

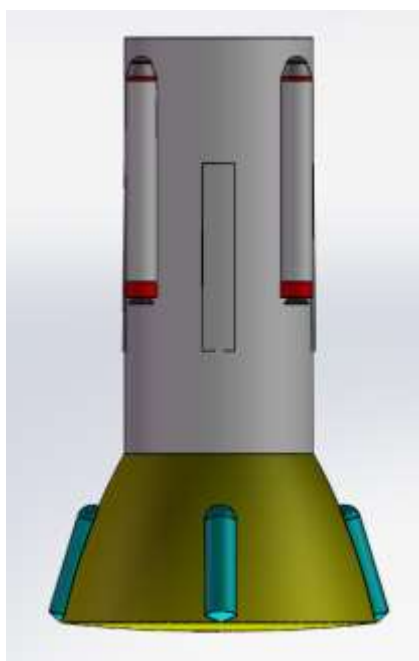


**北京航空航天大学**  
BEIHANG UNIVERSITY

**第二十四届“冯如杯”学生创意大赛  
先驱者与步进者子母火星探测飞船**

**Precursor and Forward twin Mars spacecraft**

**PFTMS**



## 摘要

本探测火星飞行器设计以保障航天员安全为核心，以尽可能地降低成本和提高可靠性为原则。在设计思路提出以双飞船构成往返运输系统的子母飞船方案：“先驱者”作为载人任务基础先行发射，携带载人任务返程燃料和进行前期初步的火星探测，其主要依靠太阳帆驱动从地球飞往火星；“步进者”作为载人飞船，创新地借助小行星从地球飞往火星：在提高有效载荷和降低成本的同时又保障了宇航员安全和缩短整体任务时间。其完成考察火星任务后返回环火星轨道，与先期抵达的“先驱者”的返回推进舱对接，返回地球。

这种设计与相对单体多级火星探测器在安全性，可靠性与经济性方面都有显著提升。本文基于以上理念，采用结构化模块设计方法，依据探测任务要求对飞行器的结构和核心技术进行了设计与调研，对核心技术理论与技术难点进行了可行性分析。此外，本文对整体任务流程的可行性做了进一步论证，给出任务各关键环节发生意外的备用方案。最后，本文阐述了所设计的火星飞船的创新点与该创意的应用前景。

**关键词：**子母飞船 火星探测 小行星

## Abstract

The principle of the design of Mars spacecraft is lowering the cost on the condition that the guarantee of the safety of astronauts. We put the twin-spacecraft scheme to constitute a transportation system. The Precursor, an unmanned spacecraft that is the foundation of the mission and launched firstly, carries the ample fuel for the return of the Forward. The power of the Precursor is provided by the solar sail. The design of the Forward, a manned spacecraft attached to a proper asteroid on the trip to Mars, can improve the effective load, decrease the cost, ensure the safety of astronauts and curtail the mission time.

The design can improve the safety, reliability and cost compared with a single Multistage Mars spacecraft. Base on the Envisage, we use the module design method to design the structure of the spacecraft and analyze the related theories and technology. Besides, we demonstrate the feasibility of the mission. In the end, we elaborate the innovation and application prospect of the originality.

**Key words:** twin spacecraft      Mars exploration      asteroid

目录

引言 ..... 1

正文 ..... 2

1. 创意核心.....2

1.1 创意整体思路.....2

1.2 探测火星飞船功能综述.....2

1.3 火星探测飞船结构模块化设计.....3

1.3.1 “先驱者”火星探测飞船.....3

A 返回推进舱.....4

B 卫星舱.....4

C 太阳帆舱.....4

1.3.2 “步进者”载人火星飞船.....5

A 发射架.....6

B 载人推进舱.....7

C 降落伞舱.....7

D 载人舱.....7

E 助推舱.....7

1.4 火星飞船探测器运行流程.....8

1.4.1 发射“先驱者” .....8

1.4.2 “步进者”登陆小行星.....8

1.4.3 “步进者”进入环火星轨道.....10

1.4.4 “步进者”降落火星.....10

1.4.5 “步进者”返航.....10

2. 可行性分析..... 11

2.1 核发电技术（放射性同位素热电机） ..... 11

2.2 太阳风驱动技术.....13

2.3 以小行星为交通工具的星际旅行.....	14
2.3.1 寻找合适的小行星.....	14
2.3.2 登陆小行星技术.....	15
A 小行星的着陆环境.....	15
B 飞船着陆小行星的技术可行性.....	17
2.4 核火箭技术.....	18
2.4.1 核热火箭技术 <sup>[10]</sup> .....	18
2.4.2 核裂变碎片火箭技术[11].....	19
2.5 激光通信技术.....	19
3 创新点.....	20
3.1 采用子母飞船方案，提高安全系数.....	20
3.2 采用余度设计，提高系统可靠性.....	20
3.3 利用小行星作为星际航行工具.....	21
3.4 创新的发射架结构设计.....	22
3.5 创新的着陆舱和助推舱的复合设计.....	22
3.6 采用新型的推进技术.....	23
4 应用前景分析.....	23
总结与展望.....	24
参考文献.....	24
附录.....	26

# 引言

当今时代，各国都在竞相探测火星。从 1962 年苏联发射的火星一号探测器（后来失去联系失败），到 2012 年好奇号探测器登陆火星，苏联、美国、欧洲、日本和中国都先后加入到探索火星的行列中。回忆人类探索火星的历史已跨越一甲子，尽管历经重重坎坷，人类自始至终都未放弃对火星的探索。而今中国首颗火星探测器“萤火一号”已经发射，虽然变轨失败，但也意味着中国迈出了探索火星的第一步。未来的探索之路还征途漫漫，本文作者结合当今国际前沿的火箭运载技术，设计了“先驱者”和“步进者”子母火星探测飞船，为未来我国的载人登陆火星计划提供参考。图 1 所示为截止至“萤火一号”探测器发射前各国发射的火星探测器一览图。

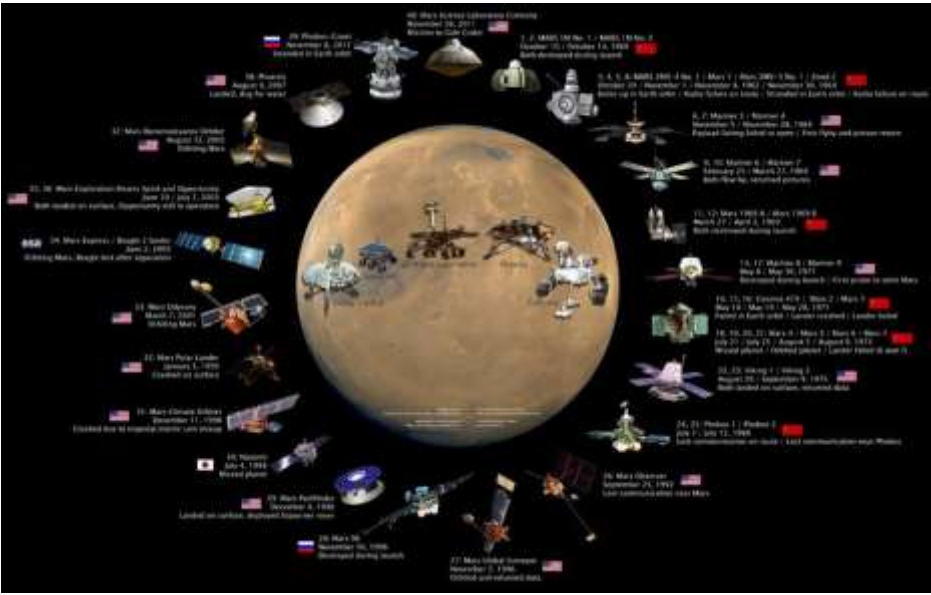


图 1 各国火星探测器一览图

# 正文

## 1. 创意核心

### 1.1 创意整体思路

本文作者认为航天飞行器的创意设计并非是天马行空的假想，而应结合实际技术，在未来三四十年即可得到实现的创意设计，因而本文作者在设想载人火星飞船之初就立足于运用现在世界前沿的星际航行技术，同时保留成熟的现有技术成果以最大限度提高系统可靠性的设计思路。采用需求分析的设计方法，星际航行需要较大的速度和远距离短时差的通信手段，为解决面临的难题，同时具有最大的可操作性，本文作者设计了“先驱者”和“步进者”子母火星飞船，其基于长征五号等现有的航天运载工具，创新地提出借助于小行星的承载运输方案，并为此设计了发射架等特殊结构。子母飞船的方案使火星探测的安全系数大大提高，核火箭推进技术解决了星际航行时间过长的难题，采用太阳风驱动方式则最大限度地节省了燃料。

### 1.2 探测火星飞船功能综述

探测火星飞船由“先驱者”和“步进者”子母飞船构成。其中“先驱者”先行发射，不载人，只携带探测火星返回的燃料和一颗探测通讯小卫星，用于前期对着陆场的进一步探查和后续“步进者”探测火星过程中的通信中继。其主要依靠太阳风驱动从地球直接飞往火星。

当“先驱者号”进入环绕火星轨道，释放小卫星，小卫星与返回推进舱进行双向确认后由小卫星向地面发射确认入轨信号，地面接到确认信号后，发射“步进者”载人火星飞船。为携带尽可能多的有效载荷，“步进者”不直接飞往火星，而是借用环绕地球与火星的小行星带 Amor 中合适的一颗小行星作为运输工具，到达火星附近时“步进者”载人推进舱使其点火脱离小行星，进入环火星轨道。“步进者”再入段（包括载人舱、着陆舱、助推舱、降落伞舱）降落火星。完成

考察火星任务后助推舱点火推动返回舱进入环火星轨道，返回舱与助推舱分离，与先期抵达的“先驱者”的返回推进舱对接，返回地球。以上流程如图 2 所示。

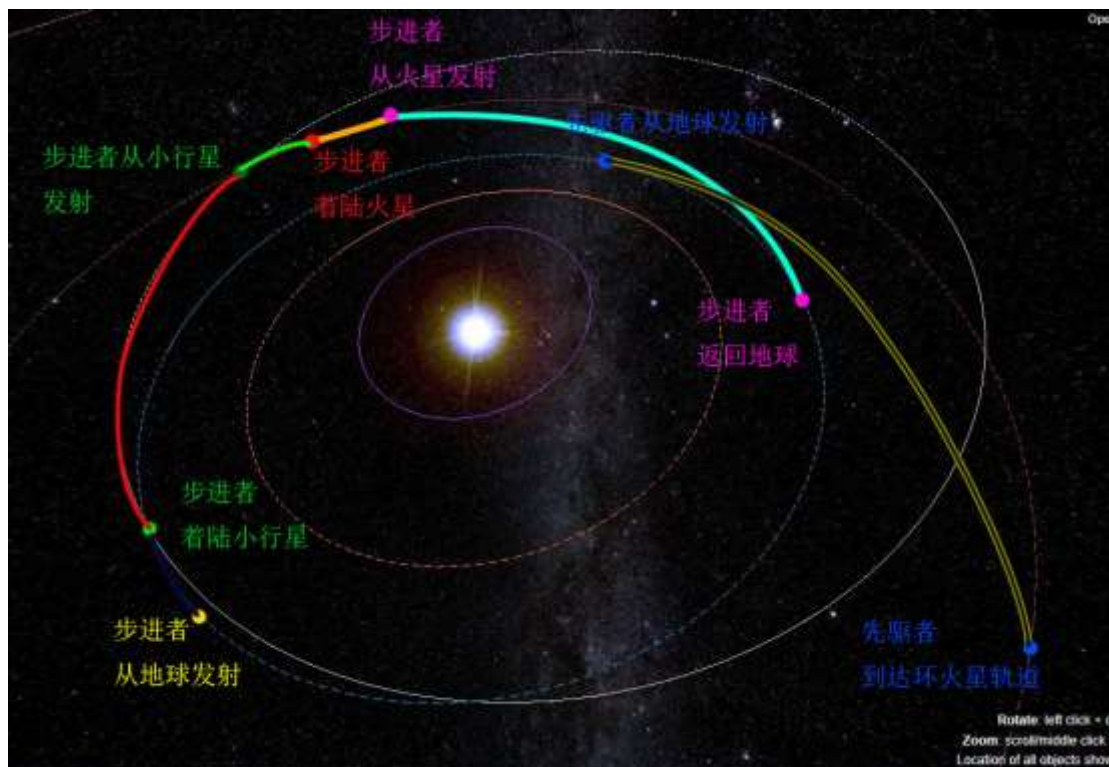


图 2 整体飞船方案运行流程

### 1.3 火星探测飞船结构模块化设计

#### 1.3.1 “先驱者”火星探测飞船

“先驱者”火星探测飞船由太阳风驱动，采用自旋稳定方式。其具体由返回推进舱、卫星舱、连接段和太阳帆舱构成，如图 3 所示。

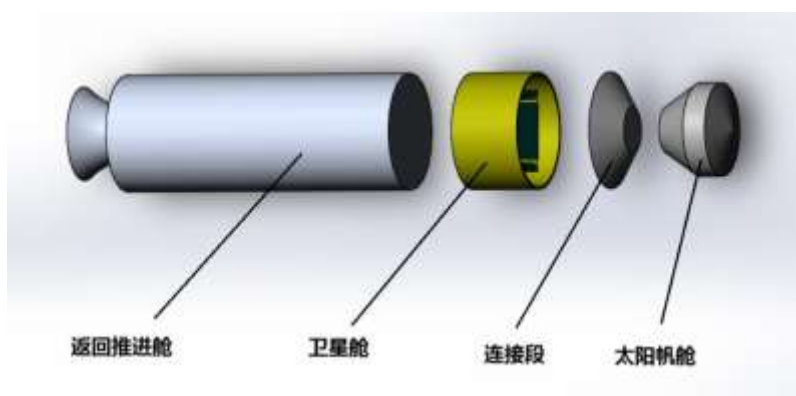


图 3 “先驱者”火星探测飞船组成图



## A 返回推进舱

返回推进舱采用核热火箭推进技术，其所携带的核燃料足以推动返回舱从环绕火星轨道返回地球的单程航程并有一定多余储备。其拥有 6 个调姿发动机，巡航导航控制系统通过连续点火和脉冲点火进行三种机动，以确保航天器方向正确：

- 返回推进舱轴向的前进推动（主要依靠太阳帆，必要时可短时启动返回推进舱主发动机）
- 使用 2 组侧向“集束推进器”（每组包含 4 个推进器）维持航天器的自旋运动
- 使用成对推进器进行脉冲点火控制进动（转向）。

## B 卫星舱

卫星舱中装有一颗小型探测通讯卫星，其作用是对着陆场环境进行先期考察，同时用作“步进者”再入舱在火星表面时的通讯中继星，考虑到火星距离太阳较远，太阳能电池板的发电效率大大减低，故采用使用 Pu238 的放射性同位素温差电源(RTG)（美国“旅行者”号深空探测器所用电源）作为能量来源供应星上设备工作。其所携带的通信设备具体为一个低增益天线和一个高增益天线以及一个激光通信发射器和接收器。低增益天线负责着陆器在火星表面时卫星与着陆器的通讯，激光通信设备主要负责小卫星与地球近地轨道通信卫星的通信，利用激光通信可大大缩减通信时差高，增益天线则作为与地球近地轨道通信卫星通信的备用设备。

## C 太阳帆舱

太阳帆舱张开太阳帆，可推动“先驱者”火星探测飞船加速到第二宇宙速度进入星际运行轨道，从近地轨道直接飞往火星。其张开装置主要原理是依靠太阳帆装置整体绕轴线的自旋运动产生的向心加速度,借助该离心力从而依次抛出四道绳索（由绝缘耐热材料制成），进而沿四条绳索展开太阳帆。钢索头部固定有小型的离子发动机，可调整钢索角度从而调整太阳帆的朝向，其太阳帆展开状态

图如图 4 所示。关于太阳帆的一些具体分析详见 3.2 太阳风驱动技术。

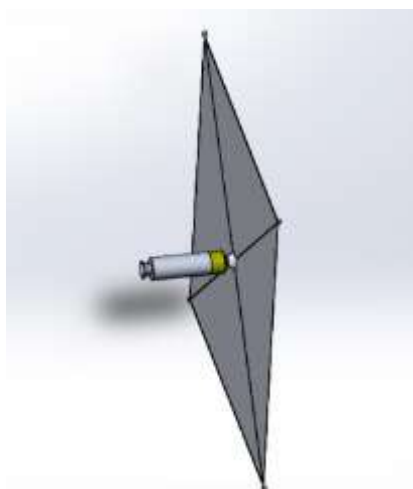


图 4 “先驱者”太阳帆展开状态

### 1.3.2 “步进者”载人火星飞船

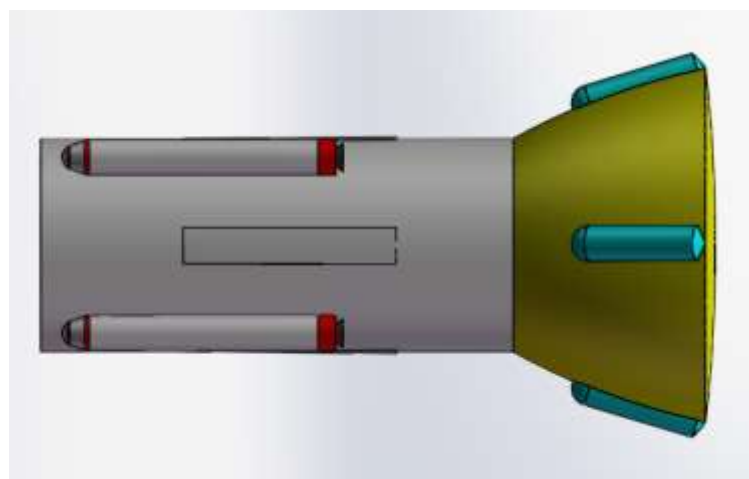


图 5 “步进者”载人火星飞船

“步进者”载人火星探测飞船的任务是先降落并固定在小行星上，依靠小行星作为承载工具进行星际航行，然后脱离小行星进入环火星轨道，再降落在火星上，探测火星后返回环火星轨道，其具体组成如图 6 所示

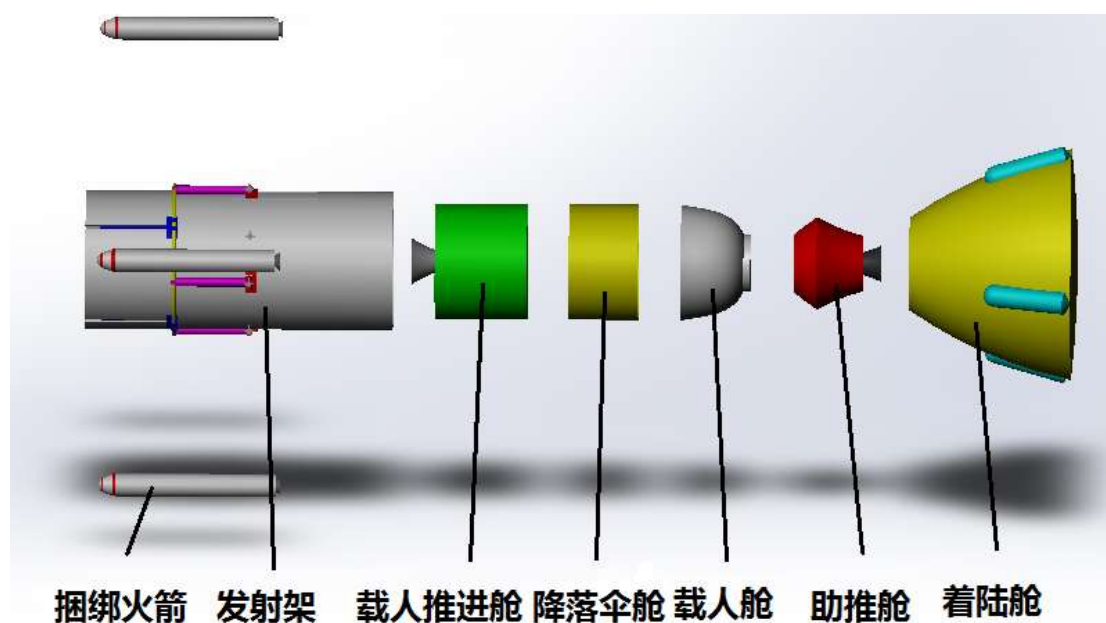


图 6 “步进者”载人火星飞船组成图

### A 发射架

发射架是“步进者”载人火星飞船的一大设计特色，其具体任务是将“步进者”紧紧固定在小行星上。在地面发射时，其是整流罩，保护内部航天器。在“步进者”脱离运载火箭时，其上固定的捆绑助推火箭点火使“步进者”接近小行星（捆绑的助推火箭在地表发射时发生意外时可起到逃逸塔的作用）。“步进者”靠近小行星时其头部的发射器会发射定位火箭携带钢索射向并固定在小行星上，通过内部卷扬机收绳索拉近“步进者”和小行星间的距离，当发射架接触到小行星表面时气压驱动发射架打开，底部的钻机和着陆臂头部的钻机工作，钻入小行星地表以进一步固定（可同时采集小行星表面的土样）。在“步进者”离开火星时发射架即与“步进者”分离，其可以起到定向发射的作用，防止“步进者”与小行星碰撞受损。其收紧状态见图 7，展开状态见图 8。

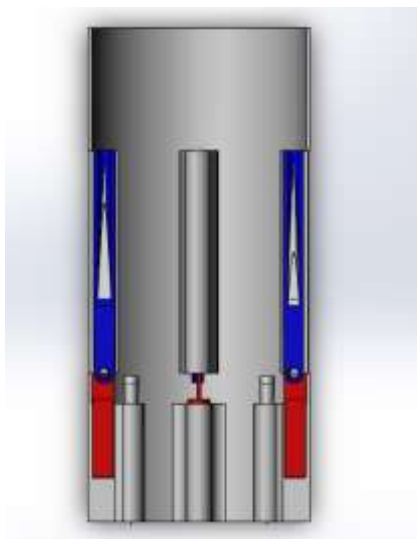


图 7 发射架收紧状态

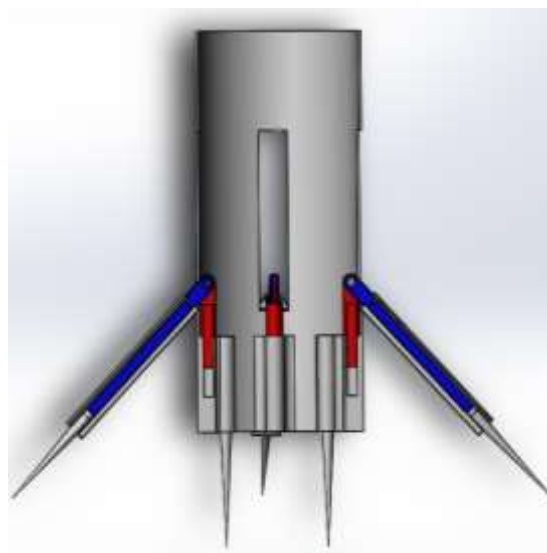


图 8 发射架展开状态

## B 载人推进舱

载人推进舱主要任务是提供动力使“步行者”脱离小行星进入环火星近地轨道。也可作为逃生推进舱，在降落小行星之前必要时点火终止任务返回地球。

## C 降落伞舱

降落伞舱主要携带降落伞和内部的锥形舱。其携带的降落伞用于在火星表面降落时的减速，锥形舱内装有“步进者”的主要通信设备，飞船依靠其与在环火星轨道的“先驱者”的小卫星通信，继而与地球取得联系。

## D 载人舱

载人舱的结构与现有的神舟飞船类似，体型更大，乘员三人，在太空中的自持力更强，乘坐更加舒适，技术相对成熟，可靠性高。

## E 助推舱

助推舱和着陆舱的设计是“步行者”的另一大创新，助推舱采用核火箭推动，负责为着陆器在降落火星过程中减速和推动返回舱返回环绕火星近地轨道，由于其内置了一个小型核裂变反应堆，可作为着陆舱在火星表面的活动的备用能源。

考虑到火星地表有非常严重的沙暴天气，美国“勇气号”、“机遇号”都曾因太阳能电池板被沙尘覆盖而无法工作，故特意选用体积相对较小的核动力驱动，且由于助推舱直接连接返回舱，其在整个探测火星的过程中如果遇到意外都可带动返回舱与“先驱者”的返回推进舱会合，保证宇航员安全返回地球，是宇航员生命安全的最重要保障。着陆舱四周有四枚小型调姿火箭，主要作用是降落火星时的调姿和减速。着陆舱充当宇航员在太空的实验室，携带主要的有效载荷，且因着陆舱不提供动力，其内部有充足的空间放置火星地表的勘查设备和物资给养。其内置一个放射性同位素热机提供能源。任务载荷中最有特色的有两个：一个是高空气球，携带气体分析仪检测火星大气，一个是钻探机钻探火星内部分析火星地质构造，且其同时起到将着陆舱固定在火星表面的作用。

## 1.4 火星飞船探测器运行流程

### 1.4.1 发射“先驱者”

先驱者由新型的长征五号运载火箭运载，利用与火箭分离时提供的自旋加速度，张开太阳帆，自旋稳定，利用太阳风直接飞往火星。在火星近地轨道太阳帆舱与卫星舱分离，小型通信探测卫星释放，进一步探查着陆场周围环境，向地球发送确认信号。

### 1.4.2 “步进者”登陆小行星

地面接到小卫星发送的确认信号后发射“步进者”载人火星飞船。“步进者”依旧由长征五号运载火箭运载。至近地轨道飞船与火箭分离，发射架上的捆绑火箭点火推动飞船靠近小行星。发射架头部固定有定位照相机，由其自动捕捉实现发射到小行星上的目标标记，确定着陆场后飞船调姿缓慢靠近小行星。发射架头部携带有四个激光测距传感器用于测量“步进者”与小行星表面的距离，其采集的数据经过处理后控制调姿发动机工作，使“步进者”尽可能垂直接近小行星表面。待激光传感器测得距离小于第一预期值后发射架头部发射携带钢索的定位小火箭固定于小行星表面。确定固定好后发射架上四枚捆绑火箭与“步进者”分离，

卷扬机收紧钢索，待激光传感器测得距离小于第二预期值后，登陆舱释放四枚携带钢索的定位小火箭固定在小行星表面上，通过调整钢索的长度使发射架尽可能垂直接近小行星表面。当激光传感器测得距离小于第三预期值后，发射架展开，反冲火箭脉冲点火减速。当发射架接触到小行星时，发射架头部和着陆臂头部固定的钻机工作，钻入小行星地表，至此“步进者”登陆小行星阶段完成。在小行星飞往火星的过程中，航天员可进一步探索小行星。“步进者”登陆小行星的具体流程如图 9 所示，“步进者”着陆小行星的想象图如图 10 所示。

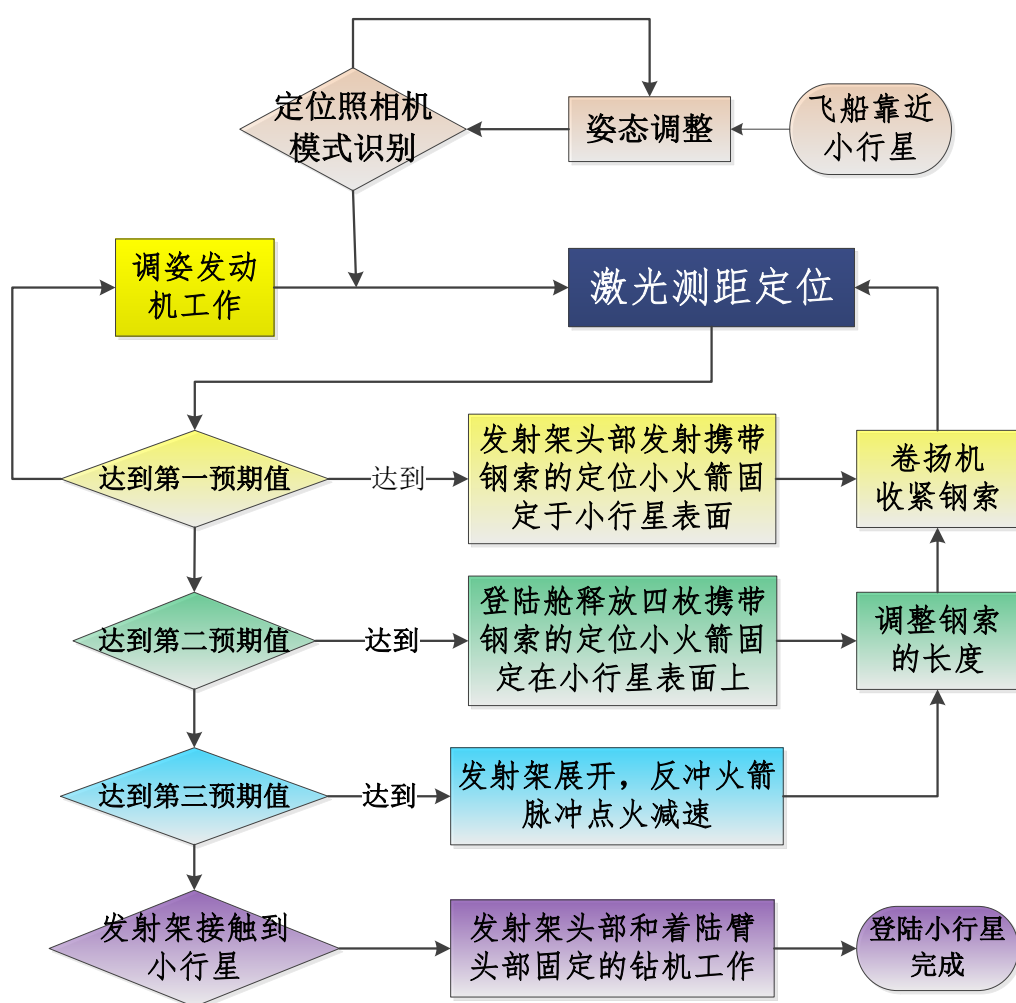


图 9 “步进者”登陆小行星流程图

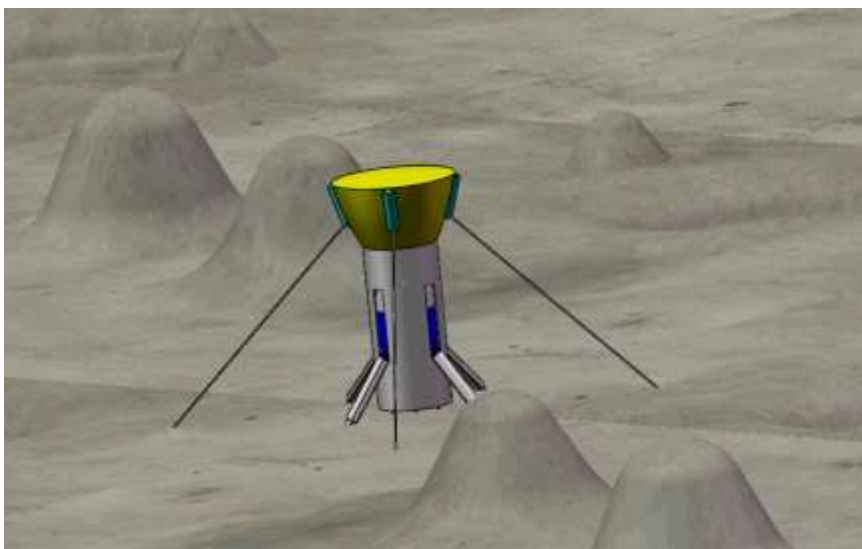


图 10 步进者着陆小行星效果图

#### 1.4.3 “步进者” 进入环火星轨道

当小行星靠近火星时，发射架与“步进者”分离，载人推进舱点火，推动再入段（包括着陆舱、载人舱、助推舱、降落伞舱）脱离小行星，进入火星的近地轨道，“步进者”中航天员接收来自“先驱者”释放的小卫星发送的勘测结果，确定是否降落火星。

#### 1.4.4 “步进者” 降落火星

决定降落火星后，载人推进舱主机再次点火将再入段（包括载人舱、着陆舱、助推舱、降落伞舱）送入着陆轨道，再入段与载人推进舱分离。再入段以着陆舱大端朝下的方式再入火星大气，下降到一定高度后降落伞舱释放降落伞减速。降低到一定速度后返回舱底部的绝热罩剥离，着陆舱四周的助推火箭点火，调姿减速，使着陆舱平稳降落在火星表面。释放探测器即开始火星表面的科学考察。

#### 1.4.5 “步进者” 返航

在火星的科学考察结束后，助推舱与着陆舱分离，助推舱主发动机点火，推动返回舱离开火星表面进入火星近地轨道，返回舱与助推舱分离，与“先驱者”的返回推进舱对接，返回推进舱推动返回舱返回地球，返回过程中可利用行星的

轨道摄动原理进一步节省燃料。在地球近地轨道返回舱与返回推进舱分离，返回舱再入大气，返回地面。火星探测任务结束

2. 可行性分析

本文阐述的航天器的可行性主要基于以下几大关键技术：

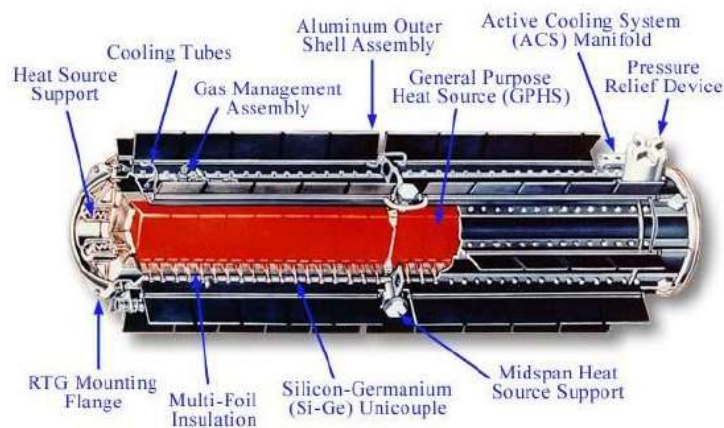
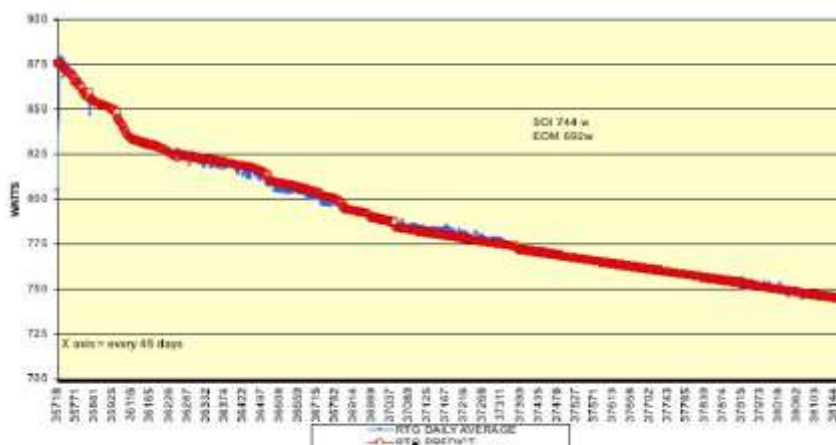
2.1 核发电技术（放射性同位素热电机）

本文阐述的航天器“步进者”的着陆舱中设想放置一个放射性同位素热电机。放射性同位素热电机(Radioisotope Thermoelectric Generator, 缩写 RTG、RITEG)是一种利用放射性衰变获得能量的发电机。 此装置利用热电偶阵列（应用了西贝克效应）接收了一些合适的放射性物质在衰变时所放出热量再将其转成电能。围绕该装置有两个亟需解决的问题：一是其发电量是否可支撑在火星表面的探索活动。表 1<sup>[1]</sup>所示为改良型 RTG 发电机的发电效率，图 9<sup>[2]</sup>所示为 Cassini 探测器上的放射性同位素热电机结构，图 11<sup>[3]</sup>显示的是 Cassini 上的 GPHS-RTGS 从 1997 年 10 月 15 日到 2004 年 6 月 30 日总输出变化，由以上图表不难看出放射性同位素热电机具有发电效率高、衰减周期长的优点，适当增大其规模并进一步改进后，用其作为火星表面探测能源是可行的。

Parameter	Requirement	E-1	E-2	E-3	E-4	E-5	E-6	E-7
Date (DD/MM/YY)		1/8/83	1/10/83	12/2/84	23/4/84	30/6/84	15/2/95	19/2/96
BOL Power (We)	≥293	295.6	294.8	298.1	296.0	297.5	293.4	294.6
Load Voltage (V)	30	30	30	30	30	30	30	30
Circuit Isolation (Ω)	>1000	2100	1900	2200	3100	4600	2600	1200

表 1 改良型 RTG 发电机发电效率<sup>[1]</sup>



图 6 Cassini 上的 GPHS-RTGS 发电机结构<sup>[2]</sup>图 12 Cassini 上的 GPHS-RTGS 从 1997 年 10 月 15 日到 2004 年 6 月 30 日总输出变化<sup>[3]</sup>

二是其放射性是否会对人体造成危害。目前放射性同位素热电机大部分采用钷-238 作核原料，经测定中子辐射率不会超过  $7.0 \times 10^3$ ，美国标准测量协会给出的结果是每秒每克钷-238 中子辐射率为  $5.9 \times 10^3$ ，一米的范围内，根据朝向放射性同位素热机的角度不同，中子的辐射剂量从 20mrem/h 到 50mrem/h，伽马射线辐射剂量从 5mrem/h 到 10mrem/h<sup>[4]</sup>，如果添加合适的防辐射保护措施，短时间对人体是没有危害的，且美国阿波罗 12 号就曾携带该类型热机登陆月球，经检验其既安全又可靠。

## 2.2 太阳风驱动技术

太阳风驱动技术是时下一种新兴的星际航行驱动技术，在本设计存在风险主要体现在太阳帆的张开过程。在起初阶段，及与运载火箭分离时，太阳帆较为密集地卷在太阳帆舱中；当“先驱者”飞行器与火箭分离后，太阳帆装置首先以较低速度（5rpm）速度绕其中心轴线旋转；当“先驱者”飞行器达到较好的相对与太阳位置时，即太阳帆能正常工作时，自旋速度达到较高速度（20rpm），四角的离子发动机一方面进一步对太阳帆的方向进行微调，另

一方面做为四角的集中质量，提供了离心力保证了太阳帆的刚性，然而在这个过程中太阳帆帆面由于总体设计要求轻而薄，所以在材料的选择和自旋速度的控制上都需要研究，在材料上可以选择聚酰胺纤维（尼龙）或性能更加聚合物，速度控制上可以考虑在帆面上增加微型传感器实现帆面的实时结构健康监测，通过控制系统实现速度优化。

太阳风在太阳内广泛分布，低速太阳风速度可达 400km/s，温度可达 1.4— $1.6 \times 10^6 \text{K}$ ，图 13 所示为美国 NASA 的 ACE 卫星在 2014 年 1 月 24 日采集到的最新数据。由太阳风所产生的动压的计算公式如下：

$$P = 1.6726 \times 10^{-6} \times n \times V^2 \quad [6]$$

$P$  是太阳风所产生的动压，即其冲量，是基于动量方程推导出来的，单位是 nPa( nano Pascals)；

$n$  是太阳风中所含粒子的密度，单位是  $\text{cm}^{-3}$ ；

$V$  是太阳风的速度，单位是 km/s

本文这里不做深入研究，只从量级上分析，将太阳帆的面积等效为一个正方形，如果正方形的边长取十米级，则太阳风作用在太阳帆上的推力将是一牛顿级，这在行星际旅行的推力中是比较可观的，美国的深空一号所用离子发动机产生的推力只约为 0.09N，考虑到载荷的不同，太阳风所驱动产生的加速度应与其处在同量级上，因而加速到第二宇宙速度在理论上是可行的。

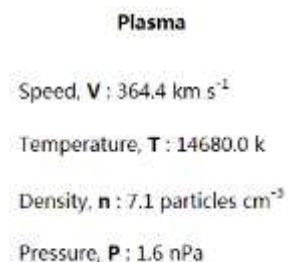


图 13 太阳风所含等离子体运动参数<sup>[6]</sup>

## 2.3 以小行星为交通工具的星际旅行

以小行星为交通工具的星际航行主要存在两个问题需要论证：一是寻找合适的小行星，二是登陆小行星的技术。下面将分别加以论证。

### 2.3.1 寻找合适的小行星

小行星作为交通工具有其固有的好处，直径大于十米的小行星具有较大质量，运行轨道相对稳定，飞船在其上的起降对其轨道的影响可以近似忽略。本文调查了在地球和火星之间较大的小行星带，发现 Amors 小行星带，其运行轨道正处于地球和火星之间(如图 14 所示)，近地点位于地球轨道附近（1.00-1.10AU），远

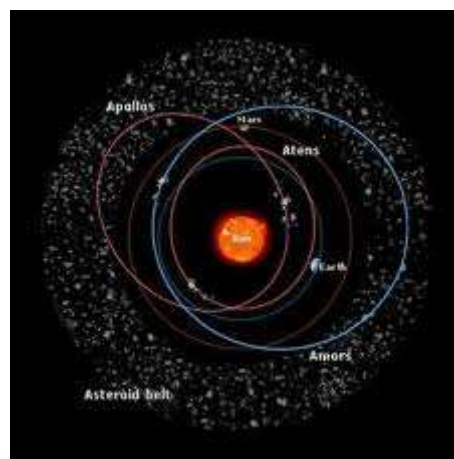


图 7 Amors 小行星带位置图

地点位于小行星带(1.40-2.40AU)，轨道倾角小于 5 度，是理想的承载工具。

这里援引纽约技术学院物理系助理教授 Gregory Matloff 的研究成果，可以作为运输承载工具的小行星需满足两个条件：其一是直径在十米以上，其二是距离火星和地球的最短距离都要小于百万米，通过调查和计算有 6 颗小行星满足要求，具体调查结果如表 2 所示。其中的 1999YR14 和 2007EE26 都将会在 2086 年经过地球，之后它们将在一年内飞掠火星<sup>[7]</sup>。

Close approaches (year(2086=86)/AU)					
NEO	Perihelion	Aphelion	Inclination	Earth	Mars
1999YR14	0.9911	2.3161	3.722	Nov86/ 0.068	Mar87/ 0.038
2001US16	1.0131	1.6984	1.904	May34/ 0.032 Jun45/ 0.042	Jun39/ 0.484
2003GA	1.0364	1.5265	3.841	May48/ 0.075	Sep54/ 0.030
2005ER95	1.0286	1.4177	3.335	Apr59/ 0.075	Jan64/ 0.010
2007EE26	0.9449	1.5483	1.034	Feb86/ 0.032	Dec87/ 0.024 Nov92/ 0.098
2008EV68	1.0447	1.875	3.263	Jan38/ 0.012	Sep37/ 0.017

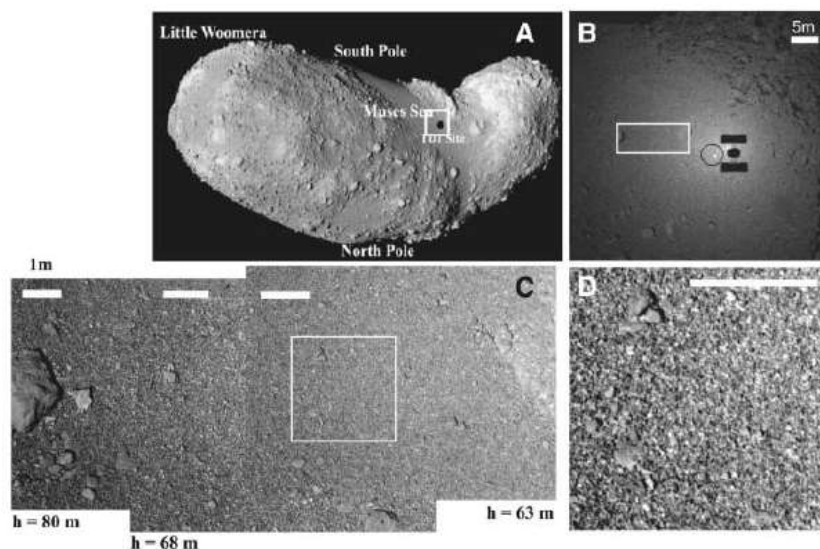
表 2 满足条件的小行星列表

2.3.2 登陆小行星技术

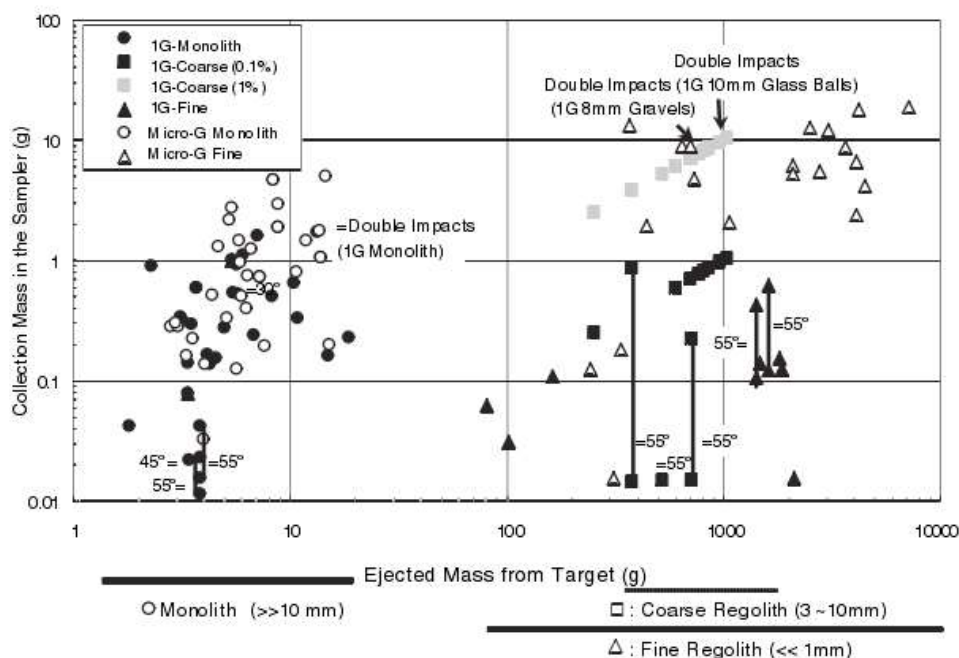
登陆小行星的技术主要需要解决两个问题：一是客观的小行星着陆环境，二是主观的小行星着陆技术。本文将从以上两方面分别论述登陆小行星技术的可行性。

A 小行星的着陆环境

目前人类对小行星的探索有限。日本的 Hayabusa 小行星探测卫星在 2005 年成功降落在小行星 25143 号上，实现了人造航天器在小行星上的第一次着陆，其拍摄的小行星照片如图 15 所示。

图 15 Hayabusa 探测器拍摄的小行星地表照片<sup>[8]</sup>

由图中可以看到小行星表面的基本状况，布满碎石和粉尘，这里援引 Hayabusa 的观测结果，小行星 25143 号（“丝川”小行星）上的碎石直径从亚厘米到三米，其所选的着陆场的地表碎石为直径为毫米级到厘米级的卵形颗粒，图 16 为其采集舱收集到的小行星地表土壤样品的分析结果<sup>[8]</sup>。

图 16 Hayabusa 采集到的小行星地表土壤分析结果<sup>[8]</sup>

通过小行星探测器 Hayabusa 的观测结果，我们可以初步判定类似小行星 25143 号的地表环境满足本文所设计的“步进者”载人火星飞船的着陆要求。

而根据对 Hayabusa 的观测数据的分析,科学家们推测出 Hayabusa 的着陆场地表下分布着米级的碎石和蜷曲地层<sup>[8]</sup>。可以设想由“步进者”发射的定位火箭将固定在这些坚固的地层中,将“步进者”牢牢固定在小行星上。

综合上述对小行星地表和地层以下的分析,本文初步得出结论,小行星具备飞船着陆的客观着陆环境。

## B 飞船着陆小行星的技术可行性

本文主要从两方面论证飞船着陆小行星技术的可行性:一是飞船加速到被小行星引力捕捉的可行性分析,二是飞船与小行星接触所产生的碰撞分析。

“步进者”发射架上固定的捆绑火箭负责将飞船加速到小行星的运行轨道,使其被小行星引力捕捉。由于 Amors 小行星带的近日点在地球轨道附近,其在近日点的运行速度较大,因而其对飞船的推力具有一定的要求。这里援引相关的研究报告,建立一个数学模型<sup>[9]</sup>,设定小行星轨道的倾斜度为 5 度,飞船的初始状态设定在地球近地轨道 (LEO),所需的速度增量包括飞船脱离近地轨道和在与小行星轨道交汇处的变轨加速,基于最节省燃料的飞行方式,最终的计算结果如图 17 所示(横轴为小行星轨道的半长轴长度,纵轴为轨道的偏心率)。考虑到火星的轨道半径大约在 1.52AU,由图粗略得出所需的速度增量大于 5km/s。本文的附录一<sup>[9]</sup>具体列举了实际观测的小行星计算得到的速度增量和所需能量。

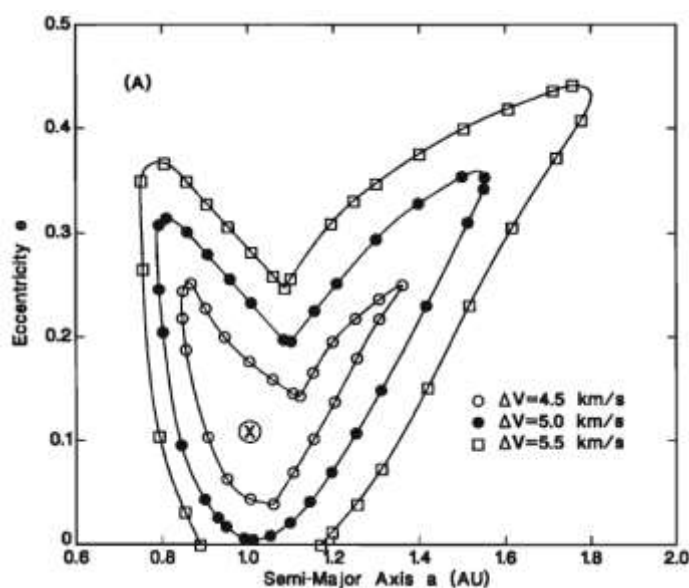
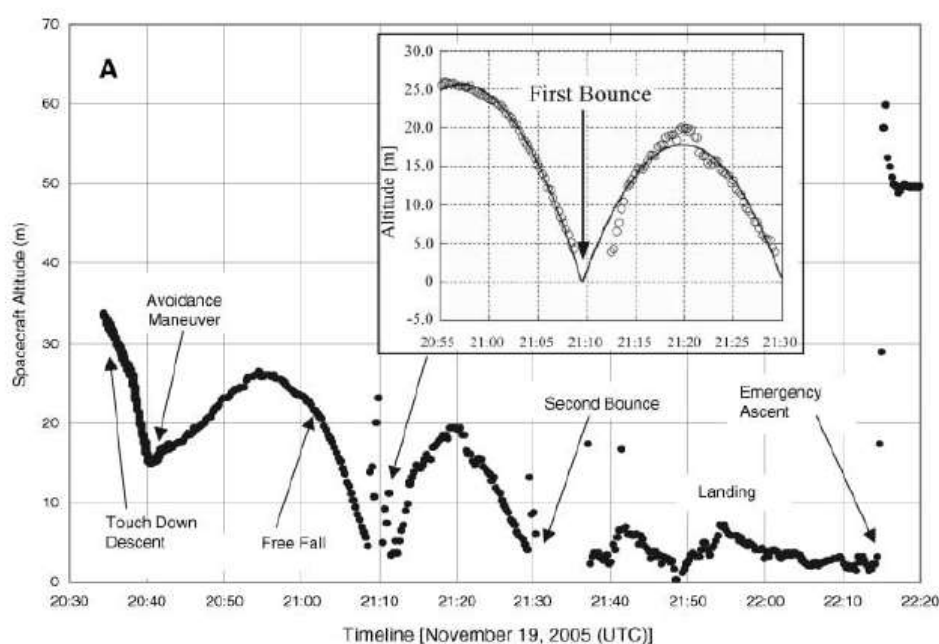


图 17 不同运行轨道的小行星所需的速度增量<sup>[9]</sup>

另一个需要研究的问题是飞船与小行星的碰撞问题,这涉及到飞船的具体结构质量等具体参数,本文这里不做深入的研究,只列举了 Hayabusa 着陆小行星时其上携带的激光高度计的测量结果<sup>[8]</sup>,如图 18 所示。计算得到的 Hayabusa 首次接触小行星时的近似速度为  $0.069\text{m/s}$ <sup>[8]</sup>,考虑到其没有“步进者”着陆前发射的固定钢索和步进者着陆时的反冲火箭,探测器的结构及所带设备仍能承受与小行星接触所产生的冲击,通过类比初步判定即使在固定钢索失效的情况下,“步进者”载人飞船在小行星上的硬着陆依旧具有可行性。

图 18 Hayabusa 着陆时激光高度计的测量结果<sup>[8]</sup>

## 2.4 核火箭技术

本文阐述的火星飞船中“先驱者”的返回推进舱和“步进者”的助推舱都采用了核火箭推进技术。其中“先驱者”的返回推进舱拟采用技术相对成熟的核热火箭技术。“步进者”的助推舱拟采用处于研究阶段的新型核裂变碎片火箭技术。

### 2.4.1 核热火箭技术<sup>[10]</sup>

核热火箭是利用核裂变的热能将工质加热到很高的温度,然后通过收缩扩张



喷管加速到超音流而产生推力的火箭发动机系统。其工作原理与液体火箭发动机相似如图 18 所示。

核热火箭具有推力大、比冲高、可多次启动等优点。一般由反应堆、贮箱及涡轮泵系统、管路与冷却系统以及喷管组件构成，反应堆的结构形式为高温气冷堆，包括燃料组件、支撑结构、慢化剂、控制棒或控制鼓、反射剂以及压力舱。

“先驱者”的返回推进舱的主发动机拟采用液氧增强核热火箭(LANTR)技术。LANTR 使用喷管的大扩张段作为加力燃烧室，在这里喷入氧气，与来自发动机喉部被核反应堆加热的氢进行超音速燃烧。在保持反应堆功率基本不变的情况下，通过调整氢氧混合比率，LANTR 可以达到较大范围的推力和等效比冲值。核热火箭技术的研究历史长，可靠性较高，借助于星际间行星的轨道摄动作用，用液氧增强核热火箭实现长航时的星际航行在原理上是可行的。

#### 2.4.2 核裂变碎片火箭技术[11]

本文阐述的“步进者”的助推舱拟采用核裂变碎片火箭技术。核裂变碎片火箭的工作原理是利用在核裂变过程中产生的能量碎片从核反应堆高速逃逸，从而产生推力。当原子裂变时，所产生的“分裂碎片”速率可以达到光速的 3%，即约每秒 9 千公里。美国劳伦斯·利弗莫尔国家实验室的乔治·哈普林等人设计了一种概念型的“分裂碎片”反应堆，可以控制这些高速粒子。该反应堆类似于围绕一圆柱形塔旋转的一叠“唱片”，每张“唱片”主要由石墨构成，石墨上覆盖着钚或钚等放射性燃料。当这些燃料旋转进入圆柱形塔时，与塔中的放射性物质产生可控链式裂变反应。而施加于反应堆上的强大磁场将“分裂碎片”束缚在一起向一个方向喷射，使火箭的速率能提高到约每秒 1.8 万公里，也就是光速的 6%。由于“步进者”的助推舱体积较小，要想实现在短时间内加速到脱离火星的速度，体积较小、比冲较大的核裂变碎片火箭技术是首选。目前该项技术还处在研究领域，但考虑到其原型机原理已得到印证，在未来应用于星际航行是完全可行的。

### 2.5 激光通信技术

激光通信技术以其传播距离远、数据量大和工作功率较低而越来越多地被应



用于深空探测，由于外太空不存在大气衰减的问题，激光器只需要很小的功率其所发射的激光束即可传播很远距离，目前最远的外层空间激光传播距离是由美国 Messenger 探测器从距离地球 2400 万千米以外发送回地球的激光信号。激光通信技术目前面临的主要问题是由于激光有极高的方向性，这为发射器和接收器间的瞄准问题带来了很大难度，但在原理上这项技术应用到火星近地通信卫星和地球近地通信中继卫星间未来的星际通信是完全可行的。

攻克以上技术难关，本文所设想的载人火星任务即具有较好的可实现性。本文所设想的航天器基于现有基础的运载工具，可靠性较高，具有较好的实现应用价值。

## 3 创新点

### 3.1 采用子母飞船方案，提高安全系数

为确保火星探测任务的安全性，预先发射携带返回推进舱和先期着陆场勘察小卫星的“先驱者”火星探测飞船，其进入火星近地轨道后再发射载人的火星飞船“步进者”。即在航天员上天之前即已确保了航天员从火星返回地球的返程所需动力，极大提高了安全系数。

### 3.2 采用余度设计，提高系统可靠性

本套方案广泛采用余度设计，载人火星飞船“步进者”自身有两个火箭助推舱，同时在发射架和着陆舱都有捆绑的助推火箭，飞船脱离运载火箭到登陆小行星的过程主要依赖发射架上捆绑的助推火箭，若任务终止只需要释放四枚助推火箭同时启动发射架中的载人推进舱的发动机即可返回地球，登陆小行星后发射机张开后深入的 4 台钻机和 4 支固定抓，以及八条钢索将确保把飞船固定在小行星上。飞船脱离小行星到火星的过程，飞船舍弃发射架，依靠载人推进舱飞往火星，若载人推进舱失效则抛除载人推进舱（含卫星舱）和着陆舱，采用助推舱飞到火星近地轨道与“先驱者”的返回推进舱会合返回地球。在登陆火星的过程中如要终止任务也可随时启动助推舱将返回舱送回火星近地轨道。本文所阐述的航天器

最关键的部件是助推舱，其要保证极高的可靠性；载人登陆火星的关键环节是在火星近地轨道航天器的分离与交汇对接。保证关键部件和关键环节后本文所设想的火星探测方案可靠性较高。（图 19 为框图展示飞船的余度设计特色）

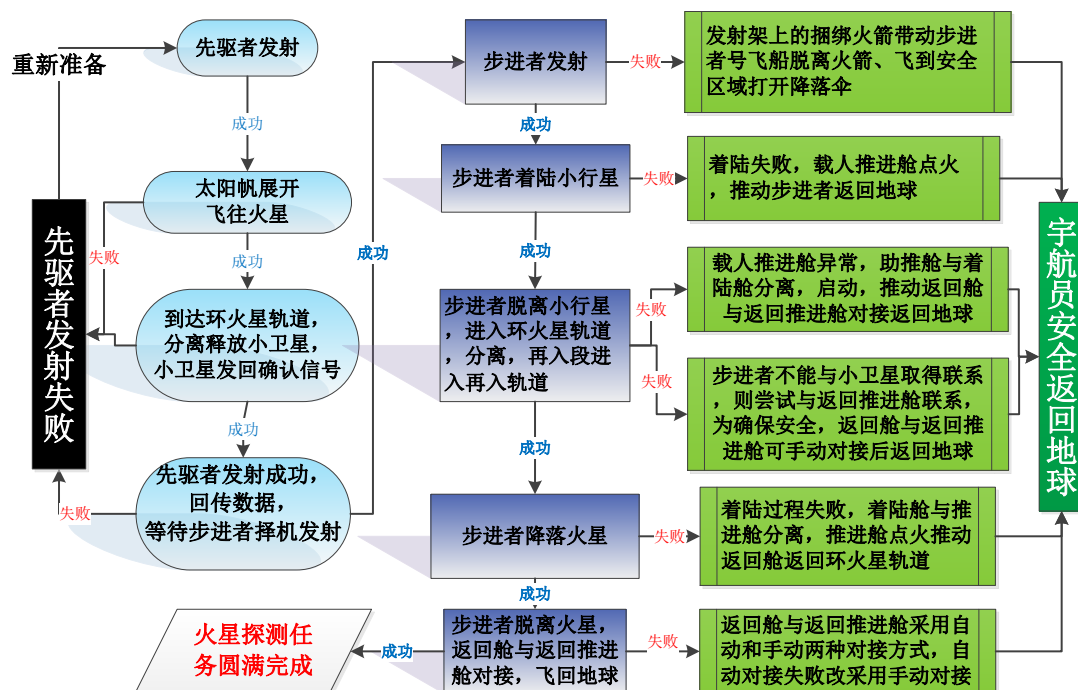


图 19 余度设计展示框图

### 3.3 利用小行星作为星际航行工具

本文设计的飞行器创新地利用小行星作为飞船飞往火星的交通工具。小行星作为运输工具具有以下几大好处：

- 1、直径大于十米的小行星具有较大质量，运行轨道相对稳定，飞船起降对小行星运行轨迹的影响可以近似忽略，进行轨道计算时较为方便；
- 2、借助小行星进行星际航行可以节约燃料，在所携带燃料量一定的情况下可以携带更多的有效载荷；
- 3、登陆自旋的小行星可以获得部分重力，减缓长期的无重力生活造成的对人体骨骼退化的影响；
- 4、表层具有浮土和冰晶的小行星可以充当飞船理想的射线屏障，有效降低宇宙射线对宇航员身体的危害；

5、一些小行星表面有冰晶。未来在小行星着陆期间可有效收集这些冰晶，利用太阳能或核能将其电解产生氢和氧，储存用于下一阶段的航行燃料。

### 3.4 创新的发射架结构设计

发射架在地球发射时充当内部航天器的整流罩，其上端直接连接火箭头部（出大气层后抛离），下部连接着陆舱，最大限度地利用了火箭的载荷，同时其上固定的四枚助推火箭使其到关键时刻可以发挥逃逸塔的作用。发射架的张开状态确保其将航天器固定在小行星上。当“步进者”脱离小行星时其发挥发射架的作用，防止飞船与小行星碰撞发生损伤。

### 3.5 创新的着陆舱和助推舱的复合设计

着陆舱的设计有两大创新点：一是着陆舱和助推舱的复合设计。着陆舱自身不携带任何动力，降落时的减速依靠其内部的助推舱。因而着陆舱提供了最大的空间储存物资和探测器材，采用放射性同位素热电机供电，不依赖太阳能可以有效抵御火星沙暴的侵袭。四周固定的捆绑火箭用于着陆舱临近火星地表时的调姿减速。二是着陆舱是宇航员在太空飞行时的主要工作间，而并非像阿波罗计划一样着陆舱只在着陆时宇航员才乘坐其中，着陆舱为宇航员提供了较大的活动空间。

着陆舱和推进舱的复合结构如图 20 所示。

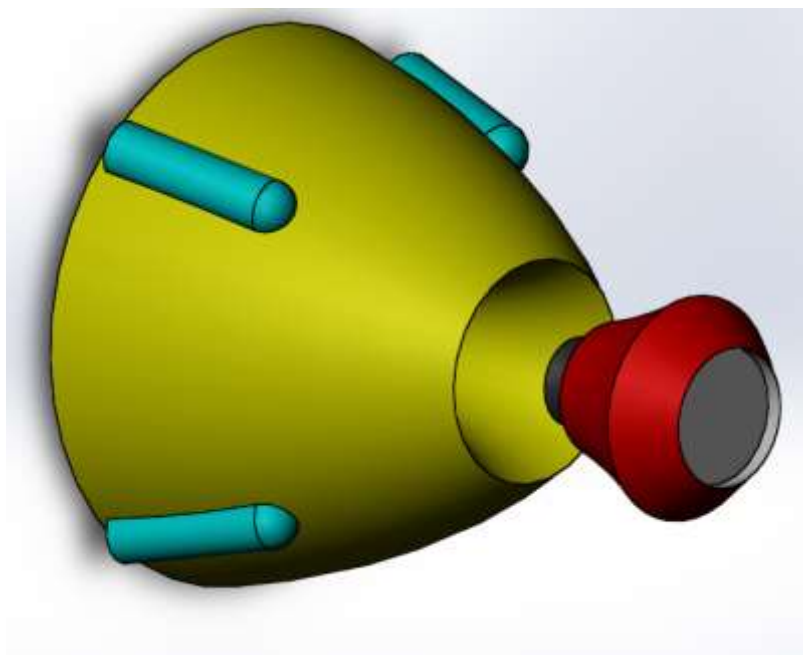


图 20 着陆舱和助推舱的复合设计

### 3.6 采用新型的推进技术

根据需求分析，飞船的返回推进舱由于要从火星表面直接返回地球，因此需要采用大推力高可靠性的发动机，故其选用技术相对成熟、高比冲、可重复点火的核热火箭推进技术；助推舱是飞船安全的重要保证，而助推舱要求要有较好的短时加速能力，同时体积要尽可能小，因而选用了处于试验阶段的核裂变碎片火箭技术，其可在短时间内提供较大的加速度，且设备所占用的空间较小；先期抵达的“先驱者”由于不载人不要求其快速性，但要保证返回推进舱在到达火星近地轨道时拥有尽可能多的剩余燃料，因而采用太阳帆驱动技术，可有效节省燃料，同时实现星际航行。

## 4 应用前景分析

本文设想的子母火星探测飞船方案可不仅应用于火星，也可广泛应用与更远的行星，只需找到合适的小行星作为承载运输工具，日后飞船上可携带多个类似发射架的装置，可以在一次航行中多次借助小行星作为承载运输工具，使小行星真正成为人类星际探测的“出租车”，这样可在火箭推力一定的条件下到达更远

的距离，携带更多的载荷。且本文设想的航天器应用模块化设计，各模块间可以方便地组合，以适应不同地外星球的探测。

## 总结与展望

本文设想的“先驱者”和“步进者”火星探测飞船立足于当代前沿的星际推进技术和成熟的现有技术，创新地利用多种新型推进方式，以及借用小行星为运输承载工具的星际旅行计划，在保证创新性的同时保证了系统的可靠性，具有较好的应用前景。未来推进技术进一步发展后有望在火星表面建立永久基地，到时可利用核冲压发动机等一系列先进技术实现人类在火星表面的自由活动。

## 参考文献

[1] Mission of Daring: The General-Purpose Heat Source Radioisotope Thermoelectric Generator ,Gary L. Bennett and James J. Lombardo(formerly of the U.S. Department of Energy and NASA)Richard J. Hemler and Gil Silverman(formerly of Lockheed-Martin Space Systems Company),4th International Energy Conversion Engineering Conference and Exhibit (IECEC),26-29 June 2006, San Diego, California

[2] Space Nuclear Power: Opening the Final Frontier, Gary L. Bennett\* Metaspace Enterprises, Emmett, Idaho, U.S.A. 4th International Energy Conversion Engineering Conference and Exhibit (IECEC)26 - 29 June 2006, San Diego, California

[3] Mission of Daring: The General-Purpose Heat Source Radioisotope Thermoelectric Generator ,Gary L. Bennett and James J. Lombardo(formerly of the U.S. Department of Energy and NASA)Richard J. Hemler and Gil Silverman(formerly of Lockheed-Martin Space Systems Company),4th International Energy Conversion Engineering Conference and Exhibit (IECEC),26-29 June 2006, San Diego, California

[4] Mission of Daring: The General-Purpose Heat Source Radioisotope Thermoelectric Generator ,Gary L. Bennett and James J. Lombardo(formerly of the U.S. Department of Energy and NASA)Richard J. Hemler and Gil Silverman(formerly of Lockheed-Martin Space Systems Company),4th International Energy Conversion Engineering Conference and Exhibit (IECEC),26-29 June 2006, San Diego, California

[5] Fox, Karen C. (2012) "NASA Study Using Cluster Reveals New Insights Into Solar Wind" NASA.

[6] Fox, Karen C. (2012) "NASA Study Using Cluster Reveals New Insights Into Solar Wind" NASA.

[7] Gregory L. Matloff, Monika Wilga(2012)"NEOs as stepping stones to Mars and main-belt asteroids"

Physics Department, New York City College of Technology.

[8] Hajime Yano, T. Kubota (2006) "Touchdown of the Hayabusa Spacecraft at the Muses Sea on Itokawa"

[9] Donald R. Dams, ALAN L. Friedlander "Role of near-Earth asteroids in the space exploration initiative"

D.R.DAVIS ET AL.

[10]核火箭原理、发展及应用，何伟峰，向红军，蔡国飙，《火箭推进》第 31 卷第 2 期，2005 年 4 月

[11]核火箭原理、发展及应用，何伟峰，向红军，蔡国飙，《火箭推进》第 31 卷第 2 期，2005 年 4 月

## 附录

**TABLE I**  
Figure-of-Merit<sup>a</sup> for Minimum Energy Rendezvous Missions to Near-Earth  
Asteroids: The Fifty Lowest Total  $\Delta V$  Asteroids

Rank	Asteroid	Total $\Delta V$ $\Delta V_t$ (km s <sup>-1</sup> )	Launch Energy C3 (km s <sup>-1</sup> ) <sup>2</sup>	Rendezvous $\Delta V$ $\Delta V_r$ (km s <sup>-1</sup> )
1	1989 ML	4.811	13.25	1.021
2	4660 1982 DB	4.953	28.07	0.536
3	1954 XA	5.247	35.33	0.534
4	1989 UQ	5.252	15.40	1.369
5	1943 ANTEROS	5.403	27.62	1.004
6	1991 JR	5.461	28.95	1.008
7	1989 VB	5.463	45.69	0.341
8	1990 MF	5.475	41.39	0.521
9	3361 ORPHEUS	5.507	16.93	1.557
10	3757 1982 XB	5.512	44.99	0.417
11	1990 VA	5.520	25.25	1.219
12	1991 BN	5.534	28.62	1.095
13	1991 JW	5.593	12.16	1.850
14	1989 UP	5.622	46.99	0.450
15	1990 BA	5.622	33.19	0.996
16	1990 OS	5.624	38.71	0.777
17	3908 1980 PA	5.671	47.59	0.476
18	1980 AA	5.745	46.92	0.575
19	3988 1986 LA	5.824	37.39	1.029
20	1977 VA	5.913	43.17	0.889
21	1991 FA	5.969	49.12	0.714
22	1991 DG	5.994	35.59	1.271
23	433 EROS	6.071	30.47	1.555
24	1991 DB	6.120	48.63	0.884
25	1988 TA	6.139	35.09	1.436
26	1990 UQ	6.145	35.94	1.409
27	1988 SM	6.161	43.07	1.142
28	1987 SF3	6.209	61.04	0.503
29	3352 MCAULIFFE	6.216	43.67	1.173
30	3288 SELEUCUS	6.236	53.50	0.814
31	2061 ANZA	6.250	61.73	0.518
32	1627 IVAR	6.276	48.39	1.049
33	1989 DA	6.289	61.47	0.567
34	1972 RB	6.344	57.51	0.770
35	1988 XB	6.368	32.63	1.765
36	1990 UN	6.384	43.80	1.335
37	1991 JX	6.407	70.12	0.367
38	4688 1980 WF	6.485	62.18	0.737
39	4015 1979 VA	6.562	73.87	0.386
40	3551 1983 RD	6.571	61.20	0.859
41	1990 UA	6.577	44.20	1.513