doi:10.11887/j.issn.1001-2486.24120053

http://journal. nudt. edu. cn

航天任务设计工业软件 ATK 通用轨道机动规划设计方法

杨 震^{1,2},金 柯^{1,2*},郭 祥^{1,2},王 华^{1,2},罗亚中^{1,2}

(1. 国防科技大学 空天科学学院, 湖南 长沙 410073; 2. 太空系统运行与控制全国重点实验室, 湖南 长沙 410073)

摘 要:轨道机动规划是交会对接、月球探测等复杂航天任务设计的重要环节,但不同任务对轨道机动的变轨位置、机动量、瞄准量的配置需求不同,给机动规划通用建模与求解带来巨大挑战。针对该问题,提出了基于轨道段的通用轨道机动规划建模方法,将不同场景轨道机动需求抽象建模为轨道段、停止条件组件与约束条件组件,形成了积木式航天器飞行任务描述模型,将轨道机动需求转换为统一的非线性规划问题,采用微分修正、序列二次规划、智能优化三种方法求解。进一步开发了软件工具,作为自主航天任务工具箱(aerospace tool kit, ATK)的核心轨道模块。仿真结果表明,该方法可实现高精度轨道等不同模型与应用场景下的通用化轨道机动规划建模与求解。

关键词:轨道机动;航天动力学;航天任务设计;工业软件;ATK

中图分类号:V412.4+1 文献标志码:A 文章编号:1001-2486(2025)04-010-13



General orbital maneuver planning design for space mission design industrial software ATK

YANG Zhen^{1,2}, JIN Ke^{1,2*}, GUO Xiang^{1,2}, WANG Hua^{1,2}, LUO Yazhong^{1,2}

(1. College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. State Key Laboratory of Space System Operation and Control, Changsha 410073, China)

Abstract: Orbital maneuver planning is an important part of the design of complex space missions such as rendezvous and docking, lunar exploration, etc. However, the varying configuration requirements of different missions for orbit transfer positions, maneuver magnitudes, and targeting parameters pose significant challenges to the generalized modeling and solution of maneuver planning. Regarding this problem, a generalized orbital maneuver planning modeling method based on orbital segments was proposed, which abstracts the maneuver requirements of different scenarios into orbital segments, stopping conditions, and constraints, forming a building-block spacecraft mission description model. The orbital maneuver requirements were converted into a unified nonlinear programming problem, which was subsequently solved by employing three distinct methods; differential correction, sequential quadratic programming, and intelligent optimization algorithms. A software module ATK. Astromaster was developed as a core module for ATK(aerospace tool kit) software. Simulation results show that the proposed method can achieve general orbit maneuver modeling and solving in different scenarios.

Keywords: orbital maneuver; astrodynamics; space mission design; industrial software; ATK

随着航天技术发展,空间有特定载荷的可操 控航天器不断增多。为了完成特定任务或延长卫 星的使用寿命,需要对空间目标进行在轨服务与 维护,如在轨组装建造、编队重构、抵近侦察、辅助 变轨、燃料加注、碎片清除等^[1]。在轨服务与维 护是抢占航天领域制高点的一项核心技术,各航 天强国相继开展过多项太空试验计划对该技术进行验证与改进^[2-5]。在这些任务中,航天器通过轨道机动来改变或转移轨道,交会逼近或者对接捕获另一个航天器是前提。此外,轨道机动还可用来维持轨道,规避航天器面临的潜在碎片碰撞风险^[6]。可见,实际航天任务对轨道机动的应用

收稿日期:2024-12-31

Citation: YANG Z, JIN K, GUO X, et al. General orbital maneuver planning design for space mission design industrial software ATK[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2025, 47(4): 10-22.

基金项目:国家自然科学基金资助项目(12372052);湖南省自然科学基金资助项目(2023JJ20047);载人航天工程科技创新团队课题 资助项目

第一作者:杨震(1989—),男,贵州石阡人,副教授,博士,硕士生导师,E-mail: yangzhen@ nudt. edu. cn

^{*}通信作者:金柯(2000—),男,湖南邵阳人,博士研究生,E-mail: jinke18@ nudt. edu. cn

引用格式:杨震,金柯,郭祥,等. 航天任务设计工业软件 ATK 通用轨道机动规划设计方法[J]. 国防科技大学学报,2025,47(4): 10-22.

需求广泛^[7-9]。然而,轨道调整、转移、交会等不 同任务场景对轨道机动的变轨位置、方式、机动 量、瞄准量等参数需求不同,传统方法往往需要针 对特定问题开发专门工具,导致工具多,继承性和 通用性差。因此,亟须发展能适应不同应用场景 的通用轨道机动建模与求解方法。

轨道机动规划是已知航天器初始状态及需要 到达的终端状态,求解将航天器由初始位置转移 到终端位置所需机动量的多点边值问题,实质是 常微分方程作用下非线性规划或最优控制问题的 建模与求解。该问题是航天动力学经典基础理论 问题^[10],长期以来学者们针对多种特定问题开展 了研究,例如近地交会规划问题^[11-13]、地月空间 规划问题^[14]、行星际轨道规划问题^[15-16]等。实 际任务中面临的多应用场景、多航天器、多飞行阶 段、摄动影响无解析解等特征,需要轨道机动规划 的设计/约束变量灵活可调、变轨位置灵活可配、 模型参数灵活可定制,使通用轨道机动规划通用 化建模与程序架构设计难、复杂计算流程灵活配 置实现难、非线性方程/规划模型稳定收敛求解 难。目前仅有小部分成熟软件具备通用的轨道机 动规划功能。

伴随着"阿波罗"计划、国际空间站、"好奇 号"火星探测、"罗塞塔"彗星探测等一系列工程 任务的实施,国外的航天任务设计工业软件率先 起步并不断成长,从针对特定任务、功能单一的专 用软件逐渐发展为适用多种任务、功能多样的通 用软件^[17],如 NASA 戈达德航天中心的开源软件 GMAT^[18](general mission analysis tool)、NASA 喷 气推进实验室的内部软件 MONTE^[19] (mission analysis operations and navigation tool kit environment)、NASA 约翰逊航天中心的内部软件 Copernicus^[20]以及美国 AGI 公司的商业软件体系 工具箱(systems tool kit, STK)^[21-22]等。其中, STK Astrogator 模块最具行业影响力,该模块用于 1998年美国休斯公司"亚洲三号"卫星借助月球 引力重新入轨的抢救任务、"和平号"空间站离轨 任务等重大轨道规划问题,得到航天工程领域认 可,也奠定了 STK 核心轨道设计能力^[22]。GMAT 由 NASA 戈达德航天中心 2002 年开始设计,可以 通过脚本或界面配置任务资源与任务序列,支持 近地、地月以及星际等飞行任务的分析与设 计^[18]。Copernicus 软件最初由得克萨斯大学开 发,支持多轨道段的拼接、继承与约束配置,能灵 活设计多航天器飞行任务^[20]。可见,国外软件中 STK、GMAT、Copernicus 已具备较为通用化的轨道 机动规划功能。

随着我国载人航天、在轨服务、探月工程和深 空探测等重大航天工程的开展,国内也出现了具 备一定通用性的软件^[23],如航天慧海公司研发的 VVP-STK 卫星仿真分析软件^[24]、中科星图推出的 洞察者空间信息分析平台^[25]以及航天器系统仿 真软件 SpaceSim^[26]等。这些软件采用不同的技 术路线,针对多样的航天任务需求实现了一定的 通用性,但在功能、性能和交互性方面与国外软件 还存在较大差距。特别地,还未见这些软件具备 通用化轨道机动规划相关功能。近年来,国防科 技大学研发推出了对标 STK 软件的自主航天任 务工具箱(aerospace tool kit, ATK)^[27],并于 2024 年11月在第六届中国载人航天学术大会上正式 发布了3.0版本。该软件"机动规划"模块对标 STK Astrogator,是国内公开报道的首个较为全面 实现通用轨道机动规划的软件。

作者团队在文献[28]中介绍了 ATK 软件机 动规划模块的本体元模型设计思想与软件实现方 法。本文在此基础上进一步介绍 ATK 软件机动 规划模块的设计方法,包括轨道段模型、停止条件 模型、约束条件与目标函数模型、规划求解模型, 以及微分修正、摄动 Lambert 算法等求解器的方 法原理,通过仿真算例验证本文方法的求解精度、 效率与收敛性。

1 轨道机动规划问题描述

轨道机动是指航天器在控制系统的作用下, 从已有的自由飞行轨道出发,最终到达另一条自 由飞行轨道的操作过程,是航天器完成任务的前 提条件。

1.1 轨道机动分类

航天器轨道维持、半长轴/偏心率/倾角等轨 道改变、近地轨道(low earth orbit, LEO)到地球同 步轨道(geosynchronous earth orbit, GEO)的轨道 转移等不同场景所需要的轨道机动类型不同,为 了对不同轨道机动规划问题进行通用化抽象建 模,首先从不同角度对轨道机动进行分类。

1.1.1 按变轨前后轨道几何关系分类

如图1所示,轨道机动按变轨前后轨道几何 关系可分为轨道改变、轨道调整与轨道转移。

轨道改变:变轨前后轨道存在交点或切点。 一般为单次轨道机动,例如改变轨道半长轴、偏心 率、倾角等轨道根数,碰撞规避机动^[29]等。

轨道调整:初始轨道与目标轨道差别不大,轨 道机动量为小量,可以采用小偏差条件下的线性





Fig. 1 Taxonomy based on orbital geometry

化模型简化任务分析设计,例如轨道捕获、轨道维持、中途修正等^[9]。

轨道转移:变轨前后轨道不存在交点或切点。 一般为两次以上机动,例如 LEO 到 GEO 的轨道 转移机动^[30]、霍曼变轨机动^[9]、轨道交会机 动^[31]等。

1.1.2 按瞄准参数分类

轨道机动按瞄准参数可分为轨道飞越/拦截、 轨道转移与轨道交会。

轨道飞越/拦截:仅瞄准终端位置矢量,包含 3个分量,将产生3个等式约束。 轨道转移:从一个初始轨道转移到另一个终端轨道,对到达终端轨道时刻的相位不做限制,即 仅瞄准半长轴、偏心率、倾角、升交点赤经、近地点 辐角5个参数,不瞄准到真近点角。例如从 LEO 到 GEO 的轨道转移,在轨服务平台部署等。当 6 个轨道根数都需要瞄准时,属轨道交会问题。

轨道交会:同时瞄准终端位置矢量与速度矢量,将产生6个等式约束。

1.1.3 按推力类型分类

轨道机动按推力类型可分为脉冲推力机动、 有限推力机动与小推力机动。

脉冲推力机动:推力变化函数近似为脉冲函 数,其作用时间趋近于0;作用前后位置不变,速 度瞬间获得沿推力方向的改变量,如式(1)所示。 脉冲推力模型是理想模型,适用于发动机开机时 间远远小于轨道周期的情况,基于脉冲推力模型 可获得机动规划问题的解析解,可为实际的有限 推力提供初值。

$$\begin{cases} \boldsymbol{r}^{+} = \boldsymbol{r}^{-} = \boldsymbol{r} \\ \boldsymbol{v}^{+} = \boldsymbol{v}^{-} + \Delta \boldsymbol{v} \end{cases}$$
(1)

其中, r^{-} 和 r^{+} 分别为机动前后的位置, v^{-} 和 v^{+} 分 别为机动前后的速度, Δv 为速度增量。

有限推力机动:通过发动机开机一定时长来 获得机动冲量,从而改变轨道。该模型发动机作 用时间较长,无法使用脉冲推力近似,多用来描述 使用化学推进剂的发动机,每次作用时间小于一 个轨道周期^[9]。该模型一般需要求解发动机开 机时刻、开机时长、推力方向等参数,可先规划脉 冲推力下的变轨方案,然后根据推力等价关系求 出有限推力下的飞行程序。

小推力机动:是有限推力的一种特殊情况。 多用来描述推力极小的电推进或光压推进,其轨 道机动时间远大于一个轨道周期,轨道要素的变 化也非常缓慢。小推力形式下的轨道机动优化是 典型的最优控制问题,与脉冲推力、有限推力求解 方式较为不同,求解方法主要分为直接法、间接法 两类^[32]。

1.2 通用化建模与求解分析

实际任务中轨道机动需求丰富,可能是单个 轨道根数改变、轨道高度维持、碰撞风险规避,也 可能是从一个轨道到另一个轨道的一般转移;可 能是瞄准终端一个或部分轨道根数,也可能是瞄 准6个轨道根数;可能采用脉冲推力变轨,也可能 采用有限推力或小推力变轨。变轨的位置也有灵 活可选的需求,例如,一般在近地点改变远地点高 度、远地点进行轨道圆化、升交点改变倾角、轨道 面交点修正轨道面偏差^[33]。

因此,发展不同轨道机动规划问题的通用计 算工具,需要该工具实现对不同机动问题的通用 化建模描述与求解,包括设计变量灵活可选、变轨 位置灵活可选、约束条件与目标函数灵活可选等。 通过这些参数的可配可选,可以将不同机动规划 问题转化为脱离物理背景的非线性规划问题,形 成如式(2)所示的非线性规划模型:

$$\begin{cases} \boldsymbol{x} = [x_1, x_2, \cdots, x_n]^{\mathrm{T}} \\ \text{s. t.} \begin{cases} g_i(\boldsymbol{x}) \leq 0 & i = 1, 2, \cdots, I \\ h_j(\boldsymbol{x}) = 0 & j = 1, 2, \cdots, J \\ \min f(\boldsymbol{x}) \end{cases}$$
(2)

其中:n 为设计变量x 的维数;x 可以是轨道参数、 机动时间、不同坐标系下的机动冲量等;I 为不等 式约束 $g_i(x)$ 的个数;J 为等式约束 $h_j(x)$ 的个 数; $g_i(x)$ 、 $h_j(x)$ 由具体轨道机动规划问题的瞄准 条件决定;f(x)为规划目标函数,例如可以是变轨 的总速度增量或燃料最小。当目标函数f(x)缺 省时,机动规划问题转化为仅满足约束条件的非 线性方程组求解问题。

通用建模转化后的非线性约束规划模型 式(2)可采用序列二次规划^[34]、智能优化^[35]等普 适的优化算法求解。然而,当存在拦截、交会等终 端等式约束时,若缺乏航天动力学领域知识的介 入和引导,该规划模型很难获得可行解,或者对设 计变量的初值极为敏感,从而对规划模型求解器 的鲁棒性、全局收敛能力具有较高要求^[36]。

综上,实际航天任务对轨道机动的需求丰 富、类型多、通用化需求紧迫,需要对不同轨道 机动问题从设计变量、变轨位置、约束条件等方 面进行抽象形成通用描述模型,将其转化为普 适的数学规划问题,进一步采用通用的数学类 优化器求解。

2 通用轨道机动规划软件架构设计

ATK 卫星对象的轨道机动规划工具对标 STK Astrogator 实现了通用化轨道机动规划建模 与求解。主要通过卫星飞行过程通用化建模、轨 道预报停止条件建模、规划目标与约束条件建模 实现,其中停止条件模型、约束条件模型均与坐标 系、中心天体动态关联,可支持多样化的任务场 景。在软件实现上,ATK 机动规划工具充分利用 了面向对象的多态机制,可以在不改动现有软件 的条件下快速拓展新功能^[28]。

2.1 飞行过程轨道段模型

卫星在太空中飞行,从一个初始状态出发,若 没有发动机推力作用,将沿着当前轨道自由飞行 (轨道预报);若施加轨道机动,将瞬间改变部分 轨道参数,或通过某个转移轨道最终进入目标轨 道。因此,可将该飞行过程通过抽象化轨道段进 行建模和描述。例如,可以抽象初始段、预报段、 机动段来描述卫星在发动机推力作用下的飞行过 程,机动段与预报段的任意组合搭配,可形成飞行 任务控制序列(mission control sequence,MCS),描 述卫星在发动机推力作用下经多个转移轨道飞向 目标轨道的过程。

为了适应第1节所述不同任务、不同机动类型的通用化建模,ATK软件3.0版本机动规划工具已抽象设计了11个轨道段,如表1所示。

表1 轨道段设计

	Tab. 1 Design of orbital segment
名称	用途
初始段	定义整个飞行任务控制序列的初始状态, 包括历元、坐标系统、轨道根数、航天器参 数等
预报段	模拟航天器沿着当前状态自由飞行,可设 置不同力模型,飞行时长、终端时刻等不同 停止条件
机动段	对航天器机动模式建模,包括脉冲推力、连续推力(含有限推力与小推力),发动机参数等
更新段	用来更新航天器干重、面积、大气阻力系 数、太阳光压系数、推进剂质量等航天器属 性参数
瞄准 序列段	对多个轨道段进行组合,在该段内的基本 轨道段可选择设计变量、可定义约束条件 和目标函数,可定义非线性规划求解器,是 式(2)模型的程序描述
序列段	用来对多个任务序列进行组合,实现累加 多次机动的总速度增量等功能
逆向 序列段	与序列段类似,只是该组合体内的轨道段都 反向执行,如预报段进行逆向轨道外推
停止段	使任务控制序列运行到此停止
保持段	对着陆或交会操作等任务进行模拟,使航 天器相对指定目标保持在一个固定状态
返回段	使任务控制序列返回上一层级
兰勃特 瞄准段	实现将航天器从当前状态通过首位两次脉 冲机动转移到配置的目标状态,主要用于 求解轨道交会问题

如图 2 所示,通过初始段、3 个预报段、2 个机 动段的积木式组合,形成飞行任务控制序列,可描 述航天器从初始轨道通过机动转移到目标轨道的 飞行过程。其中,初始段是一个点,脉冲推力模式 下的机动段也是一个点,预报段会进行航天器的 轨道外推,形成轨迹线。





2.2 轨道预报停止条件模型

如图 2 所示,在航天器飞行任务控制序列中, 一般在机动段前添加预报段,用来控制航天器变 轨的时间或位置。实际任务中,根据不同需求,航 天器经常需要在一些特殊点实施变轨,例如在近 地点改变远地点高度、升交点改变倾角、轨道面交 点修正轨道面偏差等^[36],为了满足这种灵活通用 的变轨点需求,ATK 机动规划工具在预报段设计 了 19 种停止条件,如表 2 所示。

特别地,表2中除"时长"与"时刻"外,其他 停止条件都可配置经过该点的圈次,例如,可设置 N次经过远地点后停止。这些停止条件主要通过 位置速度等轨道参数分量为0等进行捕获,需要 迭代求解。

2.3 轨道瞄准约束条件与目标函数模型

航天器实施轨道机动往往是将当前部分或 全部轨道参数调整到期望值,从而改变或转移 轨道。这些瞄准参数往往根据任务需求而不 同,例如,轨道高度维持通常瞄准半长轴,轨道 圆化需要在远地点抬高近地点高度或近地点降 低远地点高度,轨道交会需要同时瞄准位置速 度6个参数。

为了实现对不同瞄准参数的灵活可选,ATK 机动规划工具总结梳理了常用参数,建模成可以 加载到2.1节任意轨道段上的11类60种"约束 配置"组件,如表3所示。

表3中的约束组件,每一项还具有坐标系等 配置参数,从而形成非常丰富的约束配置方案。 例如,直角坐标参数可定义在中心天体惯性系,也

表2 停止条件设计

Tab. 2 Design of stop condition

名称	用途
时长	预报给定时长,如3600s
时刻	预报到给定时刻,如2024-01-01T 12:00:00
轨道高度	预报到给定轨道高度,航天器轨道高度 到达该值时停止
地心距离	预报到给定地心距离值
地理经度	预报到给定地理经度,航天器地理经度 达到该值时停止
地理纬度	预报到给定地理纬度
远地点	预报到轨道远地点
近地点	预报到轨道近地点
轨道升交点	预报到轨道升交点
轨道降交点	预报到轨道降交点
XY平面	预报到所选坐标系 XY 平面
XZ平面	预报到所选坐标系 XZ 平面
YZ 平面	预报到所选坐标系 YZ 平面
真近点角	预报到给定真近点角
平近点角	预报到给定平近点角
纬度辐角	预报到给定纬度辐角
北纬最高点	预报到轨道北纬最高点,即纬度辐角为 90°处
南纬最低点	预报到轨道南纬最低点,即纬度辐角为 270°处
特定约束	预报到指定约束值,该约束值通过 2.3 节定义的组件进行计算,可极大拓展轨 道预报停止条件的种类

可定义在参考航天器当地轨道坐标系,轨道根数 可定义为瞬时参数,也可定义为平均参数。另外, 还可根据用户对轨道机动瞄准量的需求增加约束 组件。该模块通过广泛调研总结用户需求,形成 丰富的组件选项,从而达到尽可能通用的目标。

这些约束组件中,当某个组件不是要求瞄准 某个具体值,或者约束到一定范围,而是要求最小 化或最大化时,则可将该约束定义为目标函数,具 体在瞄准序列段里选择实现。

2.4 通用轨道机动规划模型

不同类型轨道机动规划问题经飞行过程轨道 段模型、轨道预报停止条件模型、轨道瞄准约束条 件与目标函数模型描述后,经表1中的瞄准序列 段总结,可建模为式(2)所述的通用化非线性规 划模型,从而采用任何优化算法即可求解。

Tab. 3	Design	of	constraints
--------	--------	----	-------------

类别	约束选项
直角坐标 参数	8 种:位置 <i>X</i> 、位置 <i>Y</i> 、位置 <i>Z</i> 、速度 <i>V_x、</i> 速度 <i>V_y、速度 V_z、位置大小、速度大小</i>
经典轨道 根数	14种:半长轴、偏心率、轨道倾角、升交点赤 经、近地点辐角、真近点角、平近点角、偏近 点角、纬度辐角、近地点地心距、远地点地 心距、近地点高度、远地点高度、轨道周期
春分点轨道 根数	6 种:根数 h、根数 k、根数 p、根数 q、真经 度、平经度
球坐标 根数	6种:球心距离、赤经、赤纬、速度大小、飞行 路径角、速度方向角
机动参数	1种:总速度增量
太阳光照 参数	2 种:相对参考航天器的光照角、轨道阳 光角
编队飞行 参数	10种:相对平半长轴、相对平偏心率、相对 平轨道倾角、相对平升交点赤经、相对平近 地点辐角、相对平真近点角、相对平平近点 角、相对平纬度辐角、相对平轨道周期、相 对平轨道角速度
多天体 运动参数	2种:相对赤经、相对赤纬
轨道段 相对参数	5种:时刻差、位置矢量大小差、速度矢量大 小差、位置差与速度差之和、约束组件差
GEO 轨道 参数	2种:经度漂移率、平经度
地理坐标 参数	4种:纬度、经度、高程、升交点经度

因此, 瞄准序列段是通用轨道机动规划建模 与求解的重要一环。实现该模型包括设计变量定 义、约束与目标函数定义、求解器定义三方面内 容。本节以经典的霍曼变轨为例, 描述通用轨道 机动规划建模与求解在 ATK 软件上的具体实现。

霍曼变轨是二体轨道模型下两个共面圆轨道 之间的最优轨道转移方式^[9],霍曼变轨的两次脉 冲机动量可解析求解。然而,当考虑摄动影响后, 需要进行迭代求摄动解。ATK 机动规划工具可 在没有二体解为初值的情况下,直接求解摄动条 件下的霍曼转移轨道机动方案,霍曼变轨 MCS 轨 道段顺序如图 3 所示。

图 3 为该霍曼变轨问题添加初始段用于配置 初始状态,然后添加预报段用于航天器从初始状



图 3 霍曼变轨轨道段示意

Fig. 3 Orbital segments for Hohmann maneuver

态出发在初始轨道上滑行一段时间,其后添加机 动段用于配置第一次脉冲机动,瞄准远地点高度 (目标轨道高度),其后再添加预报段用于描述航 天器进入霍曼转移椭圆轨道的自由飞行,到达远 地点后,再次添加机动段配置第二次脉冲机动,对 转移轨道进行圆化,从而进入瞄准的终端轨道。 分别为每次机动添加一个瞄准序列段,用于规划 求解需要的脉冲机动冲量。下面以第一次脉冲机 动冲量为例进行机动规划建模论述。

2.4.1 设计变量定义

如图 3 所示,对挂载到瞄准序列段下的子级 轨道段,某些配置参数可定义为设计变量进行优 化或迭代求解,如"机动 1"脉冲机动冲量在 VNC (velocity-normal-conormal)坐标系(X 方向沿航天 器速度矢量,Y 方向沿轨道面法向,Z 方向构成右 手坐标系)下的 X 方向分量,通过在该变量后面 圆圈打钩即定义为设计变量。

同理,预报段的时长、时刻、真近点角、纬度辐 角,初始段的轨道6根数、历元时刻,更新段的大 气阻力系数、太阳光压系数等,当作为瞄准序列段 的子级段时,其配置参数均可选择定义为设计 变量。

2.4.2 约束条件定义

如图 3 所示,对挂载到瞄准序列段下的子级 轨道段,选中该段后再点击"约束配置"按钮,可 任意选择定义表 3 中所列的约束条件。对图 3 中霍曼变轨第一次机动,所选择约束条件为远 地点地心距,加载后表明该瞄准序列段将瞄准 用户在求解器中设置的远地点地心距值,该约 束的实际到达值通过"机动 1"机动段的结束状 态进行计算,期望瞄准值在求解器中进行设置, 用户还可以视情况设置为约束或目标函数,具 体参见 2.4.4 节。

2.4.3 求解器定义

ATK 软件机动规划工具在瞄准序列段可添

加微分修正、序列二次规划、智能优化三种求解 器。微分修正求解器仅用于求解约束满足问题, 不能设置目标函数进行优化计算;序列二次规划 既可求解约束满足问题,也可求解目标函数最优 化问题;智能优化求解器仅能求解目标函数最优 化问题;具体将在第3节论述。

2.4.4 机动规划模型

双击打开所定义求解器的属性配置页面,例 如本节案例瞄准序列段1的微分修正求解器,如 图4所示。图4中控制变量即为用户在2.4.1节 定义的设计变量,用户可在此再次勾选确认,约束 即为用户在2.4.2节定义的约束条件,需在此再 次勾选确认。可见,求解器的该页面即为式(2) 优化模型的具体实现。若选用序列二次规划或智 能优化求解器,还可将约束设置为目标函数进行 优化求解。如图4所示,配置好控制变量迭代步 长与约束的瞄准期望值等参数后,即可完成迭代 求解。求解获得的霍曼转移轨道如图5所示。

控制变量	E					
应用	名字	最终	值	对象	显示的单	单位
1 🗹	x	2419.1492767	91125885	瞄准序列段1.机动1	m/s	
初值		0	n	n/s S	累积校正量	2419.14927679113
摄动量		0.1	n	n/s 🚦	最大步长	1000
归一化方	<u>式</u>	不归一化		ÿ	日一化参数	1
约束						
应用	名号	字 期望值		当前值	对象	显示的单位
1 🗹	远拱点	高度 42238000	42237999	.9924570992589	瞄准序列段1.机动	1 m
期望值		42238000	n	n 1	吴差值	0.0075429007411003
收敛误差		0.1	n	n t	又重系数	1
四(と古	-	XIII- (k			日一化会教	1

图 4 霍曼变轨微分修正求解配置 Fig. 4 Differential correction for Hohmann maneuver



图5 霍曼变轨飞行过程

$Fig. \ 5 \quad Flight \ process \ of \ Hohmann \ maneuver$

综上,ATK 软件机动规划工具通过通用化轨 道段建模,轨道段与设计变量、约束条件组件的灵 活化配置,预报段与停止条件组件的灵活化配置, 结合瞄准序列段的求解器,实现了任意轨道机动 规划问题的通用化建模与求解,模型框架如图 6 所示。





3 轨道机动规划通用求解器

轨道机动规划问题经第2节模型描述后,可 转化为式(2)所示通用的非线性规划模型,从而 可调用通用的优化算法求解,例如序列二次规 划^[34]、智能优化^[35]等。这些算法用于求解目标 函数最优化问题,其理论和使用方式已较为成熟, 本文不再赘述。

特别地,当用户的机动问题没有定义目标函数,仅需瞄准某些轨道参数时,式(2)非线性规划问题退化为非线性方程组求解,ATK采用微分修正算法求解。进一步地,当瞄准的约束为终端位置(轨道拦截)或终端位置速度(轨道交会)时,可结合轨道动力学知识发展摄动 Lambert 算法求解,从而无须采用微分修正求解非线性方程。本节重点介绍这两种求解器算法。

3.1 微分修正求解器算法

微分修正(differential correction, DC)是求解 机动规划问题最常用的求解器之一,用于求解 所有约束条件均为瞄准某固定值的情况。此 时,由于所有约束均为等式约束,这类机动规划 问题的本质为求解一个非线性方程组。将所有 的设计变量记为 $\mathbf{x} = [x_1, x_2, \dots, x_n]^T$,约束变 量 $\mathbf{y} = [y_1, y_2, \dots, y_n]^T$ 为关于 \mathbf{x} 的函数,记为 $\mathbf{y} = \mathbf{y}(\mathbf{x})$ (3)

若约束变量的期望值为**y***,则待求解的非线性方 程组为

$$f(\mathbf{x}) = \mathbf{y}(\mathbf{x}) - \mathbf{y}^* = \mathbf{0}$$
 (4)

ATK 机动规划中的微分修正求解器采用一阶近似的方法迭代求解上述方程。在第 k 次迭代中,对方程(4)在 x_k 附近进行泰勒展开,并忽略二阶及以上小量,可得

$$\boldsymbol{f}(\boldsymbol{x}_{k+1}) \approx \boldsymbol{f}(\boldsymbol{x}_{k}) + \boldsymbol{J}_{k}(\boldsymbol{x}_{k+1} - \boldsymbol{x}_{k})$$
 (5)

其中,x_k 对应的 Jacobi 矩阵为

$$\boldsymbol{J}_{k} = \frac{\partial \boldsymbol{f}}{\partial \boldsymbol{x}} \bigg|_{\boldsymbol{x} = \boldsymbol{x}_{k}} \tag{6}$$

为了在下一步迭代中得到方程(4)的根,希望 **f**(**x**_{k+1}) = **0**,因此令

$$f(x_k) + J_k(x_{k+1} - x_k) = 0$$
 (7)
则下一次迭代中的设计变量为

$$\boldsymbol{x}_{k+1} = \boldsymbol{x}_k - \boldsymbol{J}_k^{-1} \boldsymbol{f}(\boldsymbol{x}_k) \tag{8}$$

经过多次迭代后,当约束变量 y_k 和期望值 y^{*}之间的误差小于给定的容许误差时,即认为得到了 该机动规划问题的解。

一般情况下,设计变量 x 和约束变量 y 之间 的函数关系 y(x) 非常复杂,很难解析计算 Jacobi 矩阵 J_k 。因此,一般通过有限差分的方式 近似计算 J_k ,常用的方式包括前向差分和中心 差分。

在实际求解过程中,特别是设计变量 x 和约 束变量 y 的维数较大时,在每一步迭代中通过有 限差分计算 Jacobi 矩阵 J_k 是非常费时的。为了 节省计算时间,通常采用 Broyden 方法对 Jacobi 矩阵进行更新^[37],即

$$\boldsymbol{J}_{k} = \boldsymbol{J}_{k-1} + (\Delta \boldsymbol{f}_{k} - \boldsymbol{J}_{k-1} \Delta \boldsymbol{x}_{k}) \frac{\Delta \boldsymbol{x}_{k}^{\mathrm{T}}}{\Delta \boldsymbol{x}_{k}^{\mathrm{T}} \Delta \boldsymbol{x}_{k}} \quad (9)$$

其中

$$\begin{cases} \Delta f_k = f_k - f_{k-1} \\ \Delta x_k = x_k - x_{k-1} \end{cases}$$
(10)

在实际情况中,设计变量 x 和约束变量 y 的 维数不一定相同,此时 Jacobi 矩阵不是方阵,无法 对其进行求逆。为此,更通用的做法是对 Jacobi 矩阵 J_k 进行奇异值分解,进而求解方程(7)的最 小二乘解。

3.2 摄动 Lambert 求解器算法

Lambert 算法用于求解给定始末端点中心矢 径及飞行时间的轨道两点边值问题,是轨道动力 学的经典问题^[8]。

如图 7 所示,给定机动航天器初始位置和速 度 r_0 、 v_0 ,目标航天器终端位置和速度 r_2^{tar} 、 v_2^{tar} (可 根据其 t_0 时刻的位置和速度预报到 t_2 时刻获 得),为实现轨道交会,需求解合适的变轨时刻及 冲量 t_1 、 Δv_1 、 Δv_2 使得机动航天器在 t_2 时刻的位 置和速度等于目标航天器位置和速度 r_2^{tar} 、 v_2^{tar} 。假 设被控航天器不在初始时刻实施机动,则在初始 轨道的滑行时间为 $\Delta t_1 = t_1 - t_0$,在转移轨道的飞 行时间为 $\Delta t_2 = t_2 - t_1$,从初始时刻到交会时刻的 总飞行时间为 $\Delta t = t_2 - t_0$ 。



图 7 摄动 Lambert 求解器算法示意 Fig. 7 Illustration of Lambert transfer orbit

根据轨道动力学知识,给定图 7 中的两个端 点位置 r_1 、 r_2^{tar} 及飞行时间 Δt_2 ,可由 Lambert 算法 求解转移轨道速度,即

$$\begin{bmatrix} \boldsymbol{v}^{+}(t_{1}), \boldsymbol{v}^{-}(t_{2}) \end{bmatrix} = Lambert(\boldsymbol{r}_{1}, \boldsymbol{r}_{2}^{tar}, \Delta t_{2})$$
$$\begin{bmatrix} \Delta \boldsymbol{v}_{1}, \Delta \boldsymbol{v}_{2} \end{bmatrix} = Lambert(\boldsymbol{r}_{1}, \boldsymbol{v}_{1}, \boldsymbol{r}_{2}^{tar}, \boldsymbol{v}_{2}^{tar}, \Delta t_{2})$$
(11)

可见,对任意给定的机动时刻 t_1 ,由轨道预报 获得 r_1 、 v_1 ,再采用式(11),可求解出能自动满足 终端交会约束($r_2 = r_2^{tar}, v_2 = v_2^{tar}$)所需的轨道机动 冲量 Δv_1 、 Δv_2 ,从而不但化解了等式约束,还使得 设计变量由原来的7维降低为仅优化变轨时刻 t_1 ,若第一次变轨时间 t_1 再根据2.2节的轨道预 报停止条件确定,则该轨道交会约束可直接由 Lambert 算法求解。

然而,Lambert 算法仅在二体情况下可解析求 解,当考虑摄动影响后,需要通过迭代方式求摄动 解,ATK 软件采用同伦迭代构造摄动 Lambert 求 解器^[38]。当转移飞行时间长存在多圈解时,摄动 Lambert 求解器面临多圈遍历效率低、部分圈次难 以获得摄动解(即迭代稳定性不好)等问题,将影 响工业级软件的使用体验,是值得深入探讨的研 究问题。

ATK 软件的摄动 Lambert 求解器通过表 1 中 的兰勃特瞄准段实现,从而可以灵活配置到 MCS 中求解更为复杂的多脉冲机动规划问题,用于化 解交会约束,降低轨道交会类机动规划问题求解 的难度。

4 仿真验证及结果分析

本节选取四种典型的轨道机动规划场景:同步 转移轨道(geosynchronous transfer orbit,GTO)、交会 接近、地月自由返回、地月 L2 点 Halo 轨道维持对 本文所提方法进行验证。GTO 倾斜轨道转移主要 用于 GEO 卫星入轨任务,轨道交会接近可用于在 轨服务、近距离观测等任务,地月自由返回轨道主 要用于载人月球探测载人飞船飞行任务。

4.1 GTO 机动规划

GTO 机动规划通过三次脉冲将卫星从倾斜 近地停泊轨道转移到地球静止轨道。采用轨道段 模型对该任务进行建模,可得该任务 MCS 如图 8 所示。



图 8 GTO 任务控制序列 Fig. 8 GTO mission control sequence

瞄准序列段1的优化变量为机动段1的脉冲 机动 X 分量,其初值为0 m/s;约束为机动段1的 远地点半径,其期望值为GEO轨道半径4.216× 10⁷ m。微分修正后得到控制变量最终值为 2 456.62 m/s,满足远地点半径约束。瞄准序列 段2 的优化变量为机动段2 的脉冲机动 X 分量, 其初值为0 m/s;约束为机动段2 的偏心率,其期 望值为0。微分修正后得到控制变量最终值为 1 481.37 m/s,满足偏心率约束。

瞄准序列段3用于求解机动段3的脉冲机动 大小,改变航天器轨道倾角与偏心率,进入地球静 止轨道,优化变量与瞄准约束分别如表4、表5所 示。求解获得的GTO飞行轨迹如图9所示。

表 4 GTO 瞄准序列段 3 控制变量

Tab. 4	GTO target sequ	uence 3 control	parameters
夕称	託 居 段	初始值/	DC 迭代
石竹	別周权	(m/s)	值/(m/s)
脉冲机动	, 机动段3	0	- 361-26
X分量	1141123	0	501.20
脉冲机动	り 机勃码 3	0	1 444 12
Y分量	111.列权 5	0	- 1 444.12

表 5 GIU 瞄准序列段 5 约]束
-------------------	----

Tab. 5	GTO target seque	nce 3 constrain	t parameters
名称	所属段	期望值	到达值
倾角	机动段3	0°	0°
偏心率	机动段3	0	0



图 9 GTO 三维可视化 Fig. 9 3D graph of GTO

4.2 交会接近机动规划

交会接近任务中,追踪航天器通过施加单次脉冲,机动到目标航天器前方停泊点,然后再次施加脉冲,使追踪航天器沿速度反方向接近目标航天器。采用轨道段模型对该任务进行建模,可得该任务 MCS 如图 10 所示,初始轨道参数如表 6 所示。



图 10 轨道交会接近任务控制序列

Fig. 10 Orbital rendezvous and approach mission control sequence

表6 轨道交会接近初始轨道参数

Tab. 6 Orbital rendezvous and approach initial parameters

名称	参数
初始历元 UTC	2022 - 02 - 01T00:00:00.000
追踪器初始根数	$a = 6\ 878\ 138.\ 26\ \mathrm{m},\ e = 0, i = 98.\ 5^{\circ},$ $\Omega = 90^{\circ},\ \omega = 0^{\circ},\ f = 330^{\circ}$
目标器初始根数	$a = 6\ 878\ 136.53\ m,\ e = 0, i = 98.5^{\circ},$ $\Omega = 90^{\circ},\ \omega = 0^{\circ},\ f = 0^{\circ}$

段用于求解轨

该工况 MCS 中的兰勃特瞄准段用于求解轨 道交会等式约束,计算结果如表 7 所示。经过计 算,如果不使用兰勃特瞄准段,该问题求解将依赖 于给定的初值,难以稳定收敛。

表7 兰勃特瞄准段求解结果

Tab. 7	Lambert	segment	results
1 us. 1	Lamout	oognone	roouno

名称	所属段	计算结果/(m/s)
脉冲机动 X 分量	兰勃特瞄准段	- 5.74
脉冲机动 Y 分量	兰勃特瞄准段	- 68. 00
脉冲机动 Z 分量	兰勃特瞄准段	-42.03

该工况 MCS 中的瞄准序列段包含一个脉冲 机动段,使追踪航天器在目标航天器上方 100 m 对其进行飞越,优化变量与瞄准约束分别如表8、 表9所示。求解获得的该交会接近飞行轨迹如 图11 所示。

表8 轨道交会接近控制变量

Tab. 8 Orbital rendezvous and approach control parameters

名称	所属段	初始值/ (m/s)	DC 迭代 值/(m/s)
脉冲机动 X 分量	机动段	0	29.31
脉冲机动 Y 分量	机动段	0	1.43
脉冲机动 Z 分量	机动段	0	-73.88

表9 轨道交会接近约束

Tab.9 Orbital rendezvous and approach constraint parameters

			-
名称	所属段	期望值	到达值
相对平偏心率	机动段	0	1×10^{-6}
相对平倾角	机动段	0°	$(7 \times 10^{-10})^{\circ}$
相对平半长轴	机动段	100 m	100.23 m







4.3 地月自由返回机动规划

地月自由返回机动规划轨道段模型如图 12 所示,初始参数如表 10 所示。



图 12 地月自由返回任务控制序列

Fig. 12 Earth-Moon free return mission control sequence

表 10 地月自由返回初始轨道参数

Tab. 10 Earth-Moon free return initial parameters

名称	参数
初始历元 UTC	2028 - 06 - 24T16 : 25 : 59
初始根数	$a = 6548151.06 \text{ m}, e = 0, i = 21^{\circ},$ $\Omega = 149.33^{\circ}, \omega = 199.45^{\circ}, f = 0^{\circ}$

图 12 中瞄准序列段规划初始段的轨道历元、 升交点赤经以及机动段的脉冲机动 *X* 分量,使自 由返回轨道在近月点与近地点满足相关约束,优 化变量与瞄准约束如表 11、表 12 所示。求解获 得的飞行轨迹如图 13 所示。

表 11 地月自由返回控制变量

Tab. 11	Earth-Moon free return control parameters		
名称	所属段	初始值	DC 迭代值
轨道历元	初始段	2028 - 06 - 24T 16:25:59	2028 - 06 - 24T 17:17:15
升交点赤经	初始段	149.33°	149.40°
脉冲机动 X 分量	机动段	3 160 m/s	3 163.23 m/s

表 12 地月自由返回约束

Tab. 12	Earth-Moon	free return	constraint	parameters
---------	------------	-------------	------------	------------

名称	所属段	期望值	到达值
近月点高度	预报段1	10 000 m	100 000 m
轨道倾角	预报段2	43°	43°
近地点高度	预报段2	50 000 m	50 000 m

4.4 地月 L2 点 Halo 轨道维持

地月 L2 点 Halo 轨道维持轨道段模型如图 14 所示,初始参数来自 GMAT 软件内置案例^[18],如表 13 所示。



图 13 地月自由返回飞行过程三维可视化 Fig. 13 3D graph of Earth-Moon free return



图 14 地月 L2 点 Halo 轨道维持任务控制序列 Fig. 14 Earth-Moon L2 Halo orbit maintenance mission control sequence

	表 13	地月 L2 点 Halo 轨道初始参数	
--	------	---------------------	--

Tab. 13	Earth-Moon	L2	Halo	orbit	initial	parameters	
---------	------------	----	------	-------	---------	------------	--

名称	参数
初始历元 UTC	2010 - 01 - 23T00:00:02
	<i>x</i> = 406 326 226.613 191 m
	y = 177 458 387.615 978 2 m
地心 J2000 系	z = 145 838 580.790 044 1 m
位置和速度	$v_x = -517.2746738228751$ m/s
	$v_{\rm y}=774.650$ 366 560 893 1 m/s
	$v_z = 331.416~602~653~985~7~{ m m/s}$

图 14 中序列段控制任务重复运行 4 次, 瞄准 序列段规划求解机动段沿速度方向的机动量, 使 卫星在 L2 平动点附近维持周期运动,其优化变量 为机动段沿卫星速度方向的机动大小, 约束为预 报段终端状态在 L2 系下的速度 X 分量。4 次轨 道维持的求解结果如表 14 所示, 飞行轨迹如 图 15所示。

表 14 地月 L2 点 Halo 轨道维持求解结果

Tab. 14 Earth-Moon L2 Halo orbit maintenance result

序号	机动段机动量/(m/s)	L2 系速度 X 分量/(m/s)
1	-0.250 3	0
2	1.643 1	0
3	8.054 8	0
4	6.4437	0



图 15 地月 L2 点 Halo 轨道三维可视化 Fig. 15 3D graph of Earth-Moon L2 Halo orbit

5 结论

本文针对不同航天任务对轨道机动类型的多 样化需求,提出了基于轨道段的通用轨道机动规 划建模与求解方法。通过轨道段、停止条件、约束 条件的架构和配置组件设计,实现了不同机动规 划问题的通用化建模;进一步论述了微分修正、摄 动兰勃特等求解器的基本原理。本文方法已作为 总体架构与算法模型在团队研发的航天任务设计 自主工业软件 ATK 中实现,是 ATK 软件的核心 轨道模块。经同步轨道转移、轨道接近、远距离调 相交会、地月自由返回等案例测试表明,本文方法 具有较好的求解精度、效率与收敛性。

参考文献(References)

- [1] 陈小前,袁建平,姚雯,等. 航天器在轨服务技术[M]. 北京:中国宇航出版社,2009:1-20.
 CHEN X Q, YUAN J P, YAO W, et al. Spacecraft in orbit service technology[M]. Beijing: China Aerospace Publishing House, 2009:1-20. (in Chinese)
- [2] OSBORN M, CLAUSS C, GORIN B, et al. Micro-satellite technology experiment (MiTEx) upper stage propulsion system development [C]//Proceedings of the 43rd AIAA/ ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2007: 5434.

- [3] OBERMARK J, CREAMER G, KELM B E, et al. SUMO/ FREND: vision system for autonomous satellite grapple[C]// Proceedings of the Sensors and Systems for Space Applications, 2007.
- [4] KAISER C, SJÖBERG F, DELCURA J M, et al. SMART-OLEV: an orbital life extension vehicle for servicing commercial spacecrafts in GEO [J]. Acta Astronautica, 2008, 63(1/2/3/4): 400-410.
- [5] GILL E, D'AMICO S, MONTENBRUCK O. Autonomous formation flying for the PRISMA mission [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2007, 44(3): 671-681.
- [6] 袁利,姜甜甜. 航天器威胁规避智能自主控制技术研究 综述[J]. 自动化学报, 2023, 49(2): 229-245.
 YUAN L, JIANG T T. Review on intelligent autonomous control for spacecraft confronting orbital threats [J]. Acta Automatica Sinica, 2023, 49(2): 229-245. (in Chinese)
- [7] VALLADO D A. Fundamentals of astrodynamics and applications [M]. 3rd ed. California: Microcosm Press, 2007: 515-719.
- [8] 张洪波. 航天器轨道力学理论与方法[M]. 北京: 国防工业出版社, 2015: 10-321.
 ZHANG H B. Theories and methods of spacecraft orbital mechanics[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2015: 10-321. (in Chinese)
- [9] BATTIN R H. An introduction to the mathematics and methods of astrodynamics [M]. Virginia: the American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1999.
- [10] LUO Y Z, ZHANG J, TANG G J. Survey of orbital dynamics and control of space rendezvous [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2014, 27(1): 1-11.
- [11] KAKI S, AKELLA M R. Spacecraft rendezvous in closed Keplerian orbits using constant radial thrust acceleration [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2023, 46(6): 1112 – 1125.
- [12] WALSH M T, PECK M A. Orbital rendezvous via a general nonsingular method [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2022, 45(1): 138-152.
- [13] LEE D, AHN J. Optimal multitarget rendezvous using hybrid propulsion system [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2023, 60(2): 689-698.
- [14] 周晚萌,周文艳,邓新宇,等.载人月球探测一体化任务 规划设计方法研究[J]. 宇航学报,2023,44(9):1291-1304.

ZHOU W M, ZHOU W Y, DENG X Y, et al. Research on integrated mission planning and design method for manned lunar exploration [J]. Journal of Astronautics, 2023, 44(9): 1291 – 1304. (in Chinese)

- [15] 秦理民,杨洪伟,李爽. 长期拟周期近直线晕轨道高效设 计方法[J]. 宇航学报, 2024, 45(1):43-51.
 QIN L M, YANG H W, LI S. An efficient design method for long-term quasi-periodic near rectilinear halo orbits [J].
 Journal of Astronautics, 2024, 45(1):43 - 51. (in Chinese)
- [16] 张楠,宝音贺西,崔海英. 多目标探测混合整数轨迹优化 方法研究进展[J]. 飞控与探测,2025,8(1):1-15.
 ZHANG N, BAOYIN H X, CUI H Y. The progress of mixed integer programming method for multi-target trajectory optimization[J]. Flight Control & Detection, 2025,8(1): 1-15. (in Chinese)
- [17] 罗亚中, 孙振江, 乔栋. 航天动力学软件发展评述[J].

力学与实践, 2017, 39(6): 549-560.

LUO Y Z, SUN Z J, QIAO D. Survey of astrodynamics software development[J]. Mechanics in Engineering, 2017, 39(6): 549-560. (in Chinese)

- [18] HUGHES S P, CONWAY D J, PARKER J. Using the general mission analysis tool (GMAT) [C]//Proceedings of the AAS Guidance and Control Conference, 2017.
- [19] 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.
- [20] WILLIAMS J, SENENT J S, OCAMPO C, et al. Overview and software architecture of the Copernicus trajectory design and optimization system [C]//Proceedings of the 4th International Conference on Astrodynamics Tools and Techniques, 2010.
- [21] SHORT C, GHOSH P, CLAYBROOK A. Revisiting trajectory design with STK Astrogator: part 1 [C]// Proceedings of the AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference, 2019.
- [22] SHORT C R, KAY-BUNNELL L, CATHER D, et al. Revisiting trajectory design with STK Astrogator: part 2[C]// Proceedings of the AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference, 2021.
- [23] 王华,李海阳,周晚萌.载人航天系统建模与仿真[M]. 北京:中国宇航出版社,2019.
 WANG H, LI H Y, ZHOU W M. Manned space system modeling and simulation [M]. Beijing: China Aerospace Publishing House, 2019. (in Chinese)
- [24] 张莉,曾安里. 航天慧海:国产 VVP 空间系统分析工具箱 "1+4 把剑"[J]. 软件导刊, 2022, 21(10): 249-252.
 ZHANG L, ZENG A L. VVP soft: domestic VVP space system analysis toolbox "1+4 swords" [J]. Software Guide, 2022, 21(10): 249-252. (in Chinese)
- [25] 中科星图股份有限公司. GEOVIS 产品体系[EB/OL].
 [2024-12-20]. https://www.geovis.com.cn.
 Geovis Technology Co., Ltd. GEOVIS products [EB/OL].
 [2024 12 20]. https://www.geovis.com.cn.(in Chinese)
- [26] 魏承,乔彬,刘天喜,等. 航天器系统仿真软件 SpaceSim 设计与应用[J]. 宇航学报, 2024, 45(11): 1724 - 1731.
 WEI C, QIAO B, LIU T X, et al. Design and application of SpaceSim: a spacecraft system simulation software [J]. Journal of Astronautics, 2024, 45(11): 1724 - 1731. (in Chinese)
- [27] 罗亚中,周建平. 航天任务分析与设计工业软件发展战略分析[J]. 力学与实践, 2024, 46(2): 241-249.
 LUO Y Z, ZHOU J P. Development strategic analysis for space mission analysis and design industrial software [J]. Mechanics in Engineering, 2024, 46(2): 241-249. (in Chinese)
- [28] 王华,周晚萌,李海阳,等.复杂轨道机动规划本体元模型与软件实现[J]. 字航学报,2024,45(11):1732-1741.
 WANG H, ZHOU W M, LI H Y, et al. Ontology metamodel and software development for complex orbit maneuver planning [J]. Journal of Astronautics, 2024, 45(11):1732-1741. (in Chinese)
- [29] 李佩钰,杨震,罗亚中.基于非线性相对运动方程的碰撞规避机动规划方法[J].载人航天,2023,29(5): 581-589.

LI P Y, YANG Z, LUO Y Z. Collision avoidance maneuver planning based on nonlinear relative motion equations [J]. Manned Spaceflight, 2023, 29(5): 581-589. (in Chinese)

- [30] 沈红新,李恒年.静止卫星小推力多圈转移轨道间接优化[J]. 宇航学报, 2017, 38(10): 1041 1047.
 SHEN H X, LI H N. Indirect optimization of low-thrust multi-revolution orbit transfers for geostationary-orbit satellites[J]. Journal of Astronautics, 2017, 38(10): 1041 1047. (in Chinese)
- [31] 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,2008:138-230.
 TANG G J, LUO Y Z, ZHANG J. Space rendezvous and docking mission planning [M]. Beijing: Science Press, 2008:138-230. (in Chinese)
- [32] 唐国金,罗亚中,雍恩米. 航天器轨迹优化理论、方法及应用[M]. 北京:科学出版社,2012:100-260.
 TANG G J, LUO Y Z, YONG E M. Theory, method and application of spacecraft trajectory optimization[M]. Beijing: Science Press, 2012:100-260. (in Chinese)
- [33] 杨震,罗亚中,张进.近地快速交会调相策略设计与任务 分析[J].国防科技大学学报,2015,37(3):61-67.
 YANG Z, LUO Y Z, ZHANG J. Analysis and design of

phasing strategy for near-earth short rendezvous mission [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2015, 37(3): 61-67. (in Chinese)

- [34] ANTONIOU A, LU W S. Practical optimization: algorithms and engineering applications [M]. Berlin: Springer, 2007.
- [35] ZHU Y H, LUO Y Z, ZHANG J. Packing programming of space station spacewalk events based on Bin packing theory and differential evolution algorithm [C]//Proceedings of the IEEE Congress on Evolutionary Computation (CEC), 2016: 877-884.
- [36] 张进. 空间交会远程导引变轨任务规划[D]. 长沙: 国防 科学技术大学, 2008.
 ZHANG J. Mission planning of space rendezvous phasing maneuvers [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2008. (in Chinese)
- [37] BROYDEN C G. A class of methods for solving nonlinear simultaneous equations [J]. Mathematics of Computation, 1965, 19(92): 577-593.
- [38] YANG Z, LUO Y Z, ZHANG J, et al. Homotopic perturbed Lambert algorithm for long-duration rendezvous optimization[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2015, 38(11): 2215 - 2223.