

# 基于多目标优化的深空探测器姿态组合规划方法

王卓<sup>1,2</sup>, 徐瑞<sup>1,2</sup>

(1. 北京理工大学宇航学院, 北京 100081; 2. 深空自主导航与控制工业和信息化部重点实验室, 北京 100081)

**摘要:** 深空探测器在执行姿态机动任务中, 通常需要优化多个性能指标参数。此外, 姿态指向约束和有界约束的存在显著减小了姿态机动路径的可行空间。在复杂的多约束条件下, 多目标姿态机动优化对深空探测器系统是一个极大的挑战。提出多目标组合的概念, 通过物理规划方法将多目标优化转换为单目标规划问题。考虑到欧拉路径的低能量特性, 提出一种多目标组合规划方法, 通过欧拉路径改进差分进化算法的变异过程, 实现多约束多目标姿态机动路径组合规划。最后, 对深空探测器大角度姿态机动进行多目标组合规划数值仿真, 验证了该方法的可行性和有效性。

**关键词:** 深空探测; 姿态规划; 多目标优化; 组合差分进化;

**中图分类号:** V11

**文献标识码:** A

**文章编号:** 2096-9287(2021)02-0147-07

**DOI:** 10.15982/j.issn.2096-9287.2021.20200069

**引用格式:** 王卓, 徐瑞. 基于多目标优化的深空探测器姿态组合规划方法[J]. 深空探测学报(中英文), 2021, 8(2): 147-153.

**Reference format:** WANG Z, XU R. Combination planning for attitude maneuver of deep space probes based on multi-objective optimization[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2021, 8(2): 147-153.

## 引言

随着深空探测技术的不断发展, 对深空探测器的姿态机动能力提出了越来越高的要求<sup>[1]</sup>, 特别是在深空导航和科学探测等方面。与传统的航天任务相比, 深空探测任务具有任务周期长、飞行距离远、通信和控制能力不足的特点, 需要尽可能减少时间和燃料资源的消耗。因此, 深空探测器在执行大角度姿态机动任务时, 通常需要优化一个或多个性能指标参数, 比如机动时间或能耗<sup>[2-3]</sup>。跟踪目标时探测器需要执行快速姿态机动, 同时减少能量消耗, 以尽可能地增加探测器在轨工作时间。此外, 深空探测器还会受到其它复杂约束, 比如以强光为特征的天体必须禁止进入某些特定的光学传感器区域(如红外敏感器件或低光敏器件)以免其敏感部件损坏, 这类约束极大地限制了探测器姿态机动的可行域。同时, 角速度和控制力矩的上限也会影响姿态机动<sup>[4]</sup>。在这些复杂的约束条件下, 同时优化多种性能指标参数的姿态机动路径对深空探测器姿态控制系统来说是一个极大的挑战。

姿态约束显著减小了姿态机动路径的可行空间, 在姿态约束处理方面, McInnes采用欧拉角描述深空探测器大角度姿态机动过程中对太阳矢量的回避问题<sup>[5]</sup>, 但是只考虑了单个姿态指向约束。由美国和意大利联

合研制的“卡西尼号”(Cassini)探测器采用了约束监测算法来进行约束姿态机动<sup>[6]</sup>, 没有考虑该算法的收敛性。仲维国等<sup>[7]</sup>利用罗德里格参数来表示探测器姿态, 同时通过快速扩展随机树(Rapidly exploring Random Tree, RRT)规划器规划出了安全可行的姿态机动路径, 没有考虑姿态动力学, 事实上实际姿态机动过程中需要全方位考虑动力学约束与外部环境约束。Kjellberg等<sup>[8]</sup>通过A\*算法进行姿态机动路径搜索, 将连续的姿态空间进行离散化, 而且设计了反馈控制器, 但是该方法没有同时考虑多种姿态约束。

在姿态机动性能指标优化方面, 关于有界约束的姿态机动路径优化研究, 取得了一定的成果。被普遍认同的算法主要包括最速下降法、打靶法和多重打靶法等<sup>[9-11]</sup>, 但这类方法都具有一定的缺陷, 限制了其适用性, 比如最速下降法的收敛速度较慢、打靶法对初值要求过高等。基于上述不足, 高斯伪谱法作为一种直接求解方法, 在进行时间最优控制的相关应用中体现出许多性能优势, Fleming等<sup>[12]</sup>首次在探测器时间最优机动问题中应用了高斯伪谱法, 但是高斯伪谱法在处理多约束情况下的能力是有限的。考虑能量优化的情况, Kim等<sup>[13]</sup>将目标能量函数表示成关于状态的二次型, 通过半正定规划获得姿态路径, 但这样的单步控

制模式很难满足深空探测器的指向约束。Spiller等<sup>[14]</sup>将元启发式算法引入到姿态机动问题中,将逆动力学方法和粒子群算法结合在一起,获得了时间最优姿态机动路径。武长青等<sup>[15]</sup>使用角速度时间编码的方式,采用标准差分的方法对姿态机动路径进行时间优化,但算法收敛速度较慢。在多目标优化方面,通常是将指标参数进行多目标加权,通过高斯伪谱法进行优化可得到最优解,但是运算时间过长,不适合深空探测姿态规划环境<sup>[16-18]</sup>。

本文主要关注深空探测器姿态机动多目标优化问题,提出多目标组合规划方法,旨在得到同时满足多种约束条件和优化指标的深空探测器姿态机动路径。多目标最优路径规划模型的特殊性主要表现在目标函数的构造上。通过物理规划方法设计目标函数,将多目标优化分解为单目标规划问题,以替代适应度函数作为优化标准。通过快速欧拉机动获得初始姿态路径,设计组合差分进化算法,以设定概率用快速欧拉机动路径改进变异过程,得到满足多约束多目标的深空探测器姿态机动路径。最后,基于深空探测器的姿态机动过程,进行多目标组合规划数值仿真,验证了所提出方法的可行性和有效性。

## 1 探测器模型

### 1.1 探测器动力学与运动学约束

深空探测器在轨运行时需要进行大量的姿态机动来完成各种跟踪和探测等任务,姿态系统需要时刻规划出有效合理的姿态机动路径。所以,对深空探测器姿态机动过程中约束的建模和分析是设计深空探测器姿态机动路径规划算法的前提。

本文将探测器视为刚体。为避免奇异性,采用四元数形式来描述姿态运动学和动力学约束探测器姿态机动

$$\dot{q} = \frac{1}{2}Q\omega = \frac{1}{2}\Omega q \quad (1)$$

$$J\omega = T - \omega^\times J\omega \quad (2)$$

其中:  $q = [q_0, q_1, q_2, q_3]^T$ , 满足归一化约束即  $\|q\|_2 = 1$ ;  $J = \text{diag}(J_1, J_2, J_3)$  表示探测器相对本体系的惯性矩阵,  $u = [T_1, T_2, T_3]^T$  为控制力矩在本体系下的分量;  $\omega = [\omega_1, \omega_2, \omega_3]^T$  是探测器相对惯性系的角速度在本体系下的表示,  $\omega^\times$  为  $\omega$  的叉乘矩阵, 具体形式为

$$\omega^\times = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_3 & \omega_2 \\ \omega_3 & 0 & -\omega_1 \\ -\omega_2 & \omega_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

### 1.2 探测器有界约束

在实际深空探测任务中,深空探测器的执行机构

提供的力矩幅值是有限的,控制输入有界约束为

$$|u_i| \leq \gamma_1 \quad i = 1, 2, 3 \quad (4)$$

其中:  $\gamma_1$  表示系统控制力矩的幅值。

系统敏感器的量程有限,要求深空探测器的角速度必须保持在某个范围内,角速度有界约束为

$$|\omega_i| \leq \gamma_2 \quad i = 1, 2, 3 \quad (5)$$

其中:  $\gamma_2$  表示系统角速度幅值。

### 1.3 探测器姿态指向约束

深空探测器在执行空间任务时,会面临较为复杂的指向约束,这些指向约束极大程度地缩小了姿态机动的可行空间。一旦违反指向约束,将会对深空探测器携带的光学载荷造成严重的损坏,进而影响对应空间执行的任务,所以要分析和处理深空探测器的指向约束。

深空探测器在姿态机动过程中必须避免强光天体进入敏感光学元件的视场角中,这种约束称为“禁止指向约束”。图1为深空探测器指向约束关系图,  $r_{g1}$  表示该光敏元件在本体下的方向矢量,  $r_i$  表示某一强光天体在惯性系下的方向矢量。

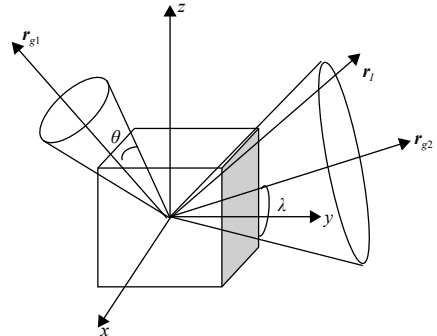


图1 深空探测器指向约束示意图

Fig. 1 Schematic diagram of pointing constraint of deep space probe

姿态机动过程中要求强光天体方向矢量和光敏元件的视线方向夹角不能低于视场角,约束表示形式为

$$r_{gi}^T (C_{gi} r_i) \leq \cos \theta_i \quad (6)$$

将指向约束的姿态余弦矩阵展开,将指向约束表示为更加简洁的二次型形式

$$q^T K_i q \leq 0 \quad (7)$$

其中

$$K_i = \begin{bmatrix} r_i^T r_{g1} - \cos \theta & (r_{g1} \times r_i^T)^T \\ r_{g1} \times r_i^T & r_i r_{g1}^T + r_{g1} r_i^T - (r_i^T r_{g1} + \cos \theta) I_3 \end{bmatrix} \quad (8)$$

### 1.4 探测器多目标规划模型

姿态机动多目标优化不仅要满足上述复杂约束条

件, 还需要重点考虑时间和能量参数作为优化性能指标。这里将多约束下深空探测器姿态机动多目标规划问题归纳为以下形式, 具体比例参数由第2节给出。

$$\begin{aligned} \min : J &= p(x) \\ \text{s.t.} & \\ \left\{ \begin{array}{l} J\dot{\omega} = u - \omega^\times J\omega \\ \dot{q} = \frac{1}{2}Q\omega = \frac{1}{2}\Omega q \\ -\gamma_1 \leq u_i \leq \gamma_1, i = 1, 2, 3 \\ -\gamma_2 \leq \omega_i \leq \gamma_2, i = 1, 2, 3 \\ q^T K_i q \leq 0 \\ q^T q = 1 \end{array} \right. & (9) \end{aligned}$$

其中:  $p(x)$ 表示系统的多目标优化函数。

## 2 多目标组合规划算法

### 2.1 多目标分解

这里采用物理规划方法, 将探测器姿态机动的多目标优化问题转化为单目标优化问题。通过分析多目标之间的关系, 得到一个在Pareto最优解前沿附近的解<sup>[19]</sup>。

通过物理规划将不同性质的多个指标融合成一个分段指标, 在分段区域根据指标优先级设置不同的权重, 既能够根据指标的特性进行针对性的优化, 又能够对多目标优化进行解耦, 简化路径规划过程和提高规划效率。

$$\min p(x) = \frac{1}{n_{sc}} \sum_{i=1}^{n_{sc}} p_i(J_i(x)) \quad (10)$$

其中:  $p_i$ 是分解函数;  $n_{sc}$ 是目标函数的个数。

分解函数被划分成多个区间, 在各个区间之中, 通过分段曲线拟合能够得到各个性能指标函数的分解函数, 用分段样条函数表示。第一段和剩下的多段表示如下

$$p_{i1} = x_{i1} \exp\left(\frac{s_i}{x_{i1}}(x_i - x_{i1})\right), x_i < x_{i1} \quad (11)$$

$$p_{ik} = c_1(r_i^k)x_{i(k-1)} + c_2(r_i^k)x_{ik} + c_{11}(r_i^k, \lambda_i^k)s_{i(k-1)} + c_{12}(r_i^k, \lambda_i^k)s_{ik} \quad (12)$$

各分解函数参数的选取主要根据各个性能指标的区间满意度<sup>[20]</sup>, 再配合多性能指标适应度函数, 就得到目标优化函数 $p(x)$ 。

### 2.2 性能指标适应度函数

使用目标优化函数代替差分进化算法的总体适应度函数, 用于改进差分进化算法的选择标准。目标优化函数由分解函数 $p_i$ 和性能指标适应度函数 $J_i(x)$ 组成。

差分进化算法的性能指标适应度函数设置为越小越好型, 通过寻找目标优化函数的最小值来变异、交叉和选择得到最优姿态机动路径。性能指标适应度函数除了探测器的性能指标机动时间和能量之外, 也要考虑探测器遇到的路径指向约束、有界约束和终端约束。

首先考虑深空探测器姿态机动过程中的时间和能量优化指标参数, 转换为多目标优化的时间和能量适应度函数为

$$J_t = t_f \quad (13)$$

$$J_e = u^2 \Delta t \quad (14)$$

姿态路径指向约束的适应度函数针对禁忌约束

$$J_g = \begin{cases} \exp(q^T(k)Kq(k)) - 1, & \text{如果 } q^T(k)Kq(k) > 0 \\ 0 & \text{否则} \end{cases} \quad (15)$$

探测器有界约束的适应度函数取为

$$J_u = \begin{cases} \exp(|u_i(k)| - \gamma_1) - 1, & \text{如果 } |u_i(k)| > \gamma_1 \\ 0 & \text{否则} \end{cases} \quad (16)$$

为了确保算法的准确性与收敛性, 将终端约束扩展到所有节点的目标导向约束, 这时终端约束的适应度函数为

$$J_{qi} = -\left(\frac{k_i}{k_{\max}}\right)^p \lg\left(\left|\frac{q_{ei} + 1}{2}\right|\right) \\ J_q = \sum_{k=1}^{k_{\max}} J_{qi} \quad (17)$$

其中:  $q_e = [q_{e0} \ q_{e1} \ q_{e2} \ q_{e3}]^T$ ;  $k_i$ 是当前节点数;  $k_{\max}$ 是总节点数, 这样即能够保证探测器姿态机动到设定的目标点, 同时由于终端约束适应度函数的导向作用, 能够大幅度提高差分进化算法后期的收敛速率。

得到所有性能指标适应度函数, 与分解函数组合得到目标优化函数。

### 2.3 初始姿态机动路径

为了加快算法收敛, 本文将首先生成初始机动路径, 并与改进差分进化算法组合, 共同生成多目标优化姿态机动路径。

本文通过快速欧拉旋转方法得到从初始到目标机动路径, 并不考虑指向和有界约束, 得出转动四元数

$$q_i = \overline{q_0} \otimes q_f \quad (18)$$

根据欧拉定理, 得出欧拉转角

$$\theta = 2 \arccos q_i(1) \quad (19)$$

再根据初始姿态参数, 进行逐步姿态路径节点计

算, 得到整个姿态路径上的姿态四元数, 即得到初始的姿态机动路径, 用以引导优化过程的中间姿态机动路径。

## 2.4 组合差分进化算法

### 1) 初始化

利用 $n$ 个向量 $\mathbf{P}$ 作为每一代的种群, 每个个体向量 $\mathbf{P}_{i,G}$ 表示为

$$\mathbf{P}_{i,G} = (\omega_1^T \ t_1 \ \omega_2^T \ t_2 \ \cdots \ \omega_n^T \ t_n) \quad (20)$$

其中:  $\omega$ 为当前节点的姿态角速度;  $t$ 为节点的机动时间;  $i$ 表示个体在种群中的序号;  $G$ 表示进化代数。

初始化的过程主要是生成算法优化的初始种群。通常为了避免算法后期的收敛效率过低, 常用的生成初始种群的方法是基于给定约束值进行边界内部随机选择。

在整个优化算法中, 假定所有随机初始种群都符合均匀概率分布。设参数变量的界限为 $\mathbf{P}_j^{(L)} < \mathbf{P}_j < \mathbf{P}_j^{(U)}$ ,  $\mathbf{P}_j$ 表示 $\mathbf{P}$ 的第 $j$ 维向量,  $j=1, 3, \dots, D$ , 因此初始化的种群为

$$\mathbf{P}_{i,0} = \text{rand}(0,1) \cdot (\mathbf{P}_j^{(U)} - \mathbf{P}_j^{(L)}) + \mathbf{P}_j^{(L)} \quad (21)$$

### 2) 组合变异

对于单个个体向量 $\mathbf{P}_{i,G}$ , 采用组合变异的方式。由欧拉旋转得到的初始机动路径为 $\mathbf{P}_c$ , 以设定的概率选择是否将 $\mathbf{P}_c$ 放入差分进化的变异过程中, 变异个体的产生如式(22)所示

$$\mathbf{v}_{i,G+1} = \begin{cases} \mathbf{P}_{r1,G} + F \cdot (\mathbf{P}_{r2,G} - \mathbf{P}_{r3,G}), & \text{如果}(ra < f) \\ \mathbf{P}_c + F \cdot (\mathbf{P}_{r2,G} - \mathbf{P}_{r3,G}), & \text{如果}(ra \geq f) \end{cases} \quad (22)$$

其中:  $ra$ 为 $0 \sim 1$ 之间的随机数;  $f$ 为相应范围内的判断概率, 判断是否将初始路径 $\mathbf{P}_c$ 加入变异过程中;  $\mathbf{P}_c$ 是欧拉旋转得到的最短距离姿态机动路径, 引导当前的中间姿态机动路径向最短距离姿态机动路径变异, 加快算法收敛速度; 突变算子 $F$ 的取值显著影响算法的搜索范围,  $F$ 值越大, 算法搜索的范围越广, 全局搜索能力强, 也能够避免过早收敛。相反, 一个较小的值 $F$ 可以提高算法的局部搜索能力, 加快局部搜索速度和算法的收敛速度。一般的 $F$ 值固定选取为1, 这里将 $F$ 值设置为根据算法进程可变的形式, 搜索前期较大, 搜索后期较小, 使算法同时具有较好的前期全局搜索能力和后期收敛速度

$$F = c5^{-\left(\frac{k_i}{k_{\max}}\right)^p} \quad (23)$$

其中:  $k_i$ 是当前节点数;  $k_{\max}$ 是总节点数;  $c5$ 和 $p$ 为控制参数。

### 3) 交叉

作为变异策略的补充, 利用交叉策略在变异向量

的基础上保留原始目标个体的信息, 并生成一个测试向量与原始目标个体竞争。交叉向量可以表示为

$$\mathbf{Y}_{ij,G+1} = \begin{cases} \mathbf{v}_{ij,G+1}, & \text{if } rb \leq CR \parallel j = rn \\ \mathbf{X}_{ij,G+1}, & \text{else} \end{cases} \quad (24)$$

其中:  $CR$ 为交叉概率因子, 是 $0 \sim 1$ 的正实数;  $rb$ 是 $0 \sim 1$ 的随机数;  $rn$ 为 $[1, 2, \dots, D]$ 的随机整数。

### 4) 选择

按照目标优化函数 $p(x)$ 最小准则将当前最优个体与当前种群中的个体向量进行比较, 决定试验向量是否会成为下一代中的成员。具有目标优化函数的向量将保存在下一代种群中。逐代更新, 每一代都优于或等于前一代。

最后, 将基于多约束下多目标姿态机动问题转化成寻找种群中的最优向量、使得目标优化函数 $p(x)$ 最小的优化问题, 算法逐步迭代直到收敛到最优解, 进而得到优化后的深空探测器姿态机动路径。

## 3 仿真分析

在仿真验证中, 深空探测器在其 $z$ 轴方向安装了一个光学相机, 方向矢量由 $\mathbf{r}_i$ 表示, 4个需要探测器姿态机动过程中躲避的发光天体在惯性系下的指向分别为用 $\mathbf{r}_{11}$ 、 $\mathbf{r}_{12}$ 、 $\mathbf{r}_{13}$ 和 $\mathbf{r}_{14}$ 。最小视场角分别为 $\theta_1$ 、 $\theta_2$ 、 $\theta_3$ 和 $\theta_4$ , 探测器的初始姿态和初始角速度分别为 $\mathbf{q}_0$ 和 $\omega_0$ , 目标姿态和目标角速度分别为 $\mathbf{q}_f$ 和 $\omega_f$ 。如表1所示, 探测器的姿态机动角速度幅值为 $\gamma_\omega$ , 姿态控制力矩幅值为 $\gamma_T$ , 探测器的转动惯量为 $\mathbf{J}$ , 具体数值见表1。

表1 仿真条件

Table 1 Simulation conditions

变量	值
$\mathbf{J}$ / (kg·m <sup>2</sup> )	diag (100, 100, 100)
$\mathbf{q}_0$	[0.646, 0.034, 0.722, 0.241] <sup>T</sup>
$\omega_0$ / (rad·s <sup>-1</sup> )	[0, 0, 0]
$\mathbf{q}_f$	[0.733, 0.362, -0.544, 0.181] <sup>T</sup>
$\omega_f$ / (rad·s <sup>-1</sup> )	[0, 0, 0]
$\gamma_\omega$	0.05
$\gamma_T$ / Nm	0.1
$\theta_1$ / (°)	40
$\theta_2$ / (°)	30
$\theta_3$ / (°)	30°
$\theta_4$ / (°)	25
$\mathbf{r}_{g1}$	[0, 0, 1] <sup>T</sup>
$\mathbf{r}_{11}$	[-0.76, 0, 0.64] <sup>T</sup>
$\mathbf{r}_{12}$	[0.49, 0.85, 0.17] <sup>T</sup>
$\mathbf{r}_{13}$	[0.64, -0.76, 0] <sup>T</sup>
$\mathbf{r}_{14}$	[0.76, 0, 0.64] <sup>T</sup>

算法的仿真环境为Matlab 2019b，计算机主频为 3.2 GHz，内存 4 G，采用本文提出的多目标组合规划算法进行姿态机动路径求解。

深空探测器姿态机动过程中的姿态四元数、控制力矩和角速度分别如图 2~4 所示。可以看出，探测器的姿态机动路径满足有界约束，没有超出探测器的角速度和控制力矩上限，同时角速度和控制力矩路径的前后转变平稳，比较方便实际工程实现。

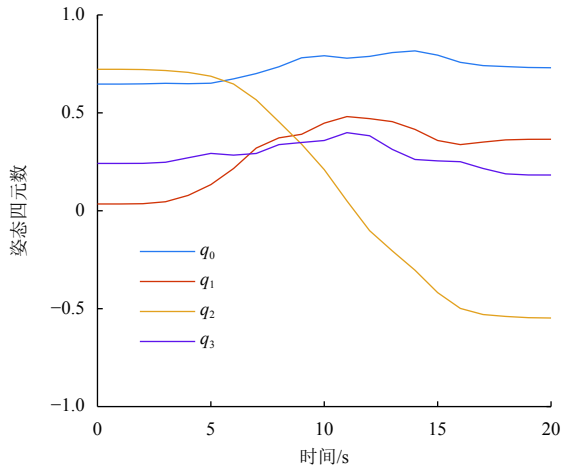
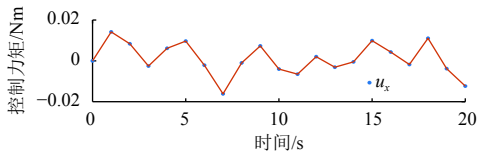
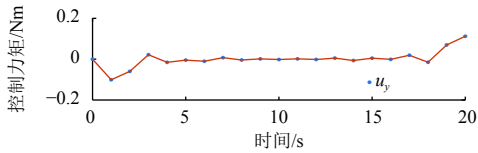


图 2 深空探测器姿态四元数曲线

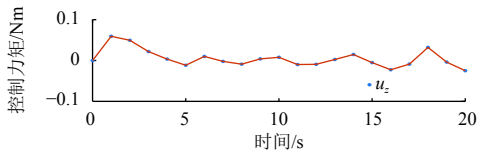
Fig. 2 Attitude maneuver quaternion curve of deep space probe



(a) x 方向的控制力矩



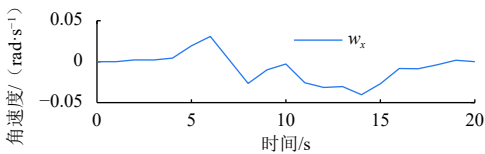
(b) y 方向的控制力矩



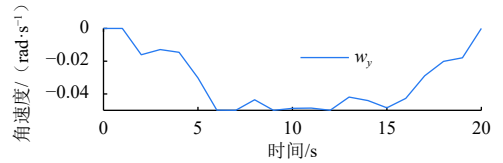
(c) z 方向的控制力矩

图 3 深空探测器控制力矩曲线

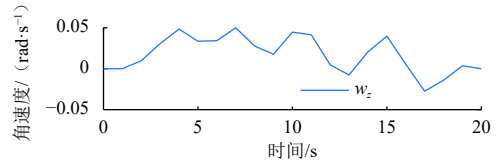
Fig. 3 Attitude maneuver control torque curve of deep space probe



(a) x 方向角速度



(b) y 方向角速度



(c) z 方向角速度

图 4 深空探测器角速度曲线

Fig. 4 Attitude maneuver angular velocity curve of deep space probe

经过组合规划算法得到探测器在天球坐标系下的姿态机动路径，如图 5 所示，环形区域表示姿态指向约束，红色连线表示姿态机动路径。可以看出，深空探测器运动从起始点成功姿态机动到目标点，并且没有进入约束区域，说明该算法能够得到安全的姿态机动路径。

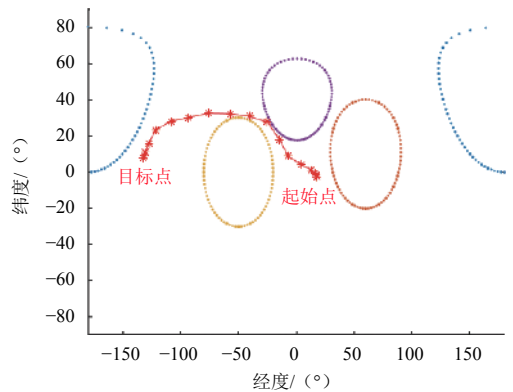


图 5 探测器在天球坐标系下姿态机动路径

Fig. 5 Attitude maneuver path of deep space probe in celestial coordinate system

同时，探测器在天球坐标系下可见光相机的空间姿态机动路径如图 6 所示，其中，圆形区域表示的是姿态指向约束，红线表示空间姿态机动路径。由此可以看出，在探测器机动过程中光学相机成功地规避了 4 个发光天体，满足了姿态指向约束，得到了安全的姿态机动路径。从上述所有结果可以看出，本文提出的组合规划算法可以满足多种姿态约束，证明了算法的有效性。

多目标组合规划算法的平均运行时长为 36 s，姿态机动时长为 200 s，能量消耗的相对单位为 0.8。基于相同的仿真环境，对比基于时间优化的差分进化算法，时间优化后的标准差分进化算法的平均运行时长为 60 s，姿态机动时长为 220 s，能量消耗的相对单位为 1.5。可以看出，多目标组合规划算法同时提高了时间和能量的优化效率以及程序运行速度，具有较好的时间和能量优化效果。

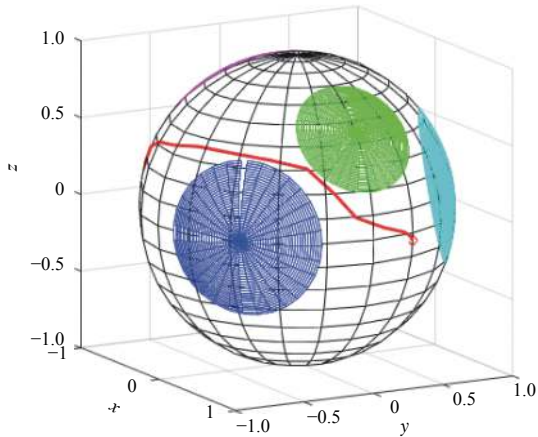


图6 地球坐标系下深空探测器可见光相机空间姿态机动路径  
Fig. 6 Space attitude maneuver path of visible camera of deep space detector in celestial coordinate system

## 4 结论

本文研究深空探测器姿态机动多目标规划问题,提出多目标组合规划方法。考虑时间、能量和约束等多目标函数,将多目标优化分解为单目标规划,通过快速欧拉机动获得初始姿态路径,并改进差分进化算法,设计新的变异过程,提高收敛速率和程序运行效率。仿真结果表明,通过本文提出的多目标组合规划方法生成姿态机动路径,可以实现多约束多目标姿态机动路径规划,且具有较好的时间和能量优化效果。

## 参 考 文 献

- [1] ZHOU H, WANG D W, WU B L, et al. Time-optimal reorientation for rigid satellite with reaction wheels[J]. *International Journal of Control*, 2012, 85(10): 1452-1463.
- [2] WANG S, ZHAO L, CHENG J, et al. Task scheduling and attitude planning for agile earth observation satellite with intensive tasks[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 90(6): 23-33.
- [3] SHE Y, LI S, ZHAO Y. Onboard mission planning for agile satellite using modified mixed-integer linear programming[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2018, 72(11): 204-216.
- [4] 程小军, 崔祐涛, 徐瑞, 等. 几何约束下的航天器姿态机动控制[J]. *控制与决策*, 2012, 27(5): 724-730.  
CHENG X J, CUI H T, XU R, et al. Attitude maneuver control of spacecraft under geometric constraints[J]. *Control and Decision*, 2012, 27(5): 724-730.
- [5] MCINNIS C R. Large-angle slew maneuvers with autonomous Sun vector avoidance[J]. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 1994, 17(4): 875-877.
- [6] SINGH G, MACALA G, WONG C E, et al. A constraint monitor algorithm for the Cassini spacecraft[C]//In Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. [S.l.]: AIAA, 1997.
- [7] 仲维国, 崔平远, 崔祐涛. 航天器复杂约束姿态机动的自主规划[J]. *航空学报*, 2007, 25(5): 1091-1097.

- ZHONG W G, CUI P Y, CUI H T. Autonomous attitude maneuver planning for spacecraft under complex constraints[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2007, 25(5): 1091-1097.
- [8] KJELLBERG H C, LIGHTSEY E G. Discretized constrained attitude pathfinding and control for satellites[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2013, 36(5): 1301-1309.
- [9] LAI L C, YANG C C, WU C J. Time-optimal maneuvering control of a rigid spacecraft[J]. *Acta Astronautica*, 2007, 60(10): 791-800.
- [10] BOYARKO G A, ROMANO M, YAKIMENKO O A. Time-optimal reorientation of a spacecraft using a direct optimization method based on inverse dynamics[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2011, 34(4): 1197-1208.
- [11] PANAGOUD D. A distributed feedback motion planning protocol for multiple unicycle agents of different classes[J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2017, 62(3): 1178-1193.
- [12] SEKHAVAT P, YAN H, FLEMING A, et al. Closed-loop time-optimal attitude maneuvering of magnetically actuated spacecraft[J]. *The Journal of the Astronautical Sciences*, 2011, 58(1): 81-97.
- [13] KIM Y, MESBAHI M, SINGH G, et al. On the convex parameterization of constrained spacecraft reorientation[J]. *Aerospace & Electronic Systems IEEE Transactions*, 2010, 46(3): 1097-1109.
- [14] SPILLER D, MELTON R G, CURTI F. Inverse dynamics particle swarm optimization applied to constrained minimum-time maneuvers using reaction wheels[J]. *Aerospace Science & Technology*, 2018, 75(4): 1-12.
- [15] WU C, XU R, ZHU S, et al. Time-optimal spacecraft attitude maneuver path planning under boundary and pointing constraints[J]. *Acta Astronautica*, 2017, 137(8): 128-127.
- [16] FAHROO F, ROSS I M. Direct trajectory optimization by a chebyshev pseudospectral method[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2002, 25(1): 160-166.
- [17] XIAO G, ZHU M. Direct trajectory optimization based on a mapped Chebyshev pseudospectral method[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2013(2): 401-412.
- [18] CRAIN A, ULRICH S. Experimental validation of pseudo spectral based optimal trajectory planning for free-floating robots[J]. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 2019, 42(8): 1-17.
- [19] MAGINOT J, GUENOV M, FANTINI P. A method for assisting the study of Pareto solutions in multi-objective optimization[C]//7th AIAA ATIO Conference. Belfast, Northern Ireland: AIAA, 2007.
- [20] ZHAO Q, HUANG H. Multi-objective optimization of zero propellant maneuver using hybrid programming[J]. *Acta Astronautica*, 2015, 116(12): 154-160.

作者简介:

王卓(1994-),男,博士研究生,主要研究方向:航天器任务规划、自主导航、智能控制。

通讯地址:北京理工大学宇航学院22号信(100081)

E-mail: 54168870@qq.com

徐瑞(1975-),男,教授,博士生导师,主要研究方向:航天器任务规划、自主导航、智能控制。本文通讯作者。

通讯地址:北京市海淀区中关村南大街5号北京理工大学宇航学院22号信箱(100081)

E-mail: xurui@bit.edu.cn

# Combination Planning for Attitude Maneuver of Deep Space Probes Based on Multi-Objective Optimization

WANG Zhuo<sup>1,2</sup>, XU Rui<sup>1,2</sup>

(1. School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China;

2. Key Laboratory of Autonomous Navigation and Control for Deep Space Exploration, Ministry of Industry and Information Technology, Beijing 100081, China)

**Abstract:** For deep space detectors attitude maneuver tasks, it is necessary to optimize several performance index parameters. In this paper, the multi-objective planning problem of attitude maneuver for deep space detectors is studied, and a multi-target combination planning method is proposed to calculate the attitude maneuver path. For multi-objective programming, the attitude objective function is designed through physical planning method, which transforms multi-objective optimization into a single objective planning problem, and at the same time replaces fitness function as the population selection criterion. The combined differential evolution algorithm is designed to improve the mutation process. The initial attitude path obtained by fast Euler maneuver is added to the mutation formula with a certain probability, so as to improve the convergence rate and program operation efficiency, and realize the multi constraint and multi-objective attitude maneuver path combination planning. Finally, the feasibility and effectiveness of this method are verified by numerical simulation of large angle attitude maneuver of deep space probes.

**Keywords:** uncertainty; deep space exploration; attitude maneuver planning; multi-objective optimization; combined differential evolution

## Highlights:

- Multi-objective optimization of time and energy for attitude maneuver of deep space probe is studied.
- The multi-objective optimization is transformed into single objective programming to replace fitness function as the population selection criterion of differential evolution.
- The initial attitude path obtained by the fast Euler maneuver is added to the variation formula with the set probability to improve the variation process of differential evolution.
- The combined differential evolution algorithm is designed to improve the convergence rate and the efficiency of the program.

[责任编辑：宋宏，英文审校：朱恬]