

在轨服务航天器任务指派问题*

梁彦刚, 王伟林

(国防科技大学 航天科学与工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要:一个在轨服务可有多种服务选择, 必须进行合理的任务指派。首先求解服务航天器满足燃料约束下的可达区域, 筛选出满足可达范围要求的目标航天器。然后, 以任务执行时间、燃料消耗和航天器服务优先级为优化目标, 研究多目标的任务指派问题。通过设计决策变量, 考虑时间、燃料等约束, 建立了基于0-1整数规划的任务模型, 采用NSGA-II算法, 求得问题的Pareto最优集, 得到多组可供任务设计者选择自己偏好的折中方案。给出了两个多目标优化的仿真算例, 算例一给出了任务指派的一般研究结论, 算例二对比了另外一种算法: 分层-加权法。仿真结果表明利用给出的方法可以较好地解决多目标下在轨服务任务指派问题。

关键词:在轨服务; 可达区域; 任务指派; 多目标; 整数规划; NSGA-II

中图分类号:V412.4 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2013)05-0026-05

Research on mission assignment of on-orbit servicing spacecraft

LIANG Yangang, WANG Weilin

(College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: One mission of on-orbit servicing can be fulfilled in many ways, and proper mission assignment must be guaranteed. In light of this, first, the reachable domain of service spacecraft was resolved and the target spacecraft which satisfies the reachable domain was filtered. Then the assignment of servicing based on the optimization of multi-objective, including time, fuel consumption and priority, was studied. The best plan was achieved by building the model of 0-1 integer programming and taking the NSGA-II algorithm with the constraint of time and fuel consumption. Finally two examples of simulation were given, one demonstrating the general results of the above method, either compared with another algorithm. The simulation results indicate that the above method is effective in solving the problem of mission assignment for on-orbit servicing.

Key words: on-orbit servicing; reachable domain; mission assignment; multi-objective; integer programming; NSGA-II

航天器在轨服务指在空间完成涉及及延长各种航天器寿命、提升执行任务能力的一类空间操作。随着航天技术发展, 服务航天器出现了空间机器人、微小服务卫星等新概念航天器, 服务内容扩展到故障维修、在轨加注、系统升级等项目, 并有着极强的军事背景, 可大幅提高空间作战能力, 因此有着巨大的应用价值^[1]。

从多任务需求角度分析, 空间需部署一定数量的服务航天器, 数目一般小于目标航天器数目, 因而有多种服务选择, 为寻求最大效益, 必须进行合理的任务规划, 从时间、能量、优先级等方面综合评估, 选择最优的指派策略。

Shen^[2]、Alfriend^[3]等对圆轨道上航天器“一对多”在轨服务进行了研究, 但没有研究多颗服务航天器间的协同工作策略。任仙海研究了基于整数规划的在轨服务任务指派问题, 但对多目标

问题采取了分层处理, 通过加权系数法, 将问题转化为较成熟的单目标优化问题进行处理, 没有将优先级与时间、能量指标综合优化, 只考虑了优先级为最大值的情况^[4]。

当空间中目标航天器数目较多时, 需要首先进行初步的筛选, 由于携带燃料有限导致可达范围有限, 求解施加单次脉冲的可达区域, 保证可以实现对求得范围内的目标航天器进行交会^[5]。

本文将建立两层规划模型, 如图1所示, 首先求解服务航天器的可达区域, 筛选出满足要求的少量目标航天器; 第二步, 借鉴多星地面站测控调度整数规划研究^[6], 提出基于0-1整数规划模型的多目标任务指派问题, 利用多目标优化算法NSGA-II, 求得问题的Pareto最优集, 给出具体仿真算例, 并对多目标优化算法进行比较分析。

* 收稿日期: 2013-02-03

基金项目: 国家863计划资助项目

作者简介: 梁彦刚(1979—), 男, 陕西宝鸡人, 讲师, 博士, E-mail: liangyg@nudt.edu.cn

1 问题描述

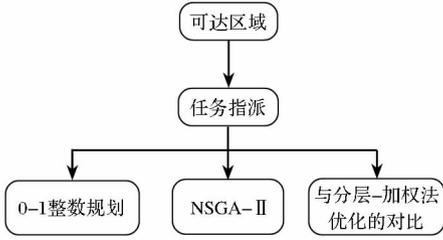


图1 任务指派流程图

Fig.1 Flow chart of mission assign

如图2所示,多个目标航天器运行在已知轨道上,并具有不同的服务优先级。当发生紧急情况时,服务航天器需要从目标航天器中选择进行“一对一”服务。首先,根据燃料约束,求解服务航天器的可达区域,根据所求可达范围,筛选出一部分目标航天器。然后,再进行“一对一”的任务指派。任务指派就是在各项约束条件下,综合考虑优先级高的优先得到服务、能量最优和时间最优,制定任务分配策略,是一个多目标优化的问题。

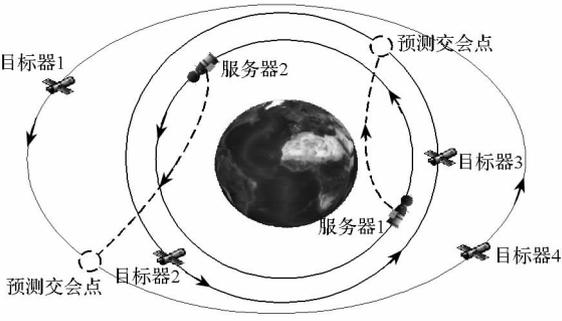


图2 任务指派示意图

Fig.2 Sketch map of mission assign

2 求解可达区域

求解可达区域是任务设计的上层问题,有学者在进行轨道机动策略研究时,将可达区域用于安全范围的设计。类似于深空探测轨道设计中对小行星的初步筛选,为保证单颗卫星任务设计的合理性,研究其可达范围是进行在轨服务任务指派优化设计的前提。本文以表3中服务航天器1为例,求解了其在轨道任意位置施加任意方向的单次脉冲后的可达区域。

2.1 求解步骤

如图3所示, β 表示服务航天器的初始速度 v_0 与 y 轴的夹角,称为飞行角, α 表示速度增量 Δv 与 x 轴的夹角,称为脉冲方向角, θ 表示生成轨

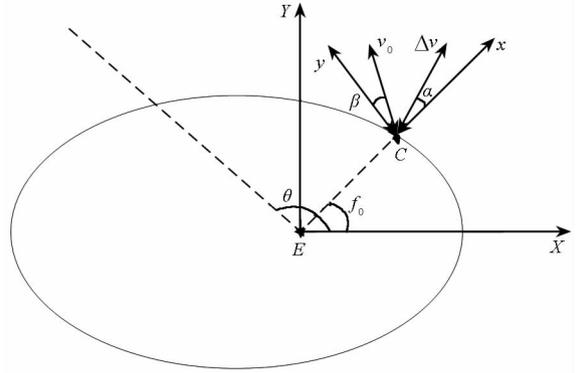


图3 坐标系

Fig.3 Reference frame

道上某点的位置矢量与 X 轴的夹角。令 μ 为地球引力常数, e 为轨道偏心率, p 为轨道半通径,则服务航天器轨道半径和速度大小分别为

$$r = \frac{p}{1 + e \cos f} \quad (1)$$

$$v = \sqrt{\frac{\mu(e^2 + 2e \cos f + 1)}{p}} \quad (2)$$

飞行角 β 与真近点角 f 满足如下关系

$$\tan \beta = \frac{e \sin f}{1 + e \cos f} \quad (3)$$

令 h_0 为初始轨道的动量矩, λ 入为脉冲幅值,则生成轨道的动量矩和偏心率矢量分别可以表示为

$$h_1 = \left(1 + \frac{r_0 \lambda \sin \alpha}{h_0}\right) h_0 \quad (4)$$

$$e_1 = e_{1i} \mathbf{i} + e_{1j} \mathbf{j} \quad (5)$$

其中,

$$e_{1i} = -\cos f_0 + \frac{h_0 + r_0 \lambda \sin \alpha}{\mu} [f_0 \cos(\beta - f_0) + \lambda \sin(\alpha + f_0)]$$

$$e_{1j} = -\sin f_0 \quad (6)$$

$$- \frac{h_0 + r_0 \lambda \sin \alpha}{\mu} [f_0 \sin(\beta - f_0) + \lambda \cos(\alpha + f_0)] \quad (7)$$

令 $h_1 = |h_1|$,则生成轨道半径可以写作

$$r_1 = \frac{h_1^2}{\mu(1 + e_{1i} \cos \theta + e_{1j} \sin \theta)} \quad (8)$$

上式可以用于 v_0 和 α 均在 $[0, 2\pi)$ 变化的情况,即在初始轨道的任意点施加平面内任意方向的脉冲。所有生成轨道共同构成了一个平面曲线族,该曲线族的包络即为服务航天器可达范围的边界。

根据定义,可达范围的包络满足如下方程

$$r_1 = f(\theta, f_0) = \frac{h_1^2}{\mu(1 + e_{i1}\cos\theta + e_{j1}\sin\theta)} \quad (9)$$

$$\frac{\partial f}{\partial f_0} = 0, \frac{\partial f}{\partial \alpha} = 0$$

2.2 求解结果

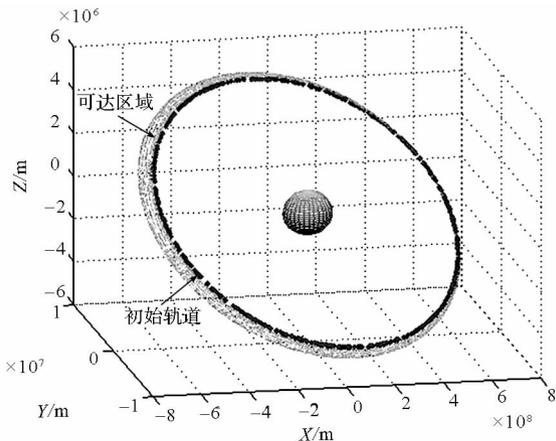


图 4 0.2 km/s 时可达区域

Fig. 4 Reachable domain of 0.2 km/s

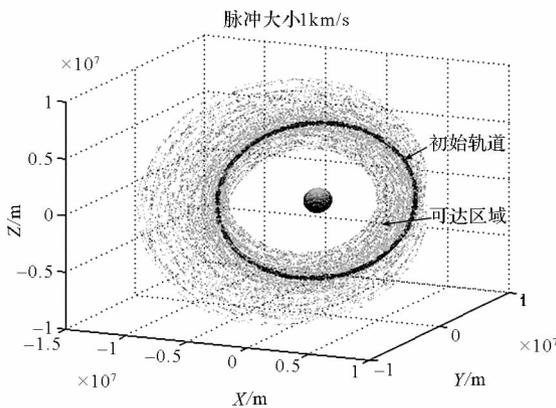


图 5 1km/s 时可达区域

Fig. 5 Reachable domain of 1 km/s

图 4 和图 5 分别给出了脉冲大小为 0.2km/s 和 1km/s 时的服务航天器的可达区域。

在可达区域范围内选择合适的目标航天器, 再进一步开展基于多目标优化算法的任务指派问题研究。

3 多目标优化模型

3.1 优化变量

1) 设空间部署 n 颗服务航天器, 发生紧急情况时, m 颗具有不同优先级的目标航天器等待服务, 参照多星测控调度问题, 首先设定如下的决策变量:

$$x_{ij} = \begin{cases} 1, & i \text{ 对 } j \text{ 实施任务} \\ 0, & i \text{ 对 } j \text{ 不实施任务} \end{cases} \quad (10)$$

式中, 服务航天器 $i = 1, 2, \dots, n$; 目标航天器 $j = 1,$

$2, \dots, m$;

2) 现在在轨服务的基础是两脉冲 Lambert 轨道转移问题, 需要对具体一次任务的脉冲大小、施加时间进行优化, 设定两次脉冲施加时间为优化变量, 则优化变量共 $(m \cdot n + n \cdot 2)$ 个。

如果上节满足 1km/s 脉冲可达区域要求的共有 4 个目标航天器, 则针对 2 个服务航天器, 4 个目标航天器的具体问题, 优化变量为:

- t_{11} - 服务航天器 1 的第一次施加脉冲时间。
 - t_{12} - 服务航天器 1 的第二次施加脉冲时间。
 - t_{21} - 服务航天器 2 的第一次施加脉冲时间。
 - t_{22} - 服务航天器 2 的第二次施加脉冲时间。
- 所以设计变量共有 12 个。

3.2 目标函数

1) 目标优先级

在轨服务应优先服务任务优先级高的目标航天器, 为每颗目标航天器定义优先级。值越大, 优先级越高。记 P_j 为目标航天器 $-j$ 的任务优先级。

$$\min J_1 = - \sum x_{ij} P_j \quad (11)$$

2) 任务完成时间

由于任务的紧迫性, 要求在尽可能短的时间内完成任务。目标函数考虑最后一次任务完成的时间。

$$\Delta T = \max \{ x_{ij} \Delta t_1 \} \quad (12)$$

$$\min J_2 = \Delta T \quad (13)$$

3) 燃料消耗

在轨航天器进行轨道机动必须考虑燃料消耗。

$$\min J_3 = \sum x_{ij} \Delta v_{ij} \quad (14)$$

3.3 约束条件

1) “一对一”服务约束

考虑在轨航天器轨道机动能力的有限性, 假设在一次任务周期内, 一颗服务航天器只能为一颗目标航天器服务, 一颗目标航天器只能接受一颗服务航天器的服务。

$$\begin{cases} \sum_{j=1}^m x_{ij} \leq 1 \\ \sum_{i=1}^m x_{ij} \leq 1 \end{cases} \quad (15)$$

2) 任务时间约束

以任务时间作为优化变量, 有必要对其进行最大值约束, 以免优化得到的轨道机动时间过长, 不符合工程实际。

$$t_f \leq T \quad (16)$$

其中, T 为允许的最长时间, 两脉冲时 $t_{i2} = t_f$ 。

3) 变轨时刻约束

一般约束为

$$t_0 \leq t_{i1} < t_{i2} \leq t_f \quad (17)$$

其中, t_0 、 t_f 为任务初始和终端时刻,两脉冲时 $t_{i2} = t_f$ 。

进一步考虑实际脉冲机动的准备需要,要求任意两个脉冲作用时刻的间距大于一定的值,该约束表述为

$$t_{i2} - t_{i1} \geq \Delta t_{\min}, (i = 1, 2, \dots, n) \quad (18)$$

其中, Δt_{\min} 为允许的最小时间间隔。

4) 最大脉冲大小约束

$$\max(|\Delta v_i|) \leq \Delta v_{\max} \quad (19)$$

其中, Δv_{\max} 为允许最大脉冲大小。

4 多目标优化算法

综合考虑燃料、时间及“一对一”服务约束的任务指派优化问题是一个多目标优化问题,采用 NSGA-II 算法获得 Pareto 最优解集。NSGA-II 是 Deb 等在 NSGA 基础上改进得到的一种多目标进化算法^[7-9],其最突出的特点是采用了快速非优越排序和排挤机制。前者驱使搜索过程收敛到 Pareto 最优前沿,后者保证了 Pareto 最优解的多样性,该算法已被成功用于最优交会问题的求解。

表3 目标器和服务器的初始轨道根数

Tab.3 Initial orbital elements of target and server

航天器名称	a/km	e	$i/(\text{°})$	$\Omega/(\text{°})$	$\omega/(\text{°})$	$f/(\text{°})$	优先级
服务航天器 1	7078561	0.01	50	30	10	0	
服务航天器 2	7078561	0.01	50	30	10	10	
目标航天器 1	7278561	0.02	50	30	10	20	0.7
目标航天器 2	7378561	0.01	50	30	10	30	0.9
目标航天器 3	7278561	0.02	50	30	10	30	0.6
目标航天器 4	7378561	0.01	50	30	10	25	0.8

图6 给出求解得到的 Pareto 最优前沿,图7 给出前30组种群优化结果对应的脉冲施加时间。

综合以上分析,可以得到以下基本结论:

1) 总共求得 200 组优化结果,不同优先级下的统计结果如表4所示。

表4 不同优先级对应数目

Tab.4 Amount of each priority magnitude

优先级值	数量
1.5	38
1.6	92
1.7	70

5 应用示例

5.1 算例1:任务指派多目标优化的一般结论

进行可达区域筛选后得到两个服务航天器、四个目标航天器,本节将对其在轨服务任务指派问题进行最优设计和分析。该优化问题的配置列于表1,表2配置了 NSGA-II 算法的参数,表3配置了服务航天器和目标航天器的状态参数。

表1 多目标优化问题配置

Tab.1 Configuration of multi-objective optimization

参数	值	单位
设计变量	12	个
T	7000	s
t_0	100	s
Δt_{\min}	100	s
Δv_{\max}	3000	m/s

表2 NSGA-II 算法参数

Tab.2 Parameters of NSGA-II algorithm

种群	进化代数	交叉概率	变异率
200	200	0.9	0.1

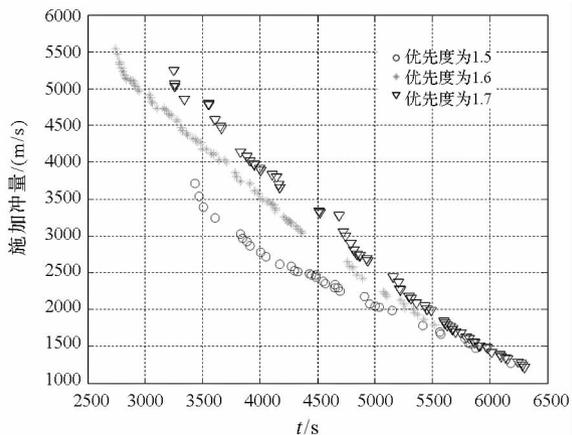


图6 Pareto 最优前沿

Fig.6 Pareto front of final result

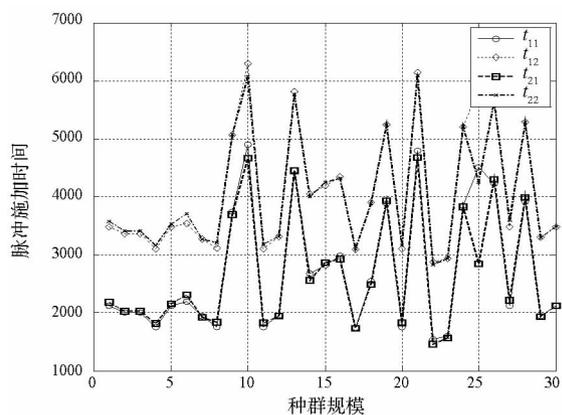


图 7 任务的脉冲施加时间

Fig. 7 Impulse time of each duty

4) 随着时间的增加, 优先级值集中在 1.5 和 1.7, 对应的任务指派策略如表 5 所示。

表 5 优先级对应的指派策略

Tab. 5 Assignment policy corresponding to priority magnitude

优先级值	指派策略
1.5	服务航天器 1 对目标航天器 4 实施任务
	服务航天器 2 对目标航天器 1 实施任务
1.7	服务航天器 1 对目标航天器 4 实施任务
	服务航天器 2 对目标航天器 2 实施任务

5.2 算例 2: 与分层 - 加权法优化的对比

为了对多目标优化效果进行分析, 按照文献 [4] 中的工况设置参数, 见表 6。

选取四组 NSGA-II 算法优化得到的 Pareto 最优解, 对比了同等工况下的利用分层 - 加权法求解任务指派问题的优化结果, 见表 7。

表 6 目标器和服务器的初始轨道根数

Tab. 6 Initial orbital elements of target and server

航天器名称	a/km	e	$i/(\text{°})$	$\Omega/(\text{°})$	$\omega/(\text{°})$	$f/(\text{°})$	优先级
服务航天器 1	7150000	0.01	98	220	30	230	
服务航天器 2	7150000	0.01	98	220	30	50	
目标航天器 1	7300000	0.02	103	222	0	130	0.7
目标航天器 2	7250000	0.02	104	220	25	230	0.9
目标航天器 3	7300000	0.01	95	215	20	50	0.6
目标航天器 4	7250000	0.03	94	218	10	15	0.7

表 7 仿真结果对比

Tab. 7 Comparison of simulation result

算法	最优指派方案	优先级值	燃料消耗/(m/s)
分层 - 加权法	服务航天器 1 - 目标航天器 2, 服务航天器 2 - 目标航天器 1	1.6	2183.4
	服务航天器 1 - 目标航天器 2, 服务航天器 2 - 目标航天器 3	1.5	3495.9
NSGA-II	服务航天器 1 - 目标航天器 2, 服务航天器 2 - 目标航天器 3	1.5	1726.8
	服务航天器 1 - 目标航天器 2, 服务航天器 2 - 目标航天器 1	1.6	1766.2
	服务航天器 1 - 目标航天器 2, 服务航天器 2 - 目标航天器 1	1.6	2531.2

由上表可以看出, 经简化为单目标优化后的结果在 NSGA-II 优化结果的 Pareto 最优前沿附近搜索区域内; 分层 - 加权法只得到一组解, 而基于 NSGA-II 多目标优化的 Pareto 最优解集可以提供三个指标的折中方案。

6 结论

建立两层规划模型, 对在轨服务任务指派问题进行了研究。首先求解服务航天器的可达区域, 筛选出满足条件的目标航天器。然后, 以最短

任务完成时间、最小燃料消耗和最大服务优先级值为优化目标, 研究了多目标的任务指派问题。通过设置优化变量, 考虑时间、燃耗等约束, 建立了基于 0-1 整数规划的任务模型, 采用 NSGA-II 算法, 求得问题的 Pareto 最优集, 得到多组可供任务设计者选择自己偏好的折中方案。最后给出了两个仿真算例, 进行了仿真验证。仿真结果表明利用给出的方法可以较好地解决在轨服务任务指派问题。

(下转第 51 页)

性,实验表明分布式并行求解算法在求解方案的评价、算法收敛速度和稳定性都表现较高的性能。

未来工作主要集中在:(1)在周规划中引入交互式规划过程、探索任务动态权重调整过程;(2)将其他多种求解算法有机集成在分布式框架中,充分利用各算法在收敛速度、适合的求解规模上的优势,提供分布式并行求解方案,以获得更佳工程实用性能。

参考文献(References)

- [1] 姜维,庞秀丽,郝会成. 成像卫星协同任务规划方法研究[J]. 系统工程与电子技术(录用待发表)2013.
JIANG Wei, PANG Xiuli, HAO Huicheng. The collaborative scheduling model and algorithm for the imaging satellite network[J]. Systems Engineering and Electronics, 2013. (in Chinese)
- [2] Vasquez M, Hao J K. A "logic-constrained" knapsack formulation and a tabu algorithm for the daily photograph scheduling of an earth observation satellite[J]. Computational Optimization and Applications, 2001, 20(2): 137 - 157.
- [3] Al Globus J C, Lohn J, Morris R. Scheduling earth observing fleets using evolutionary algorithms: Problem description and approach [C]//Proceedings of the 3rd International NASA Workshop on Planning and Scheduling for Space, 2002:1 - 9.
- [4] Burrowbridge S E. Optimal allocation of satellite network resources [D]. University Libraries, Virginia Polytechnic Institute and State University, 2000.
- [5] Frank J, Jonsson A, Morris R, et al. Planning and scheduling for fleets of earth observing satellites[C]//Proceedings of 2007 IEEE Aerospace Conference, 2007:1 - 12.
- [6] 贺仁杰,高鹏,白保存,等. 成像卫星任务规划模型、算法及其应用[J]. 系统工程理论与实践, 2011, 31(3):411 - 422.
HE Renjie, GAO Peng, BAI Baocun. Models, algorithms and applications to the mission planning system of imaging satellites[J]. Systems Engineering Theory & Practice, 2011, 31(3):411 - 422. (in Chinese)
- [7] 王钧,李军,陈健,等. 多目标 EOSs 联合成像调度方法[J]. 宇航学报, 2007, 28(2): 354 - 359.
WANG Jun, LI Jun, CHEN Jian. An approach for multi objective uniting imaging scheduling of earth observing satellites[J]. Journal of Astronautics, 2007, 28(2): 354 - 359. (in Chinese)
- [8] Globus A, Crawford J, Lohn J, et al. Comparison of techniques for scheduling earth observing satellites[C]// Proceedings of the 16th Conference on Innovative Applications of Artificial Intelligence (IAAI - 04), USA, 2004:836 - 843.
- [9] Chen Y, Zhang D, Zhou M, et al. Multi-satellite observation scheduling algorithm based on hybrid genetic particle swarm optimization [J]. Lecture Notes in Electrical Engineering, 2012, 136: 441 - 448.
- [10] Lin W C, Liao D Y, Liu C Y, et al. Daily imaging scheduling of an earth observation satellite[J]. Systems, Man and Cybernetics, Part A: Systems and Humans, IEEE Transactions on, 2005, 35(2): 213 - 223.
- [11] Jiang W. The mission planning model and improved ant colony solving algorithm for networking SAR satellites [C]// Proceedings of the 20th International Conference on Management Science & Engineering, Jul, 2013.
- [5] Xue D, Li J F, Baoyin H X, et al. Reachable domain for spacecraft with a single impulse [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2010, 33(3): 934 - 942.
- [6] 卜慧蛟. 多星地面站测控调度多目标优化研究[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2011.
BU Huijiao. Study on multi-objective optimization of multi-satellite-station TT & C scheduling [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 1985. (in Chinese)
- [7] 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.
TANG Guojin, LUO Yazhong, YONG Enmi. Trajectory optimization theory, method and application [M]. Beijing: Science Press, 2012. (in Chinese)
- [8] Deb K, Pratap A, Agarwal S, et al. A fast and elitist multiobjective genetic algorithm: NSGA-II [J]. IEEE Transactions on Evolutionary Computation, 2002, 6(2): 182 - 197.
- [9] Luo Y Z, Tang G J, Lei Y J. Optimal multi-objective linearized impulsive rendezvous [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2007, 30(2): 383 - 389.

(上接第30页)

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.
CHEN Xiaoqian, YUAN Jianping, YAO Wen, et al. On-orbit servicing of spacecraft [M]. Beijing: China Aerospace Press, 2009. (in Chinese)
- [2] Shen H J. Optimal scheduling for satellite refuelling in circular orbits[R]. Georgia: Georgia Institute of Technology, 2003.
- [3] Alfriend K T, Leed J, Creamer N G. Optimal servicing of geosynchronous satellites [R]. Monterey, CA: AIAA Astrodynamics Specialist Conference, 2002.
- [4] 任仙海,杨乐平,朱彦伟. 基于整数规划的在轨服务任务指派问题研究[J]. 装备指挥技术学院学报, 2008, 19(2):52 - 56.
REN Xianhai, YANG Leping, ZHU Yanwei. Research on the on-orbit servicing mission assignment based on integer programming [J]. Journal of the Academy of Equipment Command and Technology, 2008, 19(2): 52 - 56. (in Chinese)