

附件6

挑战赛道 2.2

航天器近地空间多目标访问的动态规划和决策 比赛细则

1 赛题背景

近地空间多目标访问技术是空间在轨服务、环境治理、碎片清除、态势感知等任务的关键技术之一，而基于电推进技术的航天器平台是实现低成本、高效率多目标访问的重要手段。随着航天自主性需求的提高，如何在短时间内高效率动态规划能力是衡量规划算法优越性的重要指标。在此背景下，设置“航天器近地空间多目标访问的动态规划和决策”挑战赛题。

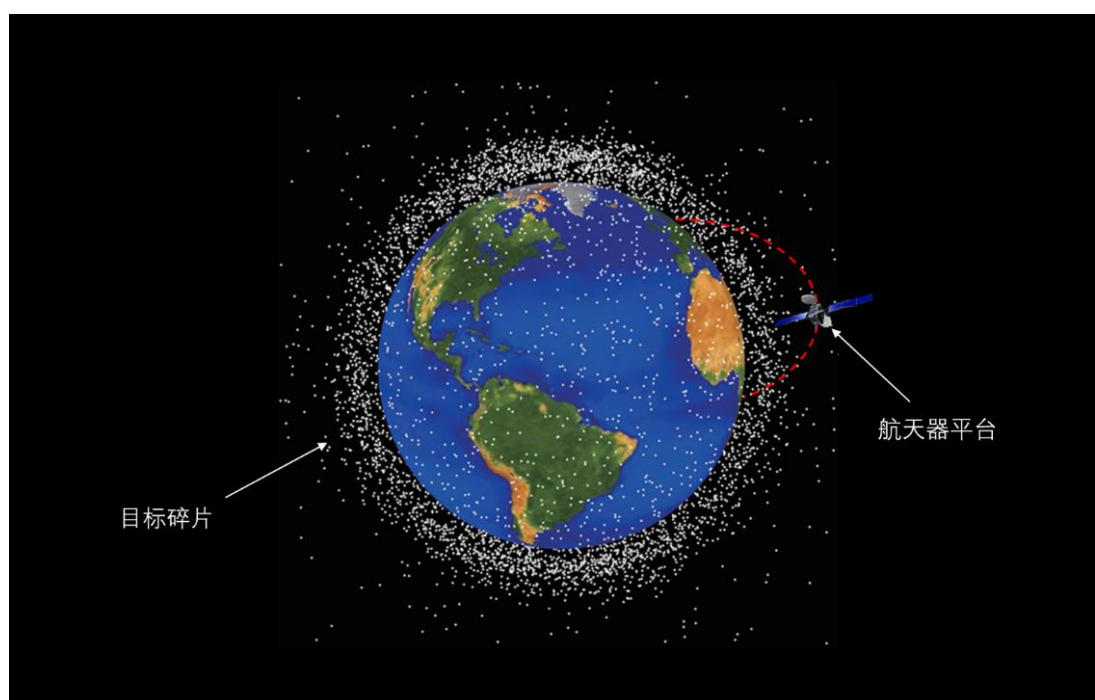


图 1 地空间多目标访问示意图

2 问题描述

假设近地空间中存在大量的太空碎片,为实现近地空间卫星系统长期稳定运行,现需设计航天器平台对太空碎片进行访问并清除。在为期 1 年的任务时间内,通过对航天器平台的运行轨迹进行优化设计,以实现相应设计指标的最大化。

图 1 为对空间碎片访问清除的示意图,任务开始时间为 2025 年 11 月 20 日 0 时,结束日期为 2026 年 11 月 20 日 0 时,共计 12 个月,详见 4.1 节任务时间约束。

碎片目标数量 N 在 100~200 范围内由场景随机生成。碎片目标随机分布在轨道高度 400~800 km,偏心率 0~0.001,轨道倾角 $60^\circ \sim 80^\circ$,升交点赤经 $0^\circ \sim 360^\circ$,近地点辐角 $0^\circ \sim 360^\circ$,平近点角 $0^\circ \sim 360^\circ$ 的近圆轨道上,且每个碎片有其对应的标识编号 Debris ID。

航天器平台的初始轨道也由场景随机生成,且位于高度 500~700 km,偏心率 0~0.001,轨道倾角 $65^\circ \sim 75^\circ$,升交点赤经 $0^\circ \sim 360^\circ$,近地点辐角 $0^\circ \sim 360^\circ$,平近点角 $0^\circ \sim 360^\circ$ 中的一条轨道上。航天平台的采用恒定加速度的电推进技术,加速度大小 f_{const} 在 $5 \times 10^{-7} \text{ km/s}^2 \sim 5 \times 10^{-6} \text{ km/s}^2$ 范围内由场景随机生成。

所有目标的数量、轨道根数及航天平台初始状态和控制参数随机产生,生成函数见附件“Main_GenerateInitialData.m”,生成数据具体内容见表 1,其中英文缩写含义如下: SMA, Semimajor Axis; ECC, Eccentricity; INC, Inclination; RAAN, Right ascension of the ascending node; AOP, Argument of Periapsis; MA, Mean Anomaly。

在清除任务过程中,航天器平台以小推力机动的方式进行空间机动,可施加的等效速度增量约束详见 4.2 节。针对空间中的目标,当航天器平台与目标之间在误差范围内处于同一轨道上,即可认为完成单次访问,详见 4.3 节访问轨道根数约束。清除任务的得分情况与被访问目标总数相关,在赛程规定的时间内,访问目标数量越多得分越高,详见第 5 节。

参赛队需在赛方提供计算平台上,针对随机生成的航天器平台初始状态、平台控制参数配置、空间目标库及初始状态,在给定时间内利用自行设计动态规划和决策算法生成多目标访问策略,并通过可行性校验,详见第 6、7 节。

表 1 初始场景数据样式

[1] Constants of dynamic environment:						
$J_2 = 1.081874 \times 10^{-3}$, $R_e = 6378.1370 \text{ km}$, $\mu = 398600.436233 \text{ km}^3 / \text{s}^2$						
[2] Initial elements of platform:	SMA [km]: float	ECC: float	INC [rad]: float	RAAN [rad]: float	AOP [rad] : float	MA[rad]: float
[3] Thrust configuration:						
Acceleration f_{const} : float km/s^2 ,						
[4] Number of debris objects: N						
[5] Initial COE of debris objects:						
Debris ID	SMA [km]	ECC	INC [rad]	RAAN [rad]	AOP [rad]	MA [rad]
1	float	float	float	float	float	float
2	float	float	float	float	float	float
.....
N	float	float	float	float	float	float

3 动力学模型

3.1 滑行段及目标碎片动力学

为了保证在短时间内完成规划,目标碎片和航天器平台滑行段的轨道预报均采用基于经典轨道根数(COE)近似的解析递推模型。

在 J_2 摄动下,航天器平台或碎片轨道半径 a 、偏心率 e 、以及轨道倾角 i 在运行过程中认为是不变的,其升交点赤经 Ω 、近地点幅角 ω 以及平近点角 M 满足如下变化规律:

$$\frac{d\Omega}{dt} = -\left(\frac{\mu}{a}\right)^{7/2} \left(\frac{1}{1-e^2}\right)^2 \frac{3J_2 R_e^2}{2\mu^3} \cos i \quad (1)$$

$$\frac{d\omega}{dt} = -\left(\frac{\mu}{a}\right)^{7/2} \left(\frac{1}{1-e^2}\right)^2 \frac{3J_2 R_e^2}{2\mu^3} \left(\frac{5}{2} \sin^2 i - 2\right) \quad (2)$$

$$\frac{dM}{dt} = n \left[1 + \frac{3}{4} \frac{J_2 R_e^2}{a^2 (1-e^2)^{3/2}} (2 - 3 \sin^2 i) \right] \quad (3)$$

其中平均轨道角速度 $n = \sqrt{\mu/a^3}$ 。由式(1)-(3)可知滑行段任意时刻 t 的轨道根数为:

$$a(t) = a_0, e(t) = e_0, i(t) = i_0 \quad (4)$$

$$\Omega(t) = \Omega_0 + \frac{d\Omega}{dt} \times t \quad (5)$$

$$\omega(t) = \omega_0 + \frac{d\omega}{dt} \times t \quad (6)$$

$$M(t) = M_0 + \frac{dM}{dt} \times t \quad (7)$$

其中, $[a_0, e_0, i_0, \Omega_0, \omega_0, M_0]^T$ 为轨道递推初始时刻 t_0 时的轨道根数。对碎片目标,初始轨道根数由场景随机生成,可在初始文件“InitialData.txt”中读取。

3.2 推进段动力学模型

针对航天器平台的推进段轨道动力学,由于经典轨道根数可能出现奇异现象,故引入避免奇异的“改进春分点轨道根数”(MEE),定义为:

$$\begin{cases} p = a(1-e^2) \\ f = e \cos(\omega + \Omega) \\ g = e \sin(\omega + \Omega) \\ h = \tan(i/2) \cos \Omega \\ k = \tan(i/2) \sin \Omega \\ L = \Omega + \omega + \theta \end{cases} \quad (8)$$

其中 θ 是对应平近点角 M 的真近点角。定义 MEE 形式的状态矢量为

$$\mathbf{x} = [p \quad f \quad g \quad h \quad k \quad L]^T \quad (9)$$

设航天器飞行过程中受到的除了二体引力以外的所有外力作用（包括主动控制力和自然摄动力）作用在航天器的加速度为 \mathbf{f} 。将 \mathbf{f} 投影在 RTN（Radial-Tangent-Normal）坐标系下的分量为 f_r , f_t 和 f_n ，如图 2 所示，则以改进春分点根数形式给出的动力学模型可以写成如下形式：

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{M}\mathbf{f} + \mathbf{D} \quad (10)$$

其中各矩阵和向量表示为：

$$\mathbf{M} = \sqrt{\frac{p}{\mu}} \begin{bmatrix} 0 & \frac{2p}{w} & 0 \\ \sin L & [(w+1)\cos L + f]\frac{1}{w} & -(h\sin L - k\cos L)\frac{g}{w} \\ -\cos L & [(w+1)\sin L + g]\frac{1}{w} & (h\sin L - k\cos L)\frac{f}{w} \\ 0 & 0 & \frac{s^2}{2w}\cos L \\ 0 & 0 & \frac{s^2}{2w}\sin L \\ 0 & 0 & \frac{1}{w}(h\sin L - k\cos L) \end{bmatrix} \quad (11)$$

$$\mathbf{D} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \sqrt{\mu p} \left(\frac{w}{p} \right)^2 \end{bmatrix}^T \quad (12)$$

其中

$$w = 1 + f \cos L + g \sin L, \quad s^2 = 1 + h^2 + k^2 \quad (13)$$

为了进一步分析，将公式(10)中的 \mathbf{f} 可以分成主动控制力作用 \mathbf{f}_c 和 J_2 自然摄动力作用 \mathbf{f}_{J_2} ，表示为：

$$\mathbf{f} = \mathbf{f}_c + \mathbf{f}_{J_2} \quad (14)$$

因此，动力学方程可进一步改写成：

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{M}(\mathbf{f}_c + \mathbf{f}_{J_2}) + \mathbf{D} \quad (15)$$

其中

$$\mathbf{f}_c = f_{\text{const}} \hat{\mathbf{u}} \quad (16)$$

$$\mathbf{f}_{J_2} = \begin{Bmatrix} -\frac{3}{2} J_2 \frac{\mu R_e^2}{r^4} \left[1 - \frac{12(h \sin L - k \cos L)^2}{(1 + h^2 + k^2)^2} \right] \\ -12 J_2 \frac{\mu R_e^2}{r^4} \left[\frac{(h \sin L - k \cos L)(h \cos L + k \sin L)}{(1 + h^2 + k^2)^2} \right] \\ -6 J_2 \frac{\mu R_e^2}{r^4} \left[\frac{(1 - h^2 - k^2)(h \sin L - k \cos L)}{(1 + h^2 + k^2)^2} \right] \end{Bmatrix} \quad (17)$$

$$r = \frac{p}{w} \quad (18)$$

公式(17)中 f_{const} 是场景给定的恒定推力加速度， $\hat{\mathbf{u}} = [u_r, u_t, u_n]$ 为模值为 1 的方向矢量，由各参赛团队根据各自规划算法给出。

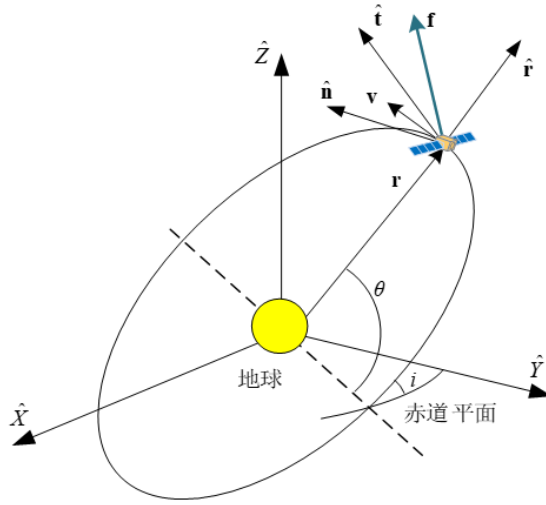


图 2 航天器坐标示意图

4 约束条件及相关参数

本节总结问题所需要考虑的约束条件。

4.1 任务时间约束

清除任务开始时间为 2025 年 11 月 20 日 0 时，记 $t_0 = 0$ s，结束日期为 2026 年 11 月 20 日 0 时，共计 12 个月，记 $t_{\text{end}} = 86400 \times 365$ s。

4.2 机动约束

对于任意一个航天平台,采用电推进的小推力机动方式,且产生的推力加速度近似恒定。在为期一年的任务周期中,航天器平台可执行多次主动变轨机动,且单次变轨机动的推力持续时间不小于1 s。考虑燃料消耗,所有主动变轨机动的等效速度脉冲不超过 3 km/s。

例如,设航天器平台在为期一年的任务周期中共执行了 M 次变轨机动段,且 t_s^k 和 t_e^k 分别为第 $k \in \{1, 2, \dots, M\}$ 次变轨机动段推力发动机的开机和关机时刻,则机动控制应满足如下约束:

$$\Delta T_k = t_e^k - t_s^k \geq 1 \text{ s} \quad (19)$$

$$\sum_{k=1}^M \Delta T_k \leq \frac{3 \text{ km/s}}{f_{\text{const}}} \quad (20)$$

此外,为了避免提交的解文件过大,所有主动变轨机动段次数之和不超过 1500 次,也即

$$M \leq 1500 \quad (21)$$

4.3 访问约束

在判断航天平台和目标轨道是否在同一轨道上时,本节使用改进春分点轨道根数设计约束。在 t_b 时刻,航天器平台与第 j 个碎片目标的前 5 个改进春分点轨道根数差值为

$$\begin{cases} \Delta p = p(t_b) - \tilde{p}_j(t_b) \\ \Delta f = f(t_b) - \tilde{f}_j(t_b) \\ \Delta g = g(t_b) - \tilde{g}_j(t_b) \\ \Delta h = h(t_b) - \tilde{h}_j(t_b) \\ \Delta k = k(t_b) - \tilde{k}_j(t_b) \end{cases} \quad (22)$$

其中 $[\tilde{p}_j(t_b), \tilde{f}_j(t_b), \tilde{g}_j(t_b), \tilde{h}_j(t_b), \tilde{k}_j]$ 为第 j 个目标在 t_b 时刻的改进春分点轨道根数。当轨道根数差值满足如下约束条件时可认为航天器平台和第 j 个碎片目标的轨道近似重合,视作访问成功:

$$\left(\frac{\Delta p}{R_e} \right)^2 + (\Delta f)^2 + (\Delta g)^2 + (\Delta h)^2 + (\Delta k)^2 \leq 1 \times 10^{-6} \quad (23)$$

5 设计指标

单次任务设计评价指标为:

$$J = n \quad (24)$$

其中 n 为满足访问约束的访问目标数量。

此外，在任务时间范围内多次访问同一目标仅首次访问计入得分，后续对该目标的访问将记为 0 分。

6 设计结果提交要求

6.1 提交文件格式

本次比赛的设计结果为独立的.txt 文件，数据文件名称为：“1_CPIPC_团队编号.txt”，文件提交格式如表 2 所示，其中各列数据定义如下：

第 1 列：Line ID 表示行号；

第 2 列：Event 表示发生的事件编号，Event = 0 表示清除任务开始时间，Event = 1 表示航天平台进行无控自由滑行，Event = 2 表示的事件是航天平台进行主动控制，Event = 3 表示航天器平台成功实现对某个目标的访问，Event = 4 表示清除任务结束；

第 3 列：Time 表示时间历程，单位为 s；

第 4 列：Debris ID 表示访问的目标碎片编号，当 Event = 0 或 1 或 2 或 4 时，Debris ID 设置为 0，当 Event = 3 时，Debris ID 设置为被访问到的目标编号；

第 5-10 列：针对滑行段、起始和终止时刻（Event = 1 或 0 或 4），表示 6 个经典轨道根数 COE，注意最后一个轨道根数为平近点角 M ；针对推进段和目标访问时刻（Event = 2 或 3），表示 6 个改进春分点轨道根数 MEE；

第 11-13 列：表示航天器平台当前时刻施加机动的方向矢量，当 Event = 0 或 2 或 3 或 4 时，设置为[0,0,0]，当 Event = 2 时，这 3 列为此时的推力方向矢量 $[u_r, u_t, u_n]$ ，其模长应为 1；

说明：

（1）当 Event = 1 时，航天器平台进入滑行段，采用解析递推模型，因此滑行段仅需提供滑行段开始时刻和结束时刻航天器平台的经典轨道根数。

（2）当 Event 在任意取值之间切换时，**切换前后相邻两行的时间 Time 需完全一致**，对应轨道状态根据切换前后 Event 值进行相应等价转换。例如，若在推进段结束 t_1 时刻访问碎片，完成访问后进入滑行段，进而递推至 t_2 并进入下一个

推进段，则数据格式应为：

Line	2	t_1	0	p	f	g	h	k	L	u_r	u_t	u_n
Line+1	3	t_1	Debris ID	p	f	g	h	k	L	0	0	0
Line+2	1	t_1	0	a	e	i	Ω	ω	M	0	0	0
Line+3	1	t_2	0	a	e	i	Ω	ω	M	0	0	0
Line+4	2	t_2	0	p	f	g	h	k	L	u_r	u_t	u_n

(3) 针对单一推进段，将提取以下数据进行动力学校验：1) 该推进段第一行初始轨道根数 MEE0; 2) 该推进段的时间和最后三列控制量序列，记为 $[T, U]$ ；3) 该推进段最后第一行轨道根数 MEEf_c。校验程序将 MEE0，按动力学(15)积分至末端时刻，其中任意时刻的控制方向矢量 \mathbf{f}_c 由 $[T, U]$ 的分段三次样条插值 (Piecewise cubic spline interpolation) 并进行矢量模值归 1 化获得，得到动力学积分末端状态 MEEf。若 MEEf 和 MEEf_c 偏差在允许误差范围内，则该推进段动力学校验通过。

(4) 针对长时间的推进段，为了避免长时间积分导致的累积积分误差超过允许误差边界，可在较长时间的推进段中间增加滑行时长为 0 的断点，从而将单个推进段拆分成多段进行校验；但为了避免提交数据文件过大，所有推进段数量仍需满足约束(21)。

(5) 数据文件均需要从 Event Number = 0 开始，以 Event Number = 4 结束。允许在同一时刻发生不同事件，例如在推进段对目标进行访问。

(6) 备赛阶段，各参赛团队可将随机生成的场景文件和解文件发到邮箱 wenchangxuan@bit.edu.cn 进行可行性校验，我们会及时反馈校验结果，协助各团队通过可行性校验。

表 2 设计结果提交格式

[illegible]

6.2 校验精度误差

赛题中关于经典轨道根数、改进春分点轨道根数和时间 t 的校验允许误差精度需满足

$$\left(\frac{\delta a}{R_e}\right)^2 + (\delta e)^2 + (\delta i)^2 + (\delta \Omega)^2 + (\delta \omega)^2 + (\delta M)^2 \leq 10^{-10} \quad (25)$$

$$\left(\frac{\delta p}{R_e}\right)^2 + (\delta f)^2 + (\delta g)^2 + (\delta h)^2 + (\delta k)^2 + (\delta L)^2 \leq 10^{-10} \quad (26)$$

$$\|\delta t\| \leq 1 \times 10^{-3} \text{ s} \quad (27)$$

赛题中所有动力学校验采用显式龙格-库塔 (4,5) 积分器，积分精度设置为 1×10^{-12} 。

赛题中其余关于相等或不等条件校验的允许误差量级为 1×10^{-12} 。

7 现场比赛规则

本次比赛现场进行，参赛队需在赛方提供计算机上进行求解，中途不得联网使用额外的计算资源。赛方提供的计算机硬件配置为普通个人电脑配置，详细参数待后续公布。参赛队解题使用的编程语言不限，需要在比赛开始前按需主办方提供的计算机上配置相应的软件环境。

双方的任务目标均为通过可行性校验的前提下，实现尽可能多的目标访问，当规划时间到达 15 分钟单局比赛结束，赛方将对双方的解文件进行校验并公布胜出方。

在决赛期间进行，采用单循环制，即任意两支参赛队之间都有且仅有 1 场比赛，每场比赛对抗 3 局。单局比赛结束时，若是一方未提交可校验文件，或可校验文件不通过，则判负；若双方均未提交可校验文件，或可校验文件不通过，则判平局；若双方均提交可校验文件，且校验文件通过，可根据访问目标数量判定胜负，访问目标数量高者胜；若访问目标数量相同，则判平局。

计分方式为可行解分和胜负分。提交的校验文件通过可行解校验，得可行解分 2 分；任何条件下，获胜+5 分；平局+1 分；被击败+0 分。每局最终得分为可行解分和胜负分的和：

$$S = S_1 + S_2 \quad (28)$$

其中 S_1 为可行解分， S_2 为胜负分。

8 附录和附件

表 3 附件列表

附件名称	描述
Main_GenerateInitialData.m	场景生成程序
el2rv.m	将经典轨道根数转化为位置矢量和速度矢量。
rv2el.m	将位置矢量和速度矢量转化为经典轨道根数。
F2M.m	将真近点角数转化为平近点角。
M2F.m	将平近点角数转化为真近点角。