

# GEO 异面多航天器在轨分层加注任务规划设计

刘子萌<sup>1</sup>, 彭秀辉<sup>1</sup>, 姜 凯<sup>2</sup>, 郝仁剑<sup>3,4</sup>, 王从庆<sup>1</sup>

1. 南京航空航天大学自动化学学院, 南京 211106

2. 南京航空航天大学航天学院, 南京 211106

3. 北京控制工程研究所, 北京 100094

4. 空间智能控制技术全国重点实验室, 北京 100094

**摘 要** 针对地球同步轨道(GEO)的航天器在轨加注任务规划问题,提出了一种基于分层加注的在轨加注策略,相较于传统“一对多”加注方法可有效提高加注效率。在该加注策略中,定义了一种子服务航天器(SSc),与主服务航天器(PSSc)共同完成在轨加注任务。在此基础上,基于多圈 Lambert 轨道转移作为航天器轨道转移模型,得到轨道机动速度增量与转移时间关系,考虑航天器载荷与任务时间等约束条件,将航天器轨道转移的燃料成本和转移时间作为目标函数,并通过改进遗传算法来优化求解航天器加注次序与轨道转移时间。最终,通过数值仿真验证了理论的有效性。

**关键词** 在轨加注;任务规划;多目标优化;遗传算法

中图分类号:V448.2

文献标识码:A

文章编号:1006-3242(2024)05-0069-07

## Optimal Mission Planning of On-Orbit Layered Refueling for Multiple Noncoplanar GEO Satellites

LIU Zimeng<sup>1</sup>, PENG Xiuhui<sup>1</sup>, JIANG Kai<sup>2</sup>, HAO Renjian<sup>3,4</sup>, WANG Congqing<sup>1</sup>

1. College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China

2. College of Aeronautics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China

3. Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100094, China

4. Key Laboratory of Science and Technology on Space Intelligent Control, Beijing 100094, China

**Abstract** Regarding the planning of on-orbit refueling tasks for spacecraft in geosynchronous orbit (GEO), an on-orbit refueling strategy based on hierarchical refueling is proposed, which can effectively improve the refueling efficiency compared with the traditional “one-to-many” refueling method. In the proposed hierarchical on-orbit refueling strategy, a sub-service spacecraft (SSc) is defined to jointly accomplish the on-orbit refueling task with the primary service spacecraft (PSSc). On the basis of this, the spacecraft

资助项目:国家自然科学基金青年项目(62103189);173 基础加强计划技术领域基金(2022-JCJQ-JJ-0705);航空科学基金(20220051052001)

收稿日期:2024-05-11

作者简介:刘子萌(2001-),男,硕士研究生,主要研究方向为航天器在轨服务任务规划;彭秀辉(1991-),男,博士,副教授,主要研究方向为空天飞行器决策与控制,本文通信作者。

引用格式:刘子萌,彭秀辉,姜 凯,等. GEO 异面多航天器在轨分层加注任务规划设计[J]. 航天控制,2024,42(5):69-75.

LIU Zimeng, PENG Xiuhui, JIANG Kai, et al. Optimal Mission Planning of On-Orbit Layered Refueling for Multiple Noncoplanar GEO Satellites[J]. 航天控制,2024,42(5):69-75.

orbital transfer model based on the multi-turn Lambert orbital transfer, the relationship between orbital maneuvering speed increment and transfer time is obtained, and the fuel cost and transfer time of spacecraft orbital transfer are taken as the objective function under consideration of the constraints such as spacecraft load and mission time, and the spacecraft refueling sequence and orbital transfer time are optimally solved by using an improved genetic algorithm. Finally, the effectiveness of the theory is verified through numerical simulation.

**Key words** On-orbit refueling; Mission planning; Multi-objective optimization; Genetic algorithm

## 0 引 言

近年来,随着空间科学技术的发展,在轨服务因其能极大程度地延长航天器运行周期而备受关注。在航天器的运行周期内,燃料是限制航天器寿命的主要因素,根据 UCS(Union of concerned scientists)数据库<sup>[1]</sup>,目前有 565 颗卫星在地球同步轨道运行,在正常运行过程中,每颗卫星轨道保持每年需要大约 52 m/s 的速度增量。当航天器燃料耗尽时卫星将无法保持位姿,从而危及其它卫星的安全。因此,在轨加注对航天器未来发展至关重要<sup>[2-3]</sup>。

针对共面轨道卫星的在轨加注问题,文献[4]分析了圆轨道中的“一对多”服务模式,得出最优加注顺序在目标航天器总扫描角最小的序列的结论。文献[5]针对近地轨道的多航天器加注问题,建立了一种混合整数非线性优化模型,并通过启发式算法求解。基于合作式在轨交会对接模式,文献[6]解决了共圆轨道内多航天器合作机动的在轨加注任务规划问题。在“多对多”在轨加注模式的基础上,文献[7]提出了一种“P2P”在轨加注模式,得出同一轨道内燃耗最优的加注次序。但以上方法未考虑卫星分布在不同轨道面的任务场景。针对异面轨道的再轨加注问题,文献[8]在“多对多”加注模式中以燃耗与时间为优化目标并通过粒子群算法求解。文献[9]提出了一种基于多服务航天器和多燃料站的“M2M”加注模式,并将燃料站的使用加入效益函数中,得到最优加注次序。文献[10]在伴飞模式的基础上,将航天器加注问题转化为 TSP(Traveling salesman problem)问题,并利用遗传算法求解得到了较优的任务燃料消耗。

在上述研究中,一些在轨加注方法主要针对同一轨道面(如地球静止轨道)的目标航天器,而考虑了不同轨道面的加注方法中大多只对单一优化目

标进行了求解(如加注任务的总燃耗)。基于此,本文提出了一种基于分层加注的在轨加注策略,在该模式中,针对地球同步轨道(GEO)中异面多航天器的在轨加注问题,通过一个主服务航天器、多个子服务航天器和一个有足够燃料的燃料站(Fuel station, FS)完成所有加注任务。主服务航天器携带特定数量的燃料从燃料站出发,根据目标航天器轨道面的不同,在每个轨道面中选取一个 SSc 进行加注,若在此过程中服务航天器的燃料不足,则应返回燃料站进行补给。之后,加注完成的 SSc 为各自轨道上的其余目标航天器进行加注。根据所提出的分层在轨加注策略,运用多圈 Lambert 方法建立航天器轨道转移模型,得到航天器轨道机动速度增量与转移时间关系,并以轨道机动消耗燃料与任务时间为目标函数,通过改进遗传算法进行求解,最终实现最小化加注任务燃耗与时间的优化目标。

## 1 问题描述

在基于分层加注策略的在轨加注模式中,假设地球同步轨道中存在多个燃料不足的航天器,分别为  $\{s_1, s_2, \dots, s_7\}$ ,如图 1 所示,根据每个航天器的轨道倾角与升交点赤经不同,可认为分布在不同的轨道平面上。在每个轨道平面上分别有一个目标航天器  $s_1, s_4, s_6$  被 PSSc 加注,并被定义为 SSc,然后  $s_1, s_4, s_6$  再分别为其轨道上的其余目标航天器加注。因此在分层在轨加注策略中包括 3 种不同类型的航天器:1)为 SSc 加注的 PSSc;2)为同轨道面剩余目标航天器加注的 SSc;3)待加注的目标航天器。任务规划的目标为确定 PSSc 的服务目标与服务次序,即确定 SSc、SSc 的加注次序和航天器轨道机动的转移时间。在所有任务完成的前提下,最小化航天器轨道机动的燃耗与任务时间。

根据所提出的加注策略,定义以下变量:将目标航天器定义为  $S = \{s_0, s_1, s_2, \dots, s_i, \dots, s_n\}$ ,  $n$  为

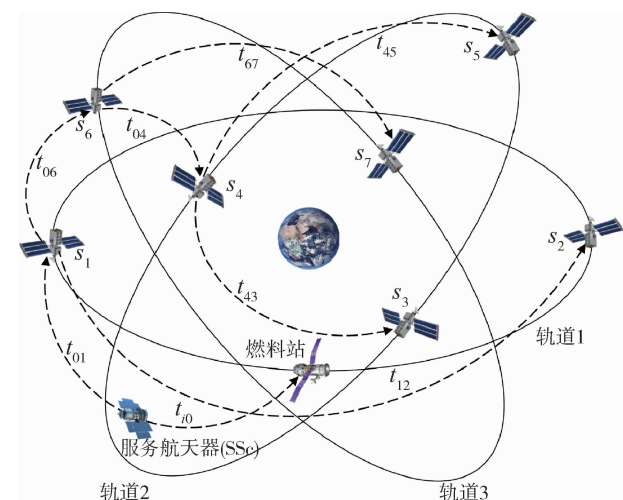


图1 分层在轨加注方法示意图

目标航天器的数量,  $s_i$  代表第  $i$  个目标航天器,  $s_0$  代表燃料站。将第  $i$  个目标航天器的燃料需求定义为  $dm_i$ 。PSSc 初始位于 FS 的位置, 初始的相位角定义为  $\theta_{FS}$ 。  $t_{ij}$  定义为从第  $i$  个航天器至第  $j$  个航天器的轨道机动时间,  $i, j \in \{0, 1, 2, \dots, n\}$ ,  $t_{0j}$  代表 PSSc 为  $s_j$  加注所消耗的轨道机动时间,  $t_{i0}$  代表 PSSc 返回 FS 消耗的轨道转移时间。定义  $M_{\min}$  为航天器返回初始位置所需的最小燃料储备量, 每次航天器在加注任务后的剩余燃料量应大于  $M_{\min}$ 。航天器每次轨道机动所消耗的最大转移时间上限为  $t_{\max}$ , 每次航天器的轨道转移最大时间应小于  $t_{\max}$ 。

在轨加注任务规划的目标为最小化航天器在轨道转移过程中所消耗的燃料与时间, 具体的优化变量为: 1) 确定每个轨道面的最优 SSc; 2) 目标航天器的加注次序; 3) 加注过程中每次轨道机动的轨道转移时间。对于航天器每次轨道机动, 不同的轨道机动时间所消耗的燃料也不同, 因此需要求解出一个轨道转移时间同时保证燃耗与时间最优。对于此类多目标优化问题, 可应用启发式智能优化算法求解。

## 2 任务规划模型建立

### 2.1 航天器轨道转移模型

由于轨道转移时间是优化目标之一, 不同于霍曼转移与调相机动无法约束机动时间, Lambert 转移能够对转移时间作出约束, 因此本文采用 Lambert 转移方式作为轨道转移模型。如图 2 所示,  $r_1$  和  $r_2$  分别为航天器的初始与终点位置向量,  $a$  为轨道半

长轴, 与轨道转移时间  $t_f$  满足以下等式:

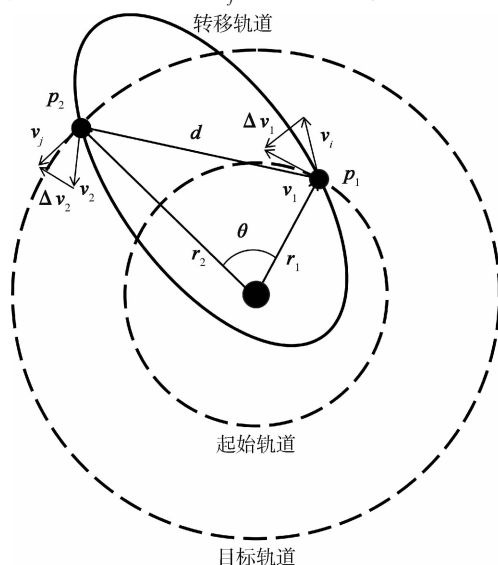


图2 Lambert 轨道转移模型

$$\sqrt{\frac{\mu}{a^3}} t_f = 2N\pi + \alpha - \beta - (\sin\alpha - \sin\beta) \quad (1)$$

其中:  $\mu$  为地球引力常量,  $N$  为轨道转移圈数,  $\alpha$  和  $\beta$  满足下式条件:

$$\sin\left(\frac{\alpha}{2}\right) = \sqrt{\frac{s}{2a}}, \sin\left(\frac{\beta}{2}\right) = \sqrt{\frac{s-d}{2a}} \quad (2)$$

其中:  $s = \frac{(r_1 + r_2 + d)}{2}$ ,  $\alpha \in [0, 2\pi]$ ,  $\beta \in [-\pi, \pi]$ ,  $d = |r_1 - r_2|$ 。对于式(1), 本文采用 Dario Izzo<sup>[11]</sup> 的方法求解:

$$\xi = \begin{cases} \log_2(1+x), & N=0 \\ \log_2\left(\frac{1+x}{1-x}\right), & N>0 \end{cases} \quad (3)$$

其中:  $x = \cos\left(\frac{\alpha}{2}\right)$ 。得到的速度增量与转移时间关系如图 3 所示。

### 2.2 轨道转移燃料消耗模型

航天器轨道转移速度增量与消耗燃料关系如下:

$$\Delta m_i = m_i \left( 1 - \exp\left(\frac{-\Delta v_{ij}}{g_0 I_{sp}}\right) \right) \quad (4)$$

其中:

$$m_i = \begin{cases} m_0, & i=0 \\ m_{i-1} - \Delta m_{i-1} - dm_j, & i \neq 0 \end{cases} \quad (5)$$

其中:  $m_0$  代表航天器的初始重量,  $i=0$  代表航天器返回 FS 补充燃料,  $i \neq 0$  代表航天器给目标航天器加注,  $g_0$  为重力加速度,  $I_{sp}$  为航天器推进剂的比冲。

由于航天器必须保证能够返回初始位置,航天器的最小燃料储备量  $M_{\min}$  需满足以下关系:

$$M_{\min} = m_i \left( 1 - \exp\left(\frac{-\Delta v_0}{g_0 I_{sp}}\right) \right) \quad (6)$$

$\Delta v_0$  代表航天器返回初始位置所需速度增量。

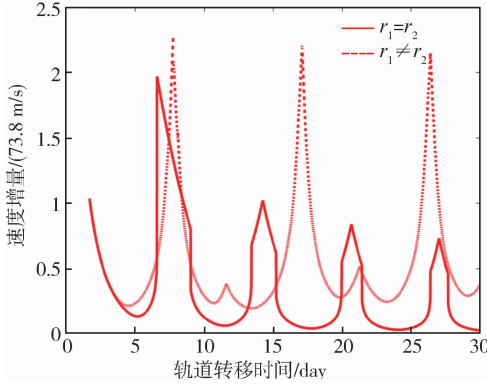


图3 航天器轨道转移的速度增量与时间关系

### 2.3 优化变量

优化变量包括加注次序  $Q$  与时间  $T$ , 具体形式如下式所示:

$$Q = [q_{ssc}, q_{s1}, \dots, q_{sm}] \quad (7)$$

$$T = [t_{ssc}, t_{s1}, \dots, t_{sm}] \quad (8)$$

式中:  $q_{ssc} = [q_{s,1}, q_{s,2}, \dots, q_{s,i}, \dots, q_{s,m}]$  为 PSSc 的加注次序,  $q_{s,i}$  代表 PSSc 给第  $i$  个 SSc 加注,  $m$  为 SSc 数量,  $q_{si} = [q_{si,1}, q_{si,2}, \dots, q_{si,j}, \dots, q_{si,k}]$  为 SSc 的加注次序,  $k$  为同一轨道面上 SSc 的数量。定义  $t_{ssc}$  为 PSSc 每次轨道机动时间,  $t_{ssc} = [\Delta t_{s,1}, \Delta t_{s,2}, \dots, \Delta t_{s,i}, \dots, \Delta t_{s,p}]$ 。  $t_{si}$  为 SSc 的轨道机动时间,  $t_{si} = [\Delta t_{si,1}, \Delta t_{si,2}, \dots, \Delta t_{si,y}]$ 。

### 2.4 目标函数

定义决策变量  $x_{ij}$ ,  $x_{ij} = 1$  表示第  $i$  个目标航天器被第  $j$  个 SSc 加注, 当  $j = 0$  代表第  $i$  个目标航天器被 PSSc 加注。目标函数可写为如下形式:

$$f_1(x) = \sum_{j=0}^n x_{ij} \Delta m_i^j \quad (9)$$

$$f_2(x) = \sum_{j=0}^n x_{ij} dT_i^j \quad (10)$$

由于  $f_1(x)$  代表航天器轨道转移的油耗,  $f_2(x)$  代表转移时间, 两个优化目标的单位不同, 在算法进行总收益计算时无法量化, 因此, 需要进行归一化处理:

$$f'_i(x) = \frac{f_i^{\max} - f_i(x)}{f_i^{\max} - f_i^{\min}} \quad (11)$$

进行归一化处理后的目标函数如下:

$$F(x) = \lambda_1 f'_1(x) + \lambda_2 f'_2(x) \quad (12)$$

其中:  $\lambda_1$  和  $\lambda_2$  分别代表油耗与时间在目标函数中的权重,  $\lambda_1 + \lambda_2 = 1$ 。综上所述, 在轨加注任务规划的优化模型为

$$\begin{aligned} & \text{Find} \quad Q, T \\ & \min \quad F(x) = \sum_{i=1}^2 \lambda_i f'_i(x) \\ & \text{s. t.} \\ & x_{ij} = \{0, 1\}, \forall i, j \in \{1, 2, \dots, n\} \\ & \sum_{j=0}^n x_{ij} = 1, \forall i \in \{1, 2, \dots, n\} \\ & t_{ij} \leq t_{\max} \\ & M_{\min} \leq M \leq M_{\max} \end{aligned} \quad (13)$$

式中:  $\sum_{j=0}^n x_{ij} = 1$  代表每个目标航天器只能被加注一次,  $t_{ij} \leq t_{\max}$  代表任务必须在截止时间前完成,  $M_{\min} \leq M \leq M_{\max}$  表示航天器的剩余燃料必须大于临界值, 即剩余燃料足够轨道机动至初始位置。

## 3 求解算法设计

$Q$  与  $T$  均为实数编码, 染色体编码过程如算法所示, 可写为式(14)的形式, 适应度函数如式(15)所示。

$$G = (q_{ssc}, q_{s1}, \dots, q_{sn}, t_{ssc}, t_{s1}, \dots, t_{sn}) \quad (14)$$

$$Ft = \frac{1}{F(x)} \quad (15)$$

下面给出染色体编码实例说明, 假设共 12 个目标航天器需要被加注, 加注次序变量  $Q = [2, 6, 9, 2, 4, 3, 1, 6, 7, 5, 8, 9, 11, 10, 12]$  代表  $q_{ssc} = [2, 6, 9]$ ,  $q_{s1} = [2, 4, 3, 1]$ ,  $q_{s2} = [6, 7, 5, 8]$ ,  $q_{s3} = [9, 11, 10, 12]$ 。当 PSSc 需要返回 FS 补充燃料则染色体需要进行如图 4 的操作, 染色体使用两点交叉策略。

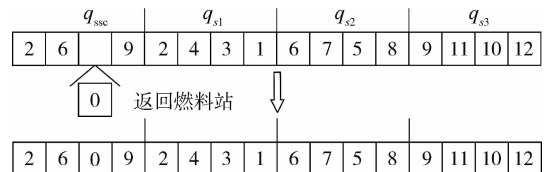


图4 染色体编码方式

算法 1 染色体编码过程

输入:  $N$  个目标航天器的任务参数  
输出: 加注次序  $Q$  与转移时间  $T$

1: 设置算法参数,初始化种群  
2: 根据目标航天器轨道参数将航天器分为  $m$  组,不同的异面轨道定义为  $O_i$   
3: while 满足终止条件 do  
4: for all  $O_i \ i = 1, \cdots, m$  do  
从  $O_i$  中挑选一个  $s_i$  作为 SSc  
5: 根据初始化种群的加注次序  $Q$  编译  $T$   
6: if 该染色体为可行解 then  
7:  $i = i + 1$   
8: else  
9: 返回步骤 5  
10: end if  
11: end for  
12: 编译染色体的时间段与顺序段  
13: end while

4 仿真校验

为了验证本文提出的分层在轨加注方法的有效性,在本节分别采用本文提出的分层在轨加注方法与传统“一对多”方法进行比较。在两组仿真实验中设置 20 个 GEO 目标航天器,航天器每次轨道机动的最大转移时间为 10 d,每次交会对接后的加注任务时间设置为 2 d,PSSc 和 FS 初始在地球静止轨道,且 PSSc 完成所有加注任务后返回燃料站。

仿真实验参数设置为  $\lambda_1 = 0.7$  和  $\lambda_2 = 0.3$ ,航天器的干重  $m_{\text{dry}} = 500 \text{ kg}$ ,载重  $C = 1500 \text{ kg}$ ,比冲  $I_{\text{sp}} = 350 \text{ m/s}$ ,算法种群规模设置为 100,迭代次数为 100,仿真环境运行于 Python 中,硬件参数为 i5 处理器,2.3 GHz,8 GB 运行内存,目标航天器轨道参数如表 1 所示。

4.1 一对多在轨加注方法的验证

本节实验为“一对多”在轨加注方法的数值仿真,在该加注场景中,设置一个服务航天器与 FS,服务航天器往返于燃料站与目标航天器之间,直至完成所有加注任务。

算法迭代结果如图 5 所示,算法经 45 次迭代优化后收敛稳定,服务航天器共经 23 次轨道机动后完成所有加注任务,其中 3 次返回燃料站补充燃料,任

务总燃料为 3360.1 kg,任务时间为 107.9 d,每次轨道机动的燃料耗如图 6 所示。

表 1 目标航天器轨道参数

目标航天器	轨道倾角/(°)	升交点赤经/(°)	燃料需求/kg
1	0	116	80
2	0	92	100
3	0	307	60
4	0	272	40
5	0	84	120
6	13	344	120
7	13	344	140
8	13	344	60
9	13	344	40
10	13	344	40
11	20	51	100
12	20	51	60
13	20	51	80
14	20	51	90
15	20	51	70
16	55	173	60
17	55	173	120
18	55	173	130
19	55	173	40
20	55	173	50

表 2 “一对多”在轨加注方法的加注序列

任务序列	燃料/kg	任务时间/d
$q_{\text{ssc}} = [7, 11, 1, 9, 15, 14, 0, 12, 13, 6,$ 20, 19, 0, 8, 2, 4, 16, 5, 0, 18, 17, 10, 3]	3360.1	67.9

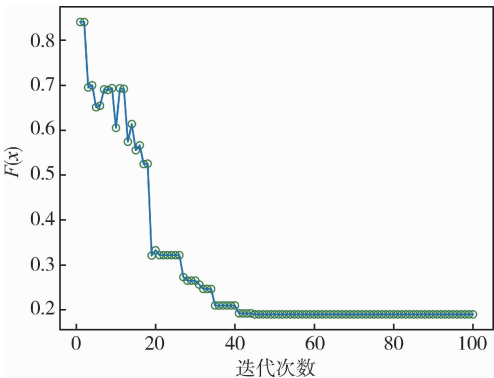


图 5 “一对多”在轨加注算法迭代过程

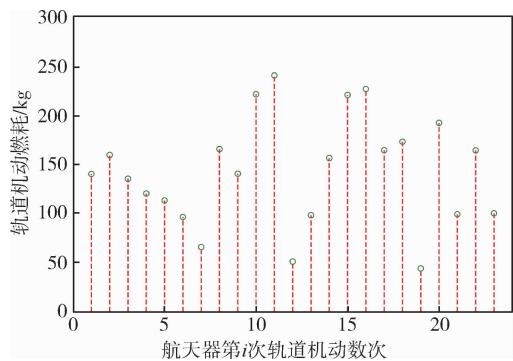


图6 “一对多”在轨加注航天器轨道机动燃耗

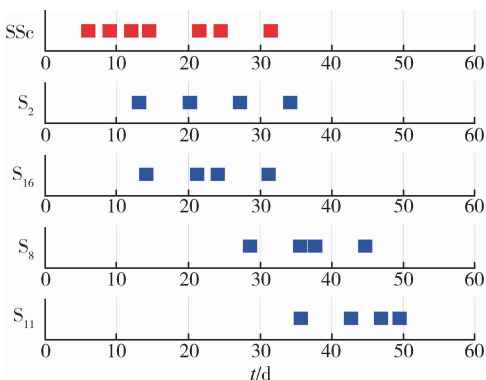


图9 分层在轨加注的航天器任务时序

4.2 分层在轨加注方法的验证

在本节仿真试验中使用本文提出的分层在轨加注策略进行加注,任务总燃耗为 2814.5 kg,任务时间为 51.2 d,算法经 45 次迭代优化后稳定,优化结果如图 7 所示,服务航天器共经 23 次轨道机动后完成所有加注任务,其中 3 次返回燃料站补充燃料,每次轨道机动的燃耗如图 8 所示,航天器的任务时序如图 9 所示。

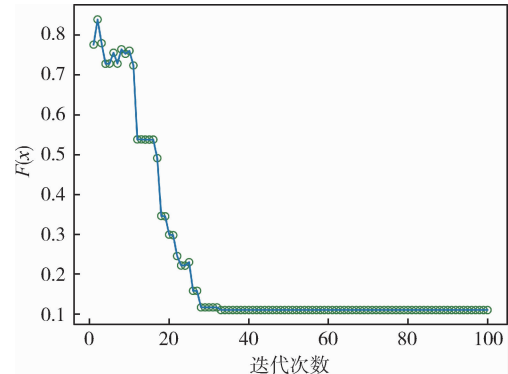


图7 分层在轨加注算法迭代过程

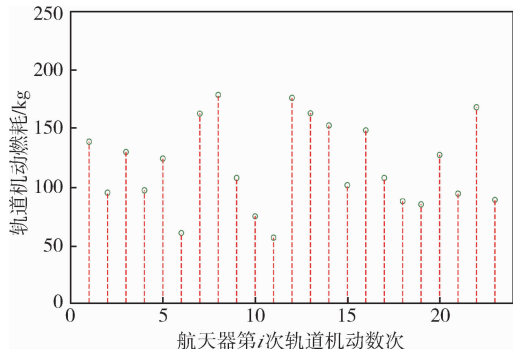


图8 分层在轨加注航天器的轨道机动燃耗

该加注场景中的 SSc 数量为 4 个,PSSc 任务序列  $q_{ssc} = [2,0,16,0,8,0,11]$ , SSc 任务序列  $q_{s1} = [2,1,3,4,5]$ ,  $q_{s2} = [16,19,20,17,18]$ ,  $q_{s3} = [8,7,$

$10,6,9]$ ,  $q_{s4} = [11,14,12,13,15]$ ,  $S_2$  为 1-3-4-5 号目标加注,  $S_{16}$  为 19-20-17-18 号目标加注,  $S_8$  为 14-12-13-15 号目标加注。

相较于传统的“一对多”在轨加注方法,本文提出的分层在轨加注方法所消耗的燃料减少了 16.2% (545.6 kg),任务时间减少了 52.5% (56.7 d)。由此可得,本文提出的分层加注方法具有一定的优越性。

表3 分层在轨加注方法的加注序列

任务序列	燃耗/kg	任务时间/d
$q_{ssc} = [2,0,16,0,8,0,11]$	804.6	17.8
$q_{s1} = [2,1,3,4,5]$	415.3	20.2
$q_{s2} = [16,19,20,17,18]$	591.3	11.1
$q_{s3} = [8,7,10,6,9]$	426.7	15.1
$q_{s4} = [11,14,12,13,15]$	576.6	9.4

5 结 论

提出了一种航天器分层在轨加注策略,以轨道转移燃料成本和转移时间为优化目标,考虑航天器载荷约束与任务时间约束,利用遗传算法进行求解。通过与传统的一对多在轨加注方法进行数值仿真对比,在完成所有加注任务的前提下,体现了本文所提出方法在降低在轨任务燃耗与时间方面的有效性与优越性。

参 考 文 献

[ 1 ] Union of concerned scientist, UCS satellite database [ EB/OL]. Wesite, 2024. <https://www.ucsusa.org/resources/satellite-database>.  
[ 2 ] 崔乃刚, 王平, 郭继峰, 等. 空间在轨服务技术发展

- 综述[J]. 宇航学报, 2007, 28(4): 805-811. (CUI Naigang, WANG Ping, GUO Jifeng, et al. A review of on-orbit servicing [J]. Journal of Astronautics, 2007, 28(4): 805-811. )
- [ 3 ] ISABELLA H Viability of on-orbit servicing spacecraft to prolong the operational life of satellites [J]. Journal of Space Safety Engineering, 2022, 9(2): 263-268.
- [ 4 ] SHEN H, TSOTRAS P. Optimal scheduling for servicing multiple satellites in a circular constellation [J]. In AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference and Exhibit, 2002, 4907.
- [ 5 ] ZHANG J, LUO Y Z, TANG G J. Hybrid planning for LEO long-duration multi-spacecraft rendezvous mission [J]. Science China Technological Sciences, 2012, 55(1): 233-243.
- [ 6 ] DU B X, ZHAO Y, DUTTA A, et al. Optimal scheduling of multispacecraft refueling based on cooperative maneuver [J]. Advances in Space Research, 2015, 55(12): 2808-2819.
- [ 7 ] SHEN H J, TSOTRAS P. Peer-to-peer refueling for circular satellite constellations [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2012, 28(6): 1220-1230.
- [ 8 ] YU J, YU Y G, HAO D, et al. Biobjective mission planning for geosynchronous satellites on-orbit refueling [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2019, 233(2): 686-697.
- [ 9 ] ZHANG T J, YANG Y K, WANG B H, et al. Optimal scheduling for location geosynchronous satellites refueling problem [J]. Acta Astronautica, 2019, 163(PB): 264-271.
- [10] 肖东东, 徐波, 高有涛, 等. 基于伴飞模式的异面星座补给轨道优化 [J]. 中国科学: 物理学力学天文学, 42(12): 1327-1337 + 2012. (XIAO Dongdong, XU bo, GAO Youtao, et al. Orbit optimization of supplying satellite of non-coplanar constellation based on formation flight mode (in Chinese) [J]. Sci Sin-Phys Mech Astron, 2012, 42: 1327-1337 + 2012. )
- [11] IZZO D. Revisiting Lambert's problem [J]. Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy, 2015, 121(1): 1-15.