

文章编号: 1001-2486(2009)06-0050-07

# 远程导引变轨故障后轨道重构设计与分析\*

张 进, 李海阳, 罗亚中, 唐国金

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

**摘要:** 研究了空间交会远程导引变轨故障后轨道重构问题, 提出了轨道重构设计准则, 对五冲量远程导引的每一次变轨故障分别给出了四类轨道重构方案。根据提出的设计准则对给出轨道重构方案的修正能力、测控条件、推进剂消耗、终端精度和安全性进行初步分析, 确定了处理远程导引变轨故障的轨道预案。

**关键词:** 空间交会; 远程导引; 变轨故障; 轨道机动; 轨道重构

**中图分类号:** V412      **文献标识码:** A

## The Orbital Reconfiguring Design and Analysis after Maneuver Failure for Rendezvous Phasing

ZHANG Jin, LI Hai yang, LUO Ya-zhong, TANG Guo-jin

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract:** The orbital reconfiguring problem after maneuver failure for rendezvous phasing is studied. The orbital reconfiguring design rules are proposed and four types of orbital reconfiguring plan are provided respectively for every maneuver failure in five-impulse phasing mission. Based on the proposed design rules, the provided reconfiguring plan's correcting ability, tracking and command condition, propellant consumed, terminal precision and security are analyzed. Finally, the orbital counter plan to deal with rendezvous phasing maneuver failure is obtained.

**Key words:** space rendezvous; phasing; maneuver failure; orbital maneuver; orbital reconfiguring

空间交会远程导引段也称调相段或地面导引段<sup>[1-2]</sup>, 追踪器在地面测控导引下进行数次变轨, 修正入轨时的轨道倾角差和升交点赤经差等, 减小相对目标器的相位角(追踪器位置矢量与目标器位置矢量的夹角), 与目标器建立直接通信后, 进入目标器后下方几十 km 处, 到达近程导引初始位置——初始瞄准点<sup>[1]</sup>。

远程导引段故障包括导航故障、变轨故障、天地通信故障等<sup>[3]</sup>。“变轨故障”指由于轨控发动机故障或姿态控制系统不能维持轨道机动过程需要的姿态, 引起发动机实际产生的速度增量较大偏离设计速度增量。变轨故障起因复杂、类型多样<sup>[4-5]</sup>, 故障排除或启用备用设备后, 追踪器可以恢复轨道机动能力。正常轨道机动方案可以修正一般的轨道偏差, 使实际轨道与设计轨道差异较小; 但故障情况下实际轨道可能较大地偏离了设计轨道, 一般难以按照正常机动方案完成远程导引任务, 需要重新安排后续机动对远程导引轨道进行重构, 以继续进行交会对接。

对空间交会变轨故障的研究主要集中于近距离交会段, 特别是针对变轨故障后轨道的安全性分析与设计<sup>[1-2]</sup>, 较少涉及远程导引变轨故障后轨道重构问题。本文提出远程导引变轨故障后轨道重构设计准则, 对五冲量远程导引的每一次变轨故障给出四类轨道重构方案。对一个实际的两天空间交会任务, 为了确定处理远程导引故障的轨道预案, 根据提出的设计准则对重构方案的修正能力、测控条件、推进剂消耗、终端精度和安全性等进行了初步分析。

\* 收稿日期: 2009-04-30

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(10902121); 中国博士后科学基金资助项目(20090450210); 国防科技大学科研计划资助项目(JC09-01-01)

作者简介: 张进(1983-), 男, 博士生。

## 1 远程导引正常轨道机动方案

远程导引轨道机动过程根据机动位置和机动方向是否受限可分为特殊点变轨和综合变轨两类<sup>[1-2]</sup>。特殊点变轨主要在美国交会对接工程实践中应用和发展,其机动位置主要为远地点、近地点、升交点等轨道上的特殊点,轨道面内外的调整分开进行。本文采用的正常轨道机动方案类似特殊点变轨,追踪器发射入轨后,初始轨道为低于目标器轨道的椭圆轨道,在远程导引段需要进行5次机动以到达初始瞄准点:

$M_1$  ——第  $N_1$  圈远地点施加迹向冲量  $\Delta v_{n1}$ , 调整近地点高度;

$M_2$  ——第  $N_2$  圈纬度幅角  $\varphi_2 \in [\varphi_{2L}, \varphi_{2U}]$  处施加法向冲量  $\Delta v_{z2}$ , 同时调整轨道倾角和升交点赤经;

$M_3$  ——第  $N_3$  圈近地点施加迹向冲量  $\Delta v_{n3}$ , 调整远地点高度;

$M_4$  ——第  $N_4$  圈远地点附近纬度幅角  $\varphi_4 \in [\varphi_{4L}, \varphi_{4U}]$  处施加迹向冲量  $\Delta v_{n4}$ , 调整偏心率, 进行轨道圆化。

$M_5$  ——第  $N_5$  圈纬度幅角  $\varphi_5 \in [\varphi_{5L}, \varphi_{5U}]$  施加组合冲量  $\Delta v_5$  进行组合修正, 该次机动为小量, 在标称轨道中为零。

远程导引终端条件要求追踪器与目标器的相对位置速度一定, 该条件一般由地面导引可获得的精度与相对测量传感器的性能等共同确定<sup>[1-2,6]</sup>。

## 2 轨道重构设计

### 2.1 轨道重构设计准则

发生变轨故障后, 各类实际约束条件<sup>[1-2,6-7]</sup>需要重新考虑。根据远程导引轨道特点和实际约束条件, 变轨故障后轨道重构设计应遵循如下准则。

(1) 必须满足安全性要求, 特别是在载人交会任务中

如果不能有效排除故障, 应考虑尽快进入返回轨道; 重构轨道应尽量不与目标轨道相交, 当重构轨道需要追踪器轨道高度等于或高于目标器轨道时, 应保证在  $3\sigma$  误差情况下追踪器不进入目标器的禁飞区。

(2) 必须满足测控要求

故障的辨识、隔离与排除以及轨道重构机动所需要的精确导航都要求有一定的测控通信弧段作保证, 重构轨道的关键机动位置要求可以监测。如果后续轨道不能提供足够的测控弧段, 需要考虑延长交会时间以满足测控要求。由于与具体的测控资源配置相关, 为了简化问题分析, 本文以各关键点(故障点、轨道重构机动点)间最少间隔3圈作为测控要求。

(3) 不能超过可用推进剂上限

轨道重构一般不能保证轨道机动任务的推进剂近最优性, 应允许出现较大的反向轨道机动, 但推进剂消耗不能超过远程导引段可用推进剂上限。

(4) 对交会任务影响尽可能小

远程导引段的终端状态直接影响近程导引段的初始条件和轨道方案, 远程导引段的终端时刻直接影响近程导引段的光照和测控通信条件<sup>[1]</sup>, 所以尽量不调整终端时间及相对位置速度要求。如果需要推迟交会任务, 考虑推迟1天交会以获得与正常方案类似的光照和测控通信条件。

(5) 必须考虑轨道偏差的影响

在轨道重构设计中仍然需要考虑轨道偏差的影响, 在每次机动前根据最新的轨道数据进行变轨参数的重新计算是必要的<sup>[3,6-7]</sup>。

(6) 需要考虑乘员休息时间

对自动交会对接任务, 允许轨道重构机动在预先安排的乘员休息时间内进行; 对手动交会对接任务, 轨道重构机动设计需要给乘员休息分配时间, 否则将影响近程手动交会对接。

### (7) 方案设计应保持一致性

一个轨道重构方案应尽量适用于一次轨道机动的各类变轨故障;同一类轨道重构方案的机动位置和变轨圈次的选择应尽量一致,以便于地面相关资源的统一配置。

## 2.2 轨道重构方案

远程导引轨道重构方案与具体的正常方案有关,本文的研究基于近地2天交会任务,考虑的重构方案可分为如下几类:

- (1) 维持后续正常机动方案不变;
  - (2) 修正后续正常机动方案,每次机动方向不受限制,同时含轨道面内外的分量;
  - (3) 改变后续机动方案,增加新的机动,但终端相对位置速度要求及终端时刻不变;
  - (4) 改变后续机动方案,增加新的机动,推迟15圈交会(约一天),终端相对位置速度要求不变。
- 针对第1节给出的正常轨道机动方案,具体的轨道重构方案如下。

### 2.2.1 第1次变轨故障后轨道重构方案

- A1: 通过  $M_2 \sim M_5$  修正,且机动方向不变;
- A2: 通过  $M_2 \sim M_5$  修正,不限制机动方向;
- A3: 第  $N_{A3} \in [N_1 + 3, N_2 - 3]$  圈远地点增加一次迹向轨道机动,  $M_2 \sim M_5$  机动方案不变;
- A4: 推迟15圈交会,重构由5次机动完成,具体机动方案为第  $N_{A4}$  圈远地点执行迹向机动,第  $N_6 = N_2 + 15$  圈  $\varphi_2$  处执行法向机动,第  $N_7 = N_3 + 15$  圈近地点执行迹向机动,第  $N_8 = N_4 + 15$  圈  $\varphi_4$  处执行迹向机动,第  $N_9 = N_5 + 15$  圈  $\varphi_5$  处进行组合修正,要求  $N_{A4} \in [N_1 + 3, N_6 - 3]$ 。

### 2.2.2 第2次变轨故障后轨道重构方案

- B1: 通过  $M_3 \sim M_5$  修正,且机动方向不变;
- B2: 通过  $M_3 \sim M_5$  修正,不限制机动方向;
- B3: 第  $N_{B3} \in [N_2 + 3, N_3 - 3]$  圈增加一次法向轨道机动,  $M_3 \sim M_5$  机动方案不变;
- B4: 推迟15圈交会,重构由5次机动完成,具体机动方案为第  $N_{B4} \in [N_2 + 3, N_6 - 3]$  圈远地点执行迹向机动,后4次机动方案与A4一致。

### 2.2.3 第3次变轨故障后轨道重构方案

- C1: 通过  $M_4 \sim M_5$  修正,且机动方向不变;
- C2: 通过  $M_4 \sim M_5$  修正,不限制机动方向;
- C3: 第  $N_{C3} \in [N_3 + 3, N_4 - 3]$  圈近地点增加一次迹向轨道机动,  $M_4 \sim M_5$  机动方案不变;
- C4: 推迟15圈交会,重构由5次机动完成,具体机动方案为第  $N_{C4} \in [N_3 + 3, N_6 - 3]$  圈远地点执行迹向机动,后4次机动方案与A4一致。

### 2.2.4 第4次变轨故障后轨道重构方案

- D1: 通过  $M_5$  进行修正,且机动方向不变;
- D2: 通过  $M_5$  进行修正,不限制机动方向;
- D3: 第  $N_{D3} \in [N_4 + 3, N_5 - 3]$  圈  $\varphi_4$  处增加一次轨道机动,不限制机动方向;
- D4: 推迟15圈交会,重构由5次机动完成,具体机动方案为第  $N_{D4} \in [N_4 + 3, N_6 - 3]$  圈远地点执行迹向机动,后4次机动方案与A4一致。

### 2.2.5 第5次变轨故障后轨道重构方案

- E1: 不再进行机动,直接进入近程导引段;
- E4: 推迟15圈交会,重构由四次机动完成,具体机动方案为第  $N_6$  圈  $\varphi_4$  处执行迹向机动,第  $N_7$  圈  $\varphi_3 \in [\varphi_{3L}, \varphi_{3U}]$  (正常方案第3次机动位置对应纬度幅角)处执行迹向机动,第  $N_8$  圈  $\varphi_4$  处执行迹向机动,第  $N_9$  圈  $\varphi_4$  处进行组合修正。

上面只是给出了初步的轨道重构方案,各个方案的可行性均需要根据设计准则进行分析检验。

### 3 轨道重构分析

对一个实际两天交会任务的远程导引变轨故障后重构进行分析,确定其故障后轨道预案。

#### 3.1 问题配置

初始时刻  $t_0 = 0s$ , 对应的协调世界时(Gregorian Universal Time Coordinated System, UTCG)为 21 Jun 2010 00:00:00.0, 终端时刻  $t_f = 140\ 000s$ , 初始圈次为 1。

目标器与追踪器初始轨道要素分别为(半长轴、偏心率、轨道倾角、升交点赤经、近拱点角和真近点角):

$$E_{tar}(t_0) = (6720.14\text{km}, 1.0e-5, 42^\circ, 169.286^\circ, 100^\circ, 145^\circ),$$

$$E_{cha}(t_0) = (6638.14\text{km}, 0.009039, 42.1^\circ, 169.486^\circ, 120^\circ, 1^\circ)$$

摄动轨道仿真基于 AstroLib<sup>[8]</sup>, 仿真时间步长为 60s, 考虑的摄动因素包括地球非球形摄动及大气阻力摄动, 引力场为  $10 \times 10$  阶的 JGM3(Joint Gravity Model 3) 模型<sup>[9]</sup>, 大气模型为 NRLMSISE-00 模型<sup>[10]</sup>, 阻力系数 2.2, F10.7 通量 150, 地磁指数  $A_p = 26.065587(K_p = 4)$ 。目标器质量 10 000kg, 阻力面积为  $30\text{m}^2$ ; 追踪器质量 8000kg, 阻力面积为  $20\text{m}^2$ 。追踪器发动机比冲为 3000m/s。

远程导引终端, 目标器轨道坐标系中期望的追踪器相对状态为(径向位置、迹向位置、法向位置、径向速度、迹向速度和法向速度)

$$\begin{bmatrix} \mathbf{r}_{rel} \\ \mathbf{v}_{rel} \end{bmatrix}_f^{am} = (-20\text{km}, -70\text{km}, 0\text{km}, 0\text{m/s}, 33\text{m/s}, 0\text{m/s})^T$$

正常方案中的 5 次机动圈次分别为:  $N_1 = 6, N_2 = 14, N_3 = 17, N_4 = 22$  和  $N_5 = 25$ 。

推迟 15 圈交会中后 4 次机动圈次分别为:  $N_6 = 29, N_7 = 32, N_8 = 37$  和  $N_9 = 40$ 。

第 2、4、5 次机动纬度幅角范围分别为:  $\varphi_2 \in [90^\circ, 270^\circ]$ 、 $\varphi_4 \in [290^\circ, 330^\circ]$  和  $\varphi_5 \in [200^\circ, 240^\circ]$ , E4 方案中  $\varphi_3 \in [110^\circ, 150^\circ]$ 。

推迟 15 圈交会, 对应总交会时间约推迟 82 200s, 远程导引段最大可用推进剂为  $\Delta m_{\max} = 300\text{kg}$ 。

考虑的故障速度增量大小为正常的 0% ~ 150%, 故障速度增量方向对正常机动方向的偏离在  $10^\circ$  内, 应急返回圈次为 15、30 和 45。

#### 3.2 正常轨道机动过程

正常轨道机动过程如表 1 所示, 推进剂消耗约为 134kg。

表 1 正常轨道机动过程

Tab. 1 Normal maneuver sequence

| 任务序列 | 机动时刻 (UTCG)                  | 机动方向 | 速度增量 (m/s) |
|------|------------------------------|------|------------|
| 1    | 21 Jun 2010<br>08:13:40.2189 | 迹向   | 12.29417   |
| 2    | 21 Jun 2010<br>19:37:06.1791 | 法向   | 14.05789   |
| 3    | 21 Jun 2010<br>23:58:42.4304 | 迹向   | 1.64428    |
| 4    | 22 Jun 2010<br>08:14:50.0579 | 迹向   | 22.68907   |
| 5    | 22 Jun 2010<br>12:24:55.7178 | -    | 0          |

表 2 轨道重构机动过程

Tab. 2 Maneuver sequence of orbit reconfiguration

| 任务序列 | 机动时刻 (UTCG)                  | 机动方向 | 速度增量 (m/s) |
|------|------------------------------|------|------------|
| 1    | 22 Jun 2010<br>12:46:08.9807 | 迹向   | 26.33305   |
| 2    | 22 Jun 2010<br>18:36:16.6300 | 法向   | -0.03383   |
| 3    | 22 Jun 2010<br>22:39:12.1309 | 迹向   | 0.025057   |
| 4    | 23 Jun 2010<br>07:04:38.9740 | 迹向   | -17.27051  |
| 5    | 23 Jun 2010<br>11:13:50.4692 | -    | 0          |

#### 3.3 轨道重构机动算例

第 4 次轨道机动实际速度增量为要求速度增量的 60% 时, 根据方案 D4 获得的轨道重构机动过程

如表 2 所示。图 1 给出了整个远程导引段追踪器半长轴变化情况, 图 2 给出了第 4 次轨道机动实际速度增量为要求速度增量的 0% ~ 150% 时, 整个远程导引段的推进剂消耗情况。该方案能否有效进行轨道重构有待根据 2.1 节的设计准则进行分析。

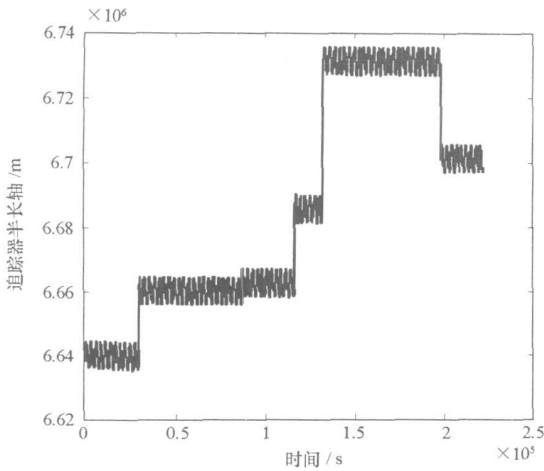


图 1 追踪器半长轴变化过程

Fig. 1 Time histories of chaser's semi-major axis

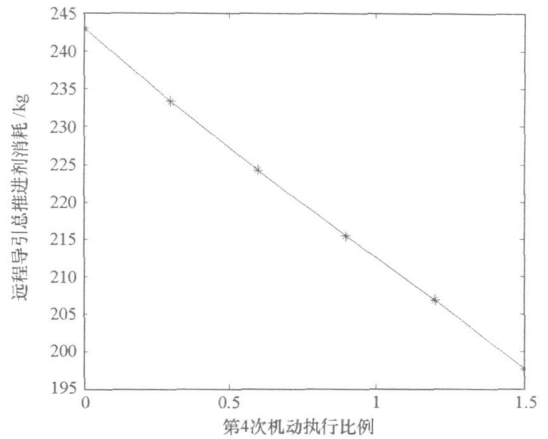


图 2 第 4 次变轨故障远程导引总推进剂消耗

Fig. 2 Total propellant consumed in phasing for fourth maneuver failure

### 3.4 轨道重构方案分析与故障后轨道预案

通过对各方案的修正能力、测控条件、推进剂消耗、终端精度、安全性进行初步分析, 逐步排除不能满足要求的方案, 以获得远程导引变轨故障后轨道预案。

#### 3.4.1 修正能力初步分析

由于仅有一次轨道机动, 方案 D1 和 D2 难以满足终端相对位置速度要求; 由于第 5 次其机动位置范围未达到  $180^\circ$ , 方案 B1 和 C1 不能完全修正轨道面偏离的情况, 因此排除方案 B1、C1、D1 和 D2。

#### 3.4.2 测控条件初步分析

对第 2~5 次机动, 每两次机动间圈次差均小于 6, 根据测控要求不能在其间增加一次轨道机动, 方案 B3、C3 和 D3 不能满足关键点间隔最少 3 圈的要求, 因此排除方案 B3、C3 和 D3。

#### 3.4.3 推进剂消耗分析

在满足测控条件的情况下, 轨道重构应尽早进行以减小轨道偏离的扩散时间, 节省相位角重构的推进剂消耗, 则机动圈次  $N_{A3}$ 、 $N_{A4}$ 、 $N_{B4}$ 、 $N_{C4}$  及  $N_{D4}$  的值分别为 9、9、17、20 及 25。

由于正常方案中第 5 次机动为小量, E1 方案推进剂消耗与正常方案相近。需要进行推进剂消耗分析的方案包括 A1、A2、A3、A4、B2、B4、C2、C4、D4 和 E4, 各方案的推进剂消耗如表 3 所示。

表 3 各轨道重构方案推进剂消耗情况

Tab. 3 Propellant consumed for different orbit reconfiguring plan

| 方案 | 1          | 2          | 3          | 4          |
|----|------------|------------|------------|------------|
| A  | 132~ 263kg | 126~ 231kg | 130~ 174kg | 129~ 138kg |
| B  | -          | 131~ 164kg | -          | 145~ 194kg |
| C  | -          | 134~ 170kg | -          | 176~ 184kg |
| D  | -          | -          | -          | 198~ 243kg |
| E  | 约 134kg    | -          | -          | 约 251kg    |

从表 3 中可以知道: 方案 A1、A2、A3 和 B2 中出现推进剂消耗小于正常方案的情况, 主要原因是在一次机动中同时含轨道面内外的分量时, 机动过程类似综合变轨, 可能较正常方案(类似特殊点变轨)节

省推进剂<sup>[2,6]</sup>; 方案 A4 推进剂消耗较正常方案没有较大增加, 而 B4、C4 和 D4 均出现了推进剂消耗的较大增加, 主要原因是为了重新调整相位关系必须进行较大的反向轨道机动; 分析的所有方案的推进剂消耗都没有超过可用上限, 不能直接通过推进剂消耗分析排除某个方案。

#### 3.4.4 终端精度初步分析

通过仿真获得方案 A1 和 A2 的最后一次机动(第 5 次机动)速度增量最大可达到约 20m/s, 正常方案中该次机动为小量。由于较大的速度增量对应较大的执行偏差<sup>[2,6]</sup>, 最后一次机动和远程导引终端间隔约 2 圈, 偏差具有较长的传播时间, 因此方案 A1 和 A2 终端精度较正常方案有所降低, 可能具有较大的偏差, 因此排除方案 A1 和 A2。

方案 A3、A4、B4、C4 和 D4 的最后一次机动均小量, 与正常方案具有类似的终端精度; 方案 A3、B2、C2、E2 的终端精度难以简单评估。

#### 3.4.5 安全性初步验证

对方案 A3、A4、B2、B4、C2、C4 和 E1 的各种情况进行分析, 追踪器在整个远程导引过程中均在目标器后下方, 不会发生碰撞。

对方案 D4, 第 4 次机动  $10^\circ$  以内方向偏离故障和速度增量执行比例在约 80% ~ 150% 的故障, 追踪器在整个远程导引过程中均在目标器后下方, 仍然满足安全性要求。

对方案 D4, 速度增量执行比例在约 0% ~ 70% 的故障以及方案 E5, 均不能保证满足安全性要求。图 3 给出了第 4 次机动执行比例为 30%, 方案 D4 的 115 000~ 222 000s 的面内相对运动轨迹; 图 4 给出了方案 E4 的 115000~ 222000 s 的面内相对运动轨迹。在相对运动轨迹中, 追踪器前进到目标器前方, 再回到目标器后下方, 重构轨道的远地点高于目标轨道, 近地点低于目标轨道, 在误差影响下追踪器可能以较大相对速度进入目标器的禁飞区。因此, 根据安全性分析排除方案 E4。而速度增量执行比例在约 0% ~ 70% 时方案 D4 也不能处理。

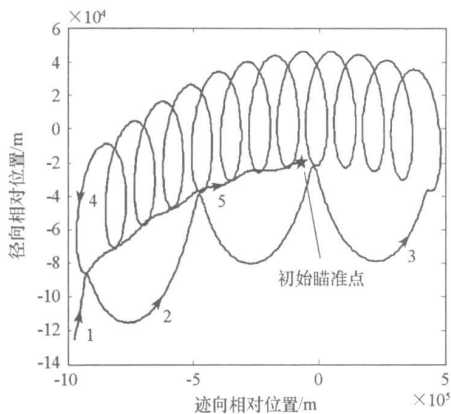


图 3 方案 D4 面内相对运动轨迹

Fig. 3 In-plane relative distance locus of D4

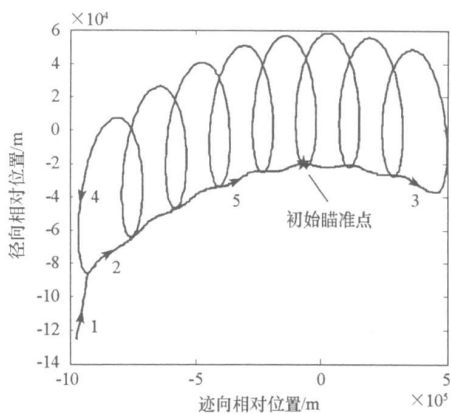


图 4 方案 E4 面内相对运动轨迹

Fig. 4 In-plane relative distance locus of E4

#### 3.4.6 故障轨道预案

根据上述分析获得的故障处理预案如下:

第 1 次变轨故障, 优先选择 A3 方案处理, 其次是 A4;

第 2 次变轨故障, 优先选择 B2 方案处理, 其次是 B4;

第 3 次变轨故障, 优先选择 C2 方案处理, 其次是 C4;

第 4 次变轨故障, 根据具体情况由 D4 处理或第 30 圈提前返回;

第 5 次变轨故障, 优先选择方案 E1 处理, 不能完成则第 30 圈提前返回。

### 3.5 讨论

根据上述分析, 第 3 节给出的轨道重构方案可以有效处理第 1、2 或 3 次变轨故障, 不能有效处理第 4、5 次变轨故障。轨道重构要避免类似图 3 和图 4 情况, 考虑从以下两点出发构建重构方案:

(1) 追踪器在目标器前下方机动进入目标器前上方后, 立即进行轨道圆化, 然后等待到达目标器后方再机动到目标器后下方的初始瞄准点, 由于不能获得与正常方案类似的测控条件, 需要根据具体的测控条件对该方案的可行性进行详细的分析。

(2) 将初始瞄准点调整到目标器前上方, 此时近程导引段的轨道机动过程和测控光照条件均具有较大变化, 需要设计相应的近程导引方案。

## 4 结束语

根据提出的轨道重构设计准则及四类轨道重构方案, 可以初步确定处理远程导引变轨故障的轨道预案; 轨道重构应尽可能早地进行, 对同一次变轨故障较早进行轨道重构可以节省推进剂消耗, 较早发生的变轨故障(如第1次)经轨道重构后对整个交会任务的影响小于较晚发生的变轨故障(如第5次); 对较晚发生的变轨故障, 本文提出的重构方案不能有效处理, 需要结合测控等实际约束条件综合设计远程导引方案。

追踪器一般均具有轨控发动机和姿控发动机的备份, 在故障后数圈的轨道漂移过程中, 有效定位变轨故障后切换到备份发动机可以提供需要的轨道机动能力, 本文的研究具有工程可行性; 通过重构远程导引轨道, 保证交会对接任务的成功, 本文的研究具有重要的工程应用价值。

## 参考文献:

- [1] Fehse W. Automated Rendezvous and Docking of Spacecraft[M]. London: Cambridge University Press, 2003.
- [2] 唐国金, 罗亚中, 张进. 空间交会对接任务规划[M]. 北京: 科学出版社, 2008.
- [3] Legenne J, Broca R, Alby F. Hermes Phasing GNC Functions[C]//IAF 92-0043, 43<sup>rd</sup> Congress of the International Astronautical Congress, Washington DC, 1992.
- [4] 刘忆宁, 张崇峰, 娄汉文. 前苏联/俄罗斯航天器空间交会对接故障分析[J]. 载人航天器, 2001(2): 43-49.
- [5] Shayler D J. 载人航天飞行中的事故与灾难[M]. 袁家军, 郑敏, 译. 北京: 中国宇航出版社, 2005.
- [6] 张进. 空间交会远程导引变轨任务规划[D]. 长沙: 国防科技大学, 2008.
- [7] Jezewski D J, Brazzel J P, et al. A Survey of Rendezvous Trajectory Planning[J]. Advances in the Astronautical Sciences, 1992, 76: 1373-1396.
- [8] 王华, 唐国金, 李海阳. 航天系统分析与仿真基础程序库 AstroLib[J]. 系统仿真学报, 2007, 19(13): 2917-2920.
- [9] Tapley B D, Watkins M M, et al. The Joint Gravity Model 3[J]. Journal of Geophysical Research, 1996, 101(12): 28029-28050.
- [10] Piore M, Hedin A E, Drob D. NRLMSISE-00 Model 2001[EB/OL]. <http://www.modelweb.gsfc.nasa.gov/atmos/nrlmsise00.html>, August 2008.