高精度再入返回轨道控制技术

戴居峰*, 周亮, 金剑桥, 段磊强

北京控制工程研究所, 北京 100190

* E-mail: daijf@bice.org.cn

收稿日期: 2014-12-15; 接受日期: 2014-12-25

国家中长期科技发展规划重大专项资助项目

摘要 2014 年 11 月 1 日, 月地高速再入返回飞行器准确着陆在预定着陆区, 标志着探月工程三期月地高速再入返回任务取得了圆满成功. 其中飞行器服务舱的制导, 导航与控制系统以高精度的再入角和准确的返回再入速度将返回器送入返回走廊, 是整个飞行任务的关键环节. 本文介绍了为实现以 11 km/s 速度再入返回地球, 解决对地球再入角和返回速度的准确度要求高的难题, 飞行器服务舱的制导, 导航与控制系统所采用的轮控姿态管理, 喷气管理和高精度加速度计闭环轨控的组合技术. 在轨实施取得了轨道控制精度小于 0.009 m/s, 再入角控制精度小于 0.024° 的控制结果, 达到了再入返回轨道控制的高水平.

关键词

探月三期
飞行器
月地高速再入返回
轨道控制

1 引言

2014 年 11 月 1 日, 月地高速再入返回飞行器准确着陆在预定着陆区, 标志着探月工程三期月地高速再入返回任务取得了圆满成功. 其中飞行器服务舱的制导, 导航与控制系统(GNC 系统)以高精度的再入角以及准确的返回速度将返回器送入返回走廊, 是整个飞行任务的关键环节.

月地高速再入返回飞行器以近 11 km/s 速度返回地球, 对再入走廊有着严格的要求. 综合考虑再入航程, 气动过载, 气动热环境条件, 落点散布范围等多种因素, 返回器在首次进入大气层时, 要求满足再入角范围为 $-5.8^{\circ} \pm 0.2^{\circ}$, 再入速度为 10.66 ± 0.05 km/s, 再入航程介于 5600~7100 km 的再入精度指标. 因此, 为保证返回器准确进入再入走廊, 高精度的轨道控制成为任务成功的关键, 对轨道控制策略的设计和

实施都提出了很高要求.

2 再入角偏差分析

再入角是再入时速度方向与当地水平线的夹角, 再入角的大小直接影响到返回器的机动能力和所受气动力加热情况. 为保障良好的再入条件, 有必要分析各因素对再入角偏差的影响. 在服务舱飞行过程中, 测定轨精度, 轨控前调姿, 轨控误差, 轨控后调姿以及舱器分离速度都会对再入角产生影响.

根据轨道控制过程的分析, 对轨道产生影响的环节有以下几个方面.

2.1 轨控过程的轨控精度

轨控模式的喷气, 无论采用 10 N 推力器还是 490 N 发动机, 在轨控模式中由于采用了高精度的加

引用格式: 戴居峰, 周亮, 金剑桥, 等. 高精度再入返回轨道控制技术. 中国科学: 技术科学, 2015, 45: 276–283

Dai J F, Zhou L, Jin J Q, et al. The technology of high accuracy return and reentry orbit control (in Chinese). Sci Sin Tech, 2015, 45: 276–283, doi: 10.1360/N092014-00477

速度计进行测量轨控过程中产生的速度增量, 并采用了速度增量关机策略, 一般情况下轨控过程误差小于 10 cm/s.

2.2 轨控姿态建立过程对轨道的影响

飞行器从巡航姿态转为轨控姿态一般会脱离对日定向状态下, 需要耗费整星电池的能源, 调姿过程需要尽量短. 一般情况下, 轨控姿态建立前的调姿采用 10 N 推力器喷气执行, 飞行器的 3 个轴同时进行调整. 因此调姿过程势必会产生的喷气, 进而造成对轨道的影响.

由于轨控姿态的建立一般在轨控前 15 min 完成, 而制定轨控策略的测定轨则在轨控前大约 4 h 制定完成, 也就是说轨控姿态建立产生的速度增量并没有进入轨控的期望速度增量中, 是非期望的速度增量, 为本次轨控的误差.

一般情况下, 调姿产生的速度增量为不确定数, 根据嫦娥一号, 嫦娥二号在轨实施情况其多数情况在 5 cm/s 左右, 在极限情况下可以达到 50 cm/s. 后续分析了轨控姿态建立过程产生速度偏差对再入返回轨道的影响.

2.3 由轨控姿态转回巡航姿态轨道的影响

飞行器进行完轨控后, 耗费了大量的整星能源. 需要迅速调整姿态至对日定向姿态, 以完成迅速的补充充电. 姿态由轨控姿态调整回对日定向姿态的过程与由巡航姿态调整轨控姿态采用的方式相同, 采用 10 N 推力器喷气执行, 飞行器的 3 个轴同时进行调整. 因此调姿过程同样会产生非期望的喷气, 进而造成对轨道的影响. 其量级也与由巡航姿态调整轨控姿态相当.

由于对日定向姿态的建立发生在轨控结束后 4 min 左右, 这部分速度增量没有进入轨控的期望速度增量, 同样为是非期望的速度增量, 为本次轨控的误差.

由于速度增量的产生的时间与由巡航姿态调整轨控姿态不同, 其对轨道的影响也不同. 后续分析了由轨控姿态调整回对日定向姿态过程产生速度偏差对再入返回轨道的影响.

2.4 其他环节喷气对轨道的影响

其他飞行过程产生喷气的环节包括: 巡航过程

起旋和停旋、动量轮卸载等这些喷气的发生时机一般可控, 可以在控制在测定轨前, 即可以将其产生的影响在轨控过程中进行补偿^[1,2].

2.5 非期望喷气对再入轨道的影响分析

以轨控前调姿为例介绍其分析过程. 考虑在再入前 6 h 进行中途修正, 并在修正前 15 min 实施调姿, 将对日姿态调整为轨控姿态, 其喷气过程将对轨道产生影响. 假设调姿过程在 VNC 坐标系中各向误差满足 $[-0.05, 0.05]$ m/s 的均匀分布, 将其加入控前轨道, 而后按照设计的轨控策略实施修正, 利用高精度动力学模型预报至再入点, 500 组轨控前调姿对再入角偏差打靶结果如图 1 所示.

采用类似的数值算法, 分析轨道控制过程中各因素对再入角的偏差影响情况, 结果如表 1 所示.

由表 1 可知, 平均轨控前后的调姿产生的速度增量累计到进入返回走廊的入口点, 已经将近 0.1. 如果再考虑轨控过程误差, 总误差将为 0.15, 接近指标

图 1 (网络版彩图)轨控前调姿对再入角偏差打靶仿真图

表 1 轨控过程对再入角偏差影响

误差因素	误差类型	误差分布 (m/s)	误差时刻	再入角偏差 $3\sigma(^{\circ})$
轨控前调姿	均匀分布	VNC 坐标系各向速度误差 0.05	再入时刻 -6 h 15 min	0.05
轨控误差	均匀分布	VNC 坐标系 V 向速度误差 0.1; 其余两向速度误差 0.05	再入时刻 -6 h	0.05
轨控后调姿	均匀分布	VNC 坐标系各向速度误差 0.05	再入时刻 -5 h 45 min	0.04

要求的 0.2 m/s . 必须指出的是上述的仿真分析为较为理想的状态, 如果考虑恶劣的状态将超过对再入返回初始轨道的精度要求. 值得注意的是, 如中途修正时间提前, 则各项误差对于再入角偏差的影响更大, 对轨道控制精度的要求更为苛刻.

通过以上的分析得出, 再入返回飞行器使用相对比较成熟的嫦娥一号, 嫦娥二号所采用的轨道控制技术不能满足探月三期返回再入任务对轨道控制精度的要求, 或者工程余量明显不做. 必须在嫦娥一号, 嫦娥二号卫星高精度轨道控制技术的基础上, 进行改进以进一步提高轨道控制精度, 满足高速再入返回的任务要求^[3~9].

3 采取的措施

针对我国第一颗高速返回地球的航天器, 其精确的轨道控制是任务成功的关键, 喷气对轨道的影响问题尤为突出. 除了在控制系统设计中考虑采用动量轮控制航天器对日定向等减少喷气的措施, 还采取了多种手段对在轨飞行的全过程喷气进行管理.

主要采取了以下措施保证再入返回的轨道控制精度.

3.1 轨控前后的姿态管理

3.1.1 调姿的姿态管理

飞行器在轨需要多次进行姿态机动, 一般情况下都采用喷气进行姿态机动控制. 早期轨控的偏差可以通过中途修正来补偿, 对于第 5, 6 次中途修正, 由于没有补偿的机会必须保证轨控的精度.

为此对采用了轨控前后调姿采用动量轮进行调姿. 采用动量轮调姿可以避免喷气对轨道的影响, 但是调姿速度较慢, 难以满足能源, 测控和热控的需求. 在飞行器进行关键的第 5 次中途修正的时候, 飞行器首次提出了采用调姿轨迹管理的方式完成轨控姿态建立和轨控后恢复巡航的调姿. 具体如下:

1) 选择有利的变轨姿态, 将调姿轨迹与目标变轨姿态综合考虑, 使得调姿轨迹满足能源, 测控和热控的需求;

2) 将传统欧拉轴角姿态转换方式分段实施, 将目标姿态按照欧拉轴角的方式进行分解, 分阶段稳定控制, 满足调姿过程长带来的不满足能源, 测控和

热控的约束问题. 优先采用绕 X 轴旋转不影响能源和热控, 绕 Z 轴不影响测控, 最后旋转 X 轴完成最终调姿的顺序进行调姿;

3) 简化调姿过程, 对于对目标姿态选择较多的姿态(保证 X 轴指向), 简化调姿路径, 减少调姿时间;

4) 利用最终的目标姿态注入, 在所有的调姿完成后, 对目标姿态进行精确控制确保姿态高精度指向目标姿态.

根据以上的原则初步考虑采用两种方式实现轮控分布姿态机动.

方式一. 两次单轴调姿, 调姿可指定 X 轴指向(轨控推力方向和帆板指向), 在保证整星能源的同时, 调整 Z 轴调整到当前 X 轴与目标 X 轴所确定平面的法线方向, 并预报测控方向. 再绕 Z 轴方向调姿, 保持测控, 调整 X 轴指向至目标方向, 完成全部调姿. 此种方案调姿过程较短, 对能源和热控的要求较小. 缺点是测控和数传方向只可以预报, 不能指定. 在轨实施时, 只要测控和数传可以接受, 应该优先选择该方式完成轨控建立和恢复过程的调姿. 其在轨实施流程如图 2.

方式二. 3 次单轴调姿, 调姿可指定 3 轴指向, 同时保证轨控推力方向, 帆板指向, 测控频点要求以及星敏感器可用性约束, 调姿过程较长. 完全建立点火姿态过程需要 3 次单轴调姿完成, 调姿的方式按照先绕 X 轴旋转使得 Z 轴在点火方向与太阳方向形成平面的法线方向(不影响对日指向, 保证能源), 再绕 Z 轴旋转使得星体 X 轴与点火方向重合(不影响天线指向, 保证数传), 最后再根据星敏和天线要求绕 X 轴旋转达到轨控目标姿态.

采用此种方式完成轨控姿态建立和恢复, 可以实现在姿态建立过程不产生喷气, 不对测定轨后的轨道和实施过轨控后的轨道产生影响, 又同时满足了能源, 热控和测控数传对姿态的要求, 具备在轨实施的条件^[10].

3.1.2 优化的高精度动态姿态控制

调姿和轨控期间的姿态估计均采用国产高精度陀螺积分获得, 根据飞行器实际姿态角速度的大小自主引入星敏感器修正信息的进行姿态修正. 由于调姿过程姿态变化较大, 可能带来星敏感器切换. 为此增加了星敏感器在轨实时互标设计, 克服由于星敏感器切换带来的姿态扰动, 进一步提高了飞行器

图2 方式一在轨实施流程图

的定姿精度. 轨控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.

3.1.3 目标姿态的优化

飞行器调姿目标姿态多数情况是指星体某个轴的指向. 为了保证在调姿过程种至少有 2 个星敏感器可用, 可绕该轴旋转获得 2 个以上星敏感器均可用的姿态作为目标姿态. 实现在目标姿态和姿态旋转方式上进行适当调整, 即满足调姿要求又满足星敏感器可用条件.

3.2 飞行全程喷气管理

3.2.1 优化的巡航姿态动量轮控制

若太阳定向模式下仍采用喷气控制, 势必会影响航天器轨道. 从嫦娥一号卫星开始已经开始为了

图3 方式二在轨实施流程图

减小姿控的喷气量, 在巡航姿态下采用了动量轮控制方式, 减少避免了喷气对轨道的扰动. 但是飞行器在巡航期间由于受到环境干扰力矩的作用, 还是会产生角动量积累, 造成动量轮饱和. 为了减少动量轮卸载, 再入返回飞行器采用了三轮零动量工作方式, 增加了系统存储角动量的能力. 减少喷气卸载次数.

3.2.2 巡航姿态的慢旋方式和停旋控制

飞行器在巡航姿态下处于不同的轨道段, 所受的干扰力矩不同. 地月转移段和月地转移阶段主要受太阳光压力矩的影响, 近月转向段主要受月球引力的影响. 在上述阶段飞行器处于惯性定向姿态, 干扰力矩引起不同程度的动量积累. 在巡航姿态下采用地面控制飞行器慢旋与星上自主启旋的方式, 使

飞行器绕对日定向轴(+X 轴)慢旋方式, 抵消大部分干扰力矩的影响, 避免喷气卸载. 在飞行器每次变轨前, 地面控制飞行器采用轮控分次停旋, 避免喷气, 同时确定飞行器惯性姿态为轨道控制做准备.

3.2.3 动量轮喷气卸载的管理

飞行器姿态控制采用动量轮完成, 基本避免了大量姿控喷气对飞行器轨道的影响. 但是, 由于受到环境干扰力矩的作用, 产生角动量积累, 造成动量轮饱和. 在地球轨道运行的航天器(目前在轨运行以及在研的低轨航天器)通常利用地磁场, 采用磁力矩器进行动量轮卸载, 可以避免喷气卸载. 而对于地月地转移轨道运行的航天器只能利用喷气控制进行卸载.

方案设计中针对环境干扰力矩等作用引起的角动量饱和, 在飞控阶段对动量轮的角动量进行管理, 并将动量轮的卸载与喷气轨控过程联合执行, 将喷气卸载产生的速度增量合并到在轨速度增量中, 使喷气卸载的速度增量可控. 同时为了降低对飞控程序的约束也设计了强制卸载手段, 安排在地面可见的弧段(在出测控区之前的一段时间)进行, 通过地面注入卸载指令, 强制动量轮卸载. 根据遥测数据首先获得喷气加速度在航天器本体坐标系中的分量, 再结合航天器姿态与轨道, 计算喷气加速度在航天器惯性坐标系中的分量, 在定轨时计算并计入了喷气摄动, 以补偿姿控喷气对轨道确定精度的影响. 该方法有效减少了航天器在不可测控弧段的喷气卸载次数, 可以及时利用实时遥测数据在定轨中补偿卸载喷气对轨道的影响, 提高飞行器轨道确定的精度.

3.3 高精度, 高可靠加速度计闭环轨控

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. 轨控速度增量和时间双保险关机控制方法是指: 在轨控发动机关机的标称时刻(地面轨控策略设定)前后设置一个时间区间, 在此时间区间之前禁止轨控发动机关机, 在此时间区间之后强制轨控发动机关机, 在此时间区间之内, 则采用加速度计测量的速度增量进行轨控发动机的关机控制.

3.3.1 加速度计的在轨标定

在飞行器轨控期间需要准确的加速度计测量信息, 而加速度计测量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会对轨道确定产生误差. 为保证轨控的准确性, 星上需要对加速度计进行标定并给与补偿.

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. 每次轨控前统计飞行器没有推力加速度时期的一段时间的数据后, 给出平均值, 作为加速度计的零位偏差, 在轨控中使用加速度计数据计算飞行器速度增量时进行补偿. 二是利用定轨数据对加速度计的刻度系数进行标定. 每次变轨结束后, 依据地面测定轨后给出的变轨过程中的速度增量 ΔV 和变轨过程中的利用加速度计累计的速度增量, 计算加速度计脉冲当量标定系数, 在下次变轨策略计算中对飞行器变轨速度增量进行补偿, 以提高轨控精度.

3.3.2 发动机推力的在轨标

飞行器入轨后, 发动机推力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, 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. 再入返回飞行器主要使用根据飞行器定轨数据对发动机推力进行标定, 同时根据飞行器贮箱压力温度等参数进行适当修正的标定方法.

3.3.3 关机后巡航姿态自主恢复

以往静止轨道飞行器变轨结束后, 均由地面控制飞行器进行太阳捕获, 建立巡航姿态. 嫦娥一号飞行器中在双保险关机后, 飞行器稳定一段时间后, 自主进行太阳定向模式, 利用飞行器中安装的太阳敏感器进行太阳捕获即太阳定向控制, 自主恢复巡航姿态.

3.3.4 变轨控制策略准实时计算和标定

在每次 490 N 发动机变轨之前, 地面需要根据飞行器的轨道信息, 指定变轨策略. 490 N 轨控策略计算时, 增加考虑推进剂的沉底时飞行器质量的减少以及沉底产生的速度增量. 同时还要考虑惯性调姿和太阳捕获产生的速度增量 ΔV . 490 N 变轨结束后, 要根据定轨结果对发动机的推力和加速度计的刻度系数等进行标定, 作为下次变轨的输入条件, 从而保证变轨的控制精度^[1,2].

4 实施效果

2014 年 10 月 30 日下午 16:17:45 再入返回飞行器实施了第 5 次中途修正, 目标为于 11 月 1 日将飞行器于以规定的再入角和再入速度送入返回走廊. 同时为防止第 5 次中途修正后的轨道外推到 11 月 1 日发散至不满足送入返回走廊的要求, 飞行计划中预留了在到达返回走廊入口点的-6 h 实时第 6 次中途修正.

在进行调姿前, 飞行器的初始姿态为[0.257904, -0.562744, -0.770569, 0.151750], 轨控姿态的建立和恢复调姿采用了第二方案, 即 3 次单轴转动, 保证主推力方向满足轨控要求和测控数传要求. 同时兼顾了星敏感器的使用条件, 使 3 个星敏感器在轨控期间均可使用, 星敏感器可用性分析情况见表 2.

表 2 轨控开始时刻星敏与太阳、地球和月球的夹角

	与太阳夹角(°)	与地球夹角(°)	与月球夹角(°)
星敏 A	154.448	50.719	58.839
星敏 B	84.735	142.067	41.962
星敏 C	46.003	119.553	100.659

轨控之前进行了加速度计的标定, 确定了最新的加速度计零位偏差和刻度误差. 同时前期采用 10 N 推力器进行中途修正的数据确定了最新的 10 N 推力器的推力. 为进一步减少非轨控过程中的喷气, 采用了 20 s 沉底和轨控后立即转入惯性定向的模式等一系列的技术措施.

图 4~7 给出了第 5 次中途修正过程中和前后调姿的姿态角速度变化, 姿态四元数变化, 喷气累计时间

图 4 五修期间的姿态角速度曲线

图 5 五修期间姿态曲线

图 6 五修期间的喷气累计时间曲线

图 7 五修期间的数字太敏数据角度

变化和数字太敏输出情况。

轨控顺利实施后, 根据测定轨的情况对第五次中途修正后轨道进行了评估. 第 5 次中途修正由于采用各项技术组合实施了高精度轨道中途修正, 轨道控制取得较好的控制效果. 其轨道控制精度达到 0.009 m/s . 第 5 次中途修正后的轨道外推到预留的第 6 次中途修正时刻, 与理论偏差小于 0.1 m/s , 因此取消了第 6 次中途修正. 该控后轨道外推到再入舱器分离点, 再入角控制误差小于 0.024° , 全面满足和飞行器高速再入返回的要求, 其控制精度达到了较高水平.

5 结论

月地高速再入返回飞行器是我国首次深空再入返回的航天器, 其中飞行器的制导, 导航与控制系统以高精度的再入角以及准确的返回速度将返回器送入返回走廊, 为整个飞行任务获得圆满成功起到了关键的作用. 其采用的轨控前后的姿态管理, 全过程喷气管理等相关组合技术, 将飞行过程产生的对不期望的轨道影响环节控制到了最小, 实现了飞行器实施关键轨控的高精度控制, 为后续深空探测高精度的轨道控制提供了有借鉴意义的经验.

参考文献

- 1 宗红, 王淑一, 韩冬, 等. 嫦娥一号卫星的地月转移变轨控制. 空间控制技术与应用, 2008, 34: 44–50
- 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 高玉东. 月球探测器地月空同转移轨道研究. 博士学位论文. 长沙: 国防科技大学, 2008
- 4 谢剑锋. 地月转移轨道中途修正优化分析. 全国第十二届空间及运动体控制技术学术会议. 桂林, 2006
- 5 张磊, 于登云, 张焱, 等. 月地转移轨道快速设计与特性分析. 中国空间科学技术, 2011, 3: 62–70
- 6 周文艳, 杨维廉. 月球探测器转移轨道的中途修正. 宇航学报, 2004, 5: 89–92
- 7 周文艳, 杨维廉. 月球飞行器转移轨道的特性分析. 空间科学学报, 2004, 24: 354–359
- 8 刘林. 人造地球卫星轨道力学. 北京: 高等教育出版社, 1992
- 9 王希季. 航天器进入与返回技术. 北京: 中国宇航出版社, 1991
- 10 屠善澄. 卫星姿态动力学与控制. 北京: 中国宇航出版社, 1998

The technology of high accuracy return and reentry orbit control

DAI JuFeng, ZHOU Liang, JIN JianQiao & DUAN LeiQiang

Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100190, China

The circumlunar return and reentry spacecraft has landed at the reserved landing site on Nov. 1, 2014, which represented the great success of the circumlunar return and reentry spacecraft of 3rd phase of China lunar exploration program. As a key step of the whole space mission, the guidance, navigation and control system of the spacecraft's service module sent the reentry capsule into the back corridor with the high-accuracy reentry angle and reentry velocity. This article introduces the wheel control attitude management technology, jet management technology and accelerometer closed-loop orbit control technology used to realize return and reentry to the earth within 11 km/s and solve the difficult problem of the accuracy requirement for the reentry angle and reentry velocity. The combination of these techniques was implemented on orbit, and obtained the orbit control accuracy higher than 0.009 m/s and the reentry angle control accuracy higher than 0.024°.

the 3rd phase of China lunar exploration program, spacecraft, high-speed circumlunar return and reentry, orbit control

doi: 10.1360/N092014-00477