

“火星科学实验室”巡航段导航、制导与控制

侯建文¹, 周杰²

(1. 上海航天技术研究院, 上海 201109; 2. 上海航天控制技术研究所, 上海 200233)

摘要:介绍了美国最近实施的火星着陆任务——“火星科学实验室”在巡航段的姿轨控制和导航系统、巡航轨道控制的约束条件、控制策略设计和执行过程,并对巡航段导航、制导与控制相关经验进行了分析和总结,对于我国即将展开的自主火星探测具有一定的参考价值。可以得到的启示包括:通过蒙特卡洛仿真制定详尽的轨道控制策略,对非引力作用进行精确建模并标定,细化各种故障预案,选择合适的运载火箭入轨瞄准点,并增加海外测控站。

关键词: 火星探测; 火星科学实验室; GNC; 中途修正; 轨道控制

中图分类号: V412.4 **文献标识码:** A **文章编号:** 2095-7777(2014)02-0110-07

Navigation, Guidance and Control of Mars Science Laboratory in Cruise

HOU Jianwen¹, ZHOU Jie²

(1. Shanghai Academy of Spaceflight Technology, Shanghai 201109, China;

2. Shanghai Institute of Aerospace Control, Shanghai 200233, China)

Abstract: The guidance, navigation and control system, the restrict condition of cruise trajectory, the control strategy design and its implementation process of the recent U. S. Mars landing mission, Mars Science Laboratory, are introduced. Then the experience of cruise navigation, guidance and control is analyzed and summarized. This paper has some reference to future Mars exploration mission of China. Some suggestions including establishing strict flight path control strategy by Monte Carlo method, studying non-gravitation effect, fining various fault scenario, choosing appropriate injection aim point, and increasing the space measurement and control station abroad.

Key words: Mars exploration; Mars science laboratory (MSL); GNC; trajectory correction maneuvers (TCM); trajectory control

0 引言

火星是地球的近邻,开展火星探测和研究对于认识类地行星的起源和演化有着极其重要的意义。同时火星探测是一项庞大的系统工程,拥有火星探测实力是一个国家航天科技实力乃至综合国力的象征。火星探测一直是国外深空探测的热点领域,我国也将择机实施首次自主火星探测任务,相关科研院所已经在深入开展论证工作。

火星探测器的导航、制导与控制(GNC)是指测量探测器姿态和轨道参数、控制探测器姿态、导引探测器进行轨道机动,使探测器到达预定目标的过程。

火星探测器在各种误差和摄动力的作用下,其实际轨道会偏离设计的标称轨道,为了准确到达火星,必须在巡航段进行轨道修正机动(TCM)。目前美国在该方面的技术已经相当成熟。本文详细介绍了美国国家航空航天局(NASA)最近实施的火星着陆任务——“火星科学实验室”(MSL)的巡航轨道导航、制导与控制的约束条件、策略设计及其执行过程,可以为我国的自主火星探测任务提供一些参考。

1 任务概述

NASA在2000年对下两个十年的火星探测任务进行了规划,这个雄心勃勃的规划包括轨道器、着

陆器、巡游车和取样返回使命。MSL 是当时计划的 6 个主探测任务之一,原计划在 2009 年发射,但是由于技术难度异常之大,不得不推迟到 2011 年发射。MSL 是迄今为止最先进、最复杂的火星探测器,用于探测火星气候及地质环境,搜寻火星上是否存在水的证据。MSL 于 2011 年 11 月 26 日发射,并于 2012 年 8 月 6 日在火星盖尔(Gale)环形山附近着陆。

火星着陆任务按时间顺序可分为四个主要阶段:发射段、巡航段、进入下降和着陆(EDL)段以及火星表面阶段。巡航段一般指从火箭分离时刻开始持续到进入火星大气层之前,MSL 是从巡航轨道直接进入火星大气层在火星表面着陆的,因此在巡航段需要相当精确的导航、制导与控制以保证探测器能准确地到达火星大气进入目标点。MSL 的行星际巡航轨道如图 1 所示。

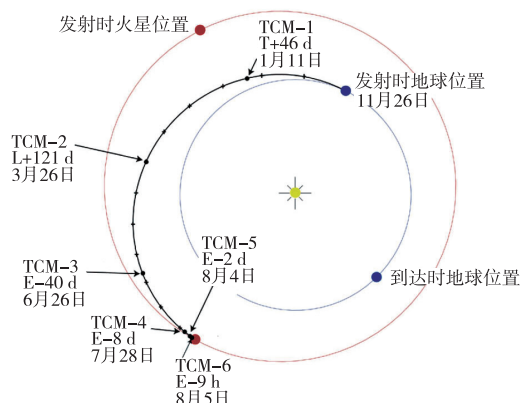


图 1 MSL 的行星际巡航轨道

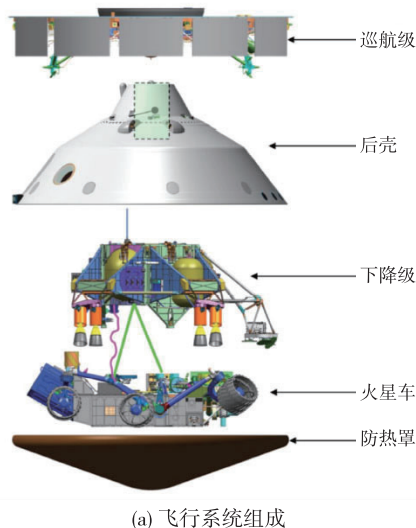
Fig. 1 MSL interplanetary cruise trajectory

2 巡航段 GNC 系统概述

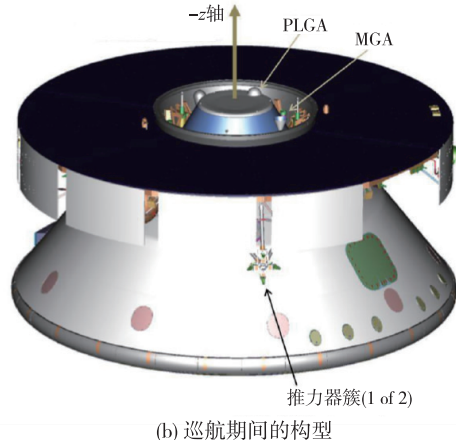
2.1 姿轨控系统

MSL 的飞行系统主要由四个部分组成:火星车、防护罩、下降级和巡航级,如图 2 所示。科学载荷安装在火星车上。防护罩由防热罩和后壳组成,在进入火星大气层的初期提供热防护和操纵升力,随后打开降落伞以减小下降速度。下降级将火星车送到火星表面。巡航级在从地球发射到火星着陆的八个月时间里用于轨道修正、电力供应、通讯等。

MSL 的巡航级呈圆环形,主要结构组成是铝,总质量为 540 kg,包括 70 kg 推进剂用于巡航段的姿轨控。巡航级包括了太阳能帆板、巡航推进系统(包括两个燃料箱和两组推力器)、排热系统、姿态控制系统和中增益天线。巡航级在飞往火星的途中以



(a) 飞行系统组成



(b) 巡航期间的构型

图 2 MS 飞行系统组成及巡航期间的构型

Fig. 2 MSL flight system and cruise configuration

2 r/min 的速率保持自旋稳定,利用 1 个星敏感器和 8 个太阳敏感器的组合监控探测器的自转速率和姿态。基于跟踪恒星和敏感太阳的信息,巡航级利用它的推力器保持其自转速率和姿态。推进系统采用单组元肼推进剂,安装了两组推力器,每组 4 个。在任务前期每个推力器产生 4.35 N 推力,最后一次机动产生 3.09 N 推力^[1]。巡航级 GNC 系统的组成如表 1 所示。

表 1 巡航级 GNC 系统组成

Table 1 Component of cruise stage GNC system

轨道控制	两组共 8 个推力器
姿态控制	自旋稳定(2 r/min) 1 个星敏感器,8 个太阳敏感器 推力器保持其自转速率和姿态

MSL 的轨道机动模式可以采用“转喷—转”模式或者无需姿态调整的矢量模式(轴向/横向机动)。MSL 推力器安装布局如图 3 所示。对于轴向机

动,+Z 轴方向的轴向机动由推力器 2 和 5 持续点火来实现,-Z 轴的机动使用推力器 1 和 6;对于横向机动,一组中的全部 4 个推力器在指向一个合适的方位时使用脉冲形式点火,然后其余 4 个推力器也在指向相同方位时点火,脉冲点火的持续时间需要保证推力矢量通过质心。轴向和横向分量的合成构成了 TCM 所需的 ΔV 矢量。

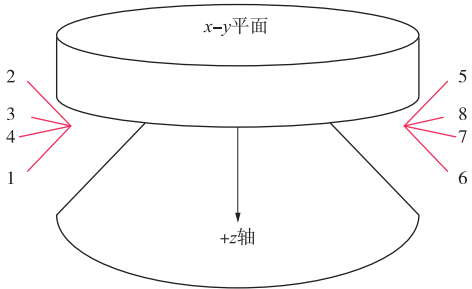


图 3 巡航级推力器布局
Fig. 3 Crust stage thruster configuration

横向机动的推力效率更高,而轴向机动能够在更短的时间内完成。选择 TCM 的机动模式取决于多种因素:燃料消耗、执行时间,以及更重要的操作的约束条件。为了同时满足热控和通讯的需求,探测器的姿态指向只能在器-日-地几何关系决定的一段范围之内。

2.2 导航系统

2.2.1 功能

MSL 导航系统在巡航段的主要功能包括:

- 1) 基于无线电测量数据(包括多普勒、测距和 ΔDOR)预报探测器的轨道。
- 2) 提供探测器的历表和辅助的轨道数据用于深空网(DSN)和任务操作小组。
- 3) 确定 TCM 所需的 ΔV 矢量,并验证由探测器小组产生的机动执行值。
- 4) 在 TCM 执行期间提供实时的跟踪数据。
- 5) 利用 TCM 之前和之后的跟踪数据重构 TCM 的 ΔV 。

2.2.2 导航方式

用于 MSL 轨道确定的跟踪数据包括:双向相干多普勒、双向相干连续测距和 ΔDOR ,这些数据由 DSN 的 34 m 和 70 m 天线获得。MSL 与以前的火星任务类似(除了 MRO 任务在接近火星时进行了光学导航试验),巡航段只使用了地面测控的方法,在进入火星大气之前没有对火星或其他天体进行光学或其他无线电导航^[2]。MSL 在巡航段采用

的导航方式如表 2 所示。

表 2 MSL 在巡航段采用的导航方式

Table 2 MSL navigation mode in cruise

导航方式	精度	功能
多普勒	0.1 mm/s	测量视线方向上的速度信息
测距	1 m	测量视线方向上的位置信息
ΔDOR	400 m	测量垂直视线方向上的位置信息

2.3.3 轨道建模

在 MSL 的导航中,火星的星历利用最新的测距和 ΔDOR 数据不断进行更新,行星的星历由发射前 2 个月产生的 DE424 历表和到达火星前 3 个月产生的 DE425 历表获得,星历表的误差不大于 200 m。

作用在探测器上的力包括引力和非引力两大类。科学界对引力已经了解得非常透彻,非引力主要包括:在发射后几个星期的排气作用、TCM 的推力、太阳光压和热辐射,以及在姿态机动期间由于推力器安装误差导致的不平衡效应。TCM 的推力由测控数据进行标定,在发射前建立了太阳光压和热辐射模型,并由火星探测漫游者(MER)任务中获得的数据进行了测试。姿态机动导致的 ΔV 同样通过一系列特定设计的机动进行标定。

3 巡航段导航、制导与控制策略设计

3.1 约束条件

MSL 在巡航轨道控制策略设计过程中必须满足以下约束条件:

- 1) 行星保护要求^[1,3]

NASA 的行星保护办公室对所有的火星任务制定了两个要求。第一,运载火箭上面级与火星相撞的概率必须小于 0.000 1,这是由于上面级没有经过无菌处理。第二,由于探测器在巡航段产生故障而导致的与火星意外碰撞(NNIP)的概率不得大于 0.01。因此要求第一次轨道修正(TCM-1)的瞄准点仍与火星有一定偏差。

- 2) 整个任务燃料预算要求^[2,4]

制导策略的设计必须确保所装载的燃料能够以 99% 的置信度成功到达火星大气进入点。表 3 给出了发射前的燃料预算和装载量,发射前的制导策略制定必须满足这些约束条件,发射后同样需要在巡航段进行统计学分析以监测燃料消耗情况。

- 3) 大气进入目标点的精度要求^[1]

MSL 的大气进入飞行航迹角(EFPA) 3σ 不确定度为 $\pm 0.20^\circ$,不确定度越小,着陆点椭圆分布的

区域越小。EDL 的制导系统要求探测器在进入火星大气时刻相对火星的位置精度达到 2.8 km, 速度精度达到 2.0 m/s。

表 3 巡航段燃料预算

Table 3 Propellant budget in cruise

燃料预算(99%置信度)	轨道机动:24.5 kg 姿态调整:14.3 kg
巡航级燃料装载量	70 kg

4) 确保 TCM 的速度增量大于执行误差^[1,3]

MSL 执行轨道修正最直接的方法是无需姿态调整的矢量模式,即通过一次轴向/横向或者横向/轴向点火顺序来获得所需的 ΔV 。矢量模式避免了由于姿态调整导致的轨道摄动,而且也可以避免数据传输的中断。但是 TCM-1 用于消除入轨偏差和误差,发射前预计其 ΔV 比较大,因此允许采用“转—喷—转”模式作为可选项,以节约推进剂的消耗。转动的角度由热控和通讯系统限定的偏离地球和太阳的角度所约束。TCM-1 以后的所有 TCM 都设计成无需转动的矢量模式。MSL 的机动执行误差如表 4 所示。

表 4 MSL 机动执行误差(3 σ)Table 4 MSL maneuver execute error (3 σ)

轨道 机动	固定大小误差 /(mm·s ⁻¹)	比例大小 误差/%	固定指向误差 (每轴 mm·s ⁻¹)	比例指向误差 (每轴 mm·s ⁻¹)
TCM-1	4	8	4	4
TCM-5	4	5	4	4

3.2 制导策略分析

为使探测器准确到达大气进入目标点,MSL 在地火转移阶段均安排了 6 次 TCM。在接近火星的关键时刻,还适当安排了备份的 TCM 以应付突发情况。选择在地火转移段的什么时间进行 TCM 须根据以下几个要求权衡决定:1)从火箭发射到 TCM-1 之间有足够的对探测器进行检查测试和 TCM-1 的设计;2)在各次 TCM 之间有足够的进行 TCM 的重构、轨道确定并设计下一次 TCM;3)使操作的复杂度最小;4)使到达火星大气进入目标点的传递误差最小;5)使整个任务的推进剂消耗量最小。

为了使燃料消耗达到最优,并且满足行星保护需求,轨道控制采用了多次机动的优化策略。这个策略利用在轨道上不同点具有的不同轨道修正能力,合理分配修正所需的 ΔV 以达到最优的燃料消

耗。TCM 的大气进入点目标参数分别是进入点时刻的目标半径,进入飞行航迹角(EFPA)、B 平面角度和进入点时刻。目标半径是定义在大气进入交界点(AEIP)的一个固定值 3 522.2 km,EFPA 同样是一个固定值,这是 EDL 系统能够达到最优性能所需的。因此只有进入点时刻和 B 平面角度是可变参数。

TCM-1 和 TCM-2 安排在巡航段的早期,用于消除运载火箭的入轨偏差(按 NASA 的行星保护政策要求设置,设置方法可参考文献[4])以及入轨误差。一般来说,TCM 执行的越晚,所需的 ΔV 越大。为了确保整个任务的燃料预算,需要将 TCM-1、TCM-2、TCM-3 结合使用优化算法设计。由于使用了优化算法设计,因此 TCM-1 不会完全消除入轨偏差和误差。同时,由于 TCM-1 是修正量最大的一次 TCM,它会产生较大的执行误差。因此 TCM-2 目的是修正剩余的入轨偏差和误差,以及 TCM-1 的执行误差。TCM-3 至 TCM-6 安排在接近火星段(进入火星大气层前 45 d 到进入前 3 h)执行。由于 TCM-2 已经瞄准了目标进入点,余下的每次 TCM 的主要目的就是修正轨道确定误差和上一次 TCM 的执行误差。表 5 给出了发射前的制导策略和实际执行情况,表中 L+ 表示发射后天数(d),E- 表示到达火星前的天数(d)或小时(h)。

表 5 巡航段制导策略

Table 5 Guidance strategy in cruise

TCM	发射前 计划	实际执行日期	作用
机动标定	没有安排	12 月 22 日,L+26d	测试巡航级推进系统
TCM-1	L+15d	1 月 11 日,L+46d	消除入轨偏差和误差,瞄准着陆点
TCM-2	L+120d	3 月 26 日,L+121d	
TCM-3	E-60d	6 月 26 日,E-40d	修正 TCM-2 的传递误差
TCM-4	E-8d	7 月 28 日,E-8d	修正 TCM-3 的传递误差
TCM-5	E-2d	取消	修正 TCM-4 的传递误差
TCM-5X	E-1d	取消	TCM-5 的备份
TCM-6	E-9h	取消	修正无法忽略的传递误差

4 巡航段导航、制导与控制过程

4.1 发射和入轨

2011 年 11 月 26 日 15:02:00 UTC,MSL 使用大力神(Atlas)V541 火箭从卡纳维拉尔角空军基地发射升空。发射后根据测控数据得到的入轨误差小于发射前估计的入轨不确定度的 0.5 σ ,这意味着用于修正入轨误差的燃料消耗会很少。

由于 MSL 安装了多任务放射性同位素热发电机(MMRTG),因此在发射前制定了一个若发射失败如何使探测器坠落地球的应急方案。为了使发生核燃料污染的可能性减少到最低,计划使用下降级上的反作用控制(RCS)推力器使探测器坠落到人口稀少的太平洋区域。所幸 MSL 发射未用到该应急方案,但所设计的轨道确定和轨道建模过程被利用到了俄罗斯福布斯-土壤(Phobos-Grunt)的援救任务中,尽管该任务最终没有获得成功。

4.2 巡航段早期

TCM-1

排气作用导致的加速度在巡航段的前几个星期是比较明显的,为了更精确预报探测器的轨道,需要对小量的随机加速度进行评估。由于入轨精度很好,推迟了原定于发射后第 15 d(L+15d)执行的 TCM-1。为了评估巡航级推进系统的健康状况,项目小组决定在 TCM-1 之前进行一次横向机动标定。该标定在 2011 年 12 月 22 日进行,两次横向机动产生的 ΔV 为 0.555 m/s。

设计 TCM-1 使用了 TCM-1、TCM-2、TCM-3联合优化的策略,同时满足 TCM-1、TCM-2 在 B 平面上的瞄准点与火星撞击圆面存在一定距离偏差。TCM-1 于 2012 年 1 月 11 日(L+46d)进行,由一次轴向机动和一次横向机动组成。图 4 显示了 TCM-1 在 B 平面上的瞄准点,从轨道确定(OD)解开始,TCM-1 的轴向机动后探测器看起来更加偏离火星,而在横向机动后重新拉回到火星附近。图中还显示了轨道确定解、TCM-1 轴向机动和横向机动的 3σ 误差传递不确定度(由误差椭圆表示)。

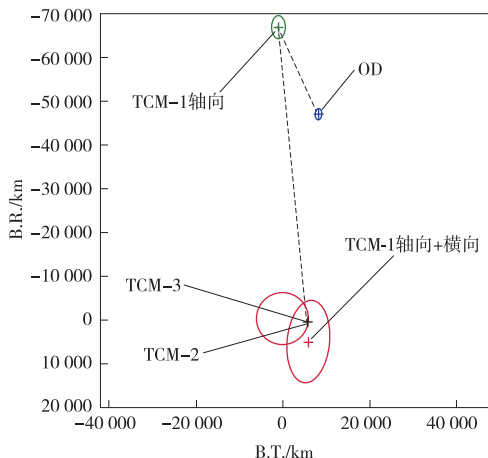


图 4 TCM-1 在 B 平面上的机动过程
Fig. 4 Process of TCM-1 in B-Plan

表 6 TCM-1 执行情况

Table 6 TCM-1 execute result

名称	参数
速度增量	轴向机动:1.585 m/s 横向机动:5.611 m/s
修正效果	B 平面位置偏差:由 47 513 km 减少至 4 956 km 到达时间误差:由 14 h 50 min 减少到 34 min
执行误差	大小误差:2.323% 指向误差:0.618°

4.3 巡航段中期

TCM-2

原来的计划是继续使用多机动优化策略来设计 TCM-2,也即 TCM-2 将会和 TCM-3 联合设计。但是分析发现采用这种优化方法可以节约的燃料不甚明显,而且 TCM-1 之后已经有足够的燃料剩余,同时 TCM-2 的瞄准点无需偏离火星就可以满足撞击概率的约束。因此决定 TCM-2 直接瞄准了所期望的火星大气进入点,这样设计 TCM-2 就比较简单。TCM-2 于 2012 年 3 月 26 日(L+121d)进行,表 7 给出了 TCM-2 的执行情况。

表 7 TCM-2 执行情况

Table 7 TCM-2 execute result

名称	参数
速度增量	轴向机动:0.195 m/s 横向机动:0.726 m/s
瞄准点	BR:343.07 km BT:5 786.45 km TCA:2012 年 08 月 06 日 05:10:42.87(UTC)
执行误差	大小误差:0.038% 指向误差:0.388°

4.4 巡航段末期

TCM-3

在 TCM-2 之后,MSL 项目组重新选择了着陆目标点,它距离原着陆点有几 km 的距离。TCM-3 的任务就是做这个微小的调整,以及修正 TCM-2 以后积累的机动执行误差。TCM-3 同样使用了简单的直接瞄准策略。

TCM-3 于 2012 年 6 月 26 日(E-40d)执行。由于在 TCM-2 之后,MSL 位于一条撞击火星的轨道上,因此如果 TCM-3 没有执行将会导致探测器不受控撞击火星。TCM-3 的执行误差相比前几次修正比较大,原因在于 TCM-3 是一次 ΔV 很小的修正,而且它需要一次 +Z 轴方向的轴向机动,而 TCM-1、2 是沿着一 Z 轴方向。较大的执行误差导致了大气进入飞行航迹角位于 0.2° 的走廊带之外,

因而需要进行 TCM-4。TCM-3 的执行情况如表 8 所示。

表 8 TCM-3 执行情况
Table 8 TCM-3 execute result

名称	参数
速度增量	轴向机动:27.7 mm/s 横向机动:25.6 mm/s
瞄准点	BR:354.77 km BT:5785.83 km TCA:2012年08月06日05:10:47.40(UTC)
执行误差	大小误差:1.029% 指向误差:2.462°

TCM-4

在巡航段末期,MSL 与火星的距离越来越远,因而改变轨道的机动能力会显著下降,应用在巡航段早期 TCMs 的瞄准策略不再具有优化效果。实际上,MER 的导航经验^[5]表明瞄准火星大气进入点三个参数的策略已无必要。随着不断接近火星,EFPA 和进入时刻变得高度相关。为了同时修正这两个参数可能需要一个较大的 ΔV 。因此 TCM-4 采用与巡航段前期不同的瞄准策略,它减少了机动时瞄准的进入点目标参数。

在最初的 TCM-4 设计中,对所有三种机动选项——矢量模式、只轴向模式和只横向模式都进行了分析。矢量模式机动修正了飞行时间、飞行航迹角和 B 平面角度,但是首先的轴向机动会导致探测器大幅偏离目标点,直到横向机动以后探测器才修正到目标着陆点附近。只进行轴向机动只能修正位置误差至距离目标点 8 km,其点火时间比矢量模式和只进行横向机动模式都要长。只进行横向机动修正了位置误差,没有完全修正进入飞行航迹角至标称值,但是这个差异可以忽略不计仍然满足要求,而且点火持续时间比矢量模式要短,这是有利的一面。最后决定 TCM-4 采取只横向机动模式,于 2012 年 7 月 28 日 (E-8d) 执行。TCM-4 的执行情况如表 9 所示。

表 9 TCM-4 执行情况
Table 9 TCM-4 execute result

名称	参数
速度增量	轴向机动:0 mm/s 横向机动:11 mm/s
瞄准点	BR:355.1 km BT:5785.2 km TCA:2012年08月06日05:14:32.20(UTC)
执行误差	大小误差:-5.702% 指向误差:1.750°

TCM-5

在成功执行 TCM-4 以后,预计 TCM-5 将会取消。是否执行 TCM-5 的抉择需要考虑执行机动后的收益和风险因素。图 5 显示了 B 平面坐标系中的抉择标准。两条垂直虚线的交点代表期望的最终目标着陆点,一系列彩色的平行线代表不同宽度的 EFPA 走廊,其中黄色距离中心线是 0.1° ,绿色是 0.05° 。黄色带和绿色带定性代表了 EDL 修正 EFPA 和横向轨迹误差的能力。各个椭圆代表了不同时间轨道确定解的 3σ 不确定度。抉择标准是如果椭圆中心(可以认为是轨道确定解的最优估计)位于“绿色带”内部,则取消 TCM-5。实际轨道确定结果确实满足了取消执行 TCM-5 的条件,因而 TCM-4 是 MSL 在巡航段的最后一次轨道修正。

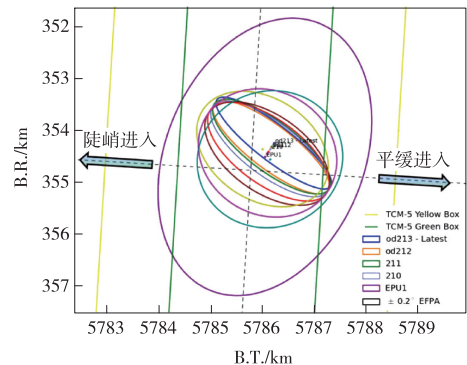


图 5 TCM-5 是否进行的抉择标准
Fig. 5 Criterion of whether or not to execute TCM-5

5 结束语

MSL 的在巡航段的导航制导与控制结果可以说非常完美,很好地满足了各种约束与需求。轨道确定和机动小组共同完成了由于任务指标的轨道预报和控制,使得探测器能够精确到达预定的火星大气进入点,实际的 EFPA 只比目标值偏离了 0.013° ,远优于 $\pm 0.20^\circ$ 的设计指标。巡航段采用的机动策略成功地满足了行星保护和姿态控制的约束条件,总的燃料消耗使用了不到原预算的一半。分析 MSL 在巡航段实施导航、制导与控制的过程可以给我国的自主火星探测带来不少启发。由本文可以看到:

1) 项目小组在发射前对 MSL 详尽的轨道机动分析并制定的轨道控制策略对整个任务的成功起到了关键作用。特别是在到达前 8 d 精确设计和执行的 TCM-4 取消了 TCM-5、TCM-6,使得地面控制人

员可以专心迎接来自进入、下降和着陆(EDL)阶段的挑战,最终使“好奇号”成功登陆火星。

2)由于火箭发射入轨精度很好,减轻了巡航段轨道修正的压力,总的燃料消耗不到总预算的一半。可以看到运载火箭的入轨精度最大程度地决定了巡航段燃料消耗量。

3)导航小组对探测器轨道动力学进行了精确的建模,尤其是对非引力作用进行了深入研究,飞行期间通过多次标定提高了非引力模型的精度,而不断更新之星历表确保了引力模型的精度。

4)为了减小由于执行 TCM 前后姿态调整诱导的 ΔV 对轨道产生的影响,设计人员不但对该过程进行了详细的建模分析和数据重构,并且对不同阶段的 TCM 采用不同的执行模式。飞行结果表明该策略有效地减少了 TCM 的执行误差。

5)MSL 任务很好地继承了前几次火星任务的成功经验,如 MSL 的巡航级是在“火星探路者”(Mars Pathfinder)和“火星探测漫游者”(MER)的基础上建造的,而太阳光压模型也是利用了 MER 的数据而进行了修正。

6)突发情况下的备份方案完整,如考虑了发射失败、接近火星段轨道修正失败等重要事件的应急方案。导航小组和探测器小组独立计算产生控制指令,在上传前相互验证。

7)对 MSL 中途轨道修正的完美操作还要归功于美国完备的深空测控体系。分布在美国加利福尼亚州、西班牙马德里和澳大利亚堪培拉三个深空测控站构成了 NASA 的深空测控网(DSN),相邻的测控站在经度上相差约 120° ,从而保证 NASA 能够几乎全天候接收 MSL 的遥测数据并对其进行指挥

控制,为高精度的导航、制导与控制打下了扎实的基础。

8)NASA 为保护行星免受可能来自地球的细菌污染,在轨道设计和中途修正策略上进行了大量的分析和计算,并消耗了宝贵的推进剂来满足这个约束。NASA 的这一做法同样值得我们借鉴。

参 考 文 献

- [1] Wong M, Kangas J A, Ballard C G, et al. Mars science laboratory propulsive maneuver design and execution [C]// 23rd International Symposium on Space Flight Dynamics. Pasadena, CA, USA:[s. n.],2012.
- [2] Martin-Mur T J, Kruizinga G L, Wong M C, et al. Mars science laboratory navigation results[C]// 23rd International Symposium on Space Flight Dynamics. Pasadena, CA, USA:[s. n.],2012.
- [3] Martin-Mur T J, Kruizinga G L, Wong M. Mars science laboratory interplanetary navigation analysis [C] // 22nd International Symposium on Space Flight Dynamics. Sao Jose dos Campos, Brazil:[s. n.],2011.
- [4] D'Amario L A. Mission and navigation design for the 2009 Mars science laboratory mission[C]// IAC-08-A. 3. 3. A1, 59th International Astronautical Congress. Glasgow, Scotland:[s. n.],2008.
- [5] Potts C L, Raofi B, Kangas J A. Mars exploration rovers propulsive maneuver design[C]// AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, Washington, DC, USA: AIAA-2004-4985, 2004.

作者简介:

侯建文(1960—),男,研究员,主要研究方向为卫星总体设计。

E-mail:houjianwen0707@gmail.com

[责任编辑:宋宏]