

# 无人火星取样返回任务关键环节分析

孟林智<sup>1</sup>, 董捷<sup>1</sup>, 许映乔<sup>1</sup>, 王硕<sup>2</sup>

(1. 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094; 2. 中国空间技术研究院, 北京 100094)

**摘要:** 无人火星取样返回探测在科学成果获取和工程能力提升方面均具有重要意义, 与国外已经多次实现的火星着陆巡视任务相比, 其任务周期更长, 技术风险更高。取样返回飞行方式决定了任务的系统顶层设计。通过对国外研究成果的对比论证, 认为应当在火星轨道附近完成交会捕获与样品转移任务, 因此需要采用2个不同功能探测器: 一个完成火星捕获、样品转移收纳与火地返回; 另一个完成火星大气进入、表面上升与样品投送。在此基础上对大气进入、起飞上升、火星轨道交会捕获、样品转移、地球再入等关键环节进行任务分析, 论证主要技术难点和初步的可实现途径。

**关键词:** 火星; 取样返回; 方案规划; 任务分析

**中图分类号:** V476.4

**文献标识码:** A

**文章编号:** 2095-7777(2016)02-0114-08

**DOI:** 10.15982/j.issn.2095-7777.2016.02.003

**引用格式:** 孟林智, 董捷, 许映乔, 等. 无人火星取样返回任务关键环节分析[J]. 深空探测学报, 2016, 3(2): 114-120, 128.

**Reference format:** Meng L Z, Dong J, Xu Y Q, et al. Analysis of key technologies for unmanned mars sample return mission [J]. Journal of Deep Space Exploration, 2016, 3(2): 114-120, 128.

## 0 引言

火星是地球轨道外最靠近地球的行星, 也是太阳系中与地球最为相似的行星, 一直是人类开展太空探测的首选目标之一。从1960年首次火星探测至今, 人类已经开展43次探测活动, 成功或部分成功22次, 1次正在飞行途中, 实现了掠飞、环绕、着陆、巡视等多种探测方式。火星探测每隔26个月有一次发射机会, 到2020年前仅有的3次机会中, 每一次都有任务安排。

目前, 人类对火星已实现3种方式的探测: 1) 掠过火星进行观测; 2) 环绕火星进行探测; 3) 在火星着陆进行现场巡视探测。人类对火星的探测下一阶段将是取样返回, 通过获取火星表面土壤及岩石样品返回地球进行详细研究, 从而为未来载人火星飞行奠定技术基础和做好准备。取样返回将是火星探测从机器人探测迈向载人探测的重要里程碑。

## 1 火星取样返回任务概述

大型深空探测任务通常具有高风险性、长周期性和高投入性, 在进行任务方案选择时, 都是在技术复杂性、资金投入、任务风险以及科学回报等多个方面进行权衡。2008年6月, 由NASA和ESA的代表及专家组成了一个研究小组, 完成了火星取样返回任务(iMARS)初步报告<sup>[1]</sup>, 报告指出, 无论何时发射此

类火星探测任务, 都需要5年的时间才能将500 g的火星样品返回地球。为达到这个具有挑战性的目标, 世界各主要航天机构必须通力合作, 联合应用所拥有的技术和资金资源。火星取样返回任务被认为是1969年阿波罗登月计划以来, 最具勇气和技术挑战性的空间探索任务。目前美国、欧洲等已对各种MSR (Mars sample return, MSR) 任务方案进行了大量研究, 工程小组从以往工作中吸取了大量经验。在1998年, 美国NASA和法国CNES就联合发起了火星取样返回任务论证, 意大利航天局(ASI)也积极参与。2003年以来, 欧洲航天局(ESA)将火星取样返回任务作为“曙光”计划的旗舰任务, 并联合工业界进行有关评估研究。NASA自2004年发布“太空探索新构想”以来, 与工业界合作, 例如波音公司等, 进行了一系列MSR方案研究, 包括审查并改进任务框架结构, 成本估算等。

火星取样返回任务是“绕”“落”“回”3种任务形式的综合: 1) 到火星表面的任务, 进行样品收集; 2) 从火星表面到低火星轨道, 进行样品转移; 3) 样品返回器返回地球, 回收样品。由于火星更为遥远, 环境也更苛刻, 单程就要经历数月的行星际飞行, 火星着陆以及火星表面起飞更具技术挑战性, 因此实施火星取样返回任务的风险要大大高于月球取样返回任务。

本文主要对火星取样任务规划、火星进入、起飞

上升、交会对接、样品转移、地球再入等关键环节开展任务分析与技术途径比较。

## 2 任务关键环节技术途径分析

### 2.1 取样返回任务规划分析

#### 2.1.1 取样返回任务规划方式

无人火星取样返回任务规划决定系统的顶层设计，其按照任务系统组成可分为2种方式。

1) 方式一：只发射着陆上升组合体，即巡航级、进入舱和上升器。到达火星前，着陆上升组合体分离巡航级后，进入舱携带上升器直接进入火星大气。着陆后，上升器在火星表面完成样品收集，起飞进入环火轨道，执行直接火地转移至地球，减少了常规的火星附近“交会捕获”和“样品转移”2项高风险操作。

文献[2]介绍了美国NASA Ames研究中心提出的无交会捕获方案。由运载火箭一次发射火星探测器（包括巡航级和进入器）。进入器包括火星上升器和火星

进入下降着陆系统。火星巡航级负责提供飞往火星途中必要的分系统功能，包括中途修正机动、通信、电源、制导和导航。任务采用I型短转移地火转移轨道，转移时间约5个月，到达火星前进入器与巡航级分离，直接进入火星大气。

火星上升器包括第一级、第二级推进系统以及地球返回器。着陆完成后，在着陆点附近进行样品采集，约采集500 g的火星样品后，将样品封装在地球返回器内，火星表面操作仅持续1 w。上升器携带样品点火起飞，第一级推进系统将上升器推至距火星表面250 km高度的停泊轨道。1~2 d后，上升器第二级将地球返回器送至火地转移轨道，转移时间约9个月。

到达地球前1 d分离地球返回器，以14.5 km/s的速度直接再入地球大气层，速度降到亚音速后，展开降落伞继续减速，最后实现在地球表面的着陆和回收，设计的火星取样返回探测器构形如图1所示。

如果仅采集火星大气、灰尘样品，还可以采用大

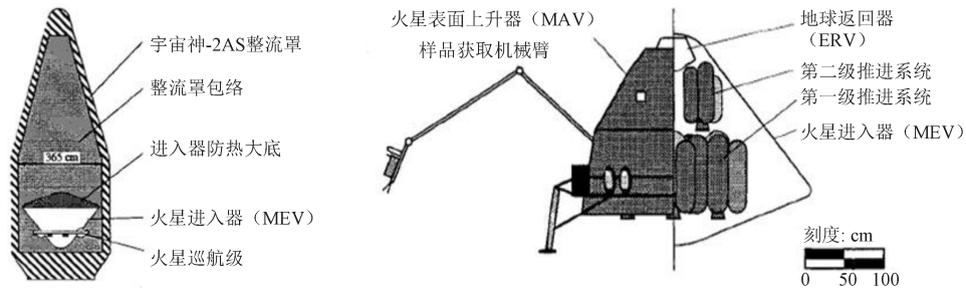


图1 一次发射火星取样返回探测器构形

Fig. 1 System configuration for Mars sample return with one launch

气捕获返回方案，文献[3]对该方案进行了介绍。探测器继承了“隼鸟号”的规模和部分技术，具体包括探测器主体，大底和背罩3部分。探测器接近火星时近火点高度在30~40 km，执行火星表面大气和灰尘样品收集，并通过气动捕获进入火星环绕轨道，随后探测器分离防热大底和背罩，在远火点附近执行近火点高度提升变轨，最后在近火点变轨进入停泊轨道，等待火地转移窗口到达时返回地球。火星附近飞行任务如图2所示。探测器在整个气动结构外部引出一个特殊的气体及灰尘收集装置，用于进入到低高度时的样品收集，如图3所示。

2) 方式二：探测器包括轨道返回组合体和着陆上升组合体2部分。轨道返回组合体火星捕获后，在火星轨道上等待，着陆上升组合体进入火星大气，完成着陆、表面取样后，携带样品的上升器与轨道返回组合体交会捕获和样品转移，然后轨道返回组合体返回地

球，释放地球进入器。

目前国际上按发射次数有2种方案，包括2次发射和3次发射方案。2次发射方案由欧洲空间技术研究中心最先提出，文献[3]对方案进行了介绍，整个发射任务如图4所示。第1次发射轨道返回组合体，第2次发射着陆上升组合体，整个任务约3年。着陆上升组合体包括巡航级、进入舱、火星车和上升器4部分，轨道返回组合体包括轨道器和地球进入器2部分。

着陆上升组合体从地球直接发射到地火转移轨道，在靠近火星大气时实现巡航级分离，之后利用进入、减速和着陆系统在火星表面着陆，利用火星车进行取样，并将样品装在样品容器中。利用上升器携带样品容器离开火星进入火星轨道，与轨道返回组合体进行交会捕获，实现样品转移。获得样品后，轨道返回组合体返回地球。在地球轨道附近释放进入器，完成样品返回任务。

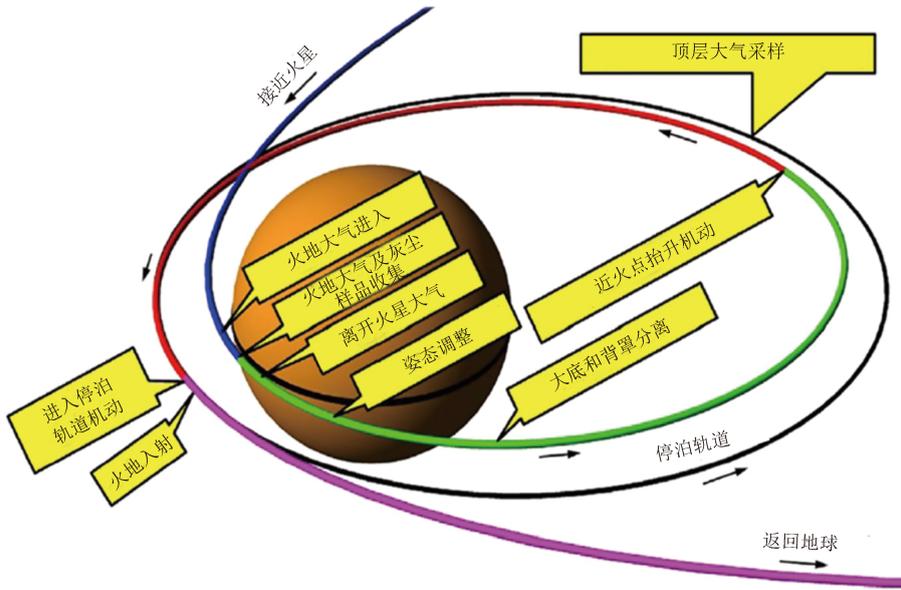


图2 火星轨道附近飞行方案示意图  
Fig. 2 Illustration of the flight profile near Mars

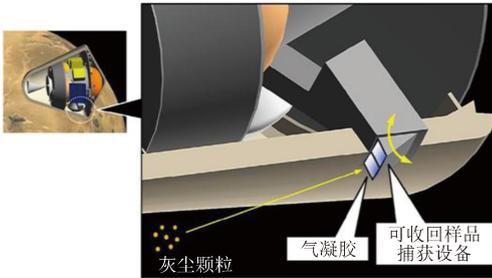


图3 样品捕获装置示意图  
Fig. 3 Schematic view of the dust collector

3次发射方案由美国JPL提出，文献[5]对该方案进行了介绍。整个火星取样返回任务分为3次发射，耗时约9年，整个任务过程如图5所示。

(1) 第1次发射火星表面多点取样的火星车，包括巡航级、空中起重机着陆舱和取样火星车3个主要部分。采用类似“好奇号”的空中起重机方案着陆火星，然后开始对火星表面样品的分析和收集工作。

(2) 第2次发射轨道返回组合体，包括轨道器和地球进入器2个主要部分。负责第3次发射的着陆上升

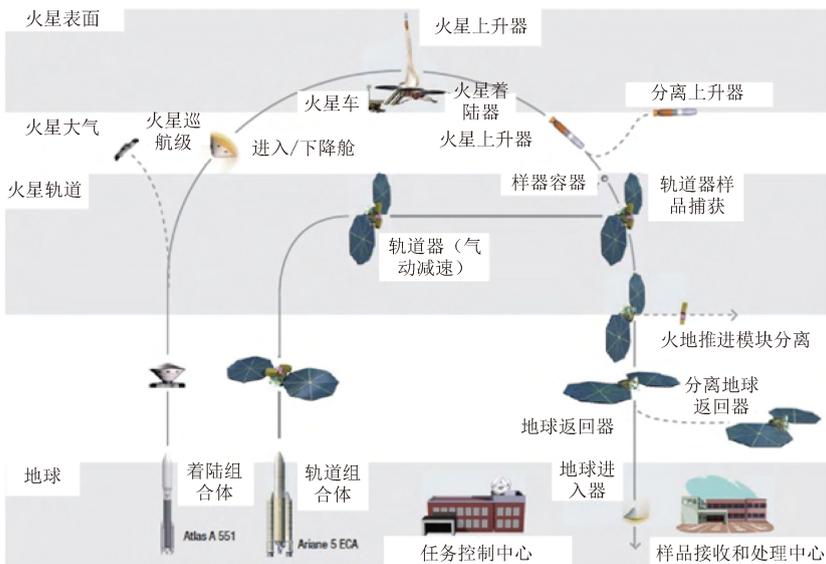


图4 两次发射飞行方案示意图  
Fig. 4 Illustration of the flight profile with two launches

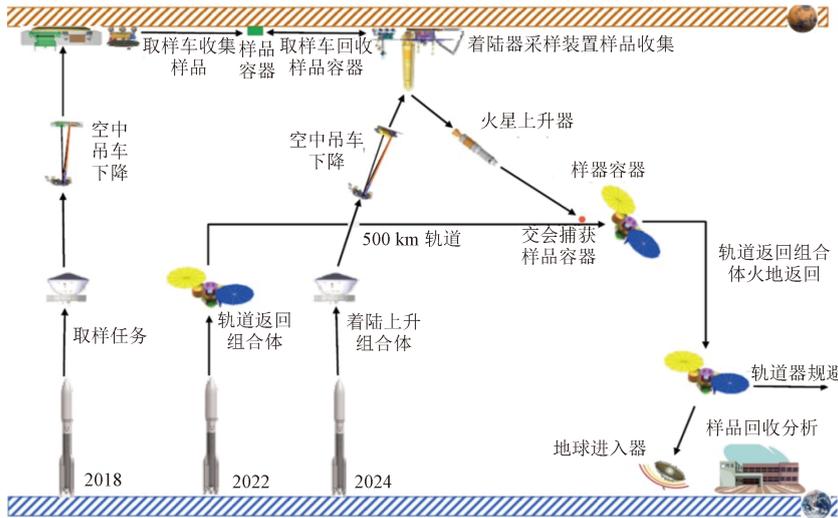


图 5 三次发射飞行方案示意图

Fig. 5 Illustration of the flight profile with three launches

组合体火星进入过程数据中继，在环火轨道执行样品转移，实现样品容器捕获将其放入地球进入器，最后执行火地转移后释放地球进入器，完成火星样品取样任务。

(3) 第3次发射着陆上升组合体，包括巡航级、空中起重机着陆舱、上升器、着陆平台和取物车5个主要部分。着陆上升组合体着陆至第一次发射的取样火星车附近区域，通过取物车获取样品，并转移至上升器。之后上升器发射，释放样品容器，然后轨道器将样品容器捕获。

2.1.2 取样返回任务规划方式对比分析

1) 方式一中上升器需要提供6 km/s以上的速度增量，受运载能力和大气进入质量的限制，必须设计轻小型的上升器和地球返回器，技术跨度过大；大气及灰尘取样，样品科学探测价值有限。该方案虽然验证了较为复杂的气动捕获技术，但对火星表面大质量进入、表面取样、表面起飞上升、交会捕获、样品转移等没有进行技术研究，不利于技术储备及后续与载人深空任务的衔接。

2) 方式二相对方式一增加了至少一次发射，任务环节增加了交会捕获和样品转移，但探测器本身轻小型化的设计难度降低。特别是采用2个组合体方案进行2次发射在系统规模和任务周期上较为合理。

2.2 发射窗口分析

火星取样返回任务需要同时考虑地球发射窗口和火地转移窗口。以2030年前后为例，按照霍曼转移轨道计算的地火转移出发时间和火地转移出发时间如表 1 所示。

可见，在最省燃料的条件下：

表 1 发射与返回窗口分析

Table 1 Launch window and return window analysis

地火转移		火地转移	
地球发射日期	到达火星日期	火星出发日期	返回地球日期
2026年11月	2027年8月	2028年10月	2029年6月
2028年12月	2029年9月	2031年1月	2031年8月
2031年1月	2031年10月	2033年1月	2033年9月

- 1) 从火星返回地球时，约两年一次返回机会；
- 2) 地球出发窗口和火星出发窗口相差约两年时间；

3) 若地火转移时间为10个月，则火星停留（包括环火轨道）需要约14~16个月；若地火转移时间为12个月，则火星停留（包括环火轨道）需要12~14个月。

2.3 大气进入方式分析

2.3.1 气动制动任务分析

实现火星大气进入通常有2种方式，即地火转移直接进入和环绕后再进入2种，优缺点对比见表2。

对于单纯的着陆任务，由于进入舱系统规模小，权衡轨道器推进剂增加量和上述优势，宜采用环绕后再进入方式。而对于取样返回任务，进入舱需要完成火星大气进入、火星表面上升两项速度增量较大的任

表 2 两种火星大气进入方式

Table 2 Two types of Mars entry

进入方式	优缺点
地火转移直接进入	进入舱进入速度大，但轨道器不需携带进入舱火星捕获，整个任务发射质量较小。
环绕后再进入	进入速度较小，能降低火星进入气动、降落伞等设计难度，减小落点散布。

务, 其质量规模明显大于单纯的火星大气进入任务, 进入舱发射质量规模不小于2 000 kg, 同时轨道返回组合体还必须进入低高度圆轨道, 速度增量也较单纯着陆任务明显增大, 若采用环绕后再大气进入, 发射质量将达到1万 kg以上。因此进入舱通常采用直接火星大气进入, 这样进入速度相比环绕后再着陆将增加约2 km/s。为保证具有足够的开伞点安全高度, 除必须采用具有一定升力的半弹道式控制方式(类似“好奇号”任务)外, 还需要研究诸如充气式减速等可有效降



(a) “盘-缝-带”伞



(b) “环帆”伞

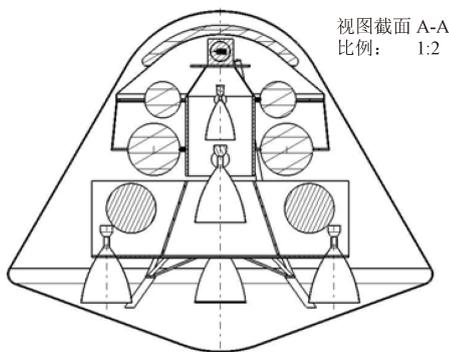
图6 两种主要的火星任务降落伞

Fig. 6 Two kinds of the parachutes for the Mars mission

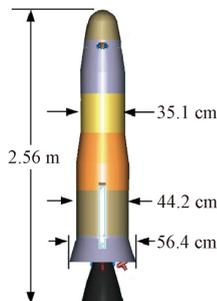
## 2.4 起飞上升技术途径分析

火星重力加速度较大, 上升过程重力损耗大, 总速度增量较月球任务大; 且火星表面存在稀薄大气, 在上升过程中需考虑气动阻力影响, 因此需在上升器

外形设计和发动机选型时综合考虑。目前国外论证的方案中有液体两级上升器和固体两级上升器2种方案, 其特征外形如图7所示, 都有较大的技术跨度, 但星载液体推进系统基础相对较好, 如表3所示。



(a) ESA 的液体推进上升器



(b) NASA 的固体推进上升器

图7 两种不同推进系统的上升器外形

Fig. 7 Two ascender forms with different propellant systems

## 2.5 火星轨道交会捕获分析

上升器入轨后与轨道返回组合体的交会捕获过程可选方案包括2种。

### 1) 圆轨道交会捕获

对于上升器采用液体推进方案, 可以实现精确的轨道控制, 在速度增量满足需求的条件下, 可进入适宜交会捕获的圆轨道(通常选择400~500 km高度),

低弹道系数的方法。

### 2.3.2 降落伞减速任务分析

目前火星伞降过程可选的降落伞包括“盘-缝-带”伞、环帆伞、环缝伞等, 结构分别如图6所示, 减速过程包括一级或两级减速。美国已实施的火星任务都采用了“盘-缝-带”伞, 减速稳定性较好; 采用一级减速, 可靠性高。从系统创新性或未来载人任务角度考虑, 可以选择其他伞型, 其他伞型减速阻力特性好, 但需要增强控制稳定性。

从技术成熟度角度考虑, 交会捕获过程可以充分继承探月三期对接前交会接近过程的相关技术。

### 2) 椭圆轨道交会捕获

对应上升器采用固体推进方案, 由于固体推进上升器入轨精度低, 只能进入椭圆轨道。该方案的交会控制导律较圆轨道更为复杂, 针对圆轨道常用的C-W制导律无法使用, 需要研究基于轨道根数的相对制

表 3 两种上升器推进系统方案  
Table 3 Two types of the ascender propellent systems

方案	优缺点比较
方案一：液体推进系统	<p>优点：星载液体推进方案应用广泛，技术成熟。</p> <p>缺点：                      (1) 轻小型化难度大，设计是在探月三期月面上升器基础上                      (2) 为弥补速度增量能力不足（约2 km/s），需增加第二级推进舱；                      (3) 适应大气环境，增加整流罩等气动外形结构，提升推进系统比冲等关键指标降低系统质量。</p>
方案二：固体推进系统	<p>优点：上升器结构紧凑，重量规模较液体推进相对较小；同时固体推进系统发动机推力大，推重比优势较液体推进系统明显，可以有效降低上升过程重力损耗。</p> <p>缺点：                      (1) 小型固体推进系统主要在探空火箭上应用，星载固体火箭技术成熟度偏低；                      (2) 固体发动机对上升器长-径比有约束，将影响火星进入舱体积、质量和设备布局；                      (3) 固体推进剂需考虑低温贮存、经历着陆冲击时的结构完整性问题；                      (4) 固体发动机只能采用耗尽关机，入轨精度低，无法准确进入圆轨道，需要轨道返回组合体实现椭圆轨道交会捕获。</p>

导律、基于绝对轨道参数的兰伯特制导律等方法。

2.6 样品转移方式分析

典型的样品转移方式包括“接近-对接-转移”“接近-捕获”“接近-释放-捕获”3种方式，不同方式样品转移方式如图 8所示，各种方式的技术特点分析见表 4。

从继承探月三期技术角度考虑，宜采用“接近-对接-转移”方式；从减轻上升器系统重量角度考虑，宜采用“接近-释放-捕获”方式；接近-捕获方式系统重量大且技术复杂，不宜采用。对于“接近-释放-捕获”方式，为提高捕获样品容器的可靠性，晚期释放方式较早期释放更为有利，即两器近距离接近时（<10 m），

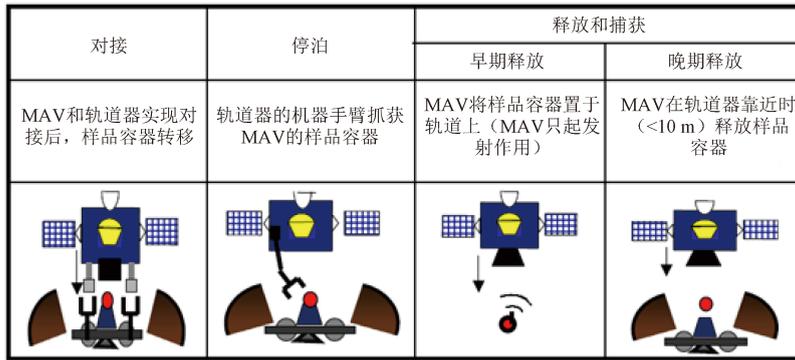


图 8 3种样品转移方式示意图  
Fig. 8 The three types schematic diagrams of sample transfer

表 4 3种样品转移方式的技术特点

Table 4 The technical characteristics of the three types of sample transfer

样品转移方式	技术特点
接近-对接-转移方式	上升器与轨道返回组合体交会对接后，样品容器由上升器转移至轨道返回组合体。该方式对最终对接控制精度要求极高，同时上升器端需要配置一定的机构配合，不利于控制上升器起飞重量。
接近-捕获方式	不进行交会捕获。当上升器靠近轨道返回组合体并停泊在附近后，轨道返回组合体利用机械臂抓捕样品容器实现转移。该方式需要机械臂配合，增加了额外重量资源，技术较为复杂。主要在载人空间站与飞船交会对接中应用。
接近-释放-捕获方式	目前NASA和ESA正在论证的方式。上升器入轨后先释放样品容器舱，由轨道返回组合体进行接近捕获后实现样品转移。该方式包括“上升器入轨后的早期释放”和“上升器在轨道返回组合体靠近时再释放样品容器”2种。其优势是可以减轻上升器重量资源，但由于样品容器目标小且无机动力，存在样品容器捕获风险。

上升器释放样品容器, 由轨道返回器抓捕, 并完成样品的转移。抓捕方案可以采用类似清理空间碎片的飞网捕获机构获取样品容器。

## 2.7 地球再入技术途径分析

根据不同的火星返回时机, 地球再入速度范围为

11.7~14.4 km/s。地球再入器的规模对轨道返回组合体的规模有显著影响, 表5对3类典型的地球再入器方案进行对比分析。

从深空任务的技术连续性与可靠性方面考虑, 可以参考探月三期再入器设计状态, 再入过程落点、过

表5 3种类型地球再入器

Table 5 The three kinds of Earth return capsule

方案一		方案二		方案三		
类型	再入器方案 <sup>[6]</sup>	猎户座多用途飞船缩比方案 <sup>[7]</sup>	小型地球再入器			
			锥台外形方案 <sup>[8]</sup>	球锥外形方案 <sup>[8]</sup>	草帽外形方案 <sup>[9]</sup>	
质量/kg	300	200	47	20	34~62	
外形	大钝头球冠倒锥	倒锥型侧壁加球冠状大底的钝头体构形	锥台外形	球锥外形	草帽外形	
再入方式	半弹道式进入+降落伞	半弹道式进入+降落伞	弹道式进入+降落伞			

载控制能力强。

从对后续深空载人返回的技术验证角度考虑, 可以采用多用途飞船缩比方案, 对高速条件下气动外形进行验证。

从降低轨道返回组合体质量规模角度考虑, 可以采用类“星尘号”“隼鸟号”构形返回器, 但该类外形气动稳定性较差, 而且受质量约束不具备主动控制能力, 需要重点解决进入姿态稳定性问题。

## 3 结论

本文对比论证了不同的火星取样返回任务方案, 优化的方案是发射两个不同功能探测器, 执行火星轨道的交会捕获与样品转移。并以该方式为基础, 对大气进入方式、上升器与地球再入器技术途径、火星轨道交会捕获、样品转移方式等关键环节进行了比较分析, 明确了火星取样返回任务的技术路线和主要研究方向, 可为后续我国实施无人火星取样返回任务提供参考和借鉴。

## 参 考 文 献

- [1] Beaty D W, Grady M, Moura D, et al. Preliminary planning for an international Mars sample return mission: report of the international Mars architecture for the return of samples (iMARS) working group[J]. Journal of Henan Judicial Police Vocational College, 2014.
- [2] Wercinski P F. Mars sample return: a direct and minimum-risk design[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1996, 33 (3): 381-385.
- [3] Fujita K, Ozawa T, Okudaira K, et al. Conceptual study and key technology development for Mars aeroflyby sample collection[J]. Acta Astronautica, 2014 (93): 84-93.
- [4] Gardini B. The aurora Mars sample return mission[C]//The 54th International Astronautical Congress of the International Astronautical

Federation, the International Academy of Astronautics, and the International Institute of Space Law. Bremen, Germany: IAC, 2003.

- [5] Richard Mattingly. Mars sample return as a campaign[C]// IEEE Aerospace Conference. California Institute of Technology: Jet Propulsion Laboratory, 2011: 1-13.
- [6] 杨孟飞, 张高, 张伍, 等. 探月三期月地高速再入返回飞行器设计与实现[J]. 中国科学: 技术科学, 2015, 45 (2): 111-123.  
Yang M F, Zhang G, Zhang W, et al. Technique design and realization of the circumlunar return and reentry spacecraft of 3rd phase of Chinese lunar exploration program[J]. Science China Technological Sciences, 2015, 45 (2): 111-123.
- [7] Benton M, Segundo E L, Bamford R. Concept for human exploration of neo asteroids using mpcv, deep space vehicle, artificial gravity module, and mini-magnetosphere radiation shield[C]//The 44th AIAA SPACE 2011 Conference and Exposition. Long Beach, CA: AIAA, 2011, 1-45.
- [8] 耿云飞, 高洁, 陆亚东, 等. 轻小型再入飞行器发展研究[J]. 航天器工程, 2014, 23 (6): 99-104.  
Geng Y F, Gao J, Lu Y D, et al. Demonstration of light reentry vehicle development[J]. Spacecraft Engineering, 2014, 23 (6): 99-104.
- [9] Samareh J, Glaab L, Winski R G, et al. Multi-mission system analysis for planetary entry (M-SAPE) Version 1. [EB/OL]. (2016-03-25) [2016-03-25]. <http://www.ntrs.nasa.gov>.

作者简介:

孟林智 (1980-), 男, 研究员, 主要研究方向: 月球及深空探测总体设计技术。

通信地址: 北京市5142信箱112分箱 (100094)

电话: (010) 68746879

E-mail: 13661078229@163.com

董捷 (1982-), 男, 高级工程师, 主要研究方向: 月球及深空探测总体设计技术, 本文通信作者。

通信地址: 北京市5142信箱373分箱 (100094)

电话: (010) 68744019

E-mail: donghn13@163.com

## Analysis and Design for the Mars Entry, Descent and Landing Mission

RAO Wei, SUN Zezhou, MENG LinZhi, WANG Chuang, JI Long

(Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China)

**Abstract:** Entry, Descent and Landing (EDL) is the most pivotal phase for Mars landing exploration. Compared to the Earth reentry, EDL process of Mars has some similitudes. However, the composition and physical characteristics of Mars atmosphere have much discrepancy with earth atmosphere, and it has quite great uncertainty. As a result, this makes the Mars EDL process quite short and changeable, which requires high deceleration ability and makes a tough scheduling. With consideration of project realization, the problems and challenges of Mars EDL process are identified, also the technical solutions of the pivotal phase are proposed.

**Key words:** Mars; landing; mission analysis; technical solutions

[责任编辑: 宋宏]

---

(上接第120页)

## Analysis of Key Technologies for Unmanned Mars Sample Return Mission

MENG Linzhi<sup>1</sup>, DONG Jie<sup>1</sup>, XU Yingqiao<sup>1</sup>, WANG Shuo<sup>2</sup>

(1. Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China; 2. China Academy of Technology Beijing 100094, China)

**Abstract:** Unmanned Mars sample return mission is of great significance to obtain scientific results and improve engineering ability. The mission period is longer and technical risk is higher compared with several foreign Mars landing and roving missions. The top-level system design is determined by the mission flight mode. The rendezvous capture and sample transfer process should be completed near the Mars orbit. Therefore, two probes with different functions are required: one is used to perform Mars capture, sample storage and Mars-Earth transfer, the other to complete EDL process, Mars surface ascent and sample delivery. Such key issues as EDL mode, Mars ascent vehicle, Mars orbit rendezvous and capture, sample transfer, earth entry vehicle, system scales, rocket selection, etc. are analyzed in this paper. The main technical difficulty and solution approaches are discussed.

**Key words:** Mars; sample return; scheme planning; mission analysis

[责任编辑: 杨晓燕]