中国科学: 技术科学 2013 年 第 43 卷 第 7 期: 727 ~ 732
www.scichina.com tech.scichina.com
《中国科学》杂志社
SCIENCE CHINA PRESS

嫦娥二号卫星高可靠高精度变轨控制技术

黄江川[①②], 宗红[③④*], 李骥[③④], 李克行[③④]

① 中国空间技术研究院, 北京 100094;
② 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094;
③ 北京控制工程研究所, 北京 100190;
④ 空间智能控制技术国家级重点实验室, 北京 100190
* E-mail: zh0109@163.com

收稿日期: 2013-03-14; 接受日期: 2013-04-26
国家中长期科技发展规划重大专项资助项目

摘要 针对嫦娥二号卫星高可靠首次制动进入环月轨道、高精度环月轨道机动以及扩展任务的转移轨道控制需求, 本文提出了适用于从卫星入轨, 经月球和日-地 L2 点至飞越图塔蒂斯小行星的任务各阶段的轨道控制方案, 方案具有高可靠、高精度、强自主的特点. 首先介绍了嫦娥二号卫星的飞行轨道和星上自主变轨控制方案. 随后给出了星地大回路的高精度标定技术和高精度轨控的补偿措施, 最后给出了在轨飞行试验的验证结果. 飞行实验结果表明, 嫦娥二号卫星的全方位的轨道控制设计是各阶段任务成功的基础, 可作为未来深空探测任务变轨控制的设计参考.

关键词
嫦娥二号
转移轨道
轨道控制
自主控制

1 引言

嫦娥二号卫星于北京时间 2010 年 10 月 1 日 18 时 59 分 57.345 秒由长征三号乙运载火箭从西昌卫星发射中心发射升空; 采用直接地月转移方式, 经 1 次中途修正, 3 次近月制动和 1 次轨道平面内修正, 嫦娥二号卫星于 2010 年 10 月 9 日 11 时 17 分 01 秒进入 100 km 圆轨道. 卫星完成 2 次 100 km×15 km 椭圆轨道降升轨道机动, 成功对虹湾地区拍照后, 经两次加速控制和 5 次中途修正, 到达日-地 L2 环绕轨道, 进行科学探测. 并于 2012 年 6 月 1 日进入小行星方向的转移轨道, 经 1 次中途修正和两次临近修正, 于 2012 年 12 月 13 日 16 时 30 分与小行星交会. 精确完成各阶段任务, 各项控制均一次圆满成功[1].

嫦娥二号卫星针对高可靠高精度的轨道控制要求, 在嫦娥一号卫星基础上[2], 对喷气补偿、自主机动等能力进行升级设计, 进一步提高了控制系统的轨道控制精度. 嫦娥二号卫星除完成具有时间窗口唯一性的月球制动, 还需要完成工程其他既定任务, 包括后续着陆任务中动力下降前的所有轨道机动试验; 扩展任务包括环绕 L2 点飞行和 4179 小行星交会控制等. 环月探测中两次机动降轨试验必须安排在不可测控弧段, 从 100 km 圆轨道降至 100 km×15 km 椭圆轨道. 为避免撞击(月球山最高超过 10 km), 实现近月 15 km 稳定飞行也依赖自主可靠和高精度的轨道控制. 而扩展任务的实现同样需要高精度的轨道控制, 如从月球轨道出发进入 L2 点的转移轨道, 对速度控制的敏感度较高. 逼近小行星的控制除需要高精度轨控, 同时对轨控策略的可靠性要求较高[3]. 在燃料已近耗尽而有限的情况下, 更是如此.

本文介绍了嫦娥二号卫星地月转移、近月捕获、使命轨道以及扩展任务中的逃逸、转移和交会等飞行

中文版发表信息: 黄江川, 宗红, 李骥, 等. 嫦娥二号卫星高可靠高精度变轨控制技术. 中国科学: 技术科学, 2013, 43: 727–732, doi: 10.1360/092013-478

轨道和变轨策略、星上自动变轨控制流程、变轨控制参数的计算和标定、提高轨道控制精度的措施以及飞行验证结果.

2 飞行轨道及控制要求

2.1 嫦娥二号飞行轨道

为实现为后续着陆任务先行验证轨道, 不同于嫦娥一号的近地球段调相轨道[4], 嫦娥二号卫星既定任务的飞行轨道包括直接地月转移轨道, 近月捕获轨道, 100 km 和 100 km×15 km 使命轨道. 飞行轨道如图 1 所示. 扩展任务段包括月球逃逸轨道(调相轨道)、转移轨道、日-地 L2 点环绕轨道和小行星交会轨道等.

嫦娥二号卫星由长三丙运载火箭直接送入近地点 100 km 的地月转移轨道, 飞行 17 h 后, 进行第 1 次中途修正, 第 2 次中途修正在入轨后 41 h, 是备选的一次中途修正, 在到达近月点前的 24 h 进行第 3 次中途修正. 卫星在转移轨道上飞行约 112 h 后, 到达 100 km 高的近月点. 近月点制动分 3 次进行, 首先减速制动成 12 h 的椭圆轨道, 飞行 2 或 4 圈, 到达近月点再将轨道制动成 3.5 h 的椭圆轨道, 飞行 7 圈以后进行第 3 次近月点制动, 轨道变成 100 km 圆的环月极轨道. 在 100 km 的环月轨道上调整并运行一段时间, 光照条件满足正飞姿态的要求时卫星转正飞, 星下点经过虹湾附近时, 在月球背面制动将近月点降到 15 km, 对虹湾区域进行高分辨率成像.

嫦娥二号卫星在完成月球探测任务后, 在 100 km 环月轨道上运行到合适的时机, 沿飞行速度方向进行第 1 次加速, 将环月轨道变成周期 3.5 h 的椭圆轨道; 在 3.5 h 椭圆轨道上运行 7 圈, 在近月点进行第 2 次加速, 轨道变成 12 h 的环月椭圆轨道; 在 12 h 环月椭圆轨道上运行两圈, 在近月点进行第 3 次加速, 卫星进入从月球到日-地 L2 点的转移轨道. 在转移轨道上共安排 4 次中途修正, 经过 103 d 左右的飞行, 进入 L2 点环绕轨道.

嫦娥二号卫星在完成 L2 点一个拟周期(约 6 个月)的飞行验证后, 按与小行星交会约束条件[5], 机动逸出, 进入过渡轨道, 飞行约 196 d, 控制转移进入与 4179 小行星交会轨道, 最终经 2 次末修正[3], 高速近距离飞越并以成像方式探测目标小行星.

由上述可见, 轨道设计与高可靠、高精度的自主轨道控制是嫦娥二号任务突破的基础和关键要素.

2.2 对轨道控制的要求

嫦娥二号卫星使命轨道之一是 100 km×15 km 椭圆轨道, 由于卫星在近月点的高度低、速度快, 若轨道控制的误差较大, 就会导致近月点位置发生变化, 而偏离兴趣目标区域, 也影响连续的测控条件保障; 如果过大, 甚至有卫星撞击月球的风险. 因此嫦娥二号的轨道控制必须足够精确.

第 1 次近月点制动具有唯一性. 必须在近月点附

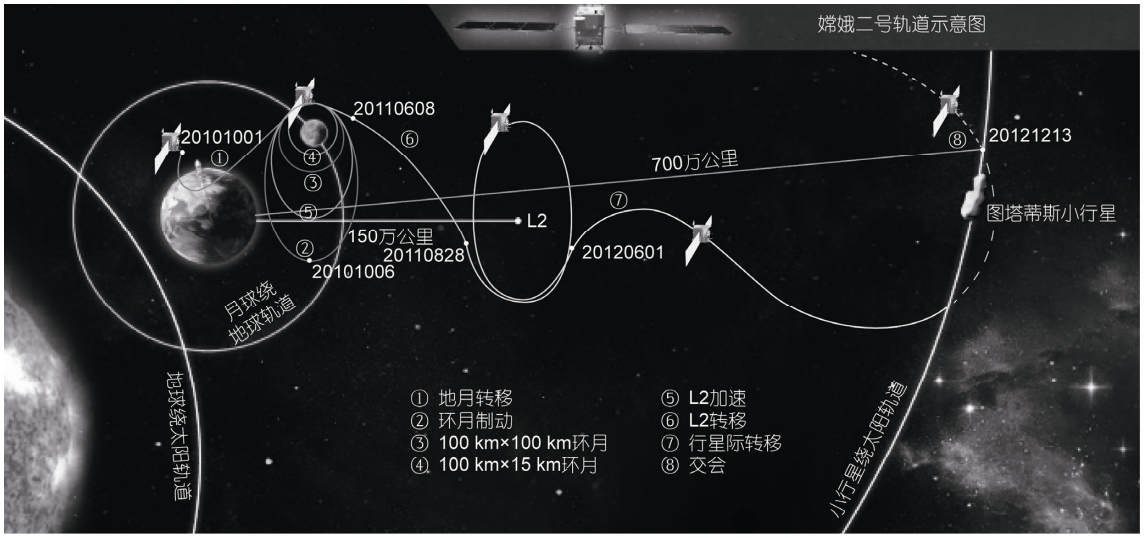

图 1 嫦娥二号卫星飞行轨道示意图

近进行减速, 否则卫星将飞离月球, 要想重新到达月球附近需要花费大量的燃料和时间, 甚至根本无法实现[2]; 且可靠的控制、稳定的运行, 可节省燃料预算余量和减少燃料使用, 是实施扩展任务的基础, 因此对卫星提出了高可靠的要求.

为确保变轨按计划及时执行, 考虑到恶劣情况, 在没有地面测控支持时, 卫星也要具有一定的自主变轨的能力. 特别是对扩展任务中的行星际飞行, 远离地球千万千米之外, 实时地获取地面支持更不可能, 因而提出了自主容错及故障处理的能力.

基于上述, 对嫦娥二号卫星的轨道控制提出了精确性和及时性的要求, 同时也要具备足够的自主性和可靠性.

3　轨道控制策略确定

卫星飞行各阶段, 由地面获取测距、测速数据和甚长基线干涉(VLBI)系统的测量数据. 经数据处理, 确定轨道参数. 由此在地面制定轨道控制策略, 计算优化的变轨控制参数, 并适时将有关数据注入星上计算机. 卫星根据注入的变轨控制参数自动进行姿态机动、变轨姿态保持、发动机开关机、巡航姿态恢复等控制过程. 轨道机动完成后, 地面再进行轨道测量和确定、对轨控效果进行标定和评估、制定后续的轨控策略, 从而构成星地大回路轨道控制.

3.1　确定控制策略的约束条件

燃料消耗: 嫦娥二号卫星携带的燃料量有限, 所能提供的总速度增量受到限制.

测控范围: 虽然卫星具有一定的自主变轨能力, 但是出于任务级安全性考虑, 整个变轨过程仍希望在地面实时监视下进行, 而轨道控制时这样的条件不一定能够满足, 因此制定轨控策略时要尽可能满足或改善本次轨控及后续控制的地面测控条件.

卫星能源: 卫星轨控过程中, 可能处于地球或月球阴影中, 或者不满足太阳帆板对准太阳的条件, 此时卫星依靠电池供电, 这要求轨道控制整个过程不能超过电池供电的最长时间.

3.2　点火姿态和角速度的选择

轨控参数计算时, 根据轨控的目标, 在满足测控条件的约束下对轨控开机时刻、轨控姿态、轨控时长等参数进行优化, 使得在达到目标轨道的同时消耗燃料最少. 同时星上还具备自主修正变轨推力方向的能力, 轨控过程中推力方向在空间按一定的角速度旋转, 以降低燃料消耗.

3.3　有限推力轨道控制参数计算

在制定轨道控制策略时, 按照脉冲变轨方式进行计算速度增量的大小. 轨道控制策略确定后再按照有限推力方式计算当前轨控的相关控制参数. 同时根据期望目标和测控、供电等条件约束, 对开关机时刻进行修正, 迭代确定轨控开关机时刻.

3.4　加速度计和发动机推力的在轨标定

加速度计测量本身包含零位偏差和脉冲当量误差, 如不考虑这些偏差将影响轨道控制精度. 为保证轨控的准确性, 需要对加速度计进行标定并给予补偿.

加速度计的在轨标定分为两个方面, 一是对加速度计零位偏差的标定. 每次轨控前, 通过遥测数据统计加速度计的零位偏差, 在轨控中对使用加速度计数据计算的卫星速度增量进行补偿. 二是利用定轨数据对加速度计的刻度系数进行标定. 在下一次变轨策略计算中对卫星变轨速度增量进行补偿, 以提高轨控精度.

卫星入轨后, 发动机推力会随着推进剂贮箱温度、压力等参数的变化呈现出不同的特性. 若采用同样的推力进行轨控策略的计算, 势必会带来较大的计算误差, 可能影响变轨精度. 所以在每次变轨后对推力器的推力标定是高精度变轨必不可少的步骤. 目前国内外均有许多种推力标定的方法. 嫦娥二号卫星主要根据加速度计数据对发动机推力进行标定, 同时根据卫星贮箱压力温度等参数进行适当修正.

4　星上自主变轨控制的设计

为了解决深空探测中探测器的变轨问题, 保证准确、及时、可靠地完成卫星的变轨控制, 在嫦娥二号卫星的变轨控制中, 采用了一种星上自主调姿及自动变轨的轨控程序, 如图 2 所示.

4.1　变轨控制飞行程序

月球探测卫星大部分轨道控制利用 490 N 大推

力发动机完成, 少量中途轨道修正以及环月运行后轨道维持控制采用 10 N 小推力发动机进行. 根据每种发动机使用特点, 制定了变轨准备, 变轨控制程序等子程序. 保证各种轨道控制准时、可靠.

4.2 变轨控制有关工作模式设计

GNC 分系统设计了 4 种工作模式, 用于卫星变轨准备和变轨控制. 1) 恒星捕获: 在卫星建立轨控点火姿态之前, 利用敏感器信息预估卫星的惯性姿态并进行卫星姿态控制; 2) 惯性调姿: 用于建立卫星轨控点火姿态, 实现卫星三轴大角度姿态机动; 3) 恒星定向: 在卫星建立轨控点火姿态之后保证卫星的稳态指向; 4) 轨控定向: 进行轨控发动机开、关机控制, 确定卫星的点火姿态, 并进行点火期间的姿态稳定控制.

4.3 预置控制参数的自主变轨控制程序

在卫星建立轨控点火姿态之前, 卫星进入恒星捕获模式, 对陀螺漂移和加速度计零位偏差进行标定; 程控时间到, 卫星自主转入惯性调姿阶段, 进行三轴大角度再定向的姿态机动, 建立卫星轨控点火姿态; 调姿到位后, 卫星自主转入轨控前的姿态稳定阶段, 利用星敏感器对卫星姿态进行滤波修正; 程控时间到, 卫星自主进入轨控定向模式, 星上自主控制轨控发动机开机操作.

轨控期间, 根据卫星实际姿态角速度的大小, 自主引入星敏感器修正信息进行定姿的方法, 提高了卫星定姿精度. 姿态稳定控制利用纯数字式的脉宽调制控制器, 抑制液体晃动和帆板振动的影响, 保证变轨姿态精度. 自主关发动机后, 卫星稳定一段时间, 自主转入太阳定向模式, 恢复卫星巡航姿态.

4.4 建立点火姿态的全方位再定向机动

嫦娥二号卫星的轨道控制前, 需要卫星从对日定向的巡航姿态调整到轨道控制所需的点火姿态. 这种姿态调整可能是全天球任意姿态(全方位)的调整, 为此采用四元数方式的三轴同时姿态机动方式, 设计中为了减小卫星三轴耦合的影响, 同时在调姿时间有限制的条件下, 在控制律设计中根据卫星调姿目标姿态设置不同调姿角速度的方法, 既满足时间要求又可适当减小轴间耦合.

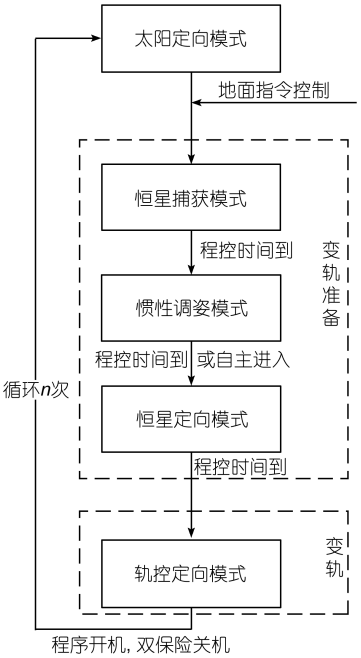

图 2 星上自动轨控流程示意图

4.5 轨控发动机的开机和关机控制

轨控开机采取预先注入开机时间的自主程控点火, 轨控关机采用速度增量及时间双保险关机的控制方法. 这一控制逻辑能够保证, 正常情况下使用速度关机方法, 实现高精度变轨; 加速度计等异常情况下使用时间关机方法, 防止错过控制窗口甚至引发灾难性故障.

4.6 点火姿态的稳定控制

考虑到轨控发动机点火的干扰力矩大, 可能激发液体推进剂晃动和太阳帆板挠性振动, 设计了基于脉宽调制和滤波器的纯数字化的喷气姿态控制律[6], 有效保证了变轨期间卫星姿态控制精度. 同时尽可能减少了推力器脉冲工作次数.

4.7 关机后巡航姿态自主恢复

嫦娥二号卫星在变轨发动机关机并稳定一段时间后, 自主进入太阳定向模式, 利用卫星上安装的太阳敏感器进行太阳捕获和太阳定向控制, 自主恢复巡航姿态.

4.8 自主故障检测、处理和恢复

嫦娥二号卫星变轨控制过程中, 星上自主检测

卫星姿态信息, 当检测出故障后, 紧急关闭变轨发动机, 自主进行故障处置. 同时, 星上自主控制进入速率阻尼模式, 等待卫星的姿态角速度被适当阻尼后, 自主重新转入轨控准备阶段, 重新设置轨控流程. 根据重新设定的时间, 卫星自主转入相应的工作阶段, 恢复轨控; 并根据所需要的控制量完成变轨开、关机. 轨控自主恢复流程如图 3 所示.

5　保证变轨精度的措施

嫦娥二号卫星或其他对轨道要求严格的航天器, 必须考虑到姿态控制喷气(含动量轮卸载)构成其轨道运动的摄动力, 可能会影响轨道确定精度和变轨控制参数确定精度, 最终影响变轨精度. 为此, 嫦娥二号卫星以嫦娥一号卫星为基础, 对减少喷气和计量喷气的措施进行了设计升级和改进.

巡航姿态采用动量轮进行姿态控制, 并采用反作用工作方式, 增加了动量轮参与姿态控制的范围, 有效减少非轨控期间的喷气动作对轨道的扰动.

卫星在巡航姿态采用地面控制卫星慢旋与星上自主启旋的方式, 使卫星绕对日定向轴慢旋, 抵消大部分干扰力矩的影响, 减少巡航姿态长期运行中的喷气卸载. 在卫星每次变轨前, 地面控制卫星停旋在适当相位, 以减少卫星惯性调姿控制的喷气量.

对非轨控期间的喷气量进行计量, 并通过遥测通道下传到地面, 记入定轨模型, 补偿喷气对定轨精度的影响.

为了进一步提高轨控精度, 在嫦娥二号卫星中引入动量轮调姿控制手段, 进一步减少喷气对轨道的影响.

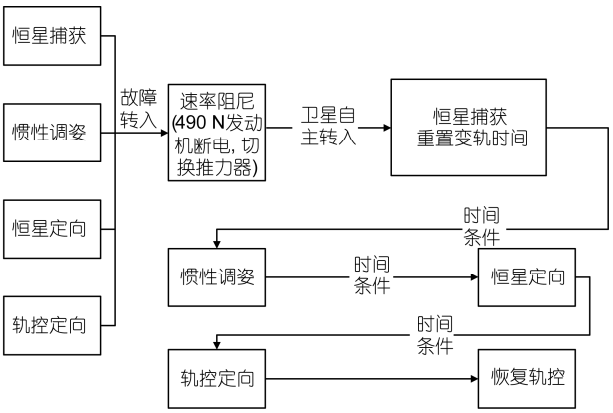

图 3　轨控自主恢复流程示意图

根据历次的轨道控制结果统计, 对非轨控喷气进行充分补偿后, 可实现优于 5 cm/s 的轨道控制精度; 统计结果表明, 嫦娥二号轨控相对精度达到 0.1%, 为实施 L2 点绕飞和小行星的交会任务了基础[3]. 通过高精度的轨道控制, 卫星不仅实施从月球精确转移至 L2 点轨道, 而且在 L2 点的轨道维持间隔延长到 4 个半月, 达到国际同类探测器的轨道维持水平[7]. 卫星从 L2 转移、飞越 4179 小行星, 实现了创纪录的 1 km 级的近距离交会[8]. 此外, 据统计由于控制精度的提高, 相对设计预算, 节省燃料约 30 kg[9]. 嫦娥二号当前仅剩余约 5 kg 燃料, 相比较小行星探测花费约 60 kg, 可见精度之重要.

6　飞行试验结果

6.1　地月转移轨道阶段

嫦娥二号卫星于 2010 年 10 月 1 日 19 时 26 分 03 秒星箭分离, 进入近地点 212.8 km, 远地点 357000 km, 倾角 28.5°的地月转移轨道; 2010 年 10 月 2 日 12 时 25 分 34 秒, 卫星完成第 1 次中途修正(17 h), 修正量 16.05 m/s. 由于入轨和轨控精度比较高, 取消了计划中的第 2 和 3 次中途修正. 卫星在转移轨道上共飞行约 114 h, 于 10 月 6 日 11 时 06 分完成第 1 次近月点制动变轨, 卫星进入周期为 12 h 绕月轨道, 成为一颗月球卫星.

6.2　近月捕获阶段

卫星在第 1 次近月点制动后的环月轨道运行 12 h 后, 于 2010 年 10 月 7 日 13 时 18 分完成一次轨道平面机动, 机动速度增量 31.155 m/s. 10 月 8 日 10 时 45 分以及 10 月 9 日 11 时 17 分分别完成两次近月制动, 进入平均高度 100 km 的使命轨道.

6.3　降轨控制过程

为了便于对虹湾地区成像, 卫星在 2010 年 10 月 26~29 日进行了 100 km×15 km 降升轨控制, 降轨使用 4 台 10 N 推力器完成, 变轨速度增量 23.5 m/s. 升轨采用双脉冲点火方式, 第 1 次点火使用 490 N, 第 2 次采用 10 N, 变轨速度增量 21.2 m/s.

6.4　扩展任务阶段

2011 年 6 月 8 日, 490 N 发动机再次点火, 工作

1300 s, 将卫星轨道调整为近月点高度 104 km, 远月点高度 3565 km 的月球逃逸调相轨道; 2011 年 6 月 9 日, 490 N 发动机再次工作 1113 s, 实施逃逸段第 2 次加速控制, 成功控制嫦娥二号卫星脱离环月轨道, 进入飞向拉格朗日 L2 点的转移轨道.

6.5 小行星交会控制过程

嫦娥二号卫星小行星交会的再拓展任务分为离轨和转移两个阶段.

1) 离轨段: 2012 年 4 月 15 日进行一次控制, 在新的近似 Lissajous 轨道上运行到 2012 年 6 月 1 日.

2) 转移段: 2012 年 6 月 1 日, 嫦娥二号卫星进行一次轨道控制, 进入飞往小行星方向的转移轨道. 2012 年 7 月 31 日, 卫星进行了第 1 次轨道修正; 2012 年 10 月 9 日进行了第 2 次轨道修正; 根据原计划, 2012 年 11 月 10 进行第 3 次轨道修正, 但因所需速度增量小于门限而推迟; 2012 年 11 月 30 日, 嫦娥二号卫星执行了第 3 次轨道修正; 2012 年 12 月 12 日进行了飞越前最后一次轨道修正与姿态调整[5]. 2012 年 12 月 13 日 16 时 30 分嫦娥二号卫星与小行星交会.

7 结论

依托高可靠、高精度的自主变轨控制技术, 嫦娥二号卫星不仅实现了既定的探月轨道验证, 为中国探月工程后续工程奠定基础, 而且在扩展任务阶段, 精准实现了日-地 L2 点飞行试验和 4179 小行星近距离交会, 变身成为中国第 1 个飞入行星际的探测器. 本文给出的嫦娥二号卫星的轨道控制策略、自主变轨控制设计和高精度控制保证措施, 可供后续深空系列探测器的轨道控制系统设计借鉴.

参考文献

1 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

2 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

3 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

4 宗红, 李铁寿, 王大轶. 月球卫星 GNC 系统方案设想. 航天控制, 2005, 23: 2–6

5 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

6 王寨, 李铁寿, 王大轶. 探月卫星变轨时的姿态控制研究. 航天控制, 2005, 23: 11–14

7 Folta D. Libration orbit mission design at L2: A map and NGST perspective. In: AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibt. Boston, 1998

8 黄江川, 王晓磊, 孟林智, 等. 嫦娥二号卫星飞越 4179 小行星工程参数分析. 中国科学: 技术科学, 2013, 43: 596–601

9 孟林智, 黄江川, 叶培建, 等. 嫦娥二号卫星多任务多目标设计与经验. 中国科学: 技术科学, 2013, 43: 585–595