



嫦娥二号卫星多目标多任务设计与经验

孟林智^{①*}, 黄江川^②, 叶培建^②, 张廷新^②, 饶炜^①, 乔栋^{③④}, 李春来^⑤, 麻永平^⑥,
姜晓军^⑤, 季江徽^⑦

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;

③ 北京理工大学宇航学院深空探测技术研究所, 北京 100081;

④ 飞行器动力学与控制教育部重点实验室, 北京 100081;

⑤ 中国科学院国家天文台, 北京 100012;

⑥ 北京飞行控制中心, 北京 100094;

⑦ 中国科学院紫金山天文台, 南京 210008

* E-mail: mlinzhi501@gmail.com

收稿日期: 2013-03-08; 接受日期: 2013-04-10

国家中长期科技发展规划重大专项资助项目

摘要 嫦娥二号卫星在圆满完成后续工程先导技术验证和科学探测任务后, 又相继开展了日-地拉格朗日 L2 点和飞越 Toutatis 小行星探测, 开创了我国多目标探测的先河, 开拓了拉格朗日点和小天体新的探测领域. 在剖析以往国际上典型多目标多任务探测器特点后, 本文紧扣牵引技术发展主题, 提出了以系统创新拓展领域, 提升能力, 带动技术突破和产品发展的思路, 设计了在短周期等约束条件下实现多目标探测的策略与步骤; 其次针对设定目标任务和推进技术发展的需求, 提出了实现更远距离、更多技术验证的高可靠、高精度和自主运行的设计要点, 简述了相关技术突破的情况; 基于在轨运行表现, 分析、汇总嫦娥二号的实现结果和预期改进目标; 最后, 梳理总结了嫦娥二号在任务设计、技术突破和实施程序与方法等方面的成功创新经验, 可供未来任务借鉴.

关键词

嫦娥二号
多目标
任务设计
系统创新
Toutatis

1 引言

深空探测是指月球探测或月球以远天体的活动, 是航天工程的重要领域, 包括月球探测、行星探测、小天体(小行星、彗星等)探测、太阳观测及星际探测等. 本文中除月球探测和星际探测的深空探测活动统称为行星际探测. 深空探测是探求生命起源、认识宇宙和地球、丰富人类知识的重要手段, 是国家原始创新能力的重要来源, 是国家技术竞争力的重要体现, 也是航天大国向航天强国转变的重要标志.

与地球卫星相比, 深空探测器具有多方面的鲜明特点, 包括探测目标多、任务多样复杂、距离跨度大、环境复杂多变, 探测器自主性实时性可靠性要求高、寿命长、动力需求大、功能高度集成等.

月球探测只是深空探测的起点, 纵观国外深空探测的发展历程和发展态势, 行星际探测是一个国家进一步发展深空探测的必然选择. 为尽快缩小差距, 早日达到科技先进水平, 在致力于创新理论和方法, 发展高起点、高水平的探测技术的同时, 应大力倡导系统集成创新, 按适度节奏开展多类目标、多种

方式的探测活动。

此前我国还未有月球以远, 进入行星际的探测器。嫦娥二号卫星是我国第 2 颗月球探测器, 其主要任务是为降低后续月球着陆任务风险而开展先期技术验证和深化科学探测。嫦娥二号具有研制周期短、技术状态复杂、关键技术与环节多等特点; 如何兼顾工程验证与科学探测、既定任务与未来发展、稳妥可靠与技术创新等方面需求是其面临的关键问题。通过以系统综合集成为核心的多种方式创新设计、新技术突破与应用及在轨飞行的精准实施, 嫦娥二号卫星不仅率先进入行星际, 进而实现了一次任务 3 类目标探测, 标志着我国行星际及小天体探测取得基础性技术突破。

本文首先深入剖析了国际上典型的多目标多任务探测器特点, 并对其进行了定义和归类; 然后重点介绍了嫦娥二号卫星实现多目标多任务探测的设计理念、顶层设计思路及技术突破内容; 评估分析了嫦娥二号卫星在轨飞行结果, 梳理出代表技术能力的典型项目及后续发展目标; 最后总结了任务设计、卫星研制、工程实施等方面的方法及经验。

2 多目标多任务探测器及其特点

在一次任务中, 使用一个或多个组合探测器对多个目标进行探测, 称作为多目标探测; 一次任务中采用多种方式开展探测称为多任务探测。多目标通常是对大行星及其卫星, 或多个小行星或彗星进行探测; 多任务通常兼顾技术验证, 以环绕、飞越、伴飞、着陆、巡视等多种方式开展探测活动, 典型的获取探测数据手段有各种遥感、采样与原位分析等。在过去国外开展的深空探测任务中, 经常采用多目标多任务的探测方式。常见的主要有 3 类。

1) 使用一个飞行器对多个探测目标进行探测

该探测方式常用于对多个大行星及其卫星, 或多个小行星或彗星的探测。

例如, 美国发射的“先驱者 10 号”^[1]对木星及其卫星进行了探测。“先驱者 11 号”^[1]对木星及其卫星、土星进行了探测。“旅行者 1 号”^[2]对木星及其卫星和土星及其卫星(主要是 Titan)进行了探测。“旅行者 2 号”^[2]对木星、土星及其卫星(包括 Enceladus, Tethys, Hyperion, Iapetus, Phoebe)、天王星和海王星进行了探测。“伽利略”^[3]对金星、木星及其卫星进行了探测。除

日本的“隼鸟”, 所有的小天体探测器都对两个或两个以上小天体进行了探测。

美国 1996 年发射的 NEAR 探测器^[4], 飞越主带小行星 Mathilde, 并与 433 Eros 小行星交会, 最终着陆在 433 Eros 小行星表面。该任务探测了两个目标, 执行了 3 种类型的任务, 即飞越、环绕、着陆, 这是一种典型的多任务多目标探测。该任务也属于设计型(即原始设计为多目标探测)多目标多任务探测, 也是第 1 个小天体多目标多任务探测。

美国 1999 年发射的“星尘”探测器^[5], 飞越了 Annefrank 小行星, 成功探测和收集 wild-2 彗星的彗核散发的物质, 并携带样品返回地球。该任务探测了两个目标, 并执行了飞越、采样、返回 3 种类型的任务。该任务类型与 NEAR 任务相似。

2) 探测任务目标中结合新技术验证与科学探测

基于提高探测效率、高效利用燃料等因素, 结合新技术验证与科学探测的深空探测任务常设计更高效的探测器, 任务成功的判断标准一般以完成技术试验指标情况来确定。

典型的任务有美国 1998 年发射的“深空 1”^[6]探测器, 主要任务是验证 12 项新技术, 在完成既定任务后, 飞越了近地小行星 9969 Braille 和彗星 Borrelly, 获得了大量的科学数据。该任务完成了技术验证与科学探测两种类型的任务, 并飞越探测了两个目标。该任务属于另一种类型的多任务多目标探测, 即拓展型的多任务多目标探测。

日本 2003 年发射的“隼鸟”探测器^[7], 采用离子推进等先进技术飞抵 25143 Itokawa 小行星采样, 并成功返回。该任务也完成了新技术验证与科学探测两种类型的任务, 但不属于多目标任务。

3) 通过组合探测器(非单个飞行器的复合体)分别对不同目标或不同任务实施探测

该探测方式的典型任务有“卡西尼/惠更斯”、“深度撞击”和“罗塞塔”等。

“卡西尼/惠更斯”^[8]由“卡西尼”和“惠更斯”两个探测器组成, “卡西尼”对土星实现环绕探测, “惠更斯”对“土卫六”进行着陆探测。

美国 2005 年发射的“深度撞击”探测器^[9], 是一颗带有小型撞击器的复合型探测器, 撞击器实现了对 Tempel1 彗星的撞击, 飞越器则对撞击的效能进行了观测和分析, 此后又飞越 Boethin 彗星。该任务采用不同技术手段探测了两个目标, 并执行了撞击和

飞越两类任务.

欧空局 2004 年发射的“罗塞塔”探测器^[10], 是一颗带有小型着陆器的组合型探测器. 它先后飞越 Steins 和 Lutetia 小行星, 并将实现与 Churyumov-Gerasimenko 彗星的交会, 绕飞和着陆. 该任务将探测 3 颗目标, 并执行飞越、绕飞、着陆 3 种类型的任务. 该任务是小天体探测中技术运用最为全面的任务, 是多任务多目标探测的典范之一. 除“罗塞塔”, 目前仍在执行探测任务的还有美国 2007 年发射的“黎明号”(Dawn)探测器^[11]. “黎明号”目标是环绕探测小行星带最大的两颗小行星: 谷神星与灶神星. 2011 年 7 月抵达灶神星, 开展环绕探测. 预计 2015 年抵达谷神星. “黎明号”是首个环绕小行星带的小行星探测器, 也有望成为首个环绕过两颗太阳系天体(地球之外)和首个近距离探测矮行星(冥王星)的探测器.

计划中的任务有“堂吉诃德”小行星探测和“隼鸟 2 号”小行星采样返回^[12]等任务. 欧空局的“唐吉诃德”任务的目标在于测试航天器是否能够成功阻击小行星撞击地球. 日本的“隼鸟 2 号”是针对“隼鸟号”采样环节等方面的改进型, 设计上规格几乎相同, 将采样 C 型小行星.

据统计, 人类在近半个世纪的深空探测活动中, 采用多目标多任务方式的深空探测任务数量众多, 取得成功或部分成功的仅占任务总数的 1/3. 多任务多目标探测形式在国际深空探测领域是一种非常重要的探测形式. 其主要原因在于以下几个方面.

(a) 深空探测任务本身具有探索性和高风险性, 采用多目标多任务的深空探测方式有利于提高项目的费效比、降低任务工程风险.

(b) 在一次深空探测任务中设定多项任务目标, 既可以对同一目标使用多种探测手段, 也可以针对不同目标进行不同类型的探测, 还可以在科学探测的同时开展技术验证, 这样使深空探测任务具有一定的灵活性, 能最大限度地发挥深空项目的技术带动性, 也体现了深空探测任务成功判据多样性的特点.

此外, 多目标多任务往往受制于技术发展、目标天体轨道运动及任务不确定性等因素, 其发射时间和目标调整较多. “罗塞塔”任务变换过全部目标. “黎明号”发射时间也因许多因素干扰而多次推迟, 达 3 个月之久.

多目标多任务探测是系统集成创新的典型体现, 具有成本低、周期短、风险小和灵活性大、适应性强等特点, 也应是作为后起航天大国的中国追求高效发展的主要、适宜途径.

虽然得益于上述先行任务的启示, 但是作为中国首个飞入行星际的探测器, 嫦娥二号任务设计有其高起点、高效率的鲜明特色. 一方面, 嫦娥二号设计上兼顾了技术验证和科学探测, 并通过实施拓展任务, 实现了月球、拉格朗日点和小行星多类目标进行环绕、飞越等多项任务的探测, 为中国开拓了深空探测活动中的多个领域, 实现了跨越式发展; 另一方面, 基于在继承基础上寻求更多技术突破的理念, 第 1 次进入行星际, 就高效利用了仅约 4 年的任务周期(地面研制 2 年, 在轨飞行 2 年), 边研制、边构思, 边飞行、边设计, 有步骤地实现了拓展任务的从规划设计、技术突破与验证直到获得成果的全过程, 取得任务级创新和领域性突破.

3 嫦娥二号多目标多任务探测设计

核心目标: 全面突破行星际探测基础技术.

总体思路: 通过综合集成创新牵引技术突破和产品的研发, 提升系统整体能力, 形成并验证适用的行星际探测新平台.

工程约束: 能量、距离和时间.

对于实现多目标多任务探测的工程约束, 能量方面主要取决于燃料的总携带量和在轨使用. 远距离带来的问题一是探测器与地面测控站间的通信保障, 二是探测器管理与控制的自主能力, 以适应随距离增加而通信延时增大的特性. 时间约束方面, 需要考虑在较短研制周期下, 既要保证各项任务中的关键技术有效突破, 又要在有序串接各探测阶段的同时, 彻底了解目标特性及其对应的设计需求; 另一方面需考虑探测器与目标天体间相对运动而产生的时间点约束.

3.1 设计思路

纵观世界航天发展大势, 深空探测已经成为各主要航天大国积极发展的重要方向. 中国航天经过 50 多年的发展, 虽然在空间技术方面取得了长足的进步, 但此前仅实施了嫦娥一号绕月探测任务; 在深空探测领域技术实践不多, 诸多方面仍然空白. 因此,

应在绕月探测任务获取的工程经验、关键技术基础上,抓住为数不多的任务机会,系统论证,科学实施,加速发展,有所作为。

以嫦娥一号为技术基础进行研制的嫦娥二号卫星,基本继承了嫦娥一号的平台构架,按全新的技术验证任务需求,更换了推力更大的运载火箭,采用直接地月转移方式;装填满箱后,卫星推进剂余量在 200 kg 以上,这是可预期开展拓展任务的动力基础。然而,为适应更远的行星际目标探测,需针对新的更强的工程约束,围绕能力的需求,对探测器进行性能和功能升级、改进,攻关大量新技术。此外,预期开展的国内两个深空地面站建设,也带来了实现比 40 万千米更远距离飞行的可行性。

3.1.1 面向未来深空探测,开展系统设计集成创新

嫦娥一号卫星的圆满成功,实现了对月球全球性与综合性环绕探测,并使中国突破并掌握了地月飞行、轨道、通信、控制、热控、月球制动和环月探测等一系列共性关键技术:嫦娥二号卫星作为我国第二颗月球探测卫星,在系统方案设计之初,坚持“充分继承,系统创新”的设计思想:首先卫星的设计要确保实现嫦娥二号任务各项工程目标和科学目标,确保技术验证可靠、科学探测先进:其次加强系统集成创新,面向后续深空任务和技术需求,在保障主任务和工程多约束等前提条件下,从系统最优、提升能力、技术发展角度出发,多维度、多方面开展了针对性研究和设计,以集成优化和任务创新牵引技术进步,以渐进式的技术升级和积累式的技术突破支撑工程创新的实现,确保拓展任务先进、可行。

3.1.2 分阶段推进设计与实现,寻求技术发展最佳实效

所谓最佳实效是指突破更多新的基础性技术。由于多目标多任务的新技术多而且研制时间短,故采取了分阶段、逐次深入的策略。

1) 论证阶段:围绕“验证工程技术、深化科学探测、积累深空经验”,协同各大系统,开展系统方案设计。

2) 设计阶段:在确保可靠前提下,提升了卫星控制、推进、通信和载荷性能,相比嫦娥一号任务新增了技术试验分系统^[13],配置了工程载荷,从本质上提升了系统综合能力,为后续开展多目标多任务奠

定基础。此外,基于卫星平台信息构架的特点,一方面技术试验分系统相对自成体系,另一方面属于在平台构架上的扩展,界面简单、清晰、可靠。

3) 研制阶段:随着设计工作的不断深入、国内深空测控站建设的实施,参照以往国际经验,提出多种拓展目标和任务设想,带动技术发展,获取最佳实效。

4) 实施阶段:以卫星“入轨准确、飞控精准、运行稳定”为前提,实时掌控在轨飞行情况,同步评估轨道设计等相关技术突破及地面天线、数据链路、轨道测定等项目能力和进展,分阶段选择目标,稳步推进,力求突破行星际探测基本技术水平。

3.1.3 跨领域跨部门跨专业协作,实践工程实施集成创新

更远的行星际探测面临更多的未知领域和新技术挑战,以往工程大系统(探测器、运载火箭、地面测控、地面应用和发射场共五大系统)的协同模式、组合能力及研制程序已不能完全适应新的任务要求。借鉴国外已有经验和发挥探测器总体的自身优势,有效开展跨领域跨部门跨专业协作,在目标明确、总体可控的前提下,开展工程实施组织模式和程序等方面的集成创新;对未来深空领域探测任务,可积累经验,也是必然选择。

3.1.4 全方位整合各类技术,追求系统顶层最优目标

综合集成创新是工程创新的有效手段。围绕全面突破行星际探测基础技术的核心目标,必须综合集成创新为先,系统最优为要,全面整合各类技术;这些技术可分为 3 类,包括系统顶层任务级(目标)的创新、继承技术的升级与改进和新技术的突破。此外,对深空任务而言,信息技术^[14]特别是软技术的应用对工程创新凸显重要,包括软件、策略、程序、方法等要素的设计与集成。

3.2 平台技术升级设计要点

为拓展实现多任务多目标探测,首先要匹配卫星具备的相关能力和目标任务需求。在系统设计时对可能的探测目标或任务进行研究、选择,开展系统任务分析,并将任务需求分解为总体、分系统及单机功能性能指标要求。嫦娥二号卫星能力的提升主要

包括推进能力、通信能力、数传能力、机动飞行能力等方面. 设计要点如下.

3.2.1 系统推进能力

1) 增加推进剂装填量

嫦娥二号卫星作为探月工程二期先导星, 为验证直接地月转移轨道, 将运载火箭由嫦娥一号任务的 CZ-3A 改为具有更大运载能力的 CZ-3C. 针对运载更强的发射能力, 从整星结构适应性、主发动机点火时长、贮箱装填能力等多方面进行了仿真计算和分析论证, 将嫦娥二号发射重量设计为 2480 kg, 相比嫦娥一号增加 130 kg, 增加的大部分重量用于推进剂. 主要设计目标和意义在于以下三方面.

(I) 提高系统级设计裕度, 为入轨偏差过大、近月制动延迟等关键环节的异常问题处理提供更为强力、灵活的手段.

(II) 在更满贮箱状态下, 增大推进剂的晃动阻尼, 有利于改善发射段的星箭耦合特性.

(III) 提高了卫星平台推进能力, 能够提供约 2.3 km/s 的速度增量, 为拓展探测任务奠定基础.

2) 开展推进系统长寿命设计

与国内其他卫星双组元系统相同, 嫦娥一号卫星推进系统的设计工作寿命为 3 个月. 针对新的任务需求, 嫦娥二号要求在入轨 6 个月后仍可以多次启动 490 N 发动机, 以完成大推力、大增量轨道机动任务, 要求推进系统寿命提升到 6 个月以上. 制约双组元推进系统寿命的关键因素主要在高压气路和 490 N 发动机相关环节.

为了满足高压气路的在轨长期使用需求, 嫦娥二号卫星设计并局部改进推进气路系统. 在高压自锁阀前增加 1 个气体过滤器, 一方面缓冲高压气流对高压自锁阀的冲击, 另一方面可以保证高压自锁阀的洁净度, 从而有效保证其长期密封.

此外, 基于对嫦娥二号气路系统和 490 N 发动机的任务需求, 地面模拟了在轨工作状态的气路系统、内部真实推进剂环境和外部快速交变的温度环境, 开展了推进气路系统和 490 N 发动机的长寿命验证试验^[15], 验证了在间隔半年后系统可再次启动的能力.

3.2.2 测控通信能力

面向未来更远的深空任务, 如火星距地球最近

约 7 千万千米, 最远约 4 亿千米, 必须解决远距离测控通信能力问题, 通常从探测器和地面两方面采取措施. 探测器体现在提高测控设备接收灵敏度、采用更高载波频率(X 频段或更高频段)、先进的信道编译码技术和信源压缩技术等; 在地面, 采取加大深空地面站的天线口径、降低地面接收系统噪声温度、应用先进甚长基线干涉定位技术等措施. 与嫦娥二号卫星研制同步, 我国的两个深空站也在设计、建设. 根据后续深空通信技术发展需求和地面站指标能力, 嫦娥二号设计时采取的措施有以下几点.

1) 增加 LDPC 编码功能

LDPC(Low-Density Parity-check Codes)编码能够进一步提高卫星下行遥测信道的抗干扰能力, LDPC 码采用低密度校验的思想, 不用交织器, 译码采用全并行结构, 适合硬件实现, 可以很好地适应宽带高速通信. 经充分论证, 结合卫星遥测信道设计和相关高校的 LDPC 编译码算法, 确定了 1 种遥测信道 LDPC 编码星载应用方案, 在数管计算机中完成 LDPC 编码功能(如图 1 所示). 解决了遥测非编码、卷积和 LDPC 编码 3 种模式的可靠切换问题; 实现了 3 种遥测信道编码在航天领域的集成应用; 以高的代码效率, 相比卷积编码提高信道增益约 2.5 dB, 为拓展更远距离通信提供保障.

2) 增加 X 频段星载测控子系统

属于既定任务工程验证目标的一部分, 嫦娥二号卫星研制 X 频段星载测控子系统^[16], 与地面测控协同, 完成面向深空的国内首次 X 频段测控体制验证. 核心产品为统一载波体制的 X 频段高灵敏度数字化测控应答机, 原理如图 2 所示, 突破了 -140 dBm 测控灵敏度、500 kHz 高精度测距、新型单向差分测

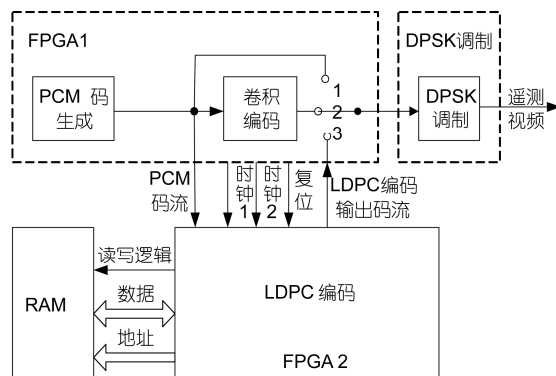


图 1 计算机增加 LDPC 编码原理框图

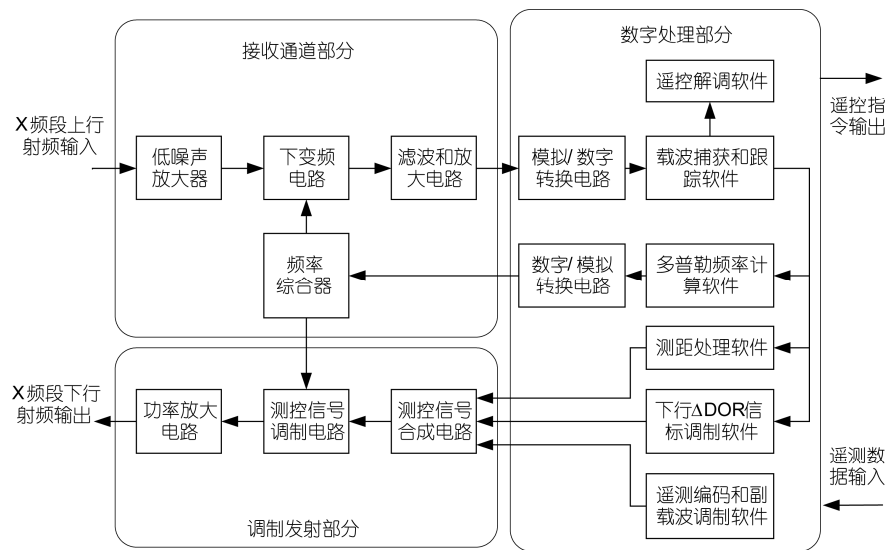


图2 星载X频段应答机原理框图

距(DOR)测角等关键技术. 从-110 dBm 模拟方式跨越到-140 dBm 的数字方式, 为在短期内进而攻关达到-155 dBm 的国际先进水平奠定了基础.

3.2.3 数据传输能力

一方面为适应高分辨率图像等科学数据传输需求, 对月球探测, 将数传码速率由 3 Mbps 提高到 12 Mbps. 另一方面, 为解决行星际距离的数据传输问题, 在新增的技术试验分系统信源自成体系, 独立完成新配置的工程载荷类的数据传输. 以支持距地 2000 万千米为目标, 设计了最低为 23.4375 kbps 的多档码速率, 根据飞行距离和任务需求进行选择使用. 技术试验分系统的工程载荷设备提供了小行星探测中的目标成像及数据传输功能.

3.2.4 机动飞行能力

在拓展任务阶段, 嫦娥二号从一颗探月卫星成为一个行星际探测器, 成为第 1 个造访了月球、拉格朗日点和小天体 3 类目标的多任务探测器. 实现多目标探测的顶层设计的关键为轨道设计, 在轨飞行的关键为轨道的控制与测量. 为完成各类轨道机动, 嫦娥二号卫星改进了轨道控制设计, 在保证可靠的前提下, 提高了控制精度和自主性.

1) 基于加速度计的轨道控制

在继承嫦娥一号的基于高精度(10^{-5} m/s^2)加速度计的轨道控制技术^[17]基础上, 嫦娥二号在使用加速

度计的测量区间、姿态控制补偿、燃料量预估等方面进行了改进和创新设计, 使轨道控制精度、燃料余量估计均达到国内卫星最高水平.

2) 增加延时卸载功能

嫦娥二号中增加了实时和延时强制卸载手段, 实现姿态与轨道的耦合控制, 节省了推进剂.

3) 基于太阳光压的角动量管理技术

利用对日慢旋和太阳翼主动控制实现了对干扰力矩引起的角动量变化的全面管理, 工程上达到了大幅延长轨道维持间隔、减少燃料消耗的目的, 有利于提高轨道测量精度. 此项技术对后续长时间行星际飞行任务很有意义.

4) 提高轨道控制自主性

为验证深空任务星地大时延条件下的自主技术, 嫦娥二号控制系统增加了自主惯性对准功能(算法逻辑如图 3 所示), 提高了轨道控制自主性.

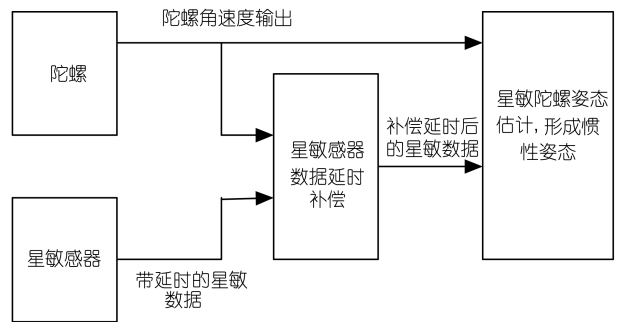


图3 星敏、陀螺惯性姿态确定逻辑图

5) 提高轨道维持效率

嫦娥二号新增了大推力轨道维持设计, 在保证精度前提下, 扩展了维持模式的使用范围, 为节省燃料、提高裕度、开展多目标探测起了较大作用.

通过以上设计措施, 提高了轨道控制及姿态控制、保持与机动的自主性、可靠性及精度, 并可节省推进剂 20 kg 左右.

此外, 不同于其他航天器, 深空探测器在各类工程参数的设计与预估上, 应更为精细, 包括重量、功耗、推进剂、信道增益等. 嫦娥二号控制精度高、推进剂估计准确、在轨运行稳定也是可拓展为多目标的关键条件之一.

3.3 主要新技术突破

突破相关新技术是实现多目标、多任务探测的前提条件之一.

3.3.1 轨道设计与控制

在非线性很强的多体运动中如何找到能量较少且满足约束的初值是轨道设计的难点. 采用双三体拼接, 将日-地-月-飞行器四体问题, 分成日-地-飞行器和地-月-飞行器两个三体问题. 攻克了非线性系统流形设计、低能量转移轨道设计与控制等技术^[18], 实现了从月球轨道飞赴日地 L2 点、L2 转移至图塔蒂斯小行星的轨道设计与飞行控制. 精心利用拉格朗日点绕日特性, 解决了地面大天线进度匹配、小行星交会等时点约束问题.

3.3.2 小行星交会设计

作为我国首次飞入行星际开展小行星探测试验任务, 在距地 700 万千米外, 1000 km 以远距离与目标交会, 若获得成功已属不易. 然而, 为了在近距离利用现有载荷获得有价值的目标图像, 嫦娥二号设计了逼近飞越探测方式及基于高速飞越的渐远点凝视成像技术^[19]. 最终, 嫦娥二号卫星成功以千米量级距离逼近飞越 4179 图塔蒂斯小行星, 并获取到米级的高分辨率光学彩色图像.

3.3.3 4179 小行星目标轨道确定

探测目标的轨道及交会点星历确定, 是嫦娥二号任务轨道设计的目标要素. 为此, 协调中国科学院相关天文台(站), 调配了 3 个站的 4 台光学望远镜,

对 4179 小行星目标开展测定轨任务观测. 观测时间从 2012 年 5 月 26 日到 11 月 22 日. 随着距地越来越近, 亮度逐渐增加, 小行星目标视星等从 19 星等增加到交会前的 10 星等. 基于上述观测共获取 175 组光学资料, 加上夏威夷大学 2.2 m 望远镜和智利 Cerro Tololo 山 0.6 m 望远镜的 150 组观测结果, 并融合以往雷达的观测资料, 完成 4179 小行星的轨道测量与确定^[20], 内符合精度优于 5 km 和 0.001 m/s.

3.3.4 嫦娥二号卫星轨道确定与地面通信支持

卫星测定轨由地面测控系统组织完成. 虽然卫星针对深空特点设计了高精度的控制, 完善了卫星控制的角动量管理, 降低了推力器喷气的概率进而改善了轨道稳定性, 但是对于地面测控系统, 对月球以远探测器测定轨和通信也是首次. 嫦娥二号于 2012 年 6 月 1 日离轨日地 L2(距地 150 万千米), 仍由 18 和 12 m 口径天线的地面测控站支持, 而 35 和 64 m 口径的大天线地面测控站边调试、边测试, 于 2012 年 10 月先后完成跟踪接替, 此时嫦娥二号距地约 300 万千米. 在环月轨道精度相比嫦娥一号大幅提高的基础上, 地面测控系统对嫦娥二号卫星的轨道确定精度为位置优于 10 km, 速度优于 0.1 m/s, 为嫦娥二号近距飞越 4179 小行星作出了贡献.

4 飞行结果

以嫦娥一号为技术基础, 经过两年多的研制, 2010 年 10 月 1 日, 嫦娥二号卫星成功发射, 10 月 6 日, 成功进入月球环绕轨道. 经过半年的技术试验与科学探测, 于 2011 年 4 月 1 日圆满完成既定的探月二期工程的关键技术验证和月球深化科学探测任务, 成功实现 6 项工程任务目标, 并获取了分辨率 7 m 的全月图、分辨率 1.5 m 的虹湾区图像等一大批重要科学数据^[21].

2011 年 6 月 9 日, 嫦娥二号卫星飞离月球, 进入月球至日地拉格朗日 L2 点转移轨道, 经过 85 d 飞行, 于 2011 年 8 月 25 日捕获进入 L2 点环绕轨道. 运行至 2012 年 4 月, 嫦娥二号卫星圆满完成在日-地 L2 点一个拟周期的飞行探测.

2012 年 4 月 15 日, 嫦娥二号卫星成功进行 L2 点离轨控制, 向新的探测目标出发, 经过 196 d 飞行, 于 2012 年 12 月 13 日 16 时 30 分近距离飞越探测 4179

图塔蒂斯(Toutatis)小行星, 并对其进行光学成像, 获取到高分辨率的小行星表面图像。

2013年1月5日23时46分, 嫦娥二号卫星突破距地1000万千米, 成为中国飞行距离最远的深空探测器。

嫦娥二号卫星的在轨飞行和历次拓展试验, 是在科学论证、系统规划、精心设计、充分验证的基础上开展的, 开辟了我国航天器多任务多目标探测的先河, 为我国未来深空特别是行星际探测任务的规划、设计与实施奠定了技术基础, 积累了宝贵的工程经验。同时, 也使中国成为继美、欧之后国际上第3个开展拉格朗日点探测任务和美、欧、日之后第4个开展小行星探测的国家^[21]。

嫦娥二号卫星先后开展了3个目标探测和多项技术试验任务, 在轨飞行完成的探测与技术验证(包括获取科学探测数据)项目包括以下几方面。

1) 月球环绕及地月转移轨道探测

- (a) 直接地月转移技术;
- (b) CMOS小监视/着陆相机成像试验;
- (c) 紫外敏感器导航试验;
- (d) 100 km月球捕获;
- (e) 近月15 km轨道机动控制与飞行;
- (f) LDPC编译码试验;
- (g) X频段测控体制试验;
- (h) 空间分辨率7 m全月图;
- (i) 优于1.5 m预选着陆区局部图像;
- (j) 9种元素分布等其他科学探测。

2) 日-地L2点探测

- (a) 从月球出发至L2的轨道设计与控制技术;
- (b) 基于太阳光压的角动量管理技术;
- (c) 150万千米测控通信试验(18 m天线地面站);
- (d) 深空环境科学探测试验;

3) 图塔蒂斯小行星飞越探测和行星际飞行

- (a) 小行星探测目标选取策略;
- (b) 小行星探测轨道设计与控制技术;
- (c) 小行星目标测定轨技术;
- (d) 小天体逼近飞越策略;
- (e) 基于渐远点凝视的光学成像技术;
- (f) 1000万千米量级测控通信试验(35和64 m天线深空地面站);
- (g) 行星际飞行自主控制与管理。

上述技术验证项目的成功均为国内首次实现, 其中, 月球转移L2飞行、L2转移小行星飞行、逼近飞越小行星探测、千米级近距高速飞越小行星、基于渐远点凝视的光学成像技术并获取图塔蒂斯高分辨率(最高3 m)光学图像均为国际首次^[21]。

实现上述技术突破, 依赖对在轨关键参数的精确的量化评估, 以燃料消耗和通信链路为例。

4.1 燃料消耗

嫦娥二号的燃料估算综合应用了加速度计测量法、记账法和参数法3种方法。

根据燃料和速度增量对应关系进行在轨实际燃料消耗统计:

$$dm = m_0(1 - e^{-\frac{dv}{I \cdot g_0}}), \quad (1)$$

其中 dm 为单次点火燃料消耗; m_0 为点火前卫星质量; dv 为点火速度增量; I 为发动机比冲。在任务过程中需要用记账方式得到每次点火的燃料消耗, 然后修正卫星重量 m_0 , 以便为下次燃料计算提供参数。

嫦娥二号卫星加注燃料约1302 kg, 比嫦娥一号多加105 kg, 比预算多加153 kg; 在轨实际的燃料消耗主要分配如下, 在既定任务阶段消耗778 kg, 拓展任务阶段消耗486.2 kg; 得益于发射、运行阶段的良好表现, 除多加153 kg, 拓展任务利用的燃料均来源于任务各阶段的节省量, 包括入轨精度高(发射零窗口、直接转移精度高)节省216 kg, 在轨运行阶段卫星控制精准节省55 kg、自主稳定运行节省65 kg(预算余量)。去除不可使用的残留量, 仅剩余约5 kg燃料。嫦娥二号任务的燃料利用体现了深空探测任务另一特点, 在系统稳定、精心实施前提下, 创造有利条件, 可以将面临任务高风险和各种不确定性的设计余量, 转化应用于拓展任务。

4.2 通信链路实测

嫦娥二号卫星在L2点飞行时, 最远距地距离为170万千米, 下行遥测接收采用18 m站。根据地面实测结果, 实际在轨上下行均有约5 dB余量。

在星地距离172万千米处, 进行了1.5 Mbps码速率传输测试, 密云50 m站接收数据误码率满足要求, 昆明40 m站接收数据译码前误码率为 2.2×10^{-3} , 已处于临界状态。

在我国两个深空站建设完成后, 按照深空站接

口指标计算嫦娥二号卫星在轨测控通信能力.

1) S 频段全向下行

$$(S/\Phi)_{\text{down}} = EIRP|_s + L_{RP} + L_{SP}|_d + L_a + L_p + (G/T)|_g - k, \quad (2)$$

其中 $S/\Phi|_{\text{down}}$ 为地面站总的接收信噪谱密度比, dBHz; $EIRP|_s$ 为航天器等效全向发射功率, dBW; L_{RP} 为地面天线指向损失, dB; $G/T|_g$ 为地面接收系统品质因数, dB K⁻¹; $L_{sp}|_d$ 为空间损失, dB; k 为波尔兹曼常数, -228.60 dBW HzK⁻¹.

依据 18 m 天线的实测值, 参照其指标经(2)式计算, 深空站能够支持最远飞行距离为 3000 万千米以上.

2) S 频段数传

采用密云 50 m 站, 码速率选择 23.4375 kbps, 经(1)式计算, 可支持最远距离为 1300 万千米.

采用 64 m 深空站, 码速率选择 23.4375 kbps, 可支持最远通信距离为 2500 万千米.

3) S 频段上行

$$(S/\Phi)_{\text{up}} = EIRP|_g + L_{TP} + L_{SP}|_u + L_a + L_p + (G/T)|_s - k, \quad (3)$$

其中 $S/\Phi|_{\text{up}}$ 为航天器总的接收信噪谱密度比, dBHz; $EIRP|_g$ 为地面站等效全向发射功率, dBW; L_{TP} 为发射天线指向损失, dB; $L_{sp}|_u$ 为空间损失, dB; L_a 为大气衰减, dB; L_p 为发射和接收两天线间的极化损失, dB; $G/T|_s$ 为航天器接收系统品质因数, dB K⁻¹.

采用 64 m 深空站与 10 m 站相比, EIRP 增加 28.3 dB, 根据(3)式计算, 最远支持 3000 万千米以上的距离.

4.3 嫦娥二号卫星典型功能实现结果汇总

基于前述的相关技术改进和突破, 嫦娥二号卫星飞入行星际, 完成了多目标多任务探测试验, 其在轨飞行参数的分析结果, 可大体反映我国目前行星际探测的技术基础和能力. 表 1 中列出了梳理的行星际飞行能力体现的典型项目和嫦娥二号飞行实现情况, 并提出面向未来深空任务(特别是环绕、飞越探测)需求的改进要点.

5 研制经验

嫦娥二号卫星的多目标多任务探测, 为后续开

展深空探测任务提供了支撑性技术突破和宝贵的飞行数据, 也积累了工程经验. 嫦娥二号任务的设计与实施过程体现了以任务创新(系统集成创新)牵引技术发展并带动产品创新模式的成功.

1) 依托系统工程方法, 强调系统整体优化, 体现系统创新

系统工程技术是航天器系统研制和创新能力的体现^[22]. 系统的任务是综合运用航天器工程技术和系统科学的理论与方法, 通过分析、综合、试验和评价的反复迭代过程, 开发出一个满足全寿命周期使用要求、总体优化系统. 嫦娥二号卫星在设计与实践过程中, 充分采用系统工程方法, 坚持系统创新, 强调系统的综合优化, 而不是单一目标或单个分系统的优化, 同时追求实现目标的具体方法和途径的优化, 将一个又一个新的目标和概念变成现实.

2) 针对深空探测特点, 综合提升工程能力, 实践集成创新

由于深空探测活动面临目标天体环境、任务过程等多方面未知和不确定性, 因而需要采用系统顶层设计的功能组合和集成等手段, 高效地赋予深空探测器符合任务要求的适应性和灵活性. 关注把握本质, 嫦娥二号卫星进行多维度的设计创新, 在升级推进、通信、自主控制和信息管理等性能功能和实现低能量转移轨道设计、逼近飞越目标天体等技术突破的基础上, 突出系统顶层的集成创新, 实现了多目标多任务探测的任务级成果.

3) 组合国内优势力量, 解决任务复杂问题, 体现组织创新

任务中的日-地 L2 点、近地小行星, 均是我国以往航天器未曾探测的目标, 面临关键技术新、未知环境多等挑战, 在任务实施过程中, 嫦娥二号卫星在总体目标一致的约束下, 组合相关高校和科研机构等国内优势技术力量, 将工程经验与理论分析相结合, 优势互补, 集智攻关, 保障了多目标探测的顺利实施.

4) 集成数字信息技术, 可靠支持任务运行, 体现方法创新

基于卫星平台的可靠信息构架, 强化软要素组合和优化, 将系统能力提升到新的水平. 在地面, 集成当今数字应用、计算机、智能控制、信息通信等技术, 构建了针对多任务目标、全系统功能和全任务周

表 1 嫦娥二号卫星在轨飞行结果及后续改进要点

序号	项目	飞行结果	预期改进
1	自主管理	在分钟量级通信延时条件下, 接受地面指令后, 自主调度任务, 具有一定的模式、数据、能源、热控自主故障诊断与处理	自主任务规划, 自主调度更复杂任务, 基于模型和参数的自主故障诊断与系统重构 (FDIR)
2	轨道设计	环月 100 km 圆轨道, 环月 15 km×100 km 椭圆轨道, 多体拟流性低能量转移轨道设计: 小行星探测目标选取策略, 转移轨道修正策略 轨道维持(与控制喷气与卸载相关): 100 km 环月(大于 60 d), 15 km 环月(大于 60 h), L2 点(大于 3 个月, 同国外水平) 测定轨: 4179 小行星(5 km, 0.001 m/s)	小推力轨道设计方法, 提高目标和探测器测定轨精度
3	导航控制	地面指定模式后, 自主姿态控制、自主轨道控制, 基于规则的自主故障诊断与系统重构, 目标接近段导航 姿控精度: 环月(0.01°, 0.001°/s); 惯性定向(0.01°, 0.001°/s) 轨道控制(不包含测定轨误差): 1) 轨道修正(0.01m/s 级, 最高 0.008 m/s) 2) 轨道机动(优于 0.05%, 最高 0.01%) 3) 轨道转移(0.01 m/s 级) 动量管理: 太阳光压卸载, 行星际巡航无喷气	自主任务规划, 基于模型和参数 FDIR, 提高加速度计精度和增强配
4	推进系统	推进剂剩余量预计精度优于 5 kg	提高主推力, 双模式推进系统. 小天体探测中应用离子推进等高比冲先进推进技术
5	机动飞行	全姿态高可靠自动控制, 关键段(如制动)容错自主控制, 环月无测控大速度增量机动, 月球转移日地 L2, L2 转移 4179 小行星并近距离交会	直接应用后续任务
6	测控通信	S 频段上行最远支持大于 3000 万千米. 下行全向最远支持大于 3000 万千米; 定向 6000 万千米 X 频段: 下行能力; 最远支持大于 2000 万千米	通信距离大于 10 亿千米: 应用 X 频段同时, 加速发展 Ka 频段测控: 提高星载应答机灵敏度和单机可靠度
7	数据传输	应用站: 最远支持至 1500 万千米 深空站: 最远支持至 2500 万千米	
8	卫星寿命	任务指标 6 个月, 设计寿命 2~3 年, 截止到 2013 年 4 月, 已飞行 2 年 6 个月	设计 7~30 年

期的任务支持与仿真平台, 在设计阶段开展仿真验证, 在任务实施前进行飞行过程预示, 在实施后对飞行数据进行分析, 为保证方案的正确性和执行过程无差错提供了高效手段.

5) 继承成熟可靠技术, 稳妥推进技术发展, 体现科学创新

在集成基础上创新, 以创新促发展. 在继承嫦娥一号高可靠电子信息构架的基础上, 采用当今先进技术, 嫦娥二号扩展实现了技术试验分系统, 其设计思路和相关产品的性能、功能及其集成度属国内新一代水平. 基于嫦娥一号的高可靠自主控制技术, 从策略、方法及软件等诸方面升级改进, 通过提升精度、增加功能和集成优化, 完善系统关键能力, 以适应行星际飞行探测的要求.

6) 把握技术发展动态, 实践理论联系工程, 体现应用创新

将先进理论和科学研究成果转化应用于工程实践, 加快技术发展. 在嫦娥二号任务中, 相关高校支持了多体流型低能量转移轨道设计、目标小行星选取策略、LDPC, CMOS 相机算法等技术, 中国科学院支持了目标小行星观测与定轨等技术. 嫦娥二号卫星取得的成就有赖于上述创新技术的应用和工程化.

7) 把握自身任务特点, 首创逼近飞越成像, 勇于技术创新

在小行星探测设计中, 克服成像相机视场大和目标小的困难, 设计了高速逼近飞越策略和基于渐远点凝视的成像技术, 首次获取了 4179 小行星光学彩色图像, 并创造了高速飞越距目标最近的世界纪录.

8) 认清本质特点规律, 实现多目标多任务, 体现跨越发展

一颗探测器可执行多个探测任务, 实现多个目

标探测, 这是深空探测及航天工程发展至高级阶段的一个表现, 也是对“低成本、高质量、高回报”开展航天工程的践行. 多目标多任务任务的实施遵循了事物发展从简到繁、从单一到多样的基本规律, 符合工程活动“集成创新为要, 系统最佳为先”的特点, 有利于推动和促进科学与技术的协同创新、大系统与小系统的融合发展. 通过系统集成创新, 嫦娥二号卫星不仅实现了行星际多目标领域的拓展, 进而牵引了一批技术突破与发展, 体现系统能力的跨越.

6 结论与展望

在完成既定技术验证和科学探测任务后, 嫦娥二号卫星相继开展了日-地 L2 点探测和飞越 4179 Toutatis 小行星探测. 嫦娥二号探测了月球、拉格朗

日点和小行星多类目标, 以环绕、飞越等多种方式完成了技术验证与科学探测若干任务, 成为具有国际水准和特色的多目标多任务探测器.

嫦娥二号卫星通过系统集成创新牵引核心技术升级与改进和新技术突破, 奠定了行星际及小行星探测器平台及相关核心技术基础, 实践了稳妥、高效推进的跨越式发展. 嫦娥二号系统集成创新的理念、决策、设计、构建、组织与运行的工程经验, 可供未来任务应用与借鉴. 然而, 嫦娥二号首创行星际之路仅是一个开端; 在深空探测领域与世界航天强国之间存在的巨大差距, 需要有清醒的认识; 与国际先进探测器相比, 以嫦娥二号卫星为例, 我国航天器从功能性能、智能化、信息化到轻型化、低功耗等各方面水平都存在全面差距, 需要长期奋斗、科学创新.

参考文献

- 1 Robert R N. Pioneer 10/11 mission results. In: AIAA 13th Aerospace Sciences Meeting. America: NASA, 1975. 75-0196 1-10
- 2 Edward C S. The voyager encounters with saturn. In: AIAA 21st Aerospace Sciences Meeting. America: NASA, 1983. 83-0605 1-9
- 3 Johnson T. The Galileo Mission. NASA Report. Jet Propulsion Laboratory. 1995.
- 4 Farquhar R W. Near mission overview and trajectory design. J Astronaut Sci, 1999, 43: 353-372
- 5 Herbert W F, Pierre E B, Ben D. Project Stardust, NASA Report. Jet Propulsion Laboratory. 1976
- 6 Nelson R, Varghese P, Rayman M. The DS1 Comet Mission, NASA Report. Jet Propulsion Laboratory. 2000
- 7 Hashimoto T, Kubota T, Mizuno T. Light weight sensors for the autonomous asteroid landing of Muses-C mission. Acta Astronaut, 1999, 45: 389-395
- 8 Candice J H. The Cassini-huygens flyby of jupiter. Icarus, 2004, 172: 1-8
- 9 Fernandez Y R. Near-infrared light curve of Comet 9P/Tempel 1 during deep impact. Icarus, 2007, 220-227
- 10 Mille J K. Orbit determination of the comet rendezvous/asteroid flyby mission. In: AIAA 27th Aerospace Sciences Meeting. America: NASA, 1989. 89-0348
- 11 Russell C T. The dawn mission to vesta and ceres. Space Sci Rev, 2011, 163: 3-23
- 12 Kawaguchi J. Orbit Synthesis for Hayabus-2 and Marco Polo primitive bodies sample return mission. 59th IAC. IAC-08-C1.2.9, 2008
- 13 黄昊, 赵思阳, 杜颖, 等. 嫦娥二号卫星技术试验分系统设计与实现. 中国科学: 技术科学. 2013, 43: 493-498
- 14 叶培建, 于萍. 信息化技术在嫦娥一号卫星研制中的应用. 空间控制技术与应用, 2008, 34: 9-13
- 15 黄江川, 饶炜, 孟林智, 等. 嫦娥二号卫星技术特点分析. 航天器工程, 2010, 19: 7-11
- 16 黄晓峰, 徐宝碧, 吉欣, 等. 嫦娥二号卫星 X 频段星载测控系统设计与验证. 中国科学: 技术科学, 2013, 43: 499-505
- 17 黄江川, 张洪华, 李铁寿, 等. 嫦娥一号卫星的制导、导航与控制. 空间控制技术与应用 2008 34: 29-32
- 18 乔栋, 黄江川, 崔平远, 等. 嫦娥二号卫星飞越 Toutatis 小行星转移轨道设计. 中国科学: 技术科学, 2013, 43: 487-492
- 19 黄江川, 王晓磊, 孟林智, 等. 嫦娥二号卫星飞越 4179 小行星逼近策略及成像技术. 中国科学: 技术科学, 2013, 43: 478-486
- 20 胡寿村, 季江徽, 赵玉晖. 嫦娥二号飞越小行星试验中图塔蒂斯轨道确定与精度分析. 中国科学: 技术科学, 2013, 43: 506-511
- 21 叶培建, 黄江川, 张廷新. 嫦娥二号卫星技术成就与中国深空探测展望. 中国科学: 技术科学, 2013, 43: 467-477
- 22 余后满, 郝宇字, 林益明, 等. 航天器系统工程技术发展思路. 航天器工程, 2009, 18: 1-7