



“天问一号”近火飞越应急轨控策略设计方法

梁伟光, 张宇, 张尧

Design Method of Emergency Orbit Control Strategy for Tianwen-1's Mars Flyby

LIANG Weiguang, ZHANG Yu, and ZHANG Yao

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.15982/j.issn.2096-9287.2022.20210112>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

“天问一号”着陆缓冲机构吸能材料设计分析与试验验证

Design and Test Verification of Energy Absorption Material in the Soft Landing Gear for Tianwen-1 Mars Probe

深空探测学报(中英文). 2021, 8(5): 472-477

“天问一号”降落伞材料性能分析与试验研究

Performance Analysis and Experimental Study of Tianwen-1 Parachute Material

深空探测学报(中英文). 2021, 8(5): 478-485

“天问一号”太阳等离子体延迟误差分析与修正

Analysis of Delay Error Correction of Solar Plasma Region on Tianwen-1

深空探测学报(中英文). 2021, 8(6): 592-599

“嫦娥4号”中继星应急轨道控制策略设计与分析

Emergent Orbit Maneuver Strategies Design of Chang'E-4 Relay Satellite

深空探测学报(中英文). 2019, 6(3): 269-276

星载大型反射面天线的刚-柔-姿控一体化在轨振动分析方法

Rigid-Flexible-Attitude Control Integrated In-Orbit Vibration Analysis Method for Large Satellite Reflector Antennas

深空探测学报(中英文). 2017, 4(4): 355-360

月面应急上升自适应制导技术研究

Research on Adaptive Guidance Technology for Lunar Emergency Ascent

深空探测学报(中英文). 2021, 8(2): 163-170



关注微信公众号, 获得更多资讯信息

“天问一号”近火飞越应急轨控策略设计方法

梁伟光^{1,2}, 张宇^{1,2}, 张尧^{1,2}

(1. 北京航天飞行控制中心, 北京 100094; 2. 航天飞行动力学重点实验室, 北京 100094)

摘要: 针对探测器近火未制动飞越火星的应急工况, 设计了相应的轨控策略。通过分析探测器近火飞越时的火星引力助推加速效果, 以及飞越火星后轨道长期演化情况, 提出了从轨控能量和等待时间两个维度开展策略设计的思路, 设计了能量优化、时间优化、能量时间代价折中等分支下的多种策略, 通过理论分析和仿真实验, 量化比较了各策略的优缺点, 得出能量优化和时间优化可以作为首选方案的结论。所设计的应急策略保障了首次火星探测任务近火捕获在可控情况下稳妥实施, 相关的研究方法和结论能够为飞控决策和应急控制提供技术支持及量化参考, 并可扩展至相似背景的其他行星探测任务中。

关键词: 天问一号; 近火飞越; 引力助推; 应急轨控策略; 能量优化; 时间优化

中图分类号: V4124+1, V448.232

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2022)02-0211-06

DOI: 10.15982/j.issn.2096-9287.2022.20210112

引用格式: 梁伟光, 张宇, 张尧. “天问一号”近火飞越应急轨控策略设计方法[J]. 深空探测学报(中英文), 2022, 9(2): 211-216.

Reference format: LIANG W G, ZHANG Y, ZHANG Y. Design method of emergency orbit control strategy for Tianwen-1's Mars flyby[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2022, 9(2): 211-216.

引言

中国首次火星探测任务中, “天问一号”探测器于2020年7月23日搭载“长征五号”运载火箭发射, 经过200余天的地火转移, 于2021年2月10日在近火点附近实施制动控制, 实现探测器环绕火星飞行^[1]。近火制动是整个探测任务中的关键控制, 在一定程度上决定了火星探测任务的成败^[2-5]。在人类已实施的近50次火星探测活动中, 就有4次是因为近火制动异常而导致任务失败的^[6]。

近火制动轨道控制故障包括近火制动未开机、开机量不足未能形成环火轨道、形成环火轨道但轨控超差偏离标称轨道等, 其中近火制动未实施故障最为致命。如果近火制动未实施, 且在近火点后未能实施及时有效的补充控制, 探测器就会飞越火星, 无法实现火星捕获, 无法实现后续的既定工程目标^[1]。

本文面向中国首次火星探测工程背景, 针对近火制动未实施情况下的近火飞越, 研究了相关的应急轨控策略设计方法。通过分析探测器经由火星近旁转向时的引力助推效果, 以及飞越后轨道演化过程, 确定从轨控能量和等待时间两个维度开展应急轨控策略设计

的思路, 进而设计了多种策略, 并比较了优缺点。所得结论可为工程决策与应急实施提供量化参考依据。

1 轨控策略动力学基础

本文关于“天问一号”探测器近火飞越后的应急轨道控制策略的分析与设计, 主要聚焦于太阳-火星坐标系(简称日火系)和近火空间, 属于行星际飞越问题。轨控策略依据探测器不同阶段动力学特性、与火星的位置关系、长期轨道演化过程等开展具体分析。

1.1 影响球

行星探测过程中, 在行星附近, 存在行星引力与太阳引力相同的区域, 该区域以行星为中心构成球面, 该球称为行星的影响球。探测器位于影响球内时, 行星引力占主导; 位于影响球外时, 太阳引力占主导。行星影响球半径的近似计算公式为^[7]

$$r = R_p \left(\frac{m_p}{m_s} \right)^{\frac{2}{3}} \quad (1)$$

其中: 下标p表示行星; s表示太阳。

根据式(1), 火星的影响球半径约为57.7万km。

若探测器飞越火星,其后将沿行星轨道长时间飞行。本文关于探测器再次与火星交会和捕获方面的轨道设计与控制计算,将以进入火星影响球作为主要控制目标。

1.2 引力助推

探测器进入火星影响球后,当近火点高于火星表面时,探测器会沿双曲线轨道飞越火星后远离。火星的引力作用改变了探测器在日心惯性系下的速度,即实现了引力助推。

行星飞越接近心点位于行星运动方向的不同侧面,可以分为两类:近心点位于行星面向运动方向一侧的称为前侧飞越(图1),反之则称为后侧飞越(图2)^[8]。其中:下标ps表示行星日心速度, v_p 表示探测器行星速度, v_s 表示探测器日心速度,1表示飞越前,2表示飞越后; \hat{u}_s 表示太阳所在方向, \hat{u}_{ps} 表示太阳所在方向。

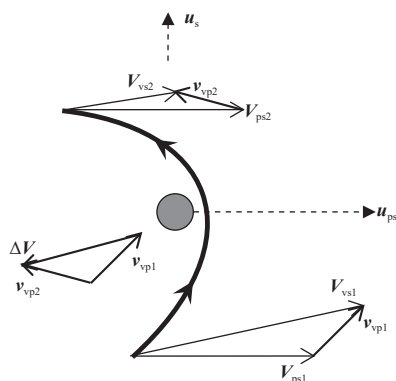


图1 前侧飞越
Fig. 1 Forward flyby

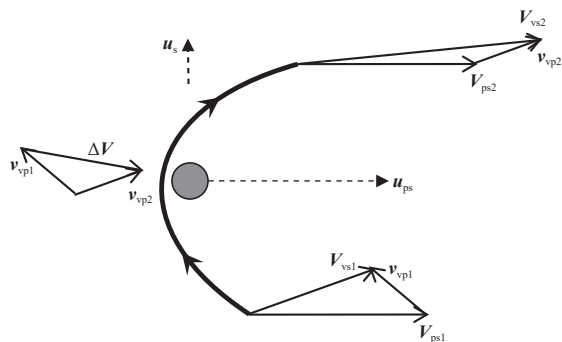


图2 后侧飞越
Fig. 2 Backward flyby

在飞越期间,探测器的日心速度等于行星日心速度与探测器行星速度的矢量和

$$V_{vs} = V_{ps} + v_{vp} \quad (2)$$

探测器相对行星速度 v_{vp} 在飞越前后较远处(如接近影响球边界)均沿着双曲线的渐近线方向,飞越前后大小不变,但因行星引力助推而改变了方向。由图1可知,前侧飞越, ΔV 在行星速度方向上的分量为负,即对航天器日心速度产生减速效果。相应地,由图2可知,后侧飞越产生加速效果。引力助推是分析探测器近火飞越后轨道演化的关键技术。

1.3 旋转坐标系

旋转坐标系作为分析三体动力学、相对运动、小天体视角等问题的主要应用坐标系,可用于描述探测器在两个天体引力作用下,与两个天体的相对运动。其中的三体分别指代大天体、绕大天体运行的小天体、探测器。在旋转坐标系下,探测器轨道与引力天体和目标天体的相对位置及变化过程会相对地加以体现。

旋转坐标系的坐标轴方向定义如下: +x方向为从大天体质心指向小天体质心方向; +y方向为小天体绕大天体的运动方向,即公转轨道切向; +z方向符合右手法则,即公转轨道法向。旋转坐标系的原点可以沿坐标轴平移。三体质心坐标系的原点为三体系统共同质心,在限制性三体问题中,不考虑探测器对天体的引力作用,原点为大小天体共同质心。旋转坐标系的原点也可根据描述需求移动至各体质心或平动点。本文将在日火限制性三体模型下研究探测器轨道演化,因此所用的日火旋转坐标系质心为太阳和火星的共同质心。

2 近火制动

在工程设计地火转移轨道^[1]的末端实施近火制动,可将探测器由飞越火星的双曲线轨道变轨至环绕火星的椭圆轨道,从而实现后续长期的火星探测过程。近火制动的控制目标是通过发动机反推,减小探测器的火星轨道偏心率。常用的近火制动策略有3种:固定推力固定方向制动、固定推力匀角速率制动、沿切向制动。

若在近火点未实施制动控制,则探测器无法被火星捕获,而是无机动地飞越火星,受火星引力助推,实现近旁转向,如图3所示。

“天问一号”飞越火星方式属于后侧飞越,火星引力助推起到加速作用,近旁转向后探测器远离火星继续沿行星轨道绕日飞行,绕日轨道半长轴变大,大于火星轨道半长轴,日心惯性系下的相位相对火星逐渐滞后,如图4所示。

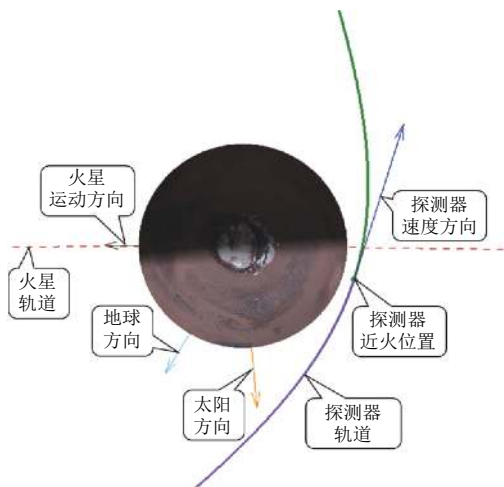


图3 火星引力助推效果

Fig. 3 Mars gravitational boosting effect

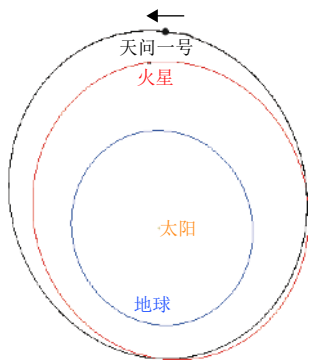


图4 近火飞越半年后探测器轨道位置示意图

Fig. 4 Schematic diagram of probe position half year after Mars flyby

3 应急策略设计

3.1 代价分析

针对拟避免的“天问一号”飞越火星的情况，需要设计相应的应急控制策略。从轨道演化过程和火星捕获需求来看，轨控能量和等待时间是应急轨控策略设计需要考虑的两个主要因素。本文结合实际工程约束，从轨控能量和等待时间两个主要维度，开展应急策略设计。不同策略在两个维度上的分布如图5所示。

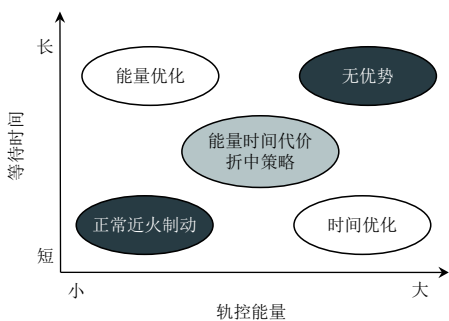


图5 近火飞越应急轨控策略能量时间代价分布示意图

Fig. 5 Cost schematic diagram of energy and time of emergency orbit control strategy for Mars flyby

其中：①能量和时间代价均较小的方式，即为正常阶段的近火制动，由于已错过，不作考虑；②能量和时间代价均较大的方式，在工程上无优势可言，也不作考虑。本文主要针对能量优化、时间优化、能量时间代价折中这3方面开展策略设计。

3.2 计算条件

近火飞越后，若不及时机动，探测器再次与火星交会前，将沿着行星轨道长期绕日飞行。因此，本文主要在太阳系全引力模型下开展轨道计算与分析。

在分析策略时，假设探测器质量为4 t，推进剂可提供速度增量为1 500 m/s。若错过近火制动，考虑地火时延、故障分析、决策准备等因素，地面干预的最早时机为标称开机时刻后的4 h。

3.3 能量优化策略

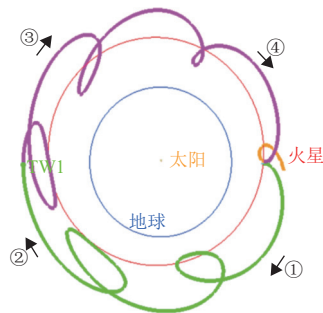
为实现能量优化，首先分析轨道自然演化的情况。火星近旁转向后，探测器长期无动力飞行，与火星的距离如图6所示。



图6 近火捕获未执行后探测器无机动飞行期间与火星距离

Fig. 6 Distance between probe and Mars with Mars capture not executed

探测器长期飞行下与太阳、火星的相对关系，在日火旋转坐标系下可以明显体现，如图7所示。其中，探测器所处位置为距离火星最远处，超过5亿km，即图6中第三峰值处。



注：①、②、③、④表示先后顺序。

图7 探测器飞越火星后在日火旋转坐标系下的轨道演化

Fig. 7 Sun-Mars rotating coordinate system orbit of probe after Mars flyby

由图6和图7及星历分析可知，2033年10月，探测器将滞后火星一圈（火星绕日6圈，探测器绕日

5圈)。此时探测器再次接近甚至进入火星影响球,从而存在再次与火星交会的机会。在长期飞行途中,可以通过增加深空机动,降低近火距离(近火距离小于火星半径时会撞击火星)。

以2023年10月附近的近火点高度接近工程设计标称近火制动高度作为深空机动控制的瞄准目标,对深空机动进行遍历寻优。优化变量为开机位置、深空机动次数(综合考虑工程可实施性和计算复杂度,定为1~5次),优化目标为总速度增量最小。经过上述寻优,深空机动总速度增量可以限制在100 m/s以内。

该策略的特点为:①优点:节省速度增量,近火后仍能按原定策略实施后续的使命轨道捕获和进入、下降与着陆(Entry, Descent and Landing, EDL);②缺点:飞行时间较长(长达12 a),需要考虑探测器长寿命运行、地面长期飞控等问题。

3.4 时间优化策略

由于火星近旁转向后,探测器与火星的相位逐渐拉开,若实施尽快交会,需要通过机动消除相位差,轨控需尽早实施。根据工程技术状态,近火制动未开机后最早4 h补充开机的约束,设计了4 h后补充开机。此时探测器已经呈沿双曲线轨道飞离火星的趋势,时间优化控制瞄准的是后续最近一次近火位置。因此,近火飞越4 h后捕获控制瞄准目标为绕日飞行下一圈近火高度接近工程设计标称近火制动高度交会火星。控后轨道如图8所示。

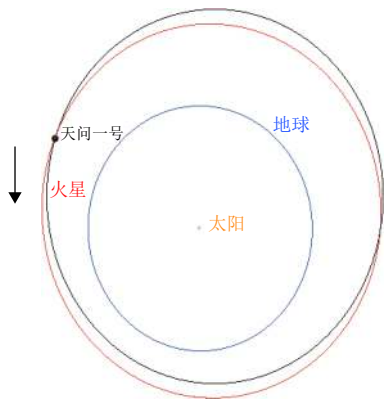


图8 近火飞越4 h补充控制半年后轨道位置示意图

Fig. 8 Schematic diagram of probe position half year after the 4-hours supplementary control for Mars flyby

上述轨道可以实现探测器于2023年元旦附近与火星再次交会,交会距离可调。

4 h补充控制仍瞄准标称近火制动后的远火点高度,算得速度增量约1 250 m/s。控后探测器剩余推进剂能够提供的速度增量约330 m/s,无法实现火星低轨捕获,但可以实现半长轴10万km级的环火高轨捕获。

该策略的特点:

1) 优点:及时实施控制,飞行时间相对较短(约2 a);

2) 缺点:前期消耗能量较多,剩余能量无法进入高度较低的环火轨道,无法实施EDL。

3.5 能量时间代价折中策略

能量和时间是深空轨道控制中的两个关键因素,且可以实现相互制约与转化。若平衡能量和时间,可以考虑折中策略。针对“天问一号”近火飞越的工程背景,结合图6和图7中探测器飞越火星后的轨道自然演化趋势,12年后再次与火星交会前的中点,即第6年可以作为能量时间代价折中策略分析的关键节点。基于此,从以下两个方面对能量时间代价折中策略开展分析。

1) 前6年内机动

在前6年,探测器与火星距离总体趋势逐渐增加。若在此期间实施机动,则需要将探测器远离火星的趋势调整为接近的趋势。基于3.1节内容,此阶段已非能量最优控制阶段,因此需要在时间代价方面具有优势,于是不能再采用通过控后长期飞行实现滞后火星一圈再次交会的方式,而是需要实现探测器在控后直接逐渐接近火星直至再次交会的趋势。

满足上述条件的控制在飞越火星后的前6年里与火星交会时间越晚,探测器与火星越远,所需调相能力越高,从而导致调相控制的能量代价越大,与能量优化策略相比,速度增量增加km/s量级及以上。

过大的能量代价使得该方案不适合作为优选方案。

2) 第6~12年机动

在后6年,结合图6和图7中探测器飞越火星后的轨道自然演化趋势,探测器因滞后火星半圈以上,与火星距离开始减小。针对此相位差,可行的工程策略为日心调相策略,即先期实施机动增大探测器日心轨道半长轴,通过降低探测器绕日速度实现调相,达到火星尽早追上探测器的效果,从而最终满足探测器的近火交会与捕获。

然而,上述策略存在以下缺点:

(1) 在日心系下,对位于行星轨道的探测器实施满足本文任务背景下的调相变轨,能量代价较大;

(2) 在此阶段实施轨道控制之前,探测器已经在近火未捕获后的轨道上飞行6年以上。相较3.3节的能量优化策略,节省时间优势已不明显。相较3.4节的时间优化策略,尽管能量能够进一步优化,但是优化范围有限,总代价仍在1 km/s左右,能耗方面的劣势更加突出。

在能量和时间代价方面均有劣势,使得该方案也

不适合作为优选方案。

上述考虑能量时间代价的策略分析和比较结果如表1所示。

表 1 近火飞越应急轨控策略比较
Table 1 Comparison of emergency orbit control strategies for Mars flyby

应急控制策略		能量代价	时间代价/a
能量优化策略		<100 m/s	12
时间优化策略		1 250 m/s	1
能量时间折中策略	前6 a机动	km/m量级及以上	<6
	第6~12 a机动	约1 000 m/s	6~12

综上所述：能量优化策略和时间优化策略均可以作为首选方案，具体还需要结合工程需求加以优选；在能量优化策略和时间优化策略以外设计的能量时间代价折中方案，在时间或能量单方面会存在明显劣势，不建议作为优选方案。

4 结 论

本文针对可能出现的“天问一号”近火制动未开机、飞越火星的情况，研究了应急控制策略设计方法，在此基础上设计了多种应急策略，并比较了各种策略之间的优缺点，形成了能量优化策略和时间优化策略可以作为首选方案的量化结论。

中国首次火星探测任务实际执行过程中，近火制动正常顺利执行。上述近火飞越应急轨控策略虽然未在实际任务中得以应用，但有力保障了探测器近火捕获在可控情况下的稳妥实施。

本文研究应急轨控策略的设计方法和分析结论能够为飞控决策和应急控制提供及时有效的技术支持，研究思路和结论也可扩展至相似背景的有关行星探测任务中。后续还可以针对普遍飞越主天体的情况，对应急策略设计方法在全面性和通用性方面开展系统深

入的研究。

参 考 文 献

[1] 耿言,周继时,李莎,等. 中国首次火星探测任务[J]. 深空探测学报(中英文),2018,5(2):399-405.
GENG Y,ZHOU J S,LI S,et al. A brief introduction of the first Mars exploration mission in China[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2018,5(2):399-405.

[2] 于登云,孙泽洲,孟林智,等. 火星探测发展历程与未来展望[J]. 深空探测学报(中英文),2016,3(2):108-113.
YU D Y,SUN Z Z,MENG L Z,et al. The development process and prospects for Mars exploration[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2016,3(2):108-113.

[3] 王靓玥,郭延宁,马广富. 火星探测器制动捕获策略研究[J]. 深空探测学报(中英文),2020,7(2):178-183.
WANG L Y,GUO Y N,MA G F. Research about strategies of Mars probe capture[J]. Journal of Deep Space Exploration,2020,7(2):178-183.

[4] 李军锋,龚胜平. 有限推力模型火星探测捕获策略分析[J]. 中国科学:物理学力学天文学,2013,43(6):781-786.
LI J F,GONG S P. Analysis of capture strategies for Mars explorer with finite-thrust[J]. Scientia Sinica Physica, Mechanica & Astronomica, 2013,43(6):781-786.

[5] 罗绪盛. 火星探测器捕获制动关键问题研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2017.
LUO X S. Research on capture and braking of Mars probe [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology,2017.

[6] 侯建文,阳光,周杰,等. 深空探测——火星探测[M]. 北京:国防工业出版社,1998.

[7] BATTIN R H. 航天动力学的数学方法[M]. 倪彦硕,蒋方华,李俊峰译. 北京:中国宇航出版社,2018.

[8] CURTIS H D. Orbital mechanics for engineering students[M]. Second Edition. Oxford, UK: Elsevier, 2009.

作者简介：
梁伟光(1982-)，男，博士，高级工程师，主要研究方向：深空轨道设计与控制。
通讯地址：北京市5130信箱105分箱(100094)
电话：15010579409
邮箱：lwgustc@163.com

Design Method of Emergency Orbit Control Strategy for Tianwen-1's Mars Flyby

LIANG Weiguang^{1,2}, ZHANG Yu^{1,2}, ZHANG Yao^{1,2}

(1. Beijing Aerospace Control Center, Beijing 100094, China;

2. Key Laboratory of Science and Technology on Aerospace Flight Dynamics, Beijing 100094, China)

Abstract: Orbit control strategy was designed for emergency condition of Mars flyby after non-implementation of approach braking. By analyzing acceleration effect of gravity boost during Mars flyby and long-term evolution of the orbit after the flyby, the strategy design was determined from two dimensions of orbital control energy and waiting time. On this basis, several strategies were designed under the branches of energy optimization, time optimization and energy time cost compromise. Advantages and disadvantages of each strategy were quantitatively compared after theoretical analysis and simulation verification. It is concluded that energy optimization and time optimization can be the first choices. The designed emergency strategy guaranteed successful approach braking implementation under control in the first Mars exploration missions of China. Research methods and conclusions can provide technical support and quantitative reference for flight control decisions and emergency control, and can be extended to other planetary exploration missions with similar background.

Keywords: Tianwen-1; Mars flyby; gravitational boosting; emergency orbit control strategy; energy optimization; time optimization

Highlights:

- The effect and influence of gravity boost on Mars flyby are analyzed.
- The strategy of using energy and time as dimensions for Mars flyby emergency orbit control is designed.
- The paper effectively evaluates emergency strategy oriented to engineering objectives.

[责任编辑: 宋宏, 英文审校: 宋利辉]