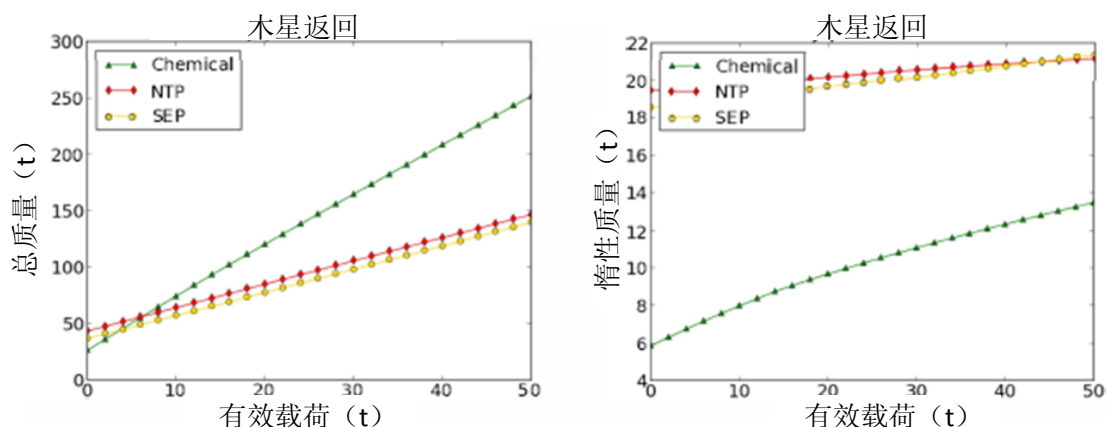


图 14 木星返回任务推进系统性能对比

### 5.3.4 土星返回任务推进系统方案

由于土星距太阳较远，SEP 无法执行此类任务。化学推进系统和 NTP 性能相当。化学系统的结构效能弥补了其推进效能不足的缺陷（见图 15）。

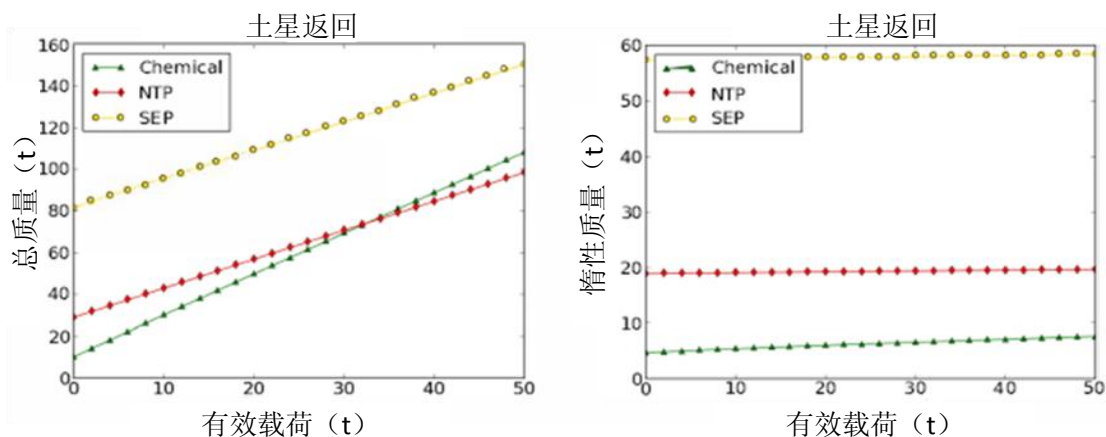


图 15 土星返回任务推进系统性能对比



## 6 分析结果

该研究的主要目的是确定适合执行不同太阳系探索任务的上面级。任务主要分为两个类型：科学任务（约 5t）和探索级载人/货运任务（大于 50t）。

每种推进系统各有千秋。化学推进系统的优势在于技术储备雄厚，技术成熟度相对较高；最大的劣势在于推进剂可能因为先进低温流体管理系统的不足而发生汽化。

NTP 的推进剂载荷较小，但可产生很大推力，具有比冲高、效能高的特点。但其技术方面尚且存在问题，如：如何保护乘员免受辐射危害等。此外，公众对于向空间发射核载荷的安全性抱有质疑。

SEP 与 NTP 相似，具有推进剂载荷小，比冲高的特性。SEP 的缺陷在于太阳能电池阵较大（特别是执行火星以远目的地的探索任务），T/W 比较低，相较化学推进系统和 NTP 而言，技术成熟度较低。

不考虑技术和政治因素（公众质疑），研究中提出的三种推进系统可分别应用于不同的探索任务，表 7 列出了不同目的地和任务类型的最优选择。SEP 或化学推进系统适用于小型货运任务，飞行时间和暴露于空间辐射的时间是此类任务的关键点。就地球返回任务而言，化学推进系统性能最佳。

表 7 不同目的地和任务类型的最佳推进系统（5t）

目的地	任务类型	飞离地球	目的地转移	地球返回
月球	货运	化学推进系统或 SEP	化学推进系统或 SEP	化学推进系统或 SEP
火星	货运	化学推进系统或 SEP	SEP	化学推进系统
木星	货运	SEP	化学推进系统或 SEP	任何
土星	货运	SEP	化学推进系统或 SEP	化学推进系统

针对大型载荷（大于 50t），SEP 是执行月球货运任务的可行备选系统。由于长时燃烧和重力损失，SEP 很难执行距太阳较远的任务。化学推进系统可执行月球、火星或土星的地球返回任务。NTP 是执行火星及以远区域载人/货运任务中“目的地”转移入轨或飞离地球机动的最佳方案。

表 8 不同目的地和任务类型的最佳推进系统（50t）

目的地	任务类型	飞离地球	目的地转移	地球返回
月球	货运	SEP	SEP	化学推进系统或 SEP
	载人	化学推进系统或 NTP	NTP	化学推进系统
火星	货运	SEP 或 NTP	SEP 或 NTP	化学推进系统或 SEP
	载人	NTP	NTP	化学推进系统
木星	货运	NTP	NTP	SEP 或 NTP
	载人	NTP	NTP	NTP
土星	货运	NTP	NTP	化学推进系统或 NTP
	载人	NTP	NTP	化学推进系统或 NTP

研究还为 NASA 提出了可行的上面级推进技术投资项,包括低温流体管理(CFM)、轻质结构、航电部件(或航电体系)和高效能太阳能电池阵。

无论化学推进系统、NTP 或 SEP 都需要 CFM 技术。虽然无源技术,如:隔热涂层、先进泡沫/气凝胶、多层绝热、碎片防护或蒸汽冷却防护研制成本较低(相对收益),但发展成主动控制技术(如:高效低温冷却器)还需展开全面的研究。

轻质结构需要从整个上面级结构着手,包括轻质贮箱技术(可能是复合结构)、适配器结构/释放机构、桁架杆件或其他非增压舱、航电硬件、增压系统槽和充分集成的推力结构等。

研究中设定了默认的航电系统,但确切的方案有待确定。可以采用带有模块和可升级航点舱的分布式结构,而非成本较高的中央模式。

NASA、能源局和其他政府/商业机构对太阳能电池阵技术的投资前景良好,可以直接减少子级的惰性质量。此外,可考虑小型核动力源(或先进斯特林放射性同位元素发生器,ASRG)的投资适用性。

## 7 最新进展

综合考量权衡分析结果、研制成本、任务进度等重要因素,NASA 马歇尔航天飞行中心于 2016 年 4 月发布文件,决定为 EUS 安装 4 台由洛克达因公司研制的膨胀循环液氢/液氧 RL-10C3 发动机。RL-10 系列氢氧发动机多用于火箭的上面级,它由普惠公司于上世纪 50 年代研发,并在 1963 年首飞。该发动机参与过数百次发射,点火 15000 余次,累积时长 230 万秒,可靠性达 0.999。该发动机曾用于宇宙神半人马座上面级(RL-10A4-2)、德尔它 4 上面级(RL-10B2)以及土星 1 的二子级(RL-10A3)。

文件还要求洛克达因公司在 2023 年 12 月 31 日前提供 10 台 RL-10C 发动机,包含两次飞行任务所需的 8 台发动机和 2 台备用发动机。飞行发动机需在预定发射日期前两年交付。此外,由于 NASA 自 20 世纪 60 年代土星 1 火箭之后再未研制过使用 RL10 发动机的火箭,因此需要洛克达因公司提供项目集成支撑,并向该公司支付相关费用。洛克达因公司还将帮助 NASA 建立有关载人飞行任务方面的数据库。

## 参考文献

- [1] J. Holladay, C. Crumbly and T. Monk, "A comparison of future space launch system (sls) exploration technologies: In-space stages", *2014 IEEE Aerospace Conference*, pp. 1-16
- [2] C.Bergin, "MSFC propose Aerojet Rocketdyne supply EUS engines"  
<https://www.nasaspaceflight.com/2016/04/msfc-aerojet-rocketdyne-eus-engines/>,2016-4-17.
- [3] C.Bergin, "NASA moves to enforce early switch to EUS for SLS"  
<https://www.nasaspaceflight.com/2016/02/nasa-enforce-early-switch-eus-sls/>