

# 太阳系多星精密定轨软件

曹建峰<sup>1,2</sup>, 李 颀<sup>1,2</sup>, 鞠 冰<sup>1,2</sup>, 满海钧<sup>1,2</sup>, 张 宇<sup>1,2</sup>, 刘山洪<sup>1,2</sup>

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

**摘要:** 针对太阳系空间的航天器轨道计算与应用需求, 定位于科学研究与工程试验, 研发了太阳系多星精密定轨及数据分析软件(MODAS)。描述了软件的设计与实现, 包括数据组织管理、基础服务、观测数据类型、参数解算处理; 详细介绍了软件实现的特点, 通过对月球、火星、木星及小行星探测数据的处理与比较, 验证了软件的功能及精度; 对软件下一步发展进行了分析展望。验证结果表明, 该软件可应用于多天体、多探测器的联合定轨计算, 并可拓展应用于行星科学的研究。

**关键词:** 深空探测; 参数解算; 观测建模; 精密定轨; 软件系统; 数据处理

**中图分类号:** V412.4+1

**文献标识码:** A

**文章编号:** 2096-9287(2022)05-0532-10

**DOI:** 10.15982/j.issn.2096-9287.2022.20220017

**引用格式:** 曹建峰, 李颀, 鞠冰, 等. 太阳系多星精密定轨软件[J]. 深空探测学报(中英文), 2022, 9(5): 532-541.

**Reference format:** CAO J F, LI X, JU B, et al. Multi-satellite precision orbit determination and data analysis software in solar system[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2022, 9(5): 532-541.

## 引言

精密轨道确定是开展空间探测活动的一项关键性基础技术, 支撑测控系统的任务实施、载荷设备的性能评估、科学数据的分析应用。

轨道确定技术可以追溯至16世纪, 第谷尝试通过光学望远镜观测彗星并计算轨道, 但由于缺少力学理论的指导, 无法仅通过方向信息确定天体轨道。开普勒继承了第谷的大量观测数据, 利用少数几次观测数据就确定了彗星的轨道。早期的轨道确定理论主要用于自然天体的轨道确定, 20世纪50年代第一颗地球卫星升空后, 定轨理论应用于人造天体, 并取得了飞速发展。空间探测活动发展历经数十载, 随着载荷设备功能、性能的提升, 跟踪测量技术的进步, 计算机的飞速发展, 主要航天大国的科研机构都对轨道计算软件进行了迭代更新, 从早期针对特定任务, 功能简单, 操作复杂的单一软件, 发展至如今的普适应用, 功能强大, 高精度的系统性软件。

在地球探测器轨道计算方面, 得益于卫星激光测距(Satellite Laser Ranging, SLR)、多普勒无线电定轨定位系统(Doppler Orbitography by Radio-positioning Integrated on Satellite, DORIS)的技术进步, 全球卫

星导航系统(Global navigation satellite system, GNSS)的快速发展, 科学应用需求的驱动, 涌现出了大批成熟高效的定轨软件, 典型的有UTOPIA、GIPSY、GAMIT、BERNESE、PANDA等<sup>[1-4]</sup>。在深空探测领域, 由于组织管理机构较为集中, 相关轨道计算软件的开发与应用主要由大型航天机构完成, 如美国的喷气推进实验室(Jet Propulsion Laboratory, JPL), 戈达德航天飞行中心(Goddard Space Flight Center, GSFC), 欧洲航天局(European Space Agency, ESA)的欧洲空间操作中心(European Space Operation Center, ESOC), 法国空间操作中心(Centre National d'Etudes Spatiales, CNES)。中国深空探测任务的轨道计算与控制主要由北京航天飞行控制中心(Beijing Aerospace Control Center, BACC)负责, 西安卫星测控中心(Xi'an Satellite Control Center, XSCC)与中国科学院上海天文台(Shanghai Astronomical Observatory, SHAO)<sup>[5-6]</sup>共同参与任务期间的轨道计算处理, 武汉大学测绘遥感信息工程重点实验室为开展月球行星科学研究也自主开发了轨道计算软件<sup>[7]</sup>。

中国深空探测蓬勃发展, 探月三步走计划有序执行, 后续的小行星探测已经立项, 木星系探测也处于

规划中。BACC持续维护、更新轨道计算软件,以满足中国航天任务的发展与未来航天任务的工程实施与科学应用需求。

针对未来空间探测任务开发统一的轨道计算软件,以适用太阳系内不同天体,解决多目标轨道计算问题以及满足轨道衍生的科学需求,航天飞行动力学重点实验室全新开发了太阳系多星精密定轨及数据分析软件(Multi-satellite precision Orbit Determination and data Analysis Software in solar system, MODAS),该软件已经使用地球航天器,月球、火星、木星等探测器实测数据进行了功能、性能的验证,本文对该软件的研发、功能及后续规划进行介绍。

## 1 定轨软件发展

### 1.1 深空探测器精密定轨软件发展

美国在深空探测领域处于领先地位,在20世纪60年代与前苏联竞相开展深空探测活动。JPL与GSFC负责深空探测器的轨道设计、航天测控及相关分析工作。JPL自20世纪60年代着手开发导航软件系统(Navigation Software System, NSS),NSS主要包括DPTRAJ(Double Precision TRAjectory Program)与ODP(Orbit Determination Program)两个部分<sup>[8]</sup>,美国早期的任务主要基于该系统完成,如“水手号”(Mariner probe),“先驱者号”(Pioneer),“海盜号”(Viking)等。20世纪末,JPL决定放弃DPTRAJ/ODP的维护,全新开发新一代深空导航软件系统MONTE(Mission analysis, Operation, and Navigation Toolkit Environment)<sup>[9]</sup>,MONTE逻辑结构自上而下分为应用层、界面组件层、工具包层、数据管理层。其中,工具包层为核心部件,包括弹道分析、观测模型、时空参考系转换,以及估值优化算法。MONTE采用C++重新实现了核心算法库,以Python完成接口实现,可用于天文动力学研究、空间任务设计和行星科学研究,是一个大型的综合软件,目前MONTE已经全面取代DPTRAJ/ODP,支持美国深空任务的导航应用。GSFC的GEODYN软件系统主要用于精密定轨、大地测量研究<sup>[10]</sup>,当前版本为GEODYN II。GEODYN II由TDF(Tracking Data Formatter)、IIS(GEODYN II Scheduling)、IIE(GEODYN II Execution)共3部分组成,TDF完成数据格式转换,IIS生成IIE所需的内部接口,IIE负责具体的运算处理,GEODYN II可公开获取。最新的火星重力场JGMRO 120d与GMM-3分别使用MONTE与

GEODYN II处理得到。

为支撑ESA深空探测任务<sup>[11]</sup>,ESOC开发了行星际导航高级模块工具(Advanced Modular Facility for Interplanetary Navigation, AMFIN)<sup>[12-13]</sup>。AMFIN在开发阶段与JPL的ODP进行了为期2年的交叉验证,该软件支持了几乎所有ESA深空探测器的导航相关工作,并利用“火星快车”(Mars Express)飞越火卫一的数据改进了火卫一的质量。法国空间研究中心与瑞士伯尔尼天文学院也分别开发了自己的深空探测器定轨软件,主要用于科学研究<sup>[14-15]</sup>。

上海天文台黄勇以火星探测计划“萤火一号”(Yinghuo-1)需求为目标,自主开发了上海天文台火星卫星定轨软件系统(MARSOD),随着后续不同的应用需求,软件迭代更新了不同版本,可以适应地球、月球、火星探测器的轨道计算处理,软件系统在工程任务中得到了成功应用<sup>[16-17]</sup>。武汉大学叶茂等<sup>[7]</sup>为满足深空探测行星测地学的需求,在充分借鉴GEODYN II的基础上,自主开发了武汉大学深空探测器精密定轨与重力场解算软件系统(WUDOGS),该系统主要侧重于轨道数据的科学应用。针对不同应用场景,系统也衍生了水星探测器精密定轨软件(MERGREAS)<sup>[18]</sup>、火星探测器精密定轨软件(MAGREAS)<sup>[19]</sup>等多个版本。

对比BACC不同时期开发的定轨软件,存在一些共性特征。因为有着明确的任务背景和需求,软件具有架构简单,操作便捷的显著特点,但也存在些许不足,主要表现为:①整体框架的设计面向过程,不利于进一步的功能拓展;②历史代码继承多,兼容性要求高,不利于接口的更动维护;③软件采用FORTRAN 77标准,不利于跨平台移植。

为了克服上述不足,实现太阳系不同天体探测器高效高精度的定轨定位、支持多探测器联合解算的功能,同时满足软件系统跨平台移植、易扩展和升级的需求,航天飞行动力学重点实验室自2015年开始着手新一代精密定轨软件(MODAS)的研发,借鉴了BODAS的设计理念,定位为服务工程与科研的综合应用平台,在国内首次实现了支持太阳系空间不同天体、多探测器的定轨软件。

## 2 软件系统设计

MODAS面向太阳系空间的航天器精密定轨及应用,基于经典的统计定轨理论,使用Fortran 2003语言标准完成了软件开发。MODAS也具备航天器星历积分,观测数据模拟功能。软件跨平台设计,充分利用

模块特性实现了功能的封装, 便于后续功能的扩充与代码维护。图1为系统的功能组成, MODAS将通用功能封装为底层函数, 在此基础上构建了星历积分、模拟观测数据与定轨计算3个主要功能。

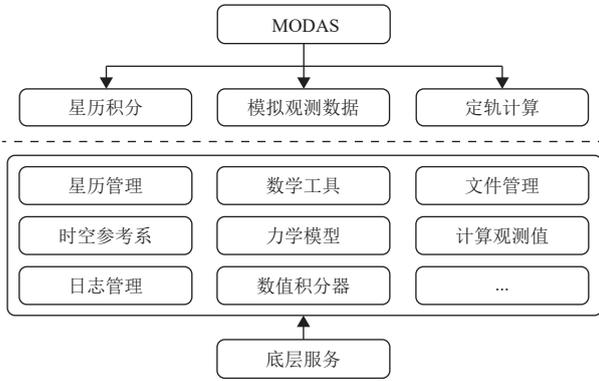


图1 MODAS功能组成  
Fig. 1 Function architecture of MODAS

图2给出了MODAS模块之间的调用关系。

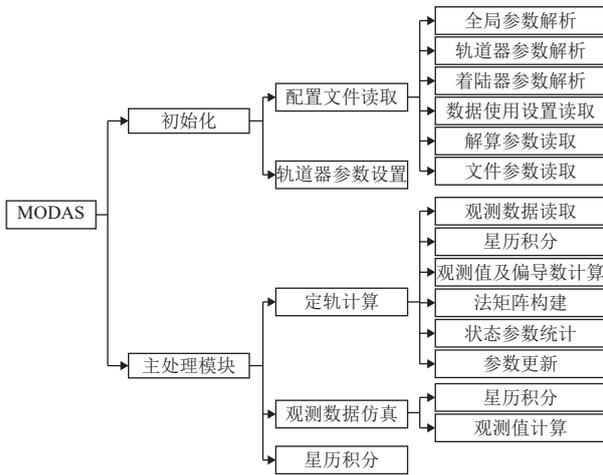


图2 MODAS模块调用关系  
Fig. 2 Schematic of the main modules' relationship in MODAS

### 2.1 数据组织管理

轨道计算通过对各类数据的处理确定探测器的轨道, MODAS将数据都视为对象, 包括以下4类(见图3): ①基础服务数据: 地球自转参数, 重力场模型, 行星历表, 空间环境数据, 站址坐标; ②航天器数据: 基本模型(质量、阻尼面积、光压面积、天线相位中心等), 摄动力模型, 数值积分器参数; ③输入输出数据(文件管理): 观测数据, 探测器定轨星历, 定轨残差数据; ④过程数据(文件管理): 探测器星历数据(包括状态参数, 状态转移矩阵, 动力学参数偏导数), 整理归类的观测数据(对参数进行索引标记, 用于标记数据剔除、参数解算等)。过程数

据为软件运行中产生的临时文件, 执行完毕自动删除。

其中, 基础服务数据由底层公用服务调用(见图1), 航天器数据负责所有与航天器相关的属性存储、计算与管理, 输入输出文件负责接口交互, 过程数据为内部处理产生的临时文件。

探测器对象结构最为复杂, 涉及对象的嵌套, 本节以探测器对象为例对数据组织管理进行详细描述。图4为探测器对象结构图, 探测器由5个对象构成, 包括: ①天线参数对象; ②轨道参数对象; ③积分器对象; ④力模型对象; ⑤星历对象。

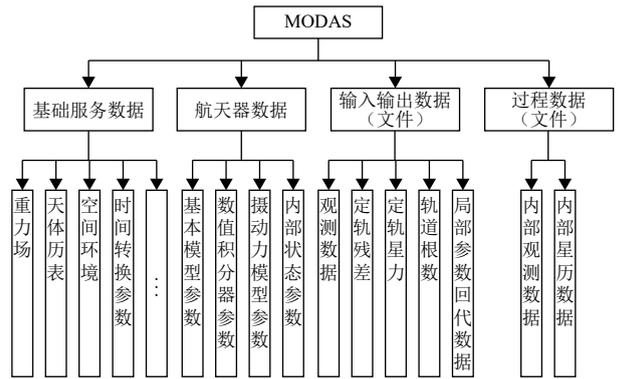


图3 数据组织管理  
Fig. 3 Data organization and management

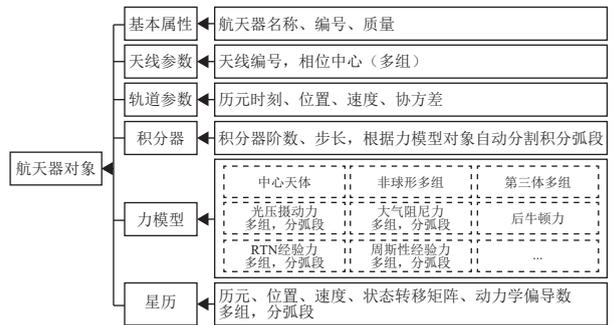


图4 航天器对象结构  
Fig. 4 Spacecraft object structure

天线参数对象用于管理星载天线的相位中心。根据不同跟踪测轨手段的星载天线, 设计了包含多组子结构的对象, 每个子结构表示1组天线参数, 通过天线编号识别, 每个子结构记录该天线的相位中心。

轨道参数对象用于记录历元时刻的状态量。该对象包括历元时刻、中心天体编号、参考系类型、位置、速度、先验协方差。轨道参数对象根据需要完成位置、速度状态量的坐标转换。

积分器对象用于存储管理数值积分相关参数, 该对象以轨道参数对象、力模型对象为输入, 对预设区间的状态参数进行积分, 并由星历对象存储管理。积

分器对象设计了RFK78 (Runge-Kutta-Fehlberg) 与KSG (Krogh-Shampine-Gordon) 两种数值积分器, 可根据需要进行扩展。

力模型用于描述航天器的运动方程, 包括多类力模型子对象, 每个子对象根据历元时刻、探测器状态量按需计算加速度与动力学参数偏导数。其中, 中心天体、后牛顿与历元时刻无关; 非球形摄动、第三体摄动可以包含多组记录, 且与摄动目标相关, 非球形摄动包括中心天体非球形摄动力、第三体非球形摄动力; 其余力模型子对象包含多组记录, 且与历元时刻相关, 根据指定的历元时刻查找匹配的弧段, 计算摄动力。

星历对象负责航天器状态参数的管理。该对象包括位置、速度、加速度、状态转移矩阵, 动力学参数偏导数。由于间断力的存在, 星历对象分段管理, 根据历元查找匹配的弧段, 按需查找、计算指定的参数。

## 2.2 基础服务

基础服务负责基础的过程运算与管理, 具体包括6类: 基本数学函数, 时间系统转换, 坐标系统转换, 姿态转换, 文件组织管理, 日志管理服务。

基本数学函数完成轨道计算所设计的数学运算与方程求解, 包括线性代数运算, 数值积分器, 插值与拟合算法, 几何学相关算法等。

时间系统转换完成不同时间系统之间的相互转换, 包括: 协调世界时、北京时、格林尼治恒星时、地球力学时、质心动力学时、地球坐标时、质心坐标时等。其中, 地球时与质心动力学时的转换包括低精度与高精度两类, 低精度转换用于数据时标的表示, 高精度转换用于观测数据的精确建模。在具体处理时, 通过布尔参数进行精度控制。低精度转换舍弃了修正项, 仅考虑SOFA软件包中给出475项系数, 可保证优于 $1\ \mu\text{s}$ 的转换精度。

坐标系统转换完成各类状态参数在不同坐标系之间的转换, 包括: 天体固联坐标系、星体固联坐标系和天球参考系。其中, 针对天体固联坐标系与天球参考系的转换, 设计了统一函数, 实现了太阳系内运算的统一。

姿态转换完成航天器在不同飞行模式下姿态四元素与姿态角的计算, 以及名义飞行姿态的计算。

文件组织管理完成文件夹与文件的管理, 包括创建、删除与备份。

日志管理服务用于同一管理正常日志信息、警告信息、异常信息的屏幕显示与日志文件输出管理。

## 2.3 观测数据类型

MODAS可处理的观测类型包含地基观测、天基观测和点位型观测3种类型, 观测模型根据各类测量的物理机制, 建立相关的数学模型, 计算观测值的理论计算值 (Calculated value, C) 及观测偏导数。观测模型主要涉及以下类型:

### 1) 地基观测资料

(1) 单程、双程、三程多普勒测量;

(2) 单程、双侧、三程、四程测距;

(3) VLBI时延、时延率, 单程差分距离 (DOR), 单程差分多普勒 (DOD), 同波束干涉测量 (Same-Beam Interferometry, SBI);

(4) 方位角、高度角, 赤经、赤纬。

### 2) 天基观测资料

(1) 星间单程、双程测距;

(2) 站心方位角、高度角、站心赤经、赤纬;

### 3) 点位型观测资料

(1) 天球参考系位置、速度;

(2) 星体固联参考系位置、速度。

观测模型的基础函数包括: 上行链路发射时刻计算、上行链路达到时刻计算、下行链路发射时刻计算、下行链路到达时刻计算, 在地球天球参考系与质心天球参考系中分别实现, 共计8个, 其余地基观测与天基观测均基于这8个基础函数实现。

## 2.4 参数解算

参数解算实现各类待估参数的管理, MODAS可以实现多类参数的解算: 航天器位置、速度状态量, 航天器动力学参数, 各类测量数据的运动学参数。参数解算基于加权最小二乘估计算法。

不同于单星定轨, 多航天器定轨的参数可能存在耦合现象: ①星载下行频率的频率偏差, 接收该下行频率的所有测站共用该频率偏差; ②航天器转发测站的上行频率, 若存在频率偏差, 则所有接收该转发频率的测站共用相同的频率偏差; ③天体的引力常数、重力场系数对每个航天器共用。针对这类待估参数, 参数解算层需要统筹管理。

每组动力学参数的个数也不同, 甚至是可变的。如周期项经验力包括 $R$ 、 $T$ 、 $N$ 方向的常值、余弦项系数、正弦项系数, 共计9个参数:  $R, R_c, R_s, T, T_c, T_s, N, N_c, N_s$ 。实际定轨计算中上述9个参数根据设置选择部分或是全部的参数进行解算。

参数解算需要考虑各类待估参数的特点完成参数管理, 按需建立待估参数的整体估值索引, 动力学参数在星历积分中的索引, 动力学参数在星历数据中的

索引, 并根据每次迭代改进得到的改进量完成待估参数的更新。

MODAS统一待估参数对象标准 (见图5), 每个待估参数对象包括一组可扩展的参数记录, 每组参数记录详细的参数信息、参数修正量、参数不确定度, 还设置参数索引标识, 便于MODAS遍历待估参数的同时建立统一索引。待估参数分为动力学待估参数与运动学待估参数两大类 (见图6), 索引建立的顺序为先动力学参数, 再运动学参数。

待估参数对象			
(1) 记录数; (2) 使用标识; (3) 当前记录索引			
第1组参数记录	第2组参数记录	第...组参数记录	第n组参数记录
(1) 作用时间区间	(1) 作用时间区间	(1) 作用时间区间	(1) 作用时间区间
(2) 使用标识	(2) 使用标识	(2) 使用标识	(2) 使用标识
(3) 参数个数	(3) 参数个数	(3) 参数个数	(3) 参数个数
(4) 参数内容	(4) 参数内容	(4) 参数内容	(4) 参数内容
(5) 参数修正量	(5) 参数修正量	(5) 参数修正量	(5) 参数修正量
(6) 参数不确定度	(6) 参数不确定度	(6) 参数不确定度	(6) 参数不确定度
(7) 参数记录索引	(7) 参数记录索引	(7) 参数记录索引	(7) 参数记录索引

图5 待估参数组织结构  
Fig. 5 Estimated Parameter Structure



图6 待估参数分类  
Fig. 6 Estimated parameter classification

### 2.5 数据处理流程

统计定轨处理有序贯处理与批处理2种方法, 文献[23]指出序贯处理存在的最大问题是递推发散, 即计算轨道逐步偏离真实轨道。MODAS采用批处理算法, 即每次处理全部的观测数据, 待数据采样结束后, 一并解算。图7给出了软件处理流程 (该模式未区分局部参数与全局参数), 其基本处理步骤如下。  
①MODAS初始化。软件读取控制卡片文件, 根据设置以及观测数据对参数分段整理, 建立动力学参数索引, 然后读取观测数据文件, 并建立运动学参数索引, 统计解算参数个数。  
②定轨计算迭代改进。对航天器逐个进行星历、状态转移矩阵以及动力学参数偏导数的积分计算。对观测数据逐个处理, 利用积分星历、状态转移矩阵计算理论观测值及观测偏导数, 加权构建法方程。待所有数据处理完毕, 解算法方程获

取待估参数改进量, 完成1次参数迭代更新。待解算参数的改进量满足控制卡片设置的要求, 则判定迭代改进完成, 软件运行结束。

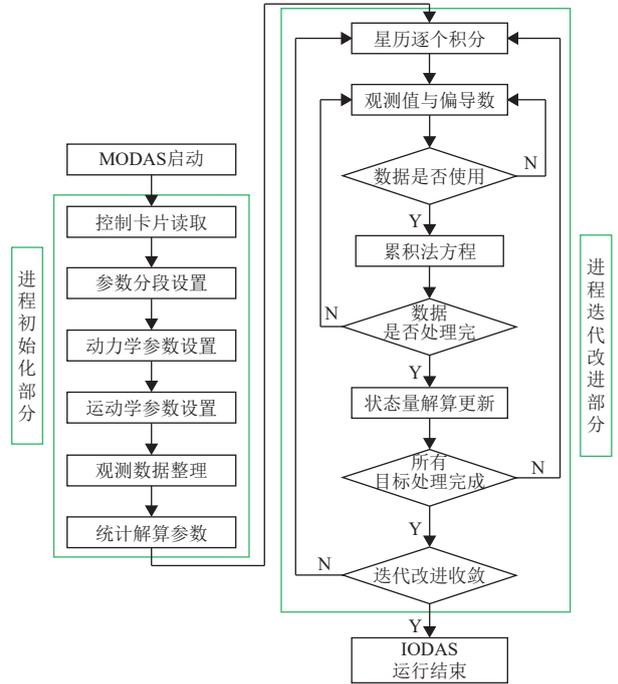


图7 MODAS处理流程图  
Fig. 7 MODAS Processing flow chart

## 3 软件特点

### 3.1 多天体、多探测器的统一轨道技术

MODAS软件采用了满足太阳系内多天体、多航天器统一处理的架构, 既可以使用单探测器测量数据, 也可使用多探测器相对测量数据 (如SBI, 星间测距等), 实现航天器的绝对和相对定轨。当前MODAS已经利用多个天体的航天器实测数据进行了验证。

### 3.2 高效的数据处理

针对坐标转换、星历插值等耗时较多的部分, MODAS采用了一系列优化手段, 以减少非必要计算, 极大提升效率。主要体现在以下几个方面。

#### 1) 双精度浮点数声明变量

主流计算机系统遵循用于二进制浮点算法的ANSI/IEEE 754-1985标准所制定的算法模型, 该标准规定双精度浮点数由3个字段组成: 52位小数f, 11位偏置指数e, 以及1位符号s。更高精度的表示可以采用四精度浮点数, 即Fortran的real (kind = 16) 类型, 但是四精度变量的使用会显著降低计算效率。

MODAS在软件实现过程中, 所有的浮点数变量都采用双精度浮点数声明。为了保证计算精度, MODAS

重新定义了简略儒略日的起点,通过配置文件动态调整时间的起点,降低字长截断引起的精度损失,提升时标表示精度。

分析表明,在时间表示方面,选取分析时间跨度为2010—2030年,共20年。儒略日表示的时间截断误差最大为 $2 \times 10^{-5}$  s,简略儒略日表示的误差最大为 $3 \times 10^{-7}$  s,通过动态调整儒略日的起点,截断误差可以控制在小于 $4 \times 10^{-8}$  s。

在观测建模方面,多普勒测量对建模精度要求最高,当前多普勒测量精度可达 $0.05$  mm/s(1 s积分周期),MODAS通过建模算法的改进实现了优于 $0.001$  mm/s的建模精度,远优于当前高精度的多普勒次测量( $0.05$  mm/s, 1 s积分周期)应用需求<sup>[20-22,24]</sup>。

### 2) 行星历表读取的重新实现

对于深空探测器定轨计算,不管是星历积分还是观测量的计算,都不可避免地需要计算各大天体的位置、速度,计算观测量的相对论影响还需要大天体的加速度参数。MODAS对JPL发布的行星历表的读取程序进行了重新实现,根据需要分别计算位置、速度,或是加速度量,减少了无谓的计算开销,显著提升效率。

### 3) 航天器状态量管理

MODAS通过星历对象完成星历数据的管理,航天器的星历采用切比雪夫多项式插值计算。星历对象通过缓存存储切比雪夫多项式系数,避免了多项式系数的重复计算。星历对象可根据需要输出指定历元的航天位置、速度、加速度或是动力学参数偏导数。

### 4) 时空参考系转换

MODAS在时空参考系转换处理遵循IERS规范,精度比对以SOFA软件包为基准。对比了IAU2000A、IAU2000B与IAU2000K模型后,MODAS充分考虑当前软件处理的精度和效率需求,采用了IAU2000B模型,模型精度优于 $1$  mas<sup>[25]</sup>。

## 3.3 统一的待估参数管理

MODAS在参数解算层实现了待估参数索引的自动建立及参数的自动更新,降低后续引入动力学模型引起的软件代码更动维护。

考虑到科学应用的需求,MODAS采用了全局参数与局部参数的管理模式,通过参数消去降低参数解算维数。全局参数与局部参数是相对的,两者在特定条件下根据参数配置可相互转换。例如:对于着陆器定位解算,当使用单个弧段的观测数据进行着陆器定位,位置参数属于局部参数;当着陆器与轨道器共同进行解算时,轨道器由于力模型的累积误差需要截断处理,使用数小时或是数天的数据进行定轨,而着陆

器位置参数全弧段为固定值。该条件下,可以将每个弧段的轨道器参数作为局部参数,而着陆器的位置参数为全局参数。在每个弧段的定轨处理的同时,将局部参数消去,仅保留全局参数构建最终法方程,待所有参数解算完毕后,将全局参数回代至局部参数的法方程,获取局部参数的改进量。

图6给出了MODAS可以解算的各类待估参数。待估参数的索引按照先动力学参数,再运动学参数的顺序依次建立。动力学参数包括航天器位置、速度、太阳光压系数、大气阻尼系数、经验力系数等,各参数可以按需设置仅使用或是解算标识,时间相关参数可以分弧段解算。

### 3.4 航天器多弧段状态参数处理

航天器状态参数通过数值积分计算,积分过程考虑了间断力的设置(如周期性经验力)。数值积分器需要对间断力进行特殊处理,以保证星历的连续及插值计算的精度。状态参数除航天器位置、速度、加速度外,还包括状态转移矩阵,动力学参数偏导数。航天器状态参数通过星历对象实现,具备内存动态分配与管理,插值系数按需计算、索引自动建立与查找,并通过FORTRAN语言的多态性实现了不同状态参数计算的统一接口管理。状态参数管理采用切比雪夫多项式插值计算,插值所需的数据节点数、插值阶数可动态调整,以确保满足插值精度需求。

图8为间断力处理示意图,航天器在轨运行状态为 $A \rightarrow B \rightarrow C \rightarrow D$ ,在 $B \rightarrow C$ 处存在间断力。积分器对象首先将航天器状态由 $A$ 积分至 $E$ ,再内插获取状态 $B$ ,星历对象存储状态 $A$ 至 $E$ ,设置有效状态为 $A$ 至 $B$ ;积分器重新起步,由 $B$ 积分至 $H$ ,再内插获取状态 $C$ ,星历对象存储状态 $B$ 至 $H$ ,设置有效状态为 $B$ 至 $C$ ;积分器重新起步,由 $C$ 积分至 $D$ ,星历对象存储状态 $C$ 至 $D$ ,设置有效状态为 $C$ 至 $D$ 。星历插值计算时,星历对象根据历元时刻查找有效的星历弧段,并插值获取指定的状态参数。上述的3个状态过程 $A \rightarrow E$ , $B \rightarrow H$ , $C \rightarrow D$ 均需满足充足的时间区间,以保证在有效区间内插值所需的节点数。

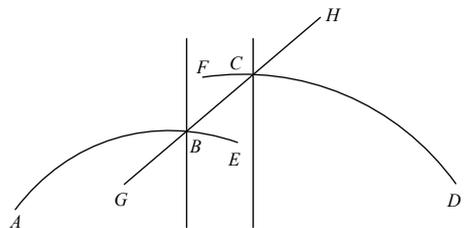


图8 间断力处理

Fig. 8 Process of discontinuous force

### 4 软件系统验证

MODAS自开发至今,经历了多次工程任务实测数据的检验,处理了包括“神舟”飞船、空间站、“嫦娥”系列卫星,“天问一号”等航天器的测轨数据。星历积分是数据仿真与定轨计算的基础,MODAS利用GEODYN星历验证了力模型与数值积分器的精度,比对基准为GEODYN积分星历,在考虑完全相同的力模型条件下,对于地球(未考虑大气)、月球以及火星探测,积分7天的轨道差异均小于1 cm。MODAS还利用PDS网站获取的公开测轨数据、MPC网站的小行星跟踪数据进行了处理分析,充分验证了软件的正确性。

#### 4.1 月球探测器

“嫦娥四号”探测器(CE-4)于2018年发射,携带有X频段应答机,深空网UXB设备跟踪航天器获取测距与测速(1 s积分周期)数据,中国甚长基线干涉测量技术VLBI(Very Long Baseline Interferometry)网参与跟踪,准实时提供时延与时延率观测数据。CE-4存在频繁的姿控喷气及对日定向偏置,利用MODAS对测轨数据进行处理,定轨使用RTN经验力吸收姿控喷气产生的作用力,基于多普勒数据独立解算轨道通过重叠弧段轨道比较的三维精度为5~50 m(见图9)。

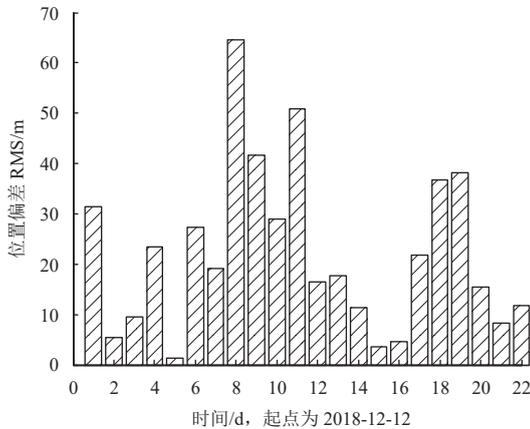
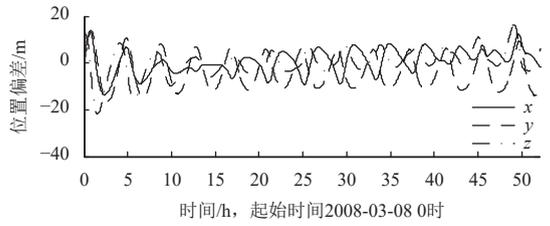
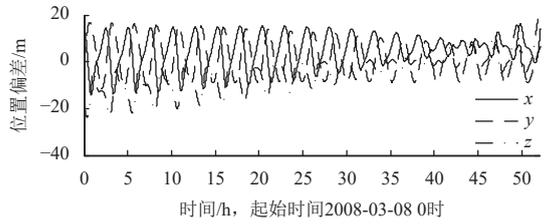


图9 “嫦娥四号”解算轨道的重叠弧段比较  
Fig. 9 Orbital overlap comparison of CE-4

日本“月亮女神”(Kaguya)的子卫星中继卫星(Rstar)和甚长基线干涉测量无线电卫星(Vstar)位于环月大椭圆轨道,其精密轨道的精度为10 m左右,利用有限的地基测距数据与VLBI测量数据对两颗子卫星进行轨道解算,实现了优于20 m的轨道精度(如图10)所示。



(a) Rstar位置偏差



(b) Vstar位置偏差

图10 Rstar与Vstar定轨星历偏差

Fig. 10 Post-fit ephemerides deviation for Rstar and Vstar

#### 4.2 火星探测器

“火星快车”是ESA首颗火星探测器,于2003年发射,其主要测量数据为双程和三程多普勒,其精密轨道精度在10 m量级。2009年,中国VLBI网开展了“火星快车”的跟踪试验,有效获取了8 h跟踪弧段数据,当时处理的轨道精度为100 m量级。得益于行星历表、火星重力场的更新,使用MODAS重新处理该数据,定轨星历比较如图11,轨道偏差在10 m左右,达到同等精度水平。

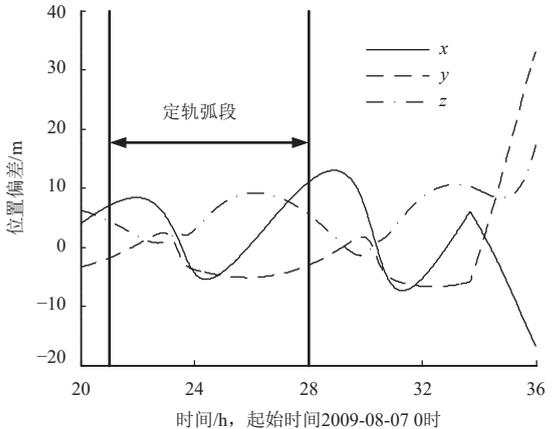


图11 MEX定轨星历偏差

Fig. 11 Postfit ephemerides deviation of MEX

#### 4.3 木星探测器

“朱诺号”(Juno)探测器通过对木星的多次探测,基本揭示了木星的系统起源、内部结构、大气层以及磁层等。2017年5月19日,佳木斯深空站开展Juno跟踪试验,获取三程多普勒测速数据。使用MODAS开展定轨计算,图12为定轨计算残差,与

JPL发布的精密轨道偏差小于2 km (见图13)。戈德斯通上行斜波 (RAMP) 信号, 通过不断调整上行频率, 可以更好的在一定频率区间接收下行频率信号。Juno数据的处理也验证了MODAS对RAMP数据的处理能力。

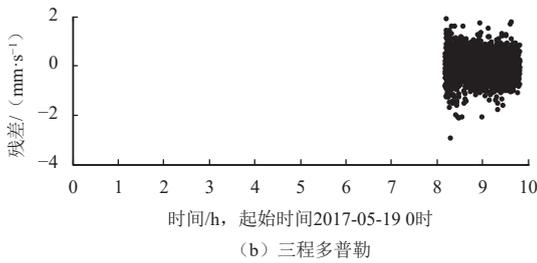
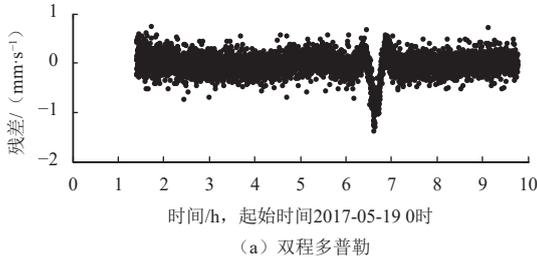


图 12 “朱诺号”定轨残差  
Fig. 12 Postfit residuals of JUNO

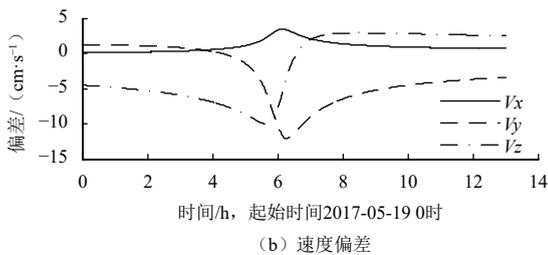
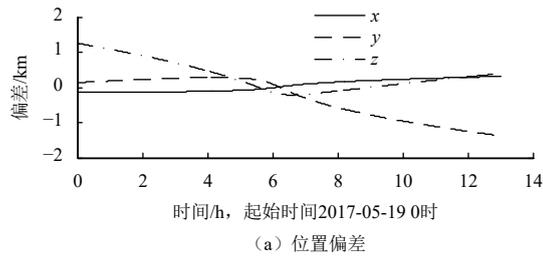


图 13 “朱诺号”定轨星历偏差  
Fig. 13 Postfit ephemerides deviation of JUNO

#### 4.4 小行星探测数据处理

中国自主小行星探测任务选取的目标为2016HO3。Horizons网站发布了小行星精密轨道, 使用2000-01-01小行星轨道为初值, 积分30年, 与精密轨道的偏差小于200 m (见图14)。利用2004—2018年所观测的共计307组观测数据 (站心赤经、赤纬) 进行定轨计算, 与发布星历偏差如图15, 轨道偏差小于50 km, 与Horizons网站发布星历的精度相当。

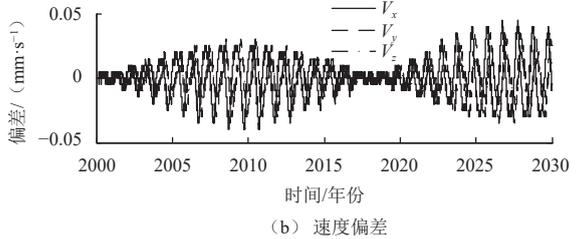
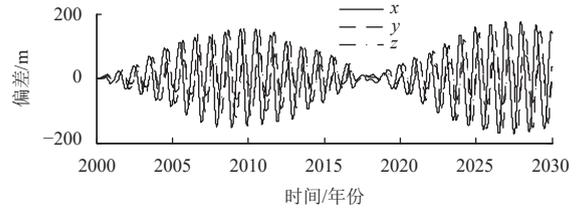


图 14 2016HO3星历积分偏差  
Fig. 14 Orbit integration deviation of 2016HO3

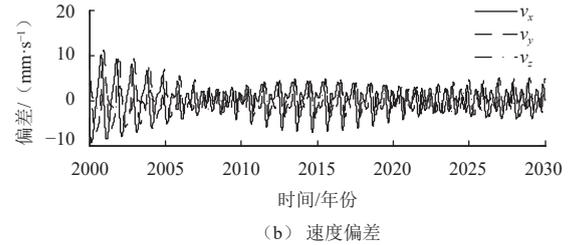
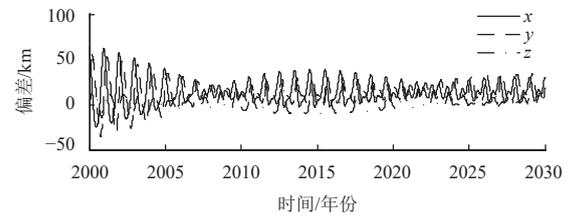


图 15 2016HO3定轨星历偏差  
Fig. 15 Postfit ephemerides deviation of 2016HO3

## 5 结束语

随着中国深空探测事业的不断推进与发展, 太阳系内探测器精密定轨及应用的需求日益增多, 对于定轨软件的精度、效率和可扩展性提出了更高的要求。BACC自2015年开始开发MODAS, 经过多次实战任务的数据检验, 该软件功能完备, 计算效率和精度均达到国际同等水平。

MODAS着眼于太阳系大天体和小天体航天器的定轨计算需求, 在软件框架上实现了不同天体环绕型探测器定轨处理的统一设计。且对于未具备定轨功能的天体, 仅需要完善天体固联坐标系与天球参考系的旋转变换矩阵, 极大降低了代码更新维护的工作量。对于小天体探测, 在质心天球参考系下具备统一处理的功能。为了适应后续的科学应用, 下一步将继续完善软

件的重力场解算功能,设计并行运算算法进一步提升软件效率。

## 参 考 文 献

- [1] TAPLEY B D, WATKINS M M, RIES J C, et al. The joint gravity model 3[J]. *Journal of Geophysical Research Atmospheres*, 1996, 1012(B12): 22805-28029.
- [2] LICHTEN S, BAR-SEVER Y E, BERTIGER E I. Gipsy-oasis II: a high precision GPS data processing system and general satellite orbit[C]//NASA Technology Transfer Conference. Chicago: NASA, 1995.
- [3] BERTONE S, ARNOLD D, GIRARDIN V, et al. Assessing reduced-dynamic parameterizations for GRAIL orbit determination and the recovery of independent lunar gravity field solutions[J]. *Earth and Space Science*, 2021, 8(6): 1-21.
- [4] 耿涛, 赵齐乐, 刘经南, 等. 基于PANDA软件的实时精密单点定位研究[J]. *武汉大学学报(信息科学版)*, 2007, 32(4): 312-315.  
GENG T, ZHAO Q L, LIU J N, et al. Real-time precision point positioning based on PANDA software[J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2007, 32(4): 312-315.
- [5] 黄勇, 胡小工, 曹建峰, 等. 上海天文台火星卫星定轨软件系统[J]. *飞行器测控学报*, 2009, 28(6): 83-89.  
HUANG Y, HU X G, CAO J F, et al. The Mars satellite orbit determination software at shanghai astronomical observatory[J]. *Journal of Spacecraft TT & C Technology*, 2009, 28(6): 83-89.
- [6] 黄勇, 李培佳, 樊敏, 等. 基于地基测量数据的地月L2点探测器轨道确定[J]. *中国科学: 物理学力学天文学*, 2018, 48(7): 103-110.  
HUANG Y, LI P J, FAN M, et al. Orbit determination of CE-5T1 in Earth-Moon L2 libration point orbit with ground tracking data[J]. *Scientia Sinica Physica, Mechanica & Astronomica*, 2018, 48(7): 103-110.
- [7] 叶茂, 李斐, 鄢建国, 等. 深空探测器精密定轨与重力场解算系统(WUDOGS)及其应用分析[J]. *测绘学报*, 2017, 46(3): 288-296.  
YE M, LI F, YAN J G, et al. Wuhan University Deep space Orbit Determination and Gravity Recovery System(WUDOGS) and its application analysis[J]. *ACTA Geodaetica ET Cartographica Sinica*, 2017, 46(3): 288-296.
- [8] PANAGIOTACOU PULOS, ZIELENBACH N D, DUESING J W, et al. An introduction to JPL's orbit determination program: 1846-37[R]. Pasadena: Jet Propulsion Laboratory, 1974.
- [9] EVANS S, TABER W, DRAIN T, et al. MONTE: the next generation of mission design and navigation software[J]. *CEAS Space Journal*, 2018, 10(1): 79-86.
- [10] CHIN M M, GOAD C C, MARTIN T V. GEODYN system description, Volume 1: NASA-CR-139149[R]. USA: Goddard Space Flight Center, 1972.
- [11] DOW J M, AGROTIS L G, MUENCH R E. Precise orbit determination at ESOC[J]. *ESA Bulletin. Bulletin Ase. European Space Agency*, 1987, 50(50): 68-72.
- [12] MORLEY T, BUDNIK F. Mars Express and Venus Express range residuals for improving planetary ephemerides[C]//21st International Symposium on Space Flight Dynamics. Toulouse: [s. n. ], 2009.
- [13] MORLEY T, BUDNIK F. Rosetta navigation for the fly-by of asteroid 2867 steins[C]//21st International Symposium on Space Flight Dynamics. Toulouse: [s. n. ], 2009.
- [14] MEYER U, CHARLOT P, BIANCALE R. GINS: a new multi-technique software for VLBI analysis[J]. *International VLBI Service for Geodesy and Astrometry 2000 General Meeting Proceedings*, 2000: 324-328.
- [15] ARNOLD D, BERTONE S, JÄGGI A, et al. GRAIL gravity field determination using the celestial mechanics approach[J]. *Icarus*, 2015, 261: 182-192.
- [16] 黄勇, 昌胜骐, 李培佳, 等. “嫦娥三号”月球探测器的轨道确定和月面定位[J]. *科学通报*, 2014, 59(23): 3858-3867.  
HUANG Y, CHANG S Q, LI P J, et al. Orbit determination of Chang' E-3 and positioning of the lander and the rover[J]. *Chin SCI Bull*, 2014, 59(23): 3858-3867.
- [17] PENG Y, YONG H, PLA B, et al. Orbit determination of China's first Mars probe Tianwen-1 during interplanetary cruise[J]. *Advances in Space Research*, 2022, 69: 1060-1071.
- [18] 刘山洪, 鄢建国, 杨轩, 等. 水星探测器精密定轨软件研制及应用[J]. *武汉大学学报: 信息科学版*, 2019, 44(4): 510-517.  
LIU S H, YAN J G, YANG X, et al. Development of mercury precise orbit determination software and application[J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2019, 44(4): 510-517.
- [19] 杨轩, 鄢建国, 叶茂, 等. 火星探测器精密定轨软件研制及实测数据处理[J]. *武汉大学学报: 信息科学版*, 2019, 44(3): 385-391.  
YANG X, YAN J G, YE M, et al. Development of precise orbit determination software for Mars probe and data processing for MEX[J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2019, 44(3): 385-391.
- [20] 陈明, 唐歌实, 曹建峰, 等. 嫦娥一号绕月探测卫星精密定轨实现[J]. *武汉大学学报: 信息科学版*, 2011, 36(2): 212-217.  
CHEN M, TANG G S, CAO J F, et al. Precision orbit determination of CE-1 lunar satellite[J]. *Geomatics and Information Science of Wuhan University*, 2011, 36(2): 212-217.
- [21] 张宇, 孔静, 陈明, 等. CE5T拓展试验轨道精度分析[J]. *宇航学报*, 2019, 40(9): 1014-1023.  
ZHANG Y, KONG J, CHEN M, et al. Orbit accuracy analysis for CE5T extended mission[J]. *Journal of Astronautics*, 2019, 40(9): 1014-1023.
- [22] 胡松杰, 唐歌实. 北京中心深空探测器精密定轨与分析软件系统[J]. *飞行器测控学报*, 2010, 29(5): 69-74.  
HU S J, TANG G S. BACC Orbit determination and analysis software for deep-space explorers[J]. *Journal of Spacecraft TT & C Technology*, 2010, 29(5): 69-74.
- [23] 周建华. 序贯处理与成批处理在定轨应用中的一些问题[J]. *测绘学报*, 1993, 22(2): 142-148.  
ZHOU J H. The some problems about batch and sequential algorithms for the satellite orbit determination[J]. *ACTA Geodaetica ET Cartographica Sinica*, 1993, 22(2): 142-148.
- [24] 曹建峰, 黄勇, 刘磊, 等. 深空探测器三程多普勒建模与算法实现[J]. *宇航学报*, 2017, 38(3): 304-309.  
CAO J F, HUANG Y, LIU L, et al. Modeling and algorithm realization of three-way doppler for deep space exploration[J]. *Journal of Astronautics*, 2017, 38(3): 304-309.
- [25] PETIT G, LUZUM B. IERS conventions(2010), IERS technical: Note No. 36[R]. Paderborn: Bonifatius GMBH, 2010.

作者简介:

曹建峰(1982-), 男, 副研究员, 主要研究方向: 航天器精密定轨及其科学应用。

通讯地址: 北京市5130信箱120分箱(100094)

电话: 13811206835

E-mail: jfcao@foxmail.com

## Multi-satellite Precision Orbit Determination and Data Analysis Software in Solar System

CAO Jianfeng<sup>1,2</sup>, LI Xie<sup>1,2</sup>, JU Bing<sup>1,2</sup>, MAN Haijun<sup>1,2</sup>, ZHANG Yu<sup>1,2</sup>, LIU Shanhong<sup>1,2</sup>

(1. Science and Technology on Aerospace Flight Dynamics Laboratory, Beijing 100094, China;

2. Beijing Aerospace Control Center, Beijing 100094, China)

**Abstract:** Multi-satellite precision Orbit Determination and data Analysis Software in solar system (MODAS) is produced by the orbit dynamics group at the Science and Technology on Aerospace Flight Dynamics Laboratory. It provides an efficient and uniformed approach to perform orbit determination for spacecraft in solar system. In addition, it is aimed at solving the joint orbit determination of multiple spacecraft orbiting different celestial bodies, and can be used for both scientific application analysis and engineering practice. This paper describes the design and implementation of MODAS, including data organization and management, fundamental services, measurement models, and parameter estimation. Then, the implementation characteristics of MODAS are introduced in detail. The function is validated through the exploration data processing of the moon, Mars, Jupiter and asteroids. Finally, further application and improvements of MODAS is discussed.

**Keywords:** deep space exploration; parameter estimation; observation model; precision orbit determination; software system; data processing

### Highlights:

- A comprehensive review of the OD software development at Beijing Aerospace Control Center.
- A Multi-satellite precision Orbit Determination and data Analysis Software in solar system was developed, and the orbit determination ability is introduced in detail.
- The characteristics and optimization methods of MODAS software are introduced in detail.

[责任编辑: 高莎, 英文审校: 刘勇]