

## 航天器交会与接近操作规划及自主软件设计

王 华<sup>1,2\*</sup>, 霍诚祎<sup>1,2</sup>, 何俊华<sup>1,2</sup>, 于大腾<sup>3</sup>, 方炫锬<sup>1,2</sup>

(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;  
3. 北京跟踪与通信技术研究所, 北京 100094)

**摘要:**针对航天器交会与接近操作任务规划通用软件缺乏难题,研究了交会与接近操作规划模型和软件。提出了基元的概念,构建了由交会、接近、伴飞、撤离四大类基元组成的基元体系,交会与接近操作可以由多个基元组合形成;建立了空间交会与接近操作基元任务规划模型,以具体基元为例,给出了模型的任务段、停止条件、控制变量和约束计算公式;以航天任务工具箱(aerospace tool kit, ATK)为基础,设计并实现了交会与接近操作任务规划工具软件。对 GEO 交会和太阳同步绕飞两个交会与接近操作任务进行了仿真,结果表明建立的基元和软件能够对交会与接近操作任务执行正确规划。

**关键词:**交会与接近操作;任务规划;航天任务软件;基元

**中图分类号:**V412.4;TP319 **文献标志码:**A

**文章编号:**1001-2486(2025)04-023-10



论  
文  
拓  
展

## Mission planning and independent software design of spacecraft rendezvous and proximity operations

WANG Hua<sup>1,2\*</sup>, HUO Chengyi<sup>1,2</sup>, HE Junhua<sup>1,2</sup>, YU Dateng<sup>3</sup>, FANG Xuankun<sup>1,2</sup>

(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;  
3. Beijing Institute of Tracking and Telecommunications Technology, Beijing 100094, China)

**Abstract:** Aiming at the lack of universal software for spacecraft RPO (rendezvous and proximity operations) mission planning, the RPO planning model and software were studied. The concept of RPO element was proposed, and an element system, which consists of four categories (rendezvous, proximity, companion flight, and departure) was constructed. RPO missions can be formed by combining multiple elements. A mission planning model for RPO elements was established. Calculation formulas for the mission control segments, stop conditions, control parameters, and constraints were provided. Based on the ATK (aerospace tool kit), a RPO mission planning tool was designed and implemented. Simulations were conducted using examples of GEO rendezvous and sun synchronous fly around, and the results show that the established RPO elements and software can effectively design RPO missions.

**Keywords:** rendezvous and proximity operations; mission planning; aerospace mission software; element

交会与接近操作(rendezvous and proximity operations, RPO)是现代航天活动中不可或缺的一部分,它不仅支撑着航天器的维护和服务工作,还关系到未来太空资源的管理和利用。美国安全世界基金会在2024年发布的全球太空对抗能力报告中,将RPO技术列为太空技术发展的重点<sup>[1]</sup>。

RPO任务包括交会、接近等多个飞行段,众多学者研究了各个飞行段的规划方法。文献[2]和文献[3]分别研究了月球和地球静止轨道(geostationary orbit, GEO)远程交会策略;文献[4-6]将机动方向作为限制,研究了不同机动方向约束的交会问题;文献[7-8]以多目标交会

收稿日期:2024-10-28

基金项目:国家杰出青年科学基金资助项目(12125207);国家自然科学基金重点资助项目(12432017);载人航天工程科技创新团队课题资助项目

\*第一作者:王华(1977—),男,陕西韩城人,副研究员,博士,硕士生导师,E-mail:wanghua@nudt.edu.cn

引用格式:王华,霍诚祎,何俊华,等.航天器交会与接近操作规划及自主软件设计[J].国防科技大学学报,2025,47(4):23-32.

Citation: WANG H, HUO C Y, HE J H, et al. Mission planning and independent software design of spacecraft rendezvous and proximity operations[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2025, 47(4): 23-32.

为背景展开研究;文献[9]研究了考虑执行误差的鲁棒交会规划;文献[10]研究了不确定下的 RPO 鲁棒设计问题;文献[11-13]对于交会的最小边界、追逃等问题开展了研究。以上文献对于 RPO 中不同特定问题进行研究,得到了一些较好的规划模型和方法,但是在实际工程中,更需要将规划模型和方法固化为软件,支撑 RPO 任务的设计和制造。

美国 NASA 戈达德航天飞行中心开发了一般任务分析工具 GMAT,可用于航天器轨迹优化与任务分析。美国 AGI 公司的系统工具箱软件 STK 包含轨道机动工具 Astrogator,可用于航天器轨迹规划。在 2021 年推出的 STK 12 版本中,新增了 RPO 工具用于交会与接近规划。国内众多单位也推出了国产航天软件,哈尔滨工业大学推出了 SpaceSim 软件<sup>[14]</sup>、中国空间技术研究院推出了星途软件,这些软件具备较好的仿真功能,但是缺乏通用轨道规划功能。国防科技大学空天科学学院研发了航天任务工具箱(aerospace tool kit, ATK),能够进行多种通用化航天任务分析和设计<sup>[15]</sup>。

针对国内自主 RPO 软件需求,本文开展了以下创新工作:①提出了 RPO 基元体系,建立了 RPO 典型基元的任务规划模型;②在通用轨道机动规划工具 ATK. Astromaster 能力基础上,设计并实现了 RPO 软件,并利用两个典型场景验证了 RPO 软件正确性。

## 1 RPO 基元体系

### 1.1 基元概念

在固体物理中,基元是指构成物质的最小单元,即基本结构单元,可以是原子、分子、晶胞等。基元在固体物理中具有重要的意义。基元的类型和排列对物质的性质产生重要影响。通过研究基元的性质和相互作用,可以揭示固体物质的结构、电学、磁学、光学等性质。

在航天器 RPO 任务规划问题中,为方便任务规划问题描述和建模,基于系统工程思想,依据不同任务规划问题与飞行时间的相关性和总体程度,借鉴物理中基元概念,可以将飞行任务过程划分为不同阶段基元,通过对不同阶段基元的设计和排列,实现航天器 RPO 任务规划。

RPO 基元  $E_{\text{RPO}}$  可表示为一个六元组:

$$E_{\text{RPO}} = (I, O, M, S, P, C) \quad (1)$$

式中: $I$  为基元输入参数,例如 RPO 飞行时间、RPO 终点相对状态、RPO 关键节点参数等; $O$  为基元输出参数,例如机动脉冲量等; $M$  为基元包含的任务

段,包括机动段、预报段等,任务段也可以理解为更为基础的轨道基元; $S$  为基元中的停止条件,也就是任务段终止的判断参数; $P$  为基元中的控制变量; $C$  为基元中的约束,包括时间约束、空间约束、燃料约束等。RPO 基元定义如图 1 所示。

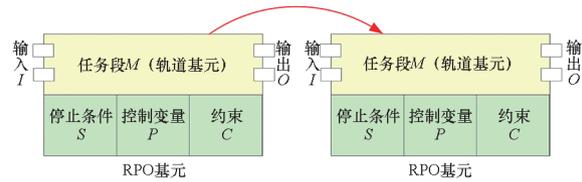


图 1 RPO 基元定义

Fig. 1 Definition of RPO element

对基元使用者来说,主要关注  $I$  和  $O$ 。对基元设计者来说,还需要关注  $M, S, P, C$ 。

基元具有可组合、可复合、可配置的特性。可组合性指多个基元可以顺序组合形成 RPO 任务。可复合性指多个基元可以复合为新的复合基元。可配置性指基元可以通过输入参数  $I$  进行飞行过程配置。

### 1.2 交会基元

交会基元用来控制 RPO 航天器从相距目标航天器数千千米进入 100 km 左右,其本质是调相控制,通过加减速进入调相轨道,绕调相轨道一圈或者多圈后到达目标附近,再通过加减速实现与目标同轨。交会基元包括共面交会、异面交会、快速交会和近旁交会等基元。

共面交会指 RPO 航天器通过降低轨道从后方追赶目标,或者抬升轨道在前方等待目标的交会过程。异面交会指 RPO 航天器通过调相控制飞行到与目标轨道面交线的两个交点处。快速交会以时间作为主要约束。近旁交会主要用于轨道巡视。

### 1.3 接近基元

接近基元用来控制 RPO 航天器在约 100 km 范围内实现接近,主要包括掠飞、漂飞、跳跃和逼近等基元,如图 2 所示。

1) 掠飞是指 RPO 航天器轨道在远地点或近地点靠近目标。考虑顺光条件时,航天器与目标在掠飞的时刻需满足阳光角要求。

2) 漂飞是指 RPO 航天器通过建立与目标的角速度差抵近目标。对于 GEO,通常分为向东漂飞和向西漂飞两类,分别对应下方漂飞和上方漂飞。

3) 跳跃是指 RPO 航天器通过单脉冲机动在固定时间转移至新的位置点。

4) 逼近是指 RPO 航天器以相对运动轨迹近似为直线的方式接近目标,可分为 R-bar 逼近、V-bar 逼近、任意方位逼近和走廊逼近。

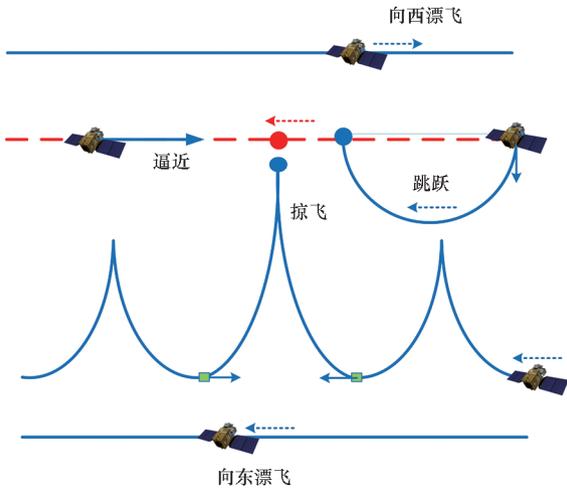


图2 接近基元示意图

Fig.2 Schematic diagram of proximity elements

### 1.4 伴飞基元

伴飞基元控制航天器在约 100 km 甚至数百米范围内实现较长时间的伴随飞行,主要包括绕飞、跟飞和悬停等基元,如图3所示。

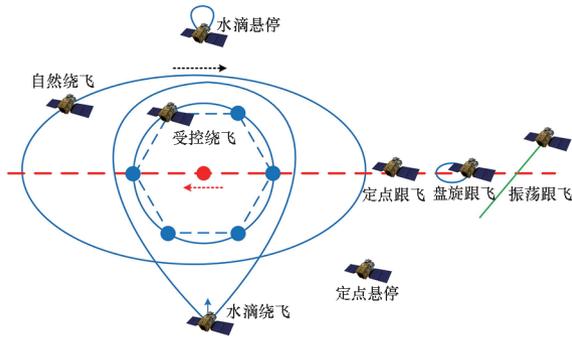


图3 伴飞基元示意图

Fig.3 Schematic diagram of companion flight elements

1) 绕飞是指航天器围绕目标的运动,按相对轨迹形状可分为受控绕飞、自然绕飞、太阳同步绕飞和水滴绕飞。

①受控绕飞是指通过多脉冲控制实现 RPO 航天器对目标特定形状的绕飞<sup>[16]</sup>。

②自然绕飞是 RPO 航天器利用轨道力学自然特性,无需主动施加机动控制或只需很少燃料消耗就能在较长时间保持对目标特定的相对轨道飞行。

③太阳同步绕飞是考虑太阳矢量的一种绕飞行为,为达到完全顺光观测侦察目标的目的,RPO 航天器始终位于目标与太阳连线之间<sup>[17]</sup>。

④水滴绕飞是指 RPO 航天器从某点出发,经

过小于目标轨道周期的飞行时间(重访周期)回到出发点的绕飞行动。水滴绕飞只需在水滴尖点处重复施加一次小机动即可维持对目标绕飞。

2) 跟飞是指 RPO 航天器跟随目标伴飞的运动形式,RPO 航天器与目标按照一定的前后顺序运行在同一轨道上,按跟飞形态可分为定点跟飞、盘旋跟飞、振荡跟飞等类型。定点跟飞指 RPO 航天器在目标后方定点保持的伴飞形式。盘旋跟飞指 RPO 航天器绕目标后方的参考中心形成自然绕飞的跟飞形式。振荡跟飞指 RPO 航天器在轨道面法向做简谐振动的跟飞形式。

3) 悬停是指 RPO 航天器在目标的轨道坐标系中近乎静止悬停于某一固定点或在某一定点周围小范围运动的运行形式,可分为定点悬停、水滴悬停。定点悬停指 RPO 航天器施加主动控制,以消耗燃料为代价保持相对静止。定点跟飞是定点悬停的特例。水滴悬停与水滴绕飞类似,区别在于绕飞半径通常较小。

### 1.5 撤离基元

撤离基元用于 RPO 航天器逐步远离目标。当航天器完成任务或在目标抵近时,操控航天器以一定的经度漂移率拉大与目标距离。撤离基元主要包括正常撤离、快速撤离、视线约束撤离、太阳约束撤离等,如图4所示。

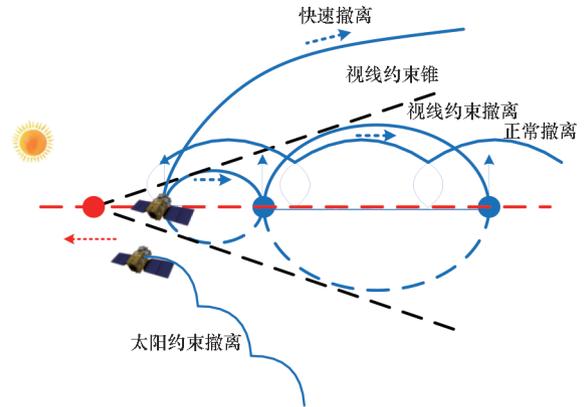


图4 撤离基元示意图

Fig.4 Schematic diagram of departure elements

1) 正常撤离用于 RPO 航天器完成任务后以单脉冲或多脉冲形式远离目标。

2) 快速撤离是指 RPO 航天器在尽可能短的时间约束下,以尽可能大的经度漂移率完成撤离运动。

3) 视线约束撤离是指 RPO 航天器在满足其有效载荷视线指向要求的约束条件下完成撤离运动<sup>[18]</sup>。

4) 太阳约束撤离是指 RPO 航天器在太阳光照条件的约束下完成撤离运动。

## 2 RPO 任务规划模型

RPO 基元体系中的每个基元都需要建立任务规划模型,下面针对交会、接近、伴飞、撤离 4 大类基元建立典型基元的规划模型。

### 2.1 RPO 相关动力学模型

#### 2.1.1 高精度动力学模型

在 RPO 规划中,轨道外推采用高精度动力学模型实现。在地球中心引力场假设下,采用 Cowell 形式描述航天器摄动动力学方程为

$$\begin{cases} \frac{d\mathbf{v}}{dt} = -\frac{\mu\mathbf{r}}{r^3} + \mathbf{a}_N + \mathbf{a}_D + \mathbf{a}_3 + \mathbf{a}_S + \mathbf{a}_T + \mathbf{a}_0 \\ \frac{d\mathbf{r}}{dt} = \mathbf{v} \end{cases} \quad (2)$$

其中, $\mathbf{r}$ 、 $\mathbf{v}$  分别是位置和速度( $r$  表示位置的大小), $\mu$  是地球引力常数, $\mathbf{a}_N$  是由地球非球形引起的摄动加速度, $\mathbf{a}_D$  是大气摄动加速度, $\mathbf{a}_3$  是三体加速度, $\mathbf{a}_S$  是太阳光压加速度, $\mathbf{a}_T$  是推力加速度, $\mathbf{a}_0$  是其他摄动加速度。

#### 2.1.2 C-W 相对动力学模型

在 RPO 过程中,两个航天器通常相距较近,规划中经常采用 C-W 相对动力学模型。假设目标航天器在圆轨道运行,两个航天器只考虑地球引力,不考虑其他摄动影响,可以得到线性化后的模型为

$$\begin{cases} \ddot{x}_r - 2n\dot{z}_r = a_{rx} \\ \ddot{y}_r + n^2y_r = a_{ry} \\ \ddot{z}_r + 2n\dot{x}_r - 3n^2z_r = a_{rz} \end{cases} \quad (3)$$

式中, $n$  是目标轨道角速度大小, $a_{rx}$ 、 $a_{ry}$ 、 $a_{rz}$  分别是加速度在目标 VVLH 轨道坐标系各轴上的投影。该方程即 C-W 方程,在两航天器相对距离不大,特别是高度差不大的情况下,解的精度足够高,可以满足 RPO 动力学分析的要求。

#### 2.1.3 近圆偏差动力学模型

在交会基元中,经常用到近圆偏差线性方程。轨道柱坐标系定义为:以地心为原点, $r$  为航天器地心矢量在参考轨道平面的投影, $u$  为投影的纬度幅角, $z$  为沿轨道法线方向的投影。将航天器相对基准圆轨道的运动方程在该坐标系中进行表征为

$$\begin{cases} \Delta\dot{r} = \Delta v_r \\ \Delta\dot{u} = -n_0 \frac{\Delta r}{r_0} + n_0 \frac{\Delta v_t}{v_0} \\ \Delta\dot{z} = \Delta v_z \\ \Delta\dot{v}_r = n_0^2 \Delta r + 2n_0 \Delta v_t + \Delta a_r \\ \Delta\dot{v}_t = -n_0 \Delta v_r + \Delta a_t \\ \Delta\dot{v}_z = -n_0^2 \Delta z + \Delta a_z \end{cases} \quad (4)$$

式中, $n_0 = v_0/r_0$  为基准轨道角速度,下标  $t$  表示与径向垂直的轨道速度方向。该方程在线性化处理时,只对径向、法向位置偏差及各向速度偏差进行一阶近似,而没有对纬度幅角偏差进行近似处理,故能描述大纬度幅角偏差的调相问题。

### 2.2 交会基元任务规划模型

以共面交会基元为例,包含升轨/降轨基元、漂移基元、寻的基元三个任务基元,如图 5 所示。共面交会共包含 5 次脉冲机动,其中升轨/降轨基元为双脉冲机动,寻的基元为三脉冲机动。共面交会相比快速交会所需速度增量更小,适用于 GEO 等轨道的共面交会。

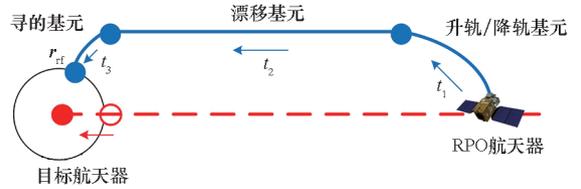


图 5 GEO 共面交会示意图

Fig. 5 GEO coplanar intersection diagram

规划流程如下:

1) 确定升轨/降轨基元。该基元输入参数为

$$I = \{\Delta n_1, t_1\} \quad (5)$$

式中, $\Delta n_1$  为漂移轨道的相对轨道角速度, $t_1$  为升轨/降轨基元飞行时间。控制变量为

$$P = \{\Delta V_1, \Delta V_2\} \quad (6)$$

即两次机动脉冲量,可由基元的停止条件  $S$  和约束条件  $C$  确定为

$$\begin{cases} S = \{t_1\} \\ C = \{r_1 | r_1 = f(\Delta n_1)\} \end{cases} \quad (7)$$

其中,约束  $C$  为轨道柱坐标系下描述的空间约束,根据式(4)计算。

2) 确定漂移基元。该基元可等效为一个预报段,输入参数为

$$I = \{t_2\} \quad (8)$$

式中, $t_2$  为漂移基元的飞行时间。由此确定漂移基元停止条件为

$$S = \{t_2\} \quad (9)$$

3) 确定寻的基元。该基元输入参数为

$$I = \{\mathbf{r}_{rt}, \mathbf{v}_{rt}, t_3\} \quad (10)$$

式中: $\mathbf{r}_{rt}$  和  $\mathbf{v}_{rt}$  为航天器终端相对位置和相对速度,均在目标 VVLH 轨道坐标系下定义; $t_3$  为寻的基元飞行时间。控制变量为三次机动脉冲量和前两次机动的间隔时间  $t_{31}$ ,即

$$P = \{\Delta V_3, \Delta V_4, \Delta V_5, t_{31}\} \quad (11)$$

上式可由基元的停止条件和空间约束条件确定。

### 2.3 接近基元任务规划模型

以直线逼近段为例,在相对运动轨迹上选取若干机动点,机动点的参考曲线为始末位置点连线。考虑航天器采用脉冲机动方式,其运动轨迹如图6所示。

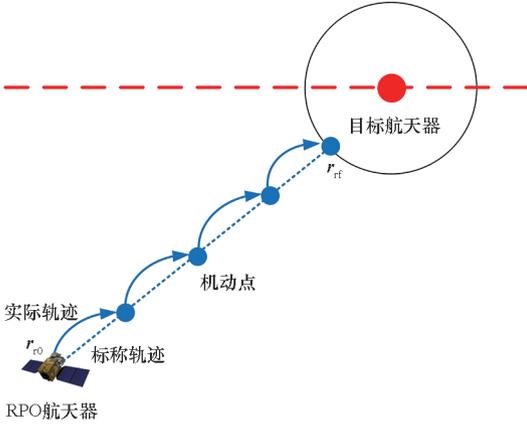


图6 直线逼近示意图

Fig.6 Diagram of linear approximation

给定直线逼近段基元的输入为

$$I = \{t, A_{\max}, \mathbf{r}_{rf}\} \quad (12)$$

式中,  $t$  为逼近段任务时长,  $A_{\max}$  为相邻机动点之间的最大转移飞行角,  $\mathbf{r}_{rf}$  为目标终点相对位置。

1) 当目标轨道为椭圆轨道时确定各子段停止条件: 计算航天器在飞行时间  $t$  后真近点角变化量  $\Delta f$ , 进而确定直线逼近段子段数量为

$$N = 1 + \lfloor \frac{\Delta f}{A_{\max}} \rfloor \quad (13)$$

式中,  $\lfloor \cdot \rfloor$  为向下取整函数符号。前  $N-1$  段的停止条件用纬度幅角变化量  $\Delta u$  计算; 轨道倾角  $i_{orb} = 0$  时, 改用赤经变化量  $\Delta \lambda$  计算停止条件, 即

$$S = \begin{cases} \left\{ \frac{\Delta u}{N} \right\} & i_{orb} \neq 0 \\ \left\{ \frac{\Delta \lambda}{N} \right\} & i_{orb} = 0 \end{cases} \quad (14)$$

第  $N$  段的停止条件为飞行时间, 即直线逼近段的剩余时间, 即

$$S = \{t - t_r\} \quad (15)$$

式中,  $t_r$  为已飞行时间。

2) 当目标轨道为近圆轨道(偏心率  $e < 0.01$ ) 时确定各子段停止条件: 设  $T$  为航天器轨道周期, 则逼近段子段数量为

$$N = 1 + \lfloor \frac{2\pi t}{TA_{\max}} \rfloor \quad (16)$$

所有子段的停止条件均为飞行时间, 即

$$S = \left\{ \frac{t}{N} \right\} \quad (17)$$

3) 确定各逼近段子段的终端约束和控制变量: 各逼近段子段均为瞄准序列段, 包含一个机动段和一个预报段, 其终端约束为瞄准点相对位置, 即

$$C = \left\{ \mathbf{r}_{ri} \mid \mathbf{r}_{ri} = \mathbf{r}_{i0} + i \frac{(\mathbf{r}_{rf} - \mathbf{r}_{i0})}{N} \right\} \quad (18)$$

式中,  $\mathbf{r}_{i0}$  是直线逼近段基元的初始相对位置。各子段的控制变量为机动脉冲矢量。利用序列二次规划等算法依次求解各子段, 就可以得到直线逼近段所有的机动脉冲。

### 2.4 伴飞基元任务规划模型

以受控圆形绕飞基元为例, 给定基元输入为

$$I = \{m, N_p, R_r, \mathbf{r}_{rc}, \boldsymbol{\theta}, k\} \quad (19)$$

式中,  $m$  为绕飞圈数,  $N_p$  为一圈标称轨迹上设定的机动点数量,  $R_r$  为绕飞半径,  $\mathbf{r}_{rc} = [d_x, d_y, d_z]^T$  为绕飞中心相对位置,  $\boldsymbol{\theta} = [\theta_x, \theta_y, \theta_z]^T$  为绕飞平面相对目标轨道平面转角,  $k$  为绕飞周期时间比例。

航天器受控圆形绕飞规划流程如下:

1) 确定绕飞子段数量

$$N = \lceil mN_p \rceil \quad (20)$$

式中,  $\lceil \cdot \rceil$  为向上取整符号。

2) 确定各子段终端约束

$$C = \{\mathbf{r}_{ci}\} \quad (21)$$

式中,

$$\mathbf{r}_{ci} = \begin{bmatrix} x_{ci} \\ y_{ci} \\ z_{ci} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\theta_y & 0 & -\sin\theta_y \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta_y & 0 & \cos\theta_y \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\theta_x & \sin\theta_x \\ 0 & -\sin\theta_x & \cos\theta_x \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos\theta_{zi} & \sin\theta_{zi} & 0 \\ -\sin\theta_{zi} & \cos\theta_{zi} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} R_r \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} d_x \\ d_y \\ d_z \end{bmatrix} \quad (22)$$

$$\theta_{zi} = \theta_z + i \frac{2\pi}{N_p} \quad i = 1, 2, \dots, N \quad (23)$$

3) 确定各子段停止条件

$$S = \begin{cases} \left\{ t_s \mid t_s = \frac{T}{kN_p} \right\} & e < 0.01 \\ \left\{ \beta \mid \beta = \frac{2\pi}{kN_p} \right\} & e \geq 0.01 \end{cases} \quad (24)$$

式中,  $t_s$  表示按照时间停止,  $\beta$  表示按照角度停止。

4) 各子段的控制变量为机动脉冲矢量。依次规划求解基元各子段就可以得到机动脉冲。

## 2.5 撤离基元任务规划模型

以 V-bar 方向的视线约束撤离为例,该方案安全性较好,在发动机故障情况下可避免与目标航天器发生碰撞,其运动轨迹如图 7 所示。

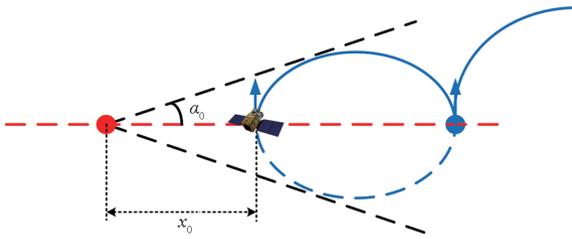


图 7 视线约束撤离示意图

Fig. 7 Visual constraint departure diagram

规划流程如下:

1) 给定初始 V-bar 方向相对位置  $x_0$  以及目标视场角确定首次 R-bar 方向脉冲  $\Delta V_r$ 。由式(3)可得,轨迹上任意点对目标航天器的视线斜率<sup>[18]</sup>为

$$\tan\alpha = \frac{\Delta V_r \sin(nt)}{nx_0 + 2[1 - \cos(nt)]\Delta V_r} \quad (25)$$

式中,  $\alpha$  为视场角。右式驻点即对应目标视场角  $\alpha_0$ , 即可得到

$$\Delta V_r = nx_0 \tan\alpha_0 (2 \tan\alpha_0 + \sqrt{1 + 4 \tan^2\alpha_0}) \quad (26)$$

2) 确定停止条件为按时间停止, 即

$$S = \left\{ \frac{\pi}{n} \right\} \quad (27)$$

3) 确定后续 R-bar 方向脉冲  $\Delta V_{ri}$ : 一次径向脉冲作用后 RPO 航天器轨迹在 V-bar 上移动的距离为

$$\Delta x = \frac{4\Delta V_r}{n} \quad (28)$$

更新相对位置

$$x_i = x_0 + \Delta x \quad (29)$$

将其代入式(26)即可得  $\Delta V_{ri}$ 。后续各子段停止条件均由式(27)表征。

## 3 RPO 软件设计

根据上述基元体系和 RPO 任务规划模型,以 ATK 软件为基础,采用 C++ 语言实现了 RPO 任务规划工具设计。

### 3.1 ATK 软件概述

航天任务设计软件是航天全寿命周期的核心工具,我国目前还缺乏成熟的工业级产品。航天任务工具箱 ATK 是自主航天任务设计软

件,主要关注航天任务中卫星、导弹、飞机、地面站、舰船等的复杂时空特征与信息关系,如轨道、可见性、覆盖、通信链路等,包括标准平台、可见性分析、轨道机动规划 ATK. Astromaster 等功能模块,具备了初步的航天任务分析与设计能力。

ATK. Astromaster 通过组合不同任务段,并正确设置停止条件、控制变量和约束条件来求解机动序列。ATK. Astromaster 通用任务段包括初始段、预报段、机动段和瞄准序列段等 11 段,可以实现初始状态定义、轨道预报、施加机动等功能,但是对于复杂问题其软件操作工作量较大。

### 3.2 RPO 任务规划工具设计

RPO 任务规划工具是在 ATK. Astromaster 机动规划能力体系上建立起来的针对 RPO 任务的专用规划工具,如图 8 所示。RPO 任务规划工具基于 ATK. Astromaster 的任务段组合而成,是对通用任务段的进一步整合,计算输出数据通过 ATK 输出层以数据报告、曲线图表、三维等形式展示给用户。RPO 任务规划工具中的各基元相互独立,既可以独立计算,也可以顺序组合形成复杂任务。组合后的基元按照顺序依次计算。

在 ATK 界面中,RPO 任务规划工具如图 9 所示。RPO 任务规划工具整合了交会、接近、伴飞和撤离 4 大类基元,其功能结构如图 10 所示。

### 3.3 使用流程

以受控圆形绕飞任务为例,需要使观测航天器从当前位置接近目标航天器并实现一定半径的圆形绕飞轨道。使用 RPO 任务规划工具实现机动序列规划的流程如图 11 所示,图中也对比了直接采用 ATK. Astromaster 的规划流程。

RPO 任务规划工具基于 ATK 的通用轨道机动规划工具 ATK. Astromaster 实现 RPO 完整机动序列规划,各基元按照通用物理模型定义,预留了参数设置接口,能够实现飞行参数自定义、远近距离机动序列统一规划。与 ATK. Astromaster 相比,RPO 任务规划工具极大减少了 RPO 任务设计流程,降低了使用难度。

对于包含多个基元的任务,只需顺序添加基元,RPO 任务规划工具会自动按照顺序依次执行。

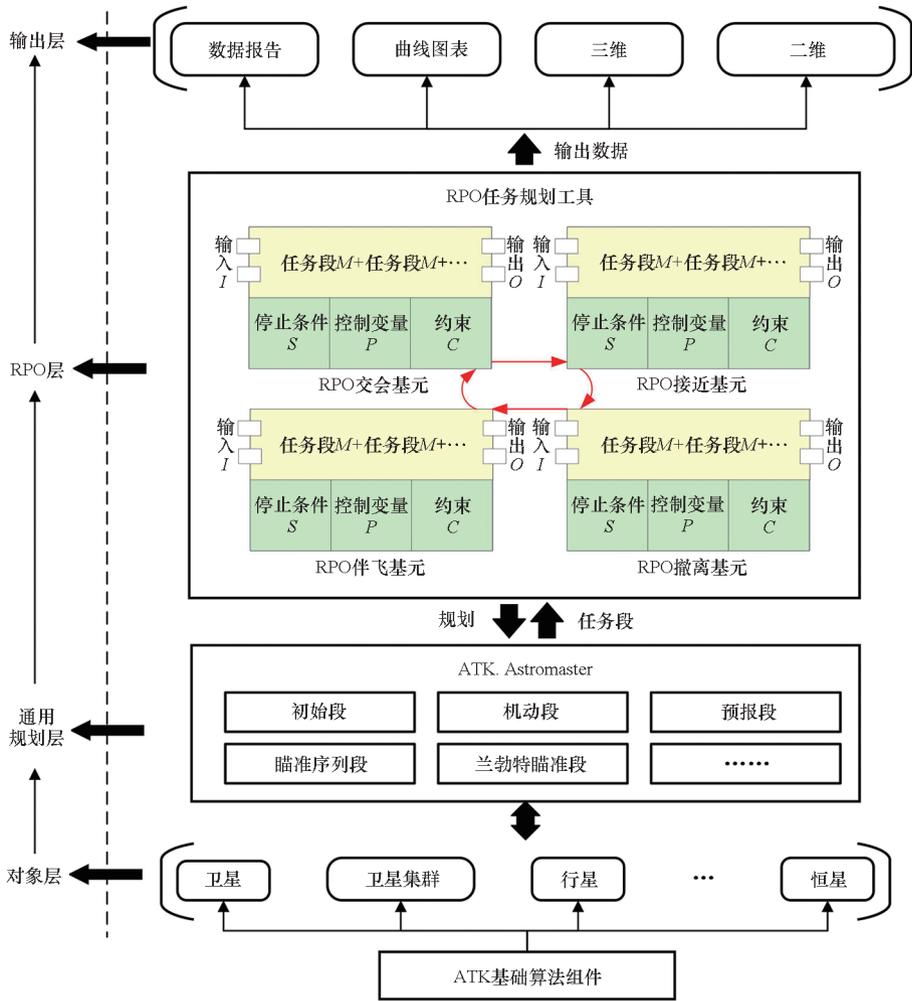


图8 RPO任务规划工具体系结构

Fig. 8 Architecture of RPO mission planning tool

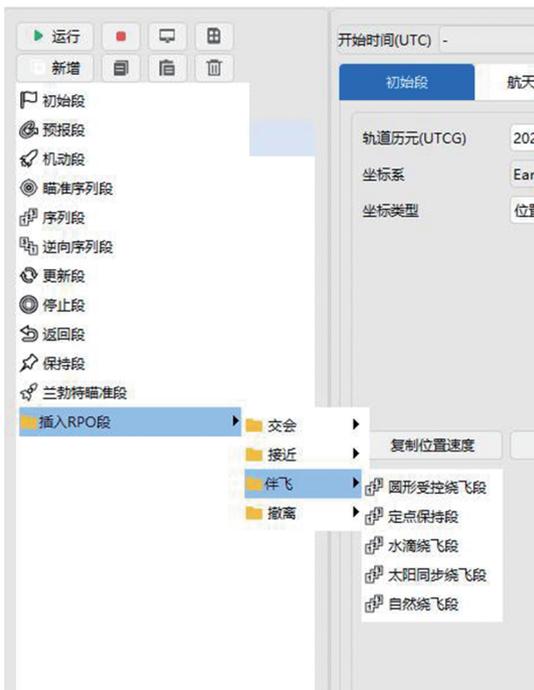


图9 RPO任务规划工具界面

Fig. 9 Interface of RPO mission planning tool

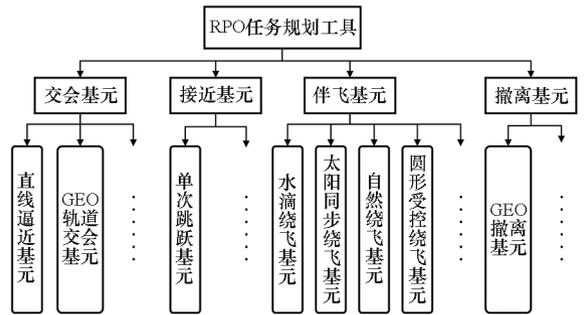


图10 RPO任务规划工具功能结构

Fig. 10 Functional structure of RPO mission planning tool

## 4 典型场景

### 4.1 GEO调相交会

航天器在轨服务技术的不断发展促进了在轨加注、装配和维护等空间任务的实现,有助于延长航天器工作寿命、显著降低航天器全寿命周期费用。交会对接是执行在轨服务任务的前提条件,本节利用 RPO 任务规划工具实现 GEO 轨道上服

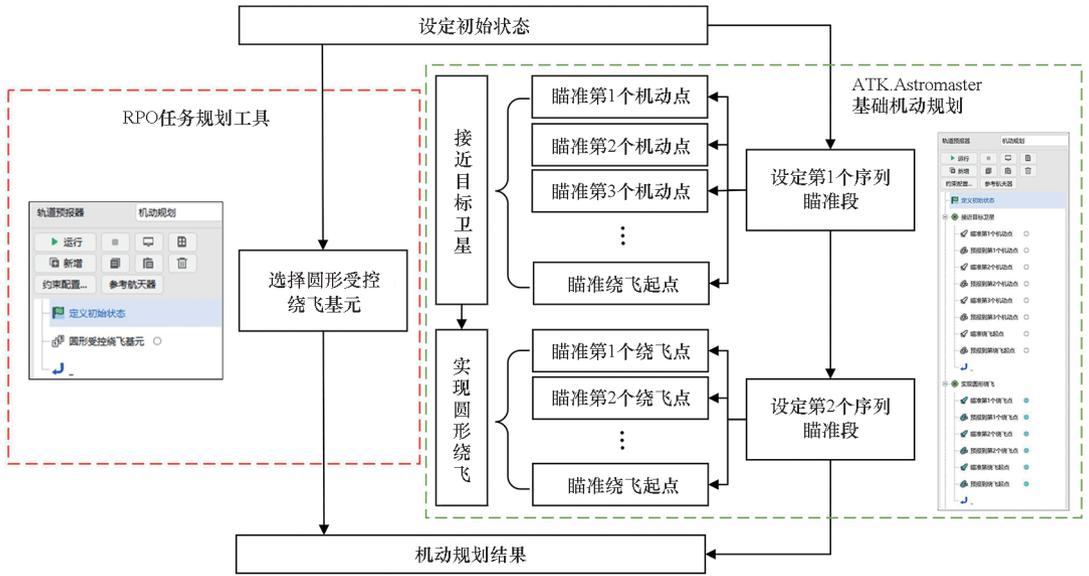


图 11 RPO 任务规划工具与 ATK.Astromaster 规划流程的对比

Fig. 11 Comparison of planning processes of RPO mission planning tool and ATK.Astromaster

务航天器同目标的调相交会。

任务开始时间为 UTC 2024 - 09 - 30T00:00:00,任务结束时间为 UTC 2024 - 10 - 10T00:00:00。目标航天器的轨道半长轴为 42 164 km,其他轨道根数为 0。

服务航天器真近点角为 15°,其他轨道根数与目标航天器一致。设服务航天器的轨道周期为 T,撤离 GEO 到漂移段初始状态的时间为 0.5T,向西漂移 5T,最后在预定交会时间 UTC 2024 - 10 - 08T 00:00:00 实现交会。基于本文设计的 RPO 任务规划工具,选择 GEO 轨道交会基元 (RPOGEOrendezvousNolead),设置参数如图 12 所示。

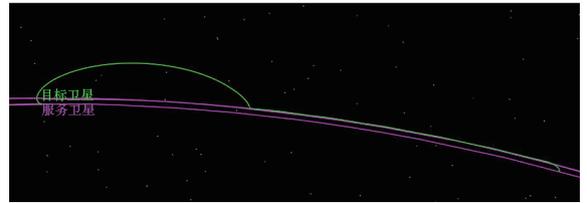


图 13 GEO 调相交会任务轨迹

Fig. 13 Trajectory of GEO phasing rendezvous mission

表 1 GEO 调相交会任务机动序列

Tab. 1 Maneuver sequence of GEO phasing rendezvous mission

阶段	机动时间(UTC)	规划机动脉冲/(m · s <sup>-1</sup> )
升轨段	2024 - 09 - 30T 23:55:59.915	[2.286,0.000,0.000]
	2024 - 10 - 01T 11:54:01.700	[2.226,0.000,0.000]
漂移段	2024 - 10 - 06T 23:11:54.041	[13.899, -4.450,0.000]
	2024 - 10 - 07T 05:23:55.874	[2.160,4.715,0.924]
寻的段	2024 - 10 - 08T 00:00:00.000	[-6.518, -17.096, -3.983]



图 12 GEO 轨道交会基元参数输入界面

Fig. 12 Interface of input parameter in RPOGEOrendezvousNolead element

任务规划结果如图 13 所示。软件规划得到的完整机动序列见表 1。规划后终端位置误差为 0.029 3 m,速度误差为 0.000 431 m/s。

### 4.2 太阳同步绕飞

美国空军提出的地球同步轨道空间态势感知计划 (geosynchronous space situational awareness program, GSSAP) 目标是对 GEO 卫星进行跟踪监视。GSSAP 卫星通常会在顺光方向来观测目标

卫星。常用相对阳光角来描述阳光角的优劣情况。目标卫星相对于观测卫星的相对阳光角是指由太阳指向目标卫星的矢量同观测卫星指向目标卫星的矢量的夹角。本节以 GEO 卫星作为目标航天器,利用 RPO 任务规划工具实现考虑阳光角约束的绕飞任务。

目标卫星的轨道半长轴为 42 164 km,其他轨道根数为 0。绕飞任务参数如下:绕飞半径为 5 000 m,每圈脉冲数为 10,绕飞圈数为 1,转移时间为 7 200 s,相邻机动最大飞行角为 5°。

以目标卫星质心为原点定义 VVLH 坐标系,设定观测卫星相对于目标卫星的位置为(50 km, 0 km, -50 km)。采用本文提出的 RPO 任务规划工具,选择太阳同步绕飞基元(RPOFollowSun)。

RPO 任务规划工具计算得到的绕飞任务完整机动序列见表 2,计算耗时约 2 s。对比 STK FollowSun 模块,在相同的配置下计算太阳同步绕飞机动序列,结果如图 14 所示,STK 耗时约 4 s。

表 2 太阳同步绕飞任务机动序列

Tab.2 Maneuver sequence of follow sun circumnavigation mission

阶段	序号	机动时刻	规划机动脉冲/(m · s <sup>-1</sup> )
转移段	1	00:00:00.000	[-8.174, -0.272, 6.868]
	2	00:20:00.000	[-1.237, -0.002, -0.528]
	3	00:40:00.000	[-1.237, -0.004, -0.690]
	4	01:00:00.000	[-1.237, -0.006, -0.853]
	5	01:20:00.000	[-1.236, -0.008, -1.016]
	6	01:40:00.000	[-1.237, -0.010, -1.178]
绕飞观测段	7	02:00:00.000	[6.927, -0.221, -7.472]
	8	04:23:37.048	[-0.032, -0.014, -0.023]
	⋮	⋮	⋮
	50	23:32:33.437	[-0.042, -0.018, 0.002]

观测卫星相对于目标卫星的轨迹如图 15 所示。通过 ATK 直接输出目标卫星相对于观测卫星的阳光角的曲线报告,如图 16 所示。在 2 h 转移时间内,目标卫星相对于观测卫星的阳光角有明显的变化,2 h 后目标卫星相对于观测卫星的阳光角保持在 2°左右,表明目标卫星、观测卫星和太阳几乎在一条直线上,并且观测卫星处于优势阳光角位置。

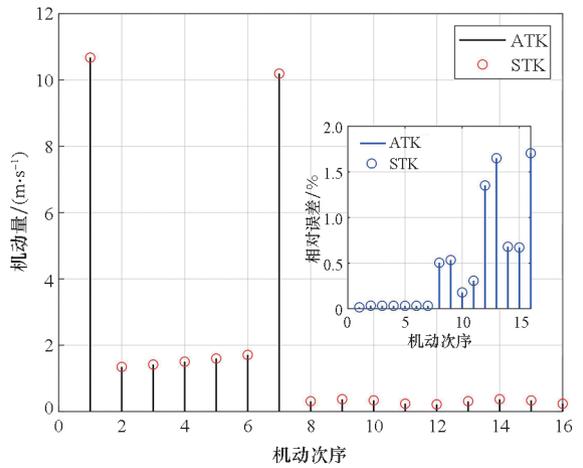


图 14 STK 与 RPO 任务规划工具结果对比  
Fig. 14 Comparison of result between STK and RPO mission planning tool

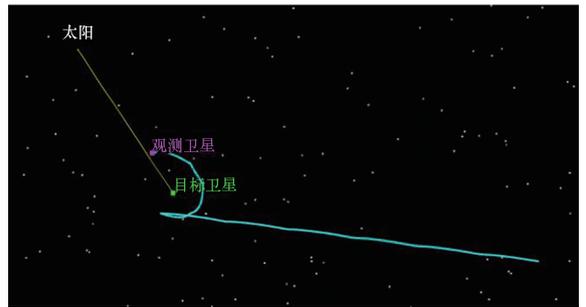


图 15 太阳同步绕飞任务相对轨迹  
Fig. 15 Relative trajectory of follow sun circumnavigation mission

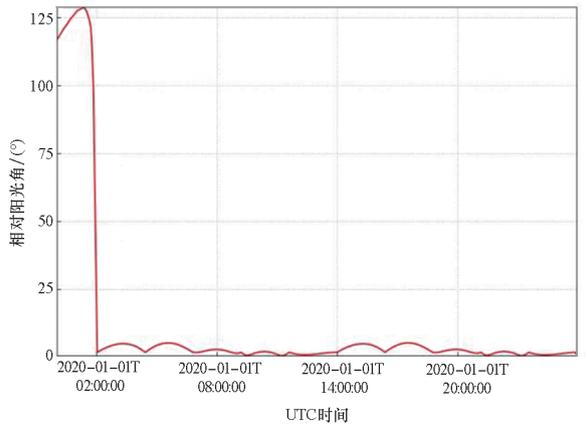


图 16 相对阳光角曲线  
Fig. 16 Relative of sun angle curve

### 5 结论

RPO 在现代航天任务中扮演着越来越重要的角色,本文以此为背景,提出了基元概念,构建了 RPO 基元体系,建立了 RPO 任务规划模型,研发了 RPO 任务规划工具软件,主要结论如下:

1) RPO 任务可以由基元及其组合表达,基元

具备可组合、可复合、可配置的特性,RPO 基元体系可分为交会、接近、伴飞、撤离 4 大类基元。

2) 基于航天任务设计软件 ATK 研制了 RPO 工具软件,可以实现 GEO 交会、太阳同步绕飞等多种任务的规划设计。相比传统方法,RPO 工具软件不仅提供了完全人机交互式的规划界面,而且简化了规划流程,提高了规划执行效率。

本文设计的软件不仅可用于 RPO 任务规划,而且基元思想还可以进一步拓展用于其他空间任务中。RPO 任务规划是一个复杂的规划问题,后续还将进一步丰富基元类型和数量,并利用人工智能等最新技术探索基于基元的 RPO 任务设计。

## 参考文献 (References)

- [1] Secure World Foundation. Global counterspace capabilities: an open source assessment [R/OL]. [2024-09-30]. [https://swfound.org/media/207826/swf\\_global\\_counterspace\\_capabilities\\_2024.pdf](https://swfound.org/media/207826/swf_global_counterspace_capabilities_2024.pdf).
- [2] 刘涛, 胡海霞, 解永春, 等. 静止轨道卫星远程交会策略设计[J]. 宇航学报, 2020, 41(8): 1015-1022.  
LIU T, HU H X, XIE Y C, et al. Far-range rendezvous strategy planning for geostationary orbit satellites[J]. Journal of Astronautics, 2020, 41(8): 1015-1022. (in Chinese)
- [3] 汪中生, 孟占峰, 高珊, 等. 嫦娥五号月球轨道交会对接远程导引轨道设计与飞行实践[J]. 宇航学报, 2021, 42(8): 939-952.  
WANG Z S, MENG Z F, GAO S, et al. Phasing orbit design and flight test of lunar orbit RVD in Chang'E-5 mission[J]. Journal of Astronautics, 2021, 42(8): 939-952. (in Chinese)
- [4] 王东哲, 张刚, 曹喜滨. 线性相对运动的正切拦截和正切交会轨道研究[J]. 宇航学报, 2013, 34(11): 1434-1441.  
WANG D Z, ZHANG G, CAO X B. A study on tangent interception and tangent rendezvous orbits based on linear relative motion[J]. Journal of Astronautics, 2013, 34(11): 1434-1441. (in Chinese)
- [5] PETERS T V, NOOMEN R. Linear cotangential transfers and safe orbits for elliptic orbit rendezvous [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2021, 44(4): 732-748.
- [6] 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.
- [7] LEE D, AHN J. Optimal multitarget rendezvous using hybrid propulsion system [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2023, 60(2): 689-698.
- [8] 严冰, 张进, 罗亚中, 等. 采用注意力模型的多星交会序列优化方法[J]. 宇航学报, 2023, 44(11): 1683-1692.  
YAN B, ZHANG J, LUO Y Z, et al. Sequence optimization method for multi-satellite rendezvous using attention model[J]. Journal of Astronautics, 2023, 44(11): 1683-1692. (in Chinese)
- [9] LOUEMBET C, ARZELIER D, DEACONU G. Robust rendezvous planning under maneuver execution errors [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2015, 38(1): 76-93.
- [10] JIN K, GELLER D K, LUO J J. Robust trajectory design for rendezvous and proximity operations with uncertainties [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2020, 43(4): 741-753.
- [11] VENIGALLA C, SCHEERES D J. Minimum bounds on multispacecraft  $\Delta V$  optimal cooperative rendezvous [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2020, 43(12): 2333-2348.
- [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] 张乘铭, 朱彦伟, 杨乐平, 等. 航天器交会型轨道追逃策略的滚动时域优化 [J]. 国防科技大学学报, 2024, 46(3): 21-29.  
ZHANG C M, ZHU Y W, YANG L P, et al. Receding horizon optimization for spacecraft pursuit-evasion strategy in rendezvous [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2024, 46(3): 21-29. (in Chinese)
- [14] 高林涛. 低轨通信星座弹性路由设计与效能评估技术 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2022.  
GAO L T. Flexible routing design and performance evaluation technology for low-orbit communication constellations [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2022. (in Chinese)
- [15] 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]. 宇航学报, 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)
- [16] 张赛, 杨震, 王华, 等. 航天器受控绕飞任务规划与自主通用软件实现 [J]. 载人航天, 2024, 30(1): 94-103.  
ZHANG S, YANG Z, WANG H, et al. Mission planning of spacecraft forced fly-around and implementation in proprietary general software [J]. Manned Spaceflight, 2024, 30(1): 94-103. (in Chinese)
- [17] 方炫焜, 王华, 陆林, 等. 全程光照角约束的航天器伴飞轨道混合整数规划 [J]. 宇航学报, 2025, 46(2): 334-345.
- [18] FANG X K, WANG H, LU L, et al. Mixed-integer planning of spacecraft accompanying flying trajectory with full-duration illumination angle constraints [J]. Journal of Astronautics, 2025, 46(2): 334-345. (in Chinese)
- [18] 王华, 唐国金, 李海阳. 视场约束下 V-bar 撤离控制的解析计算方法 [J]. 国防科技大学学报, 2007, 29(2): 39-42.  
WANG H, TANG G J, LI H Y. An analytic solution for the V-bar departure control under the field of view constraint [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2007, 29(2): 39-42. (in Chinese)