

美国载人登火星方案综述

李 桢 李海阳

(国防科技大学航天与材料工程学院)

摘 要 综述美国载人登火星方案的主要体系结构,对各方案的轨道设计、推进方式、交会方式等问题进行了总结,详细介绍了有代表性的典型方案,对我国未来的载人登火星任务概念设计提供了有益参考。

关键词 载人火星任务 总体方案

1 引言

近年来,载人航天活动持续升温,并且探索的领域有从近地拓展到深空的趋势。火星是太阳系中与地球性质最相似的行星。开展载人登火星探测对拓展人类在宇宙中的存在有重要意义,是对航天技术的巨大挑战。美国作为世界头号航天大国,几十年来对载人火星飞行方案作了广泛的研究,提出了种种有价值的构想和思路。

自上世纪 50 年代起,冯·布劳恩就提出过载人登火星飞行的构想^[1]。20 世纪 60-70 年代,美国发射了“水手”系列、“海盗”系列等多个火星探测器,成功拍摄了大量火星照片并实现了火星表面成功软着陆。无人自动化探测器对火星的近距离探测和软着陆的实现,以及“阿波罗”飞船载人登月的成功,为载人火星航行理想的工程实现奠定了一定的技术基础。

进入 21 世纪以后,美国火星探测进入了更成熟的阶段,“火星奥德赛”探测器、“勇气”和“机遇”号火星车、“火星勘测”号大型轨道器都是这一时期的成功范例。2004 年 1 月 14 日,美国总统布什在美国国家航空航天局(NASA)总部发表了重返月球、进军火星的空间探索宏伟蓝图的演讲,宣布了美国太空探索的新设想,将使用新研制的“乘员探索飞行器(CEV)”将航天员送上月球和火星,其登火星具体方案将在 2020 年前后确定。

美国提出过若干载人火星探测飞行方案,其中具有代表性的有:“NASA90 天研究”、“设计参考任务

(DRM)”系列方案、“火星直航(Mars Direct)”、“火星半直航(Mars Semi-Direct)”、“火星专题(Case for Mars)”、“空间转移概念分析(STCAEM)”系列方案、“星座工程(Constellation Program)”等^[2-6]。这些方案提出了形式多样的登火星途径,为未来的登火星计划奠定了初步基础。

2 载人登火星体系构成

登火星体系由无人探测系统、运输系统、火星表面应用系统、支持系统组成,见图 1。

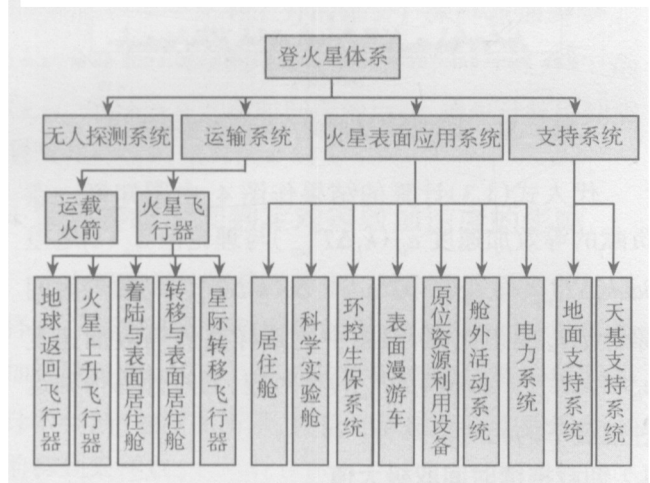


图 1 登火星体系构成

无人探测系统用于在载人探测之前考察火星环境和验证各种技术。运输系统包括运载火箭和各种飞行器。载人火星飞行需要的飞行器包括:

地球返回飞行器(ERV):把航天员从火星轨道送回地球。

火星上升飞行器(MAV):把航天员从火星表面送到火星轨道。

着陆与表面居住舱(LSH):把航天员从火星轨道送到火星表面。

转移与表面居住舱(TSH):把航天员从近地轨道送到火星表面。

星际转移飞行器(ITV):把航天员从近地轨道送到火星轨道并返回。

某些飞行器功能上有重复之处,可相互作为备份,确保安全。

火星表面应用系统包括:火星实验舱、火星居住舱、环控生保系统、表面机动系统(即漫游车)、舱外活动系统(火星服、便携式环控生保系统和气闸舱)和电力系统。火星实验舱和火星居住舱结构功能相近,同样可相互作为备份。

支持系统包括地面支持系统和天基支持系统。地面支持系统包括各种测控网,天基支持系统包括中继卫星、导航和通讯卫星、空间站等。

3 火星任务方案

3.1 轨道方案

轨道方案将影响到飞行器的近地起飞质量、发射窗口等重要指标。火星飞行轨道可分为两大类:长期停留轨道(合点航线)和短期停留轨道(冲点航线)^[7],见图 2、3。

合点航线主要特点是:任务总时间长;火星上停留时间长;不同时机发射需要的能量相对变化不大;转移轨道位于火星轨道和地球轨道之间;星际飞行时间相对较短。合点航线中最典型的是霍曼转移轨道。

冲点航线除了地球附近和火星附近的两次变轨之外,一般在飞行途中还要实施中途变轨,中途变轨可利用飞船自身推力也可利用金星引力。即使利用了其它行星引力,采用冲点航线需要的能量明显大于合点航线。冲点航线主要特点为:火星上停留时间短;整个任务时间较短;轨道近日点一般位于金星轨道半径内;整个任务消耗能量较大。冲点航线存在几点明显不足:1)在不同发射时机出发,能量需求差别很大。在 15 年的会合周期内,不同时间发射能量需求最大差别可达 88%。2)在一次完整的任务周期内,航天员停留于火星表面工作的时间所占比例很小,绝大多数时间里,航天员都处于星际飞行的旅途

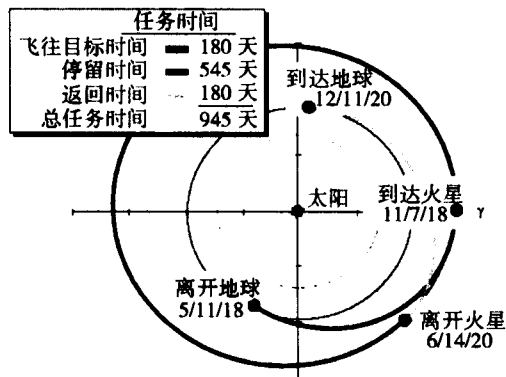
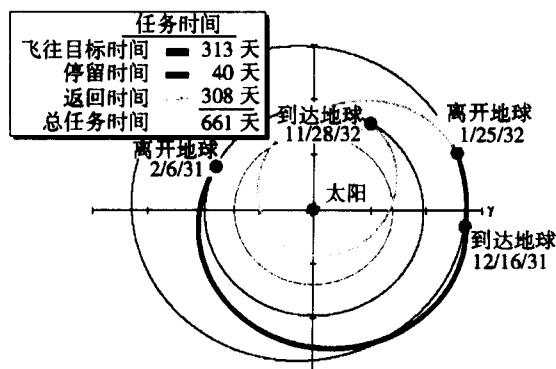
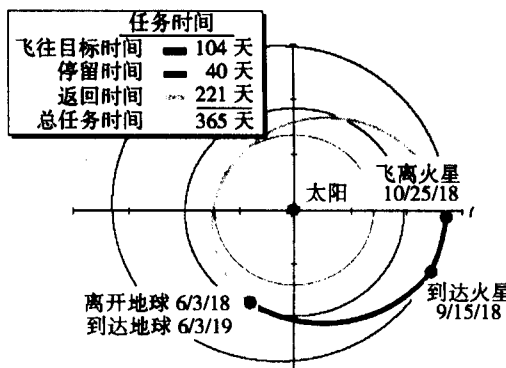


图 2 长期停留轨道



2032 从地球出发



2018 从地球出发

图 3 短期停留轨道

中,长时间承受失重和宇宙辐射的伤害。

3.2 推进方式选择

载人火星飞行可能采用的推进方式见表 1(下页)。

这些推进方式对于一次完整的登火星任务并非只能选择一种,可以根据任务需要灵活组合。

除表中所述的推进方式,气动捕获方式值得一提^[8]。利用火星大气阻力制动可节约能量,但是,由于火星大气相当稀薄(大气压约 560Pa),能提供的气动力有限,需要使用巨大的气动减速罩。减速罩面积很

表 1 载人登火星备选推进方式及特点^[7]

推进方式	描述	优点	缺点
化学推进	传统的低温火箭发动机, 通常每次机动燃烧一级, 比冲约 460s	技术成熟, 推力大, 燃烧时间短。	近地起飞质量大, 低温推进剂的长期存储较为困难。系统不可重复使用。
核热推进 (NTP)	核热火箭发动机, 氢燃料, 比冲约 900s	技术较成熟, 比冲约为化学推进的 2 倍, 近地起飞质量小, 推力大, 燃烧时间短。	费用昂贵, 风险大, 核安全问题, 低温推进剂存储问题, 不可重复使用。
太阳能电推进 (SEP)	大型 (数兆瓦) 太阳能电推进系统可提供主要的轨道机动, 比冲约 3000s	已成功用于小型飞行器, 比冲很大, 近地起飞质量小, 无低温推进剂, 可重复使用。	尺寸庞大, 需要在轨组装; 高能电推进系统还不成熟; 已经达到的功率质量比还不足以完成冲点航线的火星飞行任务。
核电推进 (NEP)	大型 (数兆瓦) 核电推进系统可提供主要的轨道机动, 比冲约 1500-5000s	已有技术 (但还未用于空间, 也没有实验原型), 比冲很大, 近地起飞质量小, 无低温推进剂, 可重复使用。	尺寸庞大, 需要在轨组装; 高能电推进系统和空间能量运输技术还不成熟; 已经达到的功率质量比还不足以完成冲点航线的火星飞行任务。

大, 无法从地面直接发射入轨, 需要拆分成多个部分, 上天后再进行一系列复杂的空间组装。

3.3 火星附近交会方式

火星附近交会方式大致可分为火星轨道交会、火星表面交会和火星绕飞交会^[5]。

火星轨道交会(MOR): 航天员乘坐登陆/上升飞行器降落到火星表面。返航飞行器留于环火星轨道。航天员完成任务后, 乘坐上升飞行器离开火星表面, 到环绕火星轨道上与返航飞行器交会对接, 然后返回地球。

火星表面交会(MSR): 载人火星飞行器所有舱段及组件均在火星表面着陆。不需要轨道交会对接技术。

火星绕飞交会(MFR): 载人火星飞行器在飞近火星时只释放登陆\上升飞行器及货运飞船在火星表面着陆。返航飞行器绕过火星, 在火星地球之间的行星际轨道上继续运行。当返航飞行器再次绕飞火星时, 航天员乘坐上升飞行器到绕飞轨道上与返航飞行器交会对接, 然后返回地球。

图 4 列举了几种不同交会方式的飞行任务结

构, 这是 2005 年美国麻省理工学院对 1162 个火星飞行方案进行详细分析后, 提出的最具可行性的代表方案中的几个, 其评估标准主要是近地轨道出发质量^[9,10]。黑色实线箭头表示载人飞行器, 虚线表示无人飞行器, 红圈表示乘员换乘飞行器。

图 A 类似于“火星直航”方案, 只需要 2 个飞行器, 采取火星表面交会的方式, 对能量需求较高。图 B 类似于“设计参考任务”, 同时采用了表面交会和轨道交会, 航天员需要两次换乘飞行器。图 C 采用了两次轨道交会和一次表面交会, 航天员需要 3 次换乘飞行器。

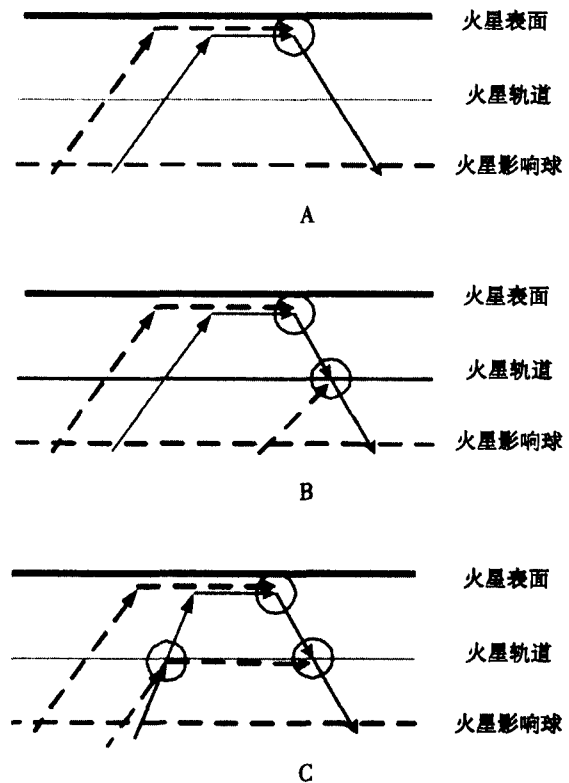


图 4 火星附近交会示意图

3.4 几个需要关注的问题

(1) 原位资源利用

载人火星飞船返航时若采用化学推进的方式, 需要上百吨低温推进剂。要把这些推进剂全部由地球运去, 需要近万吨的运载器。所以专家们提出利用火星资源生产推进剂。火星大气中 95% 是二氧化碳, 目前利用二氧化碳产生推进剂的常用途径有两种: 氧化锆电池反应和 Sabatier 反应^[11]。

氧化锆电池反应首先热解二氧化碳: $CO_2 \rightarrow CO + 1/2O_2$, 氧化锆膜在高温下可以过滤氧分子, 氧气可用于航天员呼吸, 也可用作返航的氧化剂。反应产生的

一氧化碳也可以用于燃烧。

Sabatier 反应需要从地球上带去少量的液氢,与火星大气中的二氧化碳反应: $CO_2+4H_2=CH_4+2H_2O$,将甲烷以液态储存,并把水电解, $2H_2O=2H_2+O_2$,获得液氢液氧。

利用原位资源可大大减轻火星飞船的近地轨道初始质量,以 3.3 节中 A 方案为例,若采用传统的化学推进方式,不利用原位资源近地起飞质量为 2100 吨,而利用原位资源仅为 800 吨。

(2) 人工重力

长期的失重环境会造成航天员肌肉萎缩、骨骼中钙质流失,所以在漫长的星际飞行过程中需要制造人工重力来缓解失重对航天员身体造成的影响。常用的方法是:居住舱在航行中与出航运载器用一缆绳连接,绕组合体质心旋转,靠离心力在居住舱内产生人工重力^[12]。

4 典型方案^[3]

4.1 “火星直航(Mars direct)”

该方案由 Robert Zubrin 在上世纪 90 年代提出,采用相类似于发射“阿波罗”飞船的“土星 5”那样的大型火箭,将对较小的飞行器直接发射到火星表面。采取合点航线、火星表面交会和返航用推进剂全部在火星表面生产的方式。

该方案的载人火星飞行器分两次发射。第一次发射未装推进剂的返航飞行器(ERV)、推进剂生产设备和液氢等到火星,通过减速伞和反推火箭共同作用实现火星表面软着陆,并开始生产推进剂。它携带了 6 吨液氢和 100kw 的核反应设备

第二次是在第一次发射后下一个发射窗口,将乘有 4 名航天员的居住舱送往火星。到达火星附近时,居住舱降落到返航飞行器着陆点附近。届时,推进剂生产设备已生产出大量推进剂、氧和水等物资,可供航天员在火星表面活动和返回之用。不同于常见的火星轨道交会方案,该方案把返航飞行器(ERV)和火星上升飞行器(MAV)设计为一个整体,航天员乘坐它直接从火星表面起飞返回地球。

4.2 “火星社会任务(Mars Society Mission)”

“火星社会任务(Mars Society Mission)”是 1998 年由美国喷气推进实验室的 Jim Burke 带领 4 名加利福尼亚理工学院的学生设计的方案。MSM 方案体

现了冗余设计的思想,可靠性和安全性较高。第一个发射窗口到来时,发射 3 个飞行器:地球返回飞行器(ERV)、火星上升级(MAV)、货舱(CL)。到下一个发射窗口,发射居住舱和乘员返回飞行器(CRV),居住舱用于将航天员从近地轨道送到火星表面,乘员返回飞行器是居住舱的备份,在出航旅途中一旦发生意外,航天员可乘坐它返回地球。在归航途中,MAV 是作为 ERV 的备份。

ERV 用于将航天员从火星轨道送回地球。它包括一个基于 CRV 的载人舱和一个同 MAV 的第二级类似的地球射入级,唯一区别是 ERV 使用的液氧甲烷来自地球。一旦地 ERV 的地球射入级发生故障,航天员将抛弃 ERV,乘坐 MAV 返回地球。如果 ERV 的生保系统、通讯系统等重要系统出现故障,ERV 不会被抛弃。因为不论生保系统能否正常工作,ERV 和 MAV 的推进级都能把飞行器送上快速转移轨道。而且 ERV 可以为 MAV 提供一些多余的空间,返回地球轨道后,ERV 还有修复的可能。

MAV 需要利用 ISRU 技术产生 137 吨推进剂用于从火星表面返回地球,这需要从地球带去 11.8 吨液氢。

4.3 “火星设计参考任务 1 (Mars Design Reference Mission-1)”

火星设计参考任务由美国 JSC 在上世纪 90 年代中期开始提出,包括 DRM-1、DRM-3、DRM-4 等几个系列。

DRM-1 方案包括连续的三批飞行任务,大约每隔 26 个月发射一组飞行器,如图 5 所示。

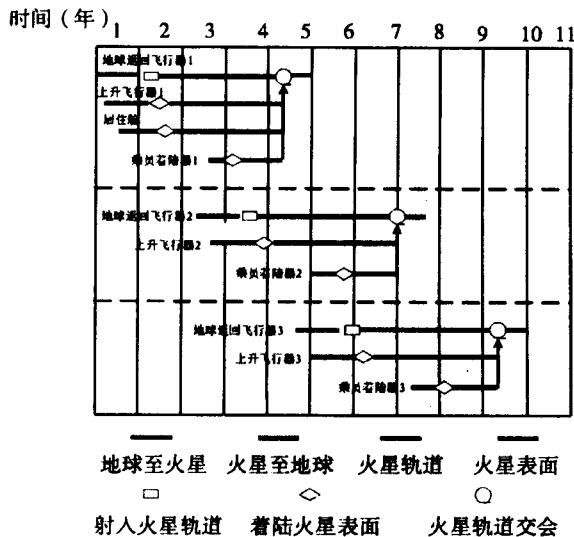


图 5 DRM-1 飞行序列

第一期发射 4 个飞行器：地球返回飞行器 (ERV)、火星上升飞行器 (MAV)、居住舱 (Habitat)、乘员着陆器 (Crew Lander), 前 3 个货运飞行器在乘员着陆器发射之前 26 个月, 采用最小能量轨道直接发射到火星 (不进行近地轨道组装和燃料加注)。登陆火星后, 核反应系统在离上升飞行器数百米远处自动展开, 在航天员离开地球之前, 上升飞行器燃料储箱内已注满燃料。第一期航天员共六人, 乘坐飞船沿 180 天的快速转移轨道到达火星表面, 与前面到达的上升飞行器及居住舱对接。

第二期和第三期任务均发射 3 个飞行器：地球返回飞行器、火星上升飞行器和乘员着陆器。第一期任务发射的居住舱留在火星表面供以后的航天员重复使用。每个载人飞船上都带有原位资源利用设备用以产生上升到火星轨道的推进剂, 完成表面探测任务后与停留在火星轨道上的地球返回飞行器对接, 然后返回地球。

4.4 ESAS 提出的设计参考任务

在 2005 年 6 月 ESAS (Exploration System Architecture Study) 发布的一份详细报告中, 提出了一个不

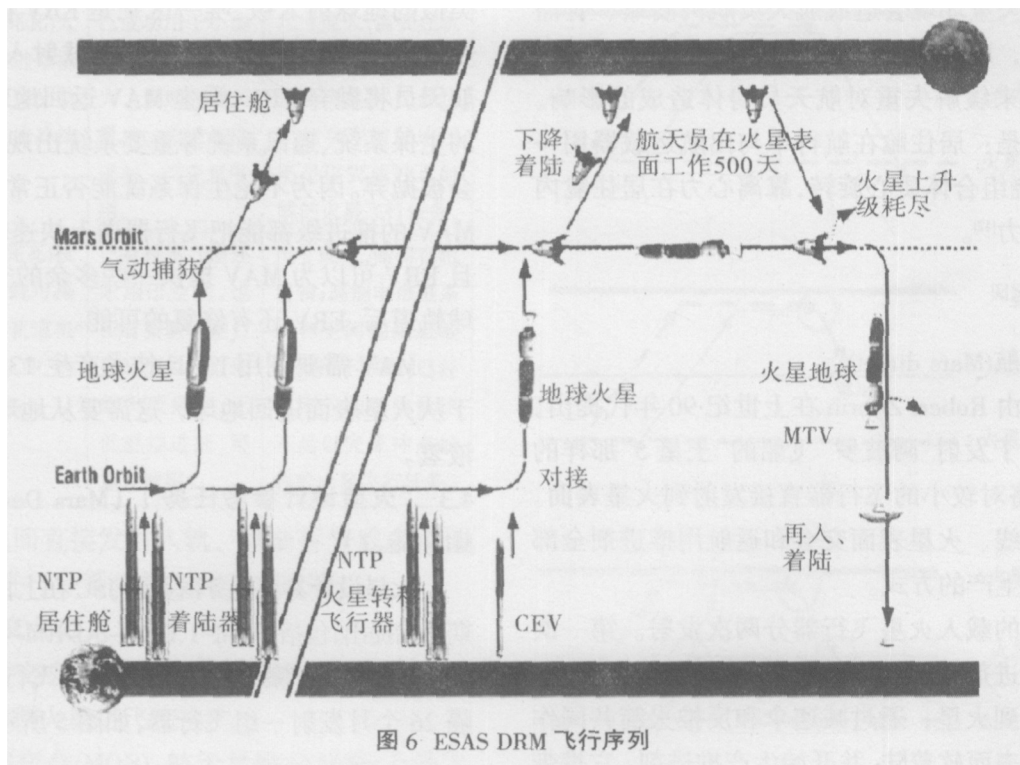


图 6 ESAS DRM 飞行序列

利用原位资源的载人火星任务方案, 如图 6 所示。

首先, 发射火星下降/上升飞行器 (DAV) 和居住舱。两者各自通过两次发射, 在近地低轨道组装并测试后, 分别沿最小能量的地火转移轨道开始星际飞行。进入火星高轨道后, 居住舱按预选好的着陆地点着陆, 并自动展开、测试, 在人员到达之前一直自动进行周期性测试和维护。DAV 停留于火星轨道, 等待两年后到达的载人飞船。在航天员登火星之前, 表面居住舱、电力系统、热控系统、通讯系统、自动机动系统、导航系统均自动组装和运行。

然后, 发射火星转移飞行器 (MTV), 同样在近地轨道组装测试之后飞向火星轨道。

随后, 载人飞船沿 180 天的快速转移轨道飞向

火星, 在火星轨道上与 DAV 对接, 航天员乘坐 DAV 降落到火星表面, 在火星表面与居住舱对接, 之后航天员开始火星表面探测工作。完成任务后, 航天员乘坐 DAV 上升到火星轨道与等候在那里的 MTV 对接, 乘坐 MTV 返回地球。

本方案与 DRM-1 有相似之处, 主要的不同点是, ESAS DRM 中没有利用火星资源。

5 结束语

我国的载人航天事业正在迅速地发展, 探索的领域正在逐步从近地拓展到深空。“嫦娥”工程、即将突破的交会对接和出舱活动技术和即将建设的大运

(下转第 30 页)

过支架和卡箍安装在蓄压器壳体上。电爆活门采用内排烟式结构,采用电爆管控制,通过独立的点火电路控制,由延时继电器来控制工作时间,因此不存在时间的限制。压力平衡过程仿真计算结果见图 6。

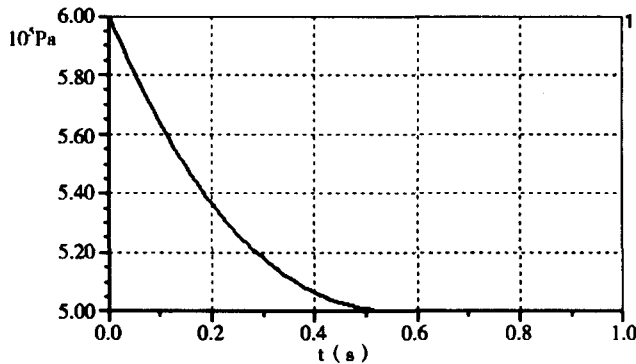


图 6 高压膜盒压力平衡过程仿真结果

表 2 控制方案比较

	压力开关式控制方案	电爆活门式控制方案
原理	通过感受外界环境压力的变化来进行控制。	通过延时继电器控制打开时间。
结构	系统独立,结构简单,无电路设计。	系统独立,需进行控制电路设计。
工作时间	受外界大气压的影响,环境压力不能小于 0.015MPa,对应飞行时间不能超过 80s。	不受限制。
控制精度	±3s	±3s
技术难度	压力开关	无

4.2.3 小结

对压力开关控制方案和电爆阀门控制方案的比较见表 2,综合来看,工作时间自由且无技术难度的电爆阀门控制方案更合理一些,可以作为变能量蓄压器控制设计的首选方案。

5 结论

采用电爆阀门控制的变能蓄压器设计是可行的,具有自动调节的能力,可以保证管路频率在不同时段处在最佳的安全频率区间内,保证系统更加稳定。分析表明,系统频率与结构纵向频率快速相交产生 POGO 现象的可能很小,即使出现也会很快衰减,不会长时间耦合。综合来看,变能蓄压器可以合理调节动力系统的频率,降低发生 POGO 振动的可能性。◇

参 考 文 献

[1] B W Oppenheim, S Rubin. Advanced POGO stability analysis for liquid rockets, AIAA-92-2454-CP
 [2] S Rubin. Analysis of POGO stability. the Aerospace Corporation. El Segundo, California. 1973
 [3] 王其政, 张建华, 马道远. 捆绑液体火箭跷振(POGO)稳定性分析. 强度与环境, 2006
 [4] 廖少英. POGO 蓄压器变频降幅特性分析. 上海航天, 2002

(上接第 18 页)

载发射场,都在为载人深空探测奠定基础。虽然就目前的技术水平而言,载人登火星飞行还有相当的难度,但并非可望而不可及。美国载人登火星方案为我国的未来的载人火星飞行概念研究提供了广泛的思路,对这些方案的总结和借鉴有着长远的现实意义。◇

参 考 文 献

[1] Von Braun The Mars Project [M] Univ. of Illinois Press, 195338-64
 [2] Al Cohen. Report of the 90 Day Study on Human Exploration of the Moon and Mars [R]. 1989
 [3] Donald Rapp. Human Exploration of Mars - Reality or Fantasy? [M]. drdrapp@earthlink.net, 2006.
 [4] Baker Robert Zubrin, D., and Gwynne, O. . Mars direct: a simple, robust, and cost-effective architecture for the space exploration

initiative [R]. 1991
 [5] 朱毅麟. 载人火星航行离我们有多远? [J]. 国际太空, 2001, (3): 10-14
 [6] Benjamin Donahue. Comparative analysis of current NASA human Mars mission architectures. [A]. In.36th AIAA/ASME/SAE/ASEE joint propulsion conference and exhibit [C]. Huntsville, Alabama, 2000.
 [7] Brent Thomas Brand Griffin, Diane Vaughan. A Comparison of Transportation Systems for Human Missions to Mars. AIAA 2004-3834. [A] In.40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit [C] Fort Lauderdale, Florida, 2004.7.11-14.
 [8] Diane Vaughan, Heather C. Miller, Brand Griffin. A Comparative Study of Aerocapture Missions with a Mars Destination [A]. In.41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit [C]. Tucson, Arizona, 2005.
 [9] Gergana A. Bounova, Jaemyung Ahn, Wilfried Hofstetter, etc. Selection and Technology Evaluation of Moon/Mars Transportation Architectures [R]. AIAA 2005-6790, 2005