

“天问一号”火星探测环绕器导航制导与控制技术

朱庆华^{1,2}, 王卫华^{1,2}, 刘付成², 郑循江^{1,2}, 聂钦博^{1,2}

(1. 上海航天控制技术研究所, 上海 201109; 2. 上海空间智能控制技术重点实验室, 上海 201109)

摘要: 针对中国首次自主火星探测任务——“天问一号”行星际转移及环绕飞行过程面临的器-地数据传输延时长、飞行过程指向约束多、自主可靠要求高等难题, 提出了基于火星光学目标特性测量的自主导航、推力方向补偿的速度矢量控制以及多目标指向基准优化的角动量管理方法。通过对火星时变目标特性的自适应边缘提取和基于椭圆模型的边缘精确拟合, 获得目标高精度导航观测信息, 实现近火导航精度优于100 km、环火导航精度优于2 km; 采用基于加速度计测量的推力方向实时估计及姿态前馈补偿, 使制动捕获控制精度达到mm/s量级; 结合多目标指向约束, 以干扰力矩全局最优为目标进行姿态基准优化设计, 保障超过30天无地面支持下的自主飞行控制。将其应用于“天问一号”环绕器制导、导航与控制(Guidance, Navigation and Control, GNC)分系统中, “天问一号”在轨飞行结果表明, 所提方法能够满足星际飞行自主控制和自主管理的约束, 为后续深空探测型号任务提供重要参考。

关键词: 火星探测; GNC; 速度矢量控制; 光学自主导航; 多目标指向基准

中图分类号: V448

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2023)01-0011-08

DOI: 10.15982/j.issn.2096-9287.2023.20220046

引用格式: 朱庆华, 王卫华, 刘付成, 等. “天问一号”火星探测环绕器导航制导与控制技术[J]. 深空探测学报(中英文), 2023, 10(1): 11-18.

Reference format: ZHU Q H, WANG W H, LIU F C, et al. Navigation, guidance and control technology of Mars exploration orbiter Tianwen-1[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2023, 10(1): 11-18.

引言

火星探测作为一项庞大的系统工程, 是一个国家科技实力和创新能力的体现。截至2021年, 世界各国实施近50次火星探测任务^[1], 失败27次, 其中40%是由制动捕获故障导致, 失败的原因多与控制直接或间接相关。中国首次火星探测任务“天问一号”通过一次飞行, 需要完成“绕、落、巡”三大工程目标, 在任务实施、可靠性、安全性和自主性等方面面临重要的技术挑战。

相比于国外火星探测任务, 中国首次开展地月系之外的深空探测任务, 面临飞行阶段多、飞行时间长、器地通信延迟大、自主可靠要求高、目标姿态基准复杂等问题, 对中国首次火星探测星际转移飞行及环绕探测飞行控制提出了严苛的要求。相比于月球探测任务器地通信延迟约1 s, 火星探测器地单项通信延迟最长达到40 min, 且关键阶段受到火星遮挡、火影等环境约束, 因此要求器上具备完全自主能力: 能够实时自主导航、自主异常诊断、自主策略重构、自主重建能源及通信链路等。特别是对于中国首次火星探

测制动捕获控制任务面临大通信延迟(指令上下行延迟超过30 min)、大速度增量控制(近900 kg燃料消耗)、质心时变与液体晃动耦合干扰、控制“火掩”遮挡以及单台主发动机配置等问题, 国内外均未有工程实施经验。

环绕器制导、导航与控制(Guidance, Navigation and Control, GNC)分系统采用基于火星目标成像测量的光学自主导航、大推力快变干扰下的速度矢量补偿控制、捕获策略的在线自主重构等技术保障了制动捕获关键阶段的自主性、可靠性及高精度的需求。

本文分析了中国首次火星探测任务“天问一号”环绕器在执行飞行过程各项控制需求中, 采用的行星引力场高可靠制动捕获控制、自适应光学自主导航、多目标复合指向跟踪等理论模型和工程实现方法, 有力保障了中国首次火星探测任务一步实现“绕、落、巡”三大目标的圆满成功, 实现了中国探测能力从地月系到行星际的跨越。

1 火星探测飞行高精度导航方法

高精度导航是轨道制导策略制定及姿态控制的前

提。首次火星探测不同阶段控制约束及精度需求不同,不同阶段导航方案不同。环绕器GNC分系统导航策略包括行星星历计算模块、轨道递推模块、惯性自主导航模块及光学自主导航模块,以适应地火转移稳态控制、轨道机动控制及天线指向驱动控制需求。

1.1 火星探测器上星历计算

近地卫星器上星历计算多采用解析方法计算行星星历,根据行星在日心系下的平均轨道根数及变化率解算其位置速度,该方法计算过程简单,器上存储及计算资源占用小,但其精度低(最大误差约几十万km),不能满足星际转移飞行对地精确指向确定 0.03° 的指标要求(星历精度优于100 km),采用数值方法能够提高计算精度,但对器上存储及计算资源占用大。首次火星探测GNC分系统综合考虑解析方法与数值方法的优劣,采用高阶多项式拟合方法计算行星星历,该方法具有资源占用小、计算精度高的特点。其计算过程如下。

1) 基于DE421/430模型进行数值星历样本取样: $\Delta t, R_i, i=1, \dots, n$; 其中 Δt 为样本间隔, R_i 为以行星位置速度为参数的样本;

2) 采用最小二乘算法拟合多项式: $K = B^T B X$; 其中 K 为星历多项式系数, B 为 R_i 的多次项组成的矩阵, X 为归一化时间序列;

3) 将系数 K 存储在器上,依据星时计算当前星历: $R_{\text{vec}} = K X_i$; 其中 R_{vec} 为实时行星位置速度, X_i 为星时对应的归一化时间序列。

采用高阶多项式拟合行星星历计算方法,可以根据指标需求不同选择样本个数(时间跨度不同)及多项式阶数。

首次火星探测任务在轨采用7阶多项式拟合火星星历,拟合精度优于15 km,采用8阶多项式拟合地球星历,拟合精度优于30 km,满足飞行全过程定向天线对地指向精度优于 0.05° 的指标需求。

1.2 火星探测器上轨道递推

环绕器器上长期稳态过程轨道计算以轨道递推为主,即地面飞控中心定期上注轨道参数,器上根据上注轨道定期更新轨道递推初值。考虑数值轨道递推具有短时高精度、长期累积误差发散的特点,设计解析轨道递推作为数值轨道递推的补充。考虑探测器飞行引力中心依次为地球、太阳、火星,因此轨道动力学模型中分别考虑不同的中心引力天体及摄动项。

器上轨道递推轨道动力学模型为

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\mu_c \frac{\mathbf{r}}{r^3} + \Delta a \quad (1)$$

其中: μ_c 为中心天体引力常数,火星飞行过程主要考虑地球、太阳和火星; \mathbf{r} 为中心天体坐标系下的位置矢量; Δa 为引力摄动项: 逃逸阶段主要考虑地球非球形摄动^[1] $J_2/J_3/J_4$ 项及太阳、月球三体引力摄动,转移阶段主要考虑地球、火星三体摄动,环火阶段主要考虑火星非球形摄动 J_2 及太阳三体引力。

基于式(1)中的轨道动力学模型,地面定期上注多组初始位置 \mathbf{r}_{0i} 和初始速度 \mathbf{v}_{0i} ,每组时间间隔根据地面定轨及预报误差确定,采用4阶龙哥库塔数字积分方式进行计算。

器上解析轨道递推方法为

$$\sigma(t) = \sigma(t_0) + \dot{\sigma}(t-t_0) \quad (2)$$

其中: $\sigma(t)$ 为当前时刻轨道拟平均根数; $\sigma(t_0)$ 为轨道上注初始值; $\dot{\sigma}$ 为轨道周期变化率。

1.3 惯性自主导航方法

轨道机动控制过程受制于测控延时、通信链路约束,地面无法进行机动情况下的准确预报,因此轨控过程采用惯性自主导航方案进行控制。其控制流程图如图1所示。

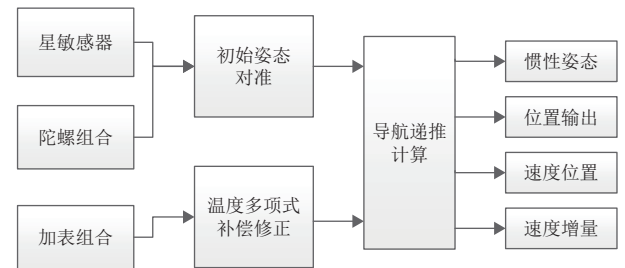


图1 惯性自主导航流程图

Fig. 1 Inertial autonomous navigation flowchart

惯性自主导航精度保障的关键是初始姿态对准及加表测量补偿修正。具体实施如下。

1) 采用星敏+陀螺联合滤波实现初始惯性姿态确定及陀螺漂移的修正;

2) 加表测量补偿修正算法如下

$$a = a_{\text{meas}}(m+nT+pT^2) + \Delta a(T) \quad (3)$$

其中: a 修正后加表输出; a_{meas} 为直接测量输出; m 、 n 、 p 为加表组合地面标定后的温度补偿系数; $\Delta a(T)$ 为补偿残差。对补偿残差采用均值滤波+温度预估扣除的方式实现在轨温度变化下的加表精确测量,如式(4)所示

$$\Delta a(T) = \frac{v_f - v_0}{T_f - T_0} (\hat{T} - T) \quad (4)$$

其中, v_f 、 v_0 、 T_f 、 T_0 分别对应均值滤波起始残差测量

和起始时间; \hat{T} 为轨控平均温度; T 为地面上注修正时刻的温度。

经过在轨飞行验证, 轨控过程惯性自主导航速度误差优于2 mm/s。

1.4 光学自主导航方法

为提高近火捕获、环火轨道自主性及可靠性, 设计近火捕获前光学自主导航^[3]和环绕段光学自主导航作为轨道递推计算的备份手段。针对制动捕获目标近火点高度400 km的控制需求, 分解近火捕获前光学自主导航指标优于100 km, 工作弧段在近火前最后一次中途修正前(近火点前1~15 d), 保障近火点预报高度误差低于200 km, 不会造成近火点进入火星大气(火星大气高度约125 km)的安全风险; 针对环火段光学自主导航以对火定向精度优于0.1°的指标分解, 考虑光学导航可见弧段约束, 选择每次科学探测成像前1.5~3 h(轨道高度约2 000~7 000 km)自主导航, 导航指标优于2 km。

根据不同阶段自主导航需求, 配置窄视场光学导航传感器(视场6°×8°, 火星矢量提取精度优于1")及双谱段红外导航传感器(视场20°×20°, 火星矢量提取精度优于20")分别在近火前及环绕段对火星进行目标测量, 同时结合对火星轮廓的提取拟合提高自主导航可观测度。

随着器火距离及观测相位角变化, 火星目标在导航传感器中的成像特征变化, 表现为由点到面、局部边缘、伪边缘等图像特征, 为准确获得观测信息, 通过亚像素细分^[3]、阈值自适应调整^[4]、双谱段融合、椭圆拟合及时空基准对准的方法实现动态目标观测的高精度光学自主导航, 其中阈值自适应调整效果如图2所示。

1) 阈值自适应调整及亚像素细分

(1) 计算方差分布: $\sigma_1^2 = \sum_{i=k+1}^L (i - \mu_1)^2 P(i|C_1) = \sum_{i=k+1}^L (i - \mu_1)^2 \frac{P_i}{\omega_1}$;

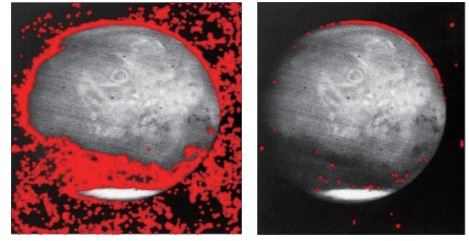
(2) 构建阈值函数: $\sigma_1^2(k) = \frac{\sigma_{y1}^2}{1 - \omega(k)} \frac{[\mu_T - \mu(k)]^2}{[1 - \omega(k)]^2}$;

(3) 阈值搜索: $k^* = \operatorname{argmax}_{0 \leq k \leq L-1} [\sigma_1^2(k)]$;

(4) 基于加权系数像素细分

$$x_0 = \frac{\sum_{i=1}^3 \sum_{j=1}^3 a(i, j) f(i, j) i}{\sum_{i=1}^3 \sum_{j=1}^3 f(i, j)}, y_0 = \frac{\sum_{i=1}^3 \sum_{j=1}^3 a(i, j) f(i, j) j}{\sum_{i=1}^3 \sum_{j=1}^3 f(i, j)}$$

由图2看出自适应阈值调整后, 伪边缘剔除置信度高达90%, 能够准确提取真实边缘。



(a) 固定阈值提取

(b) 自适应阈值提取

图2 自适应阈值调整图像提取结果^[3]

Fig. 2 Adaptive threshold adjusting image extraction results^[3]

2) 基于椭圆拟合的中心提取

(1) 椭圆约束

$$F(x, y) = Ax^2 + Bxy + Cy^2 + Dx + Ey + F = 0$$

(2) 迭代求解

$$\begin{cases} a = \sqrt{\frac{2[AE^2 + CD^2 - BDE + F(B^2 - 4AC)]}{(B^2 - 4AC)[\sqrt{(A-C)^2 + B^2} - A - C]}} \\ b = \sqrt{\frac{2[AE^2 + CD^2 - BDE + F(B^2 - 4AC)]}{(B^2 - 4AC)[-\sqrt{(A-C)^2 + B^2} - A - C]}} \\ x_0 = \frac{2CD - BE}{B^2 - 4AC} \\ y_0 = \frac{2AE - BD}{B^2 - 4AC} \end{cases}$$

其中: a 、 b 为目标椭圆拟合的长短半轴; x_0 、 y_0 为目标拟合的中心坐标。

3) 时空基准的修正

以火星为目标的光学自主导航, 导航观测方程为

$$e_i = T_{BI} \cdot T_{BS} \cdot \left(\frac{1}{\sqrt{x_p^2 + y_p^2 + f^2}} \begin{bmatrix} -x_p \\ -y_p \\ f \end{bmatrix} \right) \quad (5)$$

其中: $T_{BI} \cdot T_{BS}$ 为光学导航传感器测量基准至惯性基准的转换矩阵, 在前述目标精确提取的基础上, 此转换矩阵误差为导航误差的主要来源。因此采用光学导航传感器双模测量设计消除该转换矩阵误差。

(1) 基于硬脉冲测量传感器时钟差: $\Delta Q_1 = 0.5 \times \Delta t \times \Omega(\omega)$;

(2) 基于双模式测量导航传感器惯性基准差 $\Delta Q_2 = Q_{star}^{-1} \otimes Q_{sensor}$;

(3) 修正传感器至惯性系的基准偏差 $T_{BI} \cdot T_{BS} = \Xi(Q_{star} \otimes \Delta Q_1 \otimes \Delta Q_2)$ 。

4) 自主导航在轨验证情况

近火飞行过程中, 器火距离由1 000万至10万km变化, 火星在导航传感器中的成像大小由2×2个像素至最后200×200个像素变化, 目标中心的提取精度及时空基准精度直接决定导航输出是否有效, 基于上

述中心提取、拟合及时空基准算法,实现中心提取精度优于0.5个像素、视半径拟合精度优于1个像素、敏感器基准修正精度优于0.5"。基于此近火前约300 km自主导航精度优于100 km,满足制动捕获近火点高度预测误差200 km的需求,具有重要的工程意义。

环火飞行过程中,火星在导航敏感器中为局部边缘图像,同时受到投影及火星自身椭圆的影响,其形心及视半径的提取误差对导航精度影响超过20 km,无法满足遥感探测应用。基于椭圆模型的拟合算法,提高形心及视半径的提取精度,实现环火段自主导航精度优于2 km,满足高精度遥感探测需求。

基于行星光学目标测量的深空自主导航^[5]是未来深空长期自主管理与自主控制的重要手段,目标识别、提取及基准修正是深空探测光学自主导航的核心,本文提供了一种高精度自主导航的理论算法基础,对后续深空探测自主导航技术发展具有重要意义。

2 轨控制律在线重构策略

首次火星探测轨道制导策略包括初始轨道设计^[6]、中途轨道修正^[6]、深空机动、制动捕获、环绕轨道调整及着陆轨道设计等多个阶段。转移轨道一般采用圆锥拼接方法^[7]实现标称轨道设计,其余轨道修正一般基于微分修正^[7]、遗传算法^[7]、粒子群算法^[8]等寻优算法实现。以上制导策略设计均采用离线手段,地面根据精确确定轨数据进行轨道制导策略的制定,通过上行链路将参数注入探测器,探测根据时间及轨道约束执行制导策略。

针对制动捕获、两器分离等关键阶段通信延迟、故障风险大及精度要求高的环节,器上需自主具备制导策略重构的能力,保障制动捕获及两器分离轨控安全。环绕器GNC分系统针对制动捕获窗口唯一、速度增量大、时变干扰多及两器分离状态变化大、状态异常影响安全等特点,设计自主在线制导策略的重构算法。

2.1 制动捕获在线策略重构及速度矢量补偿

1) 在线策略自主重构

标称制动捕获策略采用3 000 N主发动机进行轨控,策略参数包括点火开始时刻、理论速度增量矢量、安全保障时间约束区间。3 000 N主发动机异常后,需自主切换至8 × 120 N推力器进行补充变轨。采用不考虑弧段损失的策略修正,需在轨控故障后1 min内实现策略的修正并启动控制,给器上自主故障诊断及重构带来压力。采用弧段损失的策略修正,将故障识别与控制策略修正的约束窗口增加至10 min,增加

了异常重构的时间窗口裕度。

基于弧段损失的策略重构计算步骤如下:

(1) 基于粒子群优化^[7]搜索故障点的最优速度增量矢量 Δv ;

初始状态:主发动机不同故障时刻的位置速度;

优化目标:点火时长最短;

优化约束:8台120 N有限推力、轨道动力学;

优化变量:推力矢量、姿态切换角速率。

(2) 依据多点速度增量矢量 Δv 拟合速度增量大小系数 k 及矢量方向分段 θ_k ;

(3) 多项式拟合速度增量大小修正: $\Delta v_{\text{重构}} = \Delta v_{\text{故障点}} + k \frac{(\Delta v_{\text{故障点}} - \Delta v_f)^2}{\Delta v_{\text{故障点}}}$;

(4) 差值计算速度矢量修正(目标姿态): $C_{b_k}^i = R_y \frac{\theta_k - \theta_{k-1}}{\Delta v_k - \Delta v_{k-1}} (\Delta v_f - \Delta v_{k-1})$;

(5) 异常后自主修正目标速度大小及连续调整目标姿态。

2) 速度矢量补偿控制

制动捕获过程中3 000 N主发动机点火时长超过15 min,燃料消耗超过800 kg,低频低阻尼球形膜片贮箱充液比由70%降低至35%,频率及阻尼特性类似于抛物线并过最低点,同时随着燃料消耗,整器质心快速变化,引起干扰力矩从30~70 Nm的动态变化。为保障制动捕获过程的速度增量矢量控制,需对由于推力矢量偏斜、姿态耦合振动不均衡等干扰进行在线实时补偿,采用欧拉轴/欧拉角方式计算补偿姿态,在目标姿态基准基础上增加补偿姿态。具体如下:

(1) 欧拉角计算: $\Delta \theta = \arccos\left(\frac{\Delta v_{\text{本体}} \cdot \mathbf{x}_b}{|\Delta v_{\text{本体}}|}\right)$;

(2) 欧拉轴计算: $\mathbf{e} = \frac{\Delta v_{\text{本体}} \times \mathbf{x}_b}{|\Delta v_{\text{本体}}|}$;

(3) 目标补偿姿态计算: $\mathbf{Q} = [\cos(0.5\Delta\theta) \mathbf{e} \sin(0.5\Delta\theta)]$;

(4) 惯性系速度矢量的计算: $\Delta v_{\text{惯性}} = \mathbf{C}(\mathbf{Q}) \Delta v_{\text{本体}}$ 。

其中, $\Delta v_{\text{本体}}$ 为惯性自主导航输出本体下的速度增量累积, \mathbf{x}_b 为理论推力方向。

3) 在轨飞行验证情况

根据“天问一号”探测器制动捕获后器上遥测数据评估计算,环绕器GNC完成速度增量关机控制,大推力制动捕获速度增量控制精度达到mm/s量级,优于“希望号”(Hope)火星探测器(dm/s量级)。

由图3看出,制动捕获过程中控制姿态在实时的动态调整,补偿由于推力矢量偏斜、液体晃动干扰、初始速度偏差等产生的速度矢量误差,俯仰及偏航基准(推力矢量方向)控制精度优于0.03°;由图4看出,轨

控过程中速度增量累积严格按照预估执行, 最终与理论速度增量一致。

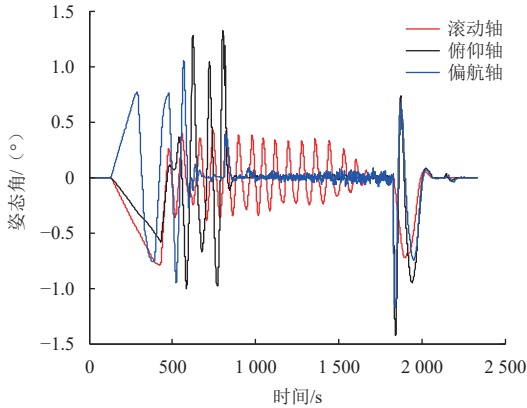


图 3 制动捕获在轨姿态指向控制结果

Fig. 3 Mars capture attitude pointing control results

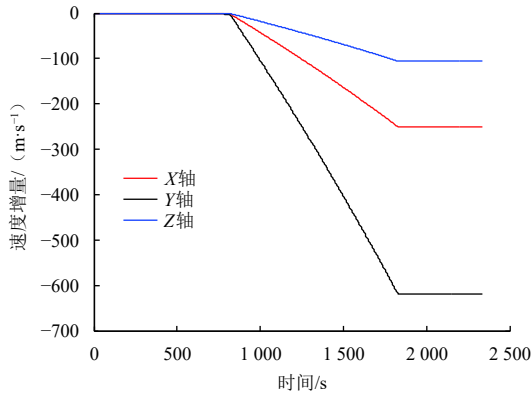


图 4 J2000坐标系下速度增量结果

Fig. 4 Increment result of velocity in J2000 coordinate system

高精度制动捕获控制可以降低后续轨道调整的速度增量需求、提高燃料裕度, 具有重要工程意义。

2.2 两器分离状态辨识及升轨策略修正

两器分离前后, 环绕器(探测器)质量减少46%, 惯量减少32%。质量变化引起轨控推力产生的速度增量不足, 惯量变化引起控制系统带宽裕度降低, 速度增量不足系统带宽裕度降低都会对分离后升轨控制造成撞火风险。因此需在轨进行两器分离状态辨识及在线进行升轨策略重构, 环绕器GNC分系统设计了基于卡尔曼滤波的在线惯量特性辨识^[9]及升轨速度增量安全重构策略, 具体如下:

1) 基于姿态动力学方程得到如下状态方程

$$b_J = A_J [J_{\text{norm},x} \quad J_{\text{norm},y} \quad J_{\text{norm},z}]^T \quad (6)$$

其中: $J_{\text{norm},x}$ $J_{\text{norm},y}$ $J_{\text{norm},z}$ 为环绕器三轴主惯量; A_J 为陀螺测量环绕器相惯性系的角速度; b_J 为飞轮和喷气产生的力矩估计。

2) 基于卡尔曼滤波器实时估计三轴主惯量并确定

分离状态;

3) 根据分离状态重新计算升轨速度 $\Delta v = kv_n$ 及点火时长 $t_n = \frac{m_{\text{探测器}}(v_n + \Delta v)}{a_{\text{标称}}}$ 。

3 地火转移及环绕火星飞行自主控制

首次火星探测地火转移及环绕过程面临多目标姿态指向(对日、对地、对火、对火表、对车及对惯性空间控制)、环境干扰累积(光压、重力梯度等)、长期无测控支持(日凌时长超30 d)等问题。要求环绕器GNC分系统能够实现自主控制, 包括多目标指向兼顾、环境干扰累积引起的卸载燃料最低。环绕器GNC分系统优化设计了姿态基准及角动量平衡补偿策略。

3.1 飞行目标姿态基准计算

由于飞行阶段不同(地火转移和环绕火星)、任务需求不同(对日保能源、对地保通信、对车保中继、对火保成像, 如图5所示)及机构能力不同(太阳翼绕Y一维驱动、定向天线-Z方向二维驱动、X中继天线+Z方向二维驱动, 如图6所示), 对姿态基准的设计约束不同。

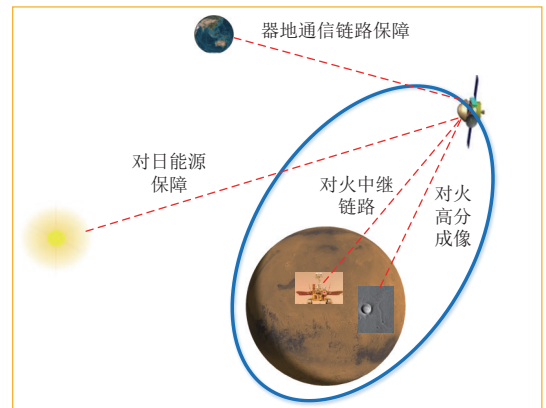


图 5 火星探测多目标指向约束

Fig. 5 Mars exploration multi-target pointing constraints

采用强指向约束+多弱指向约束组合的方案, 基于粒子群优化算法计算不同阶段姿态基准。具体如下:

1) 定义本体系下强约束指向矢量 e_{cons}^b , 弱约束指向矢量 e_{less1}^b 、 e_{less2}^b ;

2) 需求惯性系的强约束指向矢量 e_{cons}^i , 弱约束指向矢量 e_{less1}^i 、 e_{less2}^i ;

3) 计算单约束姿态矩阵: $C_b^i = C_b^c C_t^i$;

其中:

$$C_t^i = \begin{bmatrix} e_{\text{cons}}^i, & \frac{e_{\text{cons}}^i \times e_{\text{less1}}^i}{|e_{\text{cons}}^i \times e_{\text{less1}}^i|}, & \frac{(e_{\text{cons}}^i \times e_{\text{less1}}^i) \times e_{\text{cons}}^i}{|(e_{\text{cons}}^i \times e_{\text{less1}}^i) \times e_{\text{cons}}^i|} \end{bmatrix}$$

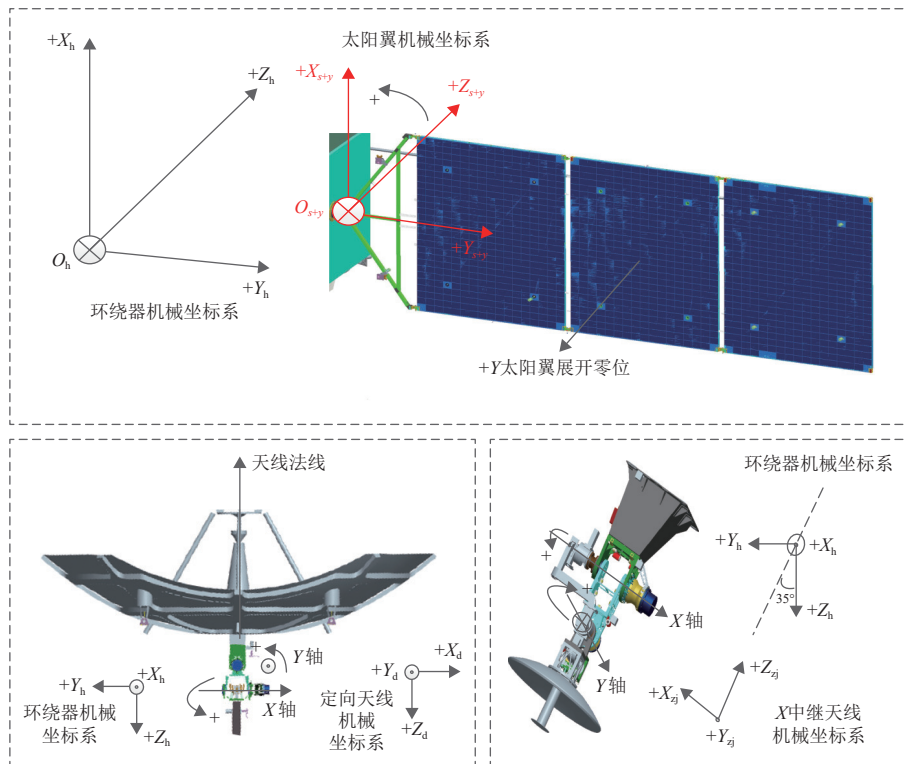


图6 火星探测多驱动指向控制

Fig. 6 Mars exploration multi-drive pointing control

$$C_b^t = \begin{bmatrix} e_{\text{cons}}^b \\ \frac{e_{\text{cons}}^b \times e_{\text{less1}}^b}{|e_{\text{cons}}^b \times e_{\text{less1}}^b|}, \frac{(e_{\text{cons}}^b \times e_{\text{less1}}^b) \times e_{\text{cons}}^b}{|(e_{\text{cons}}^b \times e_{\text{less1}}^b) \times e_{\text{cons}}^b|} \end{bmatrix}^T$$

4) 增加新约束旋转定义 $C_{\text{bn}}^i = C(\phi, e_{\text{cons}}^b) C_b^i$, 其中 ϕ 为优化搜索变量;

5) 优化约束边界: $J_1 \arccos(C_{\text{bn}}^i e_{\text{less1}}^i, e_{\text{less1}}^b)_{\min} + k_2 \arccos(C_{\text{bn}}^i e_{\text{less2}}^i, e_{\text{less2}}^b)$ 。

其中, J_1 、 k_1 为加权系数, 可根据驱动机构的能力定义。

该姿态基准的计算方法可适用于机构非正交安装、不同阶段本体轴指向不同、驱动机构驱动范围不同的情况。

3.2 角动量平衡补偿控制

火星特殊磁场环境, 制约探测器稳态控制过程无法像地球卫星一样采用磁卸载^[10]方式实现角动量平衡, 对于火星探测环境干扰累积, 只能依靠喷气燃料消耗来进行干扰力矩累积的补偿。为了尽可能实现角动量累积降到最低, 采用太阳翼驱动+姿态偏置的方案进行角动量平衡补偿。其控制实现框图如图7所示。

以系统角动量为观测状态, 采用太阳翼驱动+姿态偏置方案进行补偿。计算如下:

1) 太阳翼偏置补偿: $(\beta_1, \beta_2) = K_s \text{sign}(h)$, K_s 依据光压力矩理论模型计算;

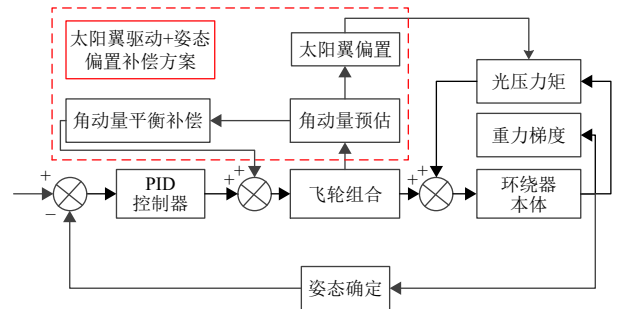


图7 太阳翼驱动+姿态偏置

Fig. 7 Solar wing drive & attitude offset

2) 姿态偏置方案进行补偿: $T_{c1} = K_p h + K_d \dot{h}$, 采用闭环前馈方案。

经过在轨飞行验证, 基于此方法超过7 d无喷气卸载, 与常规2 d卸载一次相比, 节省燃料超过3倍。

4 结论

本文针对首次火星探测任务“天问一号”飞行全过程环绕器GNC分系统的导航、制导与控制策略进行分析。提出了基于高阶多项式拟合行星历计算方法, 降低了高精度行星历计算对器载资源的需求——由MB降低至KB量级; 提出了基于光学导航敏感器对火星测量的近火及环火段自主导航方法, 采用亚像素级的目标识别及椭圆拟合方法实现高精度的导航观测量

提取,采用非线性滤波估计方法提高了引力场大尺度变化带来的系统误差,实现近火前自主导航误差优于100 km,环火自主导航误差优于2 km的工程验证;提出了主备轨控发动机推力不一致情况下,大速度增量轨控重构时的弧段损失补偿控制策略,保障了制动捕获过程可靠性,并基于推力矢量在线估计的速度矢量补偿控制,实现制动捕获控制精度达到mm/s量级;提出了基于环境干扰力矩补偿的角动量自主管理方法,降低了长期角动量维持的喷气卸载燃料。本文系统给出了火星探测行星际飞行过程导航、制导与控制策略,可以直接集成应用于后续火星探测任务,同时所提出的相关自主导航、角动量管理、高精度轨道控制方法可以拓展应用于后续木星、小行星及太阳系边际探测等更远距离的深空探测任务当中。

首次火星探测任务的圆满成功,标志着中国已经成功掌握了地月系统以远的行星际飞行导航制导与控制技术。环绕器GNC分系统技术具有高可靠、高自主、高精度的特点,解决了长时间自主飞行、长器地通信链路、多约束下的自主控制面临的问题。奠定了中国后续木星及以远天体探测星际飞行自主导航制导与控制技术基础。

参 考 文 献

- [1] 侯建文,阳光,周杰. 深空探测——火星探测[M]. 北京:国防工业出版社2016.
- [2] 陈杨,赵国强,宝音贺西,等. 精确动力学模型下的火星探测轨道设计[J]. 中国空间科学技术,2011,31(1):8-15.
CHEN Y,ZHAO G Q,BAOYIN H X,et al. Orbit design for Mars exploration by the accurate dynamic model[J]. *Chinese Space Science and Technology*,2011,31(1):8-15.
- [3] 刘付成,朱庆华,孙建党,等. 基于图像边缘信息的火星探测器光学自主导航技术[J]. 中国科学,2020,50(9):1160-1174.
LIU F C,ZHU Q H,SUN J D,et al. Autonomous optical navigation technology for Mars probe based on image edge information[J]. *Sci Sin Tech*,2020,50(9):1160-1174.

- [4] 孙建党,刘宇,谭天乐,等. 一种基于方差的自适应火星图像阈值选取算法[J]. 飞控与探测,2018,1(1):77-81.
SUN J D,LIU Y,TAN T L,et al. An adaptive image threshold selection algorithm based on variance[J]. *Flight Control & Detection*,2018,1(1):77-81.
- [5] 刘宇飞,崔平远. 深空探测巡航段自主光学导航方案研究[J]. 系统仿真学报,2008,20(7):1781-1785.
LIU Y F,CUI P Y. Autonomous navigation scheme of cruise phase in deep-space exploration[J]. *Journal of System Simulation*. 2008,20(7):1781-1785.
- [6] 杨彬,李爽. 火星探测转移轨道初始设计与分析[J]. 中国空间科学技术,2017,37(4):18-27.
YANG B,LI S. Transfer orbit initial design and analysis for Mars exploration mission[J]. *Chinese Space Science and Technology*,2017,37(4):18-27.
- [7] 王汀,郭延宁,张瑶,等. 基于模型预测控制的多约束火星精确着陆制导律研究[J]. 深空探测学报(中英文),2016,3(4):377-383.
WANG T,GUO Y N,ZHANG Y,et al. Model predictive control guidance for constrained Mars pinpoint landing[J]. *Journal of Deep Space Exploration*,2016,3(4):377-383.
- [8] 朱丽莉,杨志鹏,袁华. 粒子群优化算法分析及研究进展[J]. 计算机工程与应用,2007(5):24-17.
ZHU L L,YANG Z P,YUAN H. Analysis and development of particle swarm optimization[J]. *Computer Engineering and Applications*. 2007,43(5):24-27.
- [9] 朱东方,王卫华,宋婷,等. 复杂挠性航天器转动惯量辨识算法研究[J]. 上海航天,2015,32(5):1-8,14.
ZHU D F,WANG W H,SONG T,et al. On-line identification of flexible spacecraft moment of inertia[J]. *Aerospace Shanghai*,2015,32(5):1-8,14.
- [10] 章仁为. 卫星轨道姿态动力学与控制[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,1998.

作者简介:

朱庆华(1979-),男,研究员,主要研究方向:空间飞行器导航制导与控制技术研究。

通信地址:上海市中春路1555号(201109)

电话:(021)24183278

E-mail:zhuqh_79@sina.com

王卫华(1985-),男,高级工程师,主要研究方向:深空探测自主导航与自主控制技术研究。**本文通信作者。**

通信地址:上海市中春路1555号(201109)

电话:(021)24183241

E-mail:1261335060@qq.com

Navigation, Guidance and Control Technology of Mars Exploration Orbiter Tianwen-1

ZHU Qinghua^{1,2}, WANG Weihua^{1,2}, LIU Fucheng², ZHENG Xunjiang^{1,2}, NIE Qinbo^{1,2}

(1. Shanghai Aerospace Control Technology Institute, Shanghai 201109, China;

2. Shanghai Key Laboratory of Aerospace Intelligent Control Technology, Shanghai 201109, China)

Abstract: Tianwen-1, China's first autonomous Mars exploration mission, faced many challenges in the process of interplanetary transfer and orbiting, such as long delay of data transmission between the orbiter and the Earth, many directional constraints during flight, and high requirements for autonomy and reliability. The autonomous navigation based on Mars optical target characteristic measurement, velocity vector control based on thrust direction compensation and angular momentum management based on multi-target pointing reference optimization were proposed. By adaptive edge extraction and accurate edge fitting based on ellipsoidal model for the characteristics of Mars time-varying target, high-precision navigation observation information of the target was obtained, and the accuracy of near-Mars navigation was better than 100 km and that of Mars circumnavigation was better than 2 km. The real-time estimation of thrust direction based on accelerometer measurement and attitude feedforward compensation were used to make the braking capture control accuracy reach the order of millimeter/second. Combined with the multi-target pointing constraint, attitude reference optimization design was carried out with the goal of global optimal jamming torque, to guarantee the autonomous flight control without ground support for more than 30 days. The proposed method was applied to the GNC subsystem of Tianwen-1 surrounding device. The in-orbit flight results of Tianwen-1 show that the proposed method can meet the constraints of autonomous control and autonomous management of interstellar flight, which provides important reference for subsequent deep-space exploration model missions.

Keywords: Mars exploration; Guidance Navigation and Control (GNC); speed increment control; optical autonomous navigation; multi-objective reference design

Highlights:

- Optical autonomous navigation.
- Precision of braking capture control reaches the order of millimeter/second.
- Autonomous flight control without ground support.

[责任编辑: 宋宏, 英文审校: 宋利辉]