

文章编号: 1000-8055(2010)08-1906-07

基于多目标进化算法的卫星机动路径规划

申晓宁¹, 周 端², 郭 毓², 陈庆伟², 胡维礼²

(1. 南京信息工程大学 信息与控制学院, 南京 210044;

2. 南京理工大学 自动化学院, 南京 210094)

摘 要: 建立了带挠性帆板卫星姿态控制问题的多目标优化模型, 并基于一种多目标优化精英进化算法, 规划卫星姿态机动的最优路径, 以进一步提高卫星姿态控制系统的控制性能。仿真结果表明, 所提方法只需运行一次, 便能够有效地规划出一组多样性较好的非支配路径解, 供决策者在不同的工作目标下选择, 有效地缓解了卫星快速性、姿态稳定度、卫星机动所激发的帆板低振动强度之间的矛盾。

关 键 词: 路径规划; 挠性卫星; 大角度机动; 多目标优化; 进化算法

中图分类号: TP18

文献标识码: A

Path planning for maneuver of the satellite based on a multi-objective evolutionary algorithm

SHEN Xiao ning¹, ZHOU Duan², GUO Yu², CHEN Qing wei², HU Wei li²

(1. School of Information and Control,

Nanjing University of Information Science and Technology, Nanjing 210044, China;

2. School of Automation,

Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: The multi-objective optimization model for the attitude control of the flexible satellite was constructed, and a multi-objective optimization elitist evolutionary algorithm was applied to the path planning for large angle maneuver of flexible satellite, in order to further improve the performance of the attitude control system. Simulation results indicate that the proposed approach could find a diverse set of non-dominated path solutions efficiently in one run, whereby the decision maker can make a choice in the case of different working requirements. Meanwhile, the conflicts among criterions of rapidity, stability degree of the attitude and low vibration of solar panel caused by maneuver of the satellite can be alleviated.

Key words: path planning; flexible satellite; large angle maneuver; multi-objective optimization; evolutionary algorithms

近年来, 多目标进化算法(简称 MOEA)已成为国际学术界的一个研究热点。MOEA 对问题的多个目标同时优化, 算法运行一次便可得到一组 Pareto 最优解。目前, 对 MOEA 的研究主要集中在适应度分配策略、群体多样性的维护等^[1-2]。

在挠性卫星的飞行过程中, 常需进行大角度姿态机动以满足定向、空间对接等任务要求。由于卫星中心刚体和挠性附件之间存在着强烈的耦合, 卫星的大角度机动将导致附件持续振动, 附件的振动进而影响卫星的运动和控制。目前学术界

收稿日期: 2009-05-09; 修订日期: 2010-06-15

基金项目: 空间智能控制技术国家重点实验室项目

作者简介: 申晓宁(1981-), 女, 江苏海安人, 讲师, 博士, 主要从事卫星控制、多目标优化、进化算法的研究。

已有的研究主要集中在对挠性卫星的动力学建模、控制器的设计、对挠性体的主动振动抑制等^[3]. 文献[4-7]分别构造了基于特征模型的自适应控制器、滑模变结构控制器、自抗扰控制器、输出反馈变结构控制与神经网络相结合的智能控制器, 在确保控制效果的前提下, 提高卫星控制系统的鲁棒性. 文献[8-9]研究的输入成型振动抑制法, 可使系统产生期望的刚体运动, 并且只引起工程上可接受的振动水平. 然而, 该方法的解对模型有严重的依赖性, 同时, 脉冲系列的引入, 会延长系统的响应时间, 影响系统的动态性能.

挠性卫星大角度机动的姿态控制问题本质上是一个具有多个性能指标的多目标优化问题. 在挠性卫星的实际运动过程中, 应保证卫星快速、准确地机动到给定的姿态角, 同时由卫星大角度机动所激发的帆板振动应尽可能小. 为此, 本文建立了该问题的多目标优化模型, 并基于一种多目标优化精英进化算法规划卫星姿态的机动路径, 以兼顾问题多个性能指标的要求.

1 挠性卫星大角度机动路径规划的多目标优化模型

1.1 挠性卫星的动力学建模

设卫星由中心刚体和太阳帆板组成. 描述三

$$G(q, \dot{q}) =$$
$$\begin{bmatrix} -\varphi_0 s \theta - \dot{\varphi} \theta c \varphi c \theta + \varphi s \varphi s \theta - \omega_0 [\varphi c \varphi s \theta c \phi + \theta (s \varphi c \theta s \phi - s \theta s \phi) + \dot{\varphi} (c \theta c \phi - s \theta s \varphi s \phi)] / \varphi c \varphi c \theta + \omega_0 [\varphi s \varphi c \phi + \dot{\varphi} c \varphi s \phi] \\ \varphi \theta c \theta - \dot{\varphi} \theta c \varphi s \theta - \varphi s \varphi c \theta - \omega_0 [-\varphi c \varphi c \theta c \phi + \theta (c \theta s \phi + s \varphi s \theta c \phi) + \dot{\varphi} (s \theta c \phi + s \varphi c \theta s \phi)] \end{bmatrix}$$

$F(q, \dot{q}) = \omega^* I \omega$, ω 是刚体的角速度矢量, 且满足 $\dot{\omega} = H(q)\ddot{q} + G(q, \dot{q})$, ω^* 是 ω 的斜对称矩阵.

1.2 控制律的设计

由式(1)和式(2)描述的挠性卫星动力学方程为多变量、强耦合的非线性系统. 为了使得卫星快速机动到给定姿态角, 设计 PD(比例/微分)反馈控制与非线性补偿相结合的控制律如下:

$$\tau = IH(q)u + IG(q, \dot{q}) + F(q, \dot{q}) + C_0 \dot{\eta} - T_d$$

(3)

其中 u 为控制量.

将式(3)代入式(1), 消去非线性项后化为

$$IH(q)\ddot{q} = IH(q)u$$

(4)

由于转动惯量矩阵 I 可逆, 而欧拉角 $\phi, \varphi, \theta \in [-\pi/2, \pi/2]$ 时, $H(q)$ 可逆, 故式(4)等价为一

轴稳定卫星时, 一般采用 z - x - y 旋转式, 各次欧拉转角记为 ϕ, φ, θ . 记

$$q = [\theta \quad \varphi \quad \phi]^T,$$
$$\dot{q} = [\dot{\theta} \quad \dot{\varphi} \quad \dot{\phi}]^T,$$
$$\ddot{q} = [\ddot{\theta} \quad \ddot{\varphi} \quad \ddot{\phi}]^T,$$

将 q 作为系统输出, 当 $\phi, \varphi, \theta \in [-\pi/2, \pi/2]$ 时, 卫星姿态动力学方程和挠性体振动的模态坐标方程为^[10]

$$I[H(q)\ddot{q} + G(q, \dot{q})] + F(q, \dot{q}) + C_0 \dot{\eta} = T_d + \tau$$

(1)

$$\ddot{\eta} + 2\xi\Lambda\dot{\eta} + \Lambda^2\eta + C_0^T[H(q)\ddot{q} + G(q, \dot{q})] = 0$$

(2)

其中 I 是卫星的转动惯量矩阵; C_0 是帆板振动和主刚体的耦合矩阵; T_d 是作用在刚体上的干扰力矩; τ 是作用在刚体上的控制力矩; η 是帆板振动方程的模态坐标, $\eta = [\eta_1 \quad \eta_2 \quad \eta_3 \quad \eta_4 \quad \eta_5 \quad \eta_6]^T$; ξ 是帆板振动模态阻尼比; Λ 是帆板振动模态频率平方矩阵.

简记 $s\varphi \triangleq \sin \varphi$, $c\varphi \triangleq \cos \varphi$; $c\theta \triangleq \cos \theta$; $s\phi \triangleq \sin \phi$, $c\phi \triangleq \cos \phi$, 则

$$H(q) = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \cos \varphi \\ 0 & 1 & \sin \varphi \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \cos \varphi \end{bmatrix},$$

个解耦的线性定常系统

$$\ddot{q} = u$$

(5)

对上述系统引入 PD 反馈控制

$$u = \ddot{q}_d + K_p e + K_d \dot{e}$$

(6)

式中 K_p 为比例增益矩阵, K_d 为微分增益矩阵, 且 K_p, K_d 均为正定矩阵, $e = q_d - q$ 为欧拉角误差向量, $\dot{e} = \dot{q}_d - \dot{q}$ 为欧拉角速度误差向量.

将式(6)代入式(5), 推得闭环系统方程为

$$\ddot{e} + K_d \dot{e} + K_p e = 0$$

(7)

由 K_p, K_d 的正定性可知, $(e, \dot{e}) = (0, 0)$ 是系统全局渐近稳定的平衡点, 故可实现卫星姿态机动稳定性的要求.

式(3)要求完全已知卫星的动力学模型, 才能将系统解耦为等价的线性定常系统. 然而, 由于模

型存在不确定性,难以实现非线性全补偿,而只能实现部分补偿,即采用估计模型 $\mathbf{I}, \mathbf{F}, \mathbf{C}_0, \mathbf{T}_d$ 分别代替式(3)中的 $\mathbf{I}, \mathbf{F}, \mathbf{C}_0$ 和 $\mathbf{T}_d$,用 Λ 代替挠性帆板模型中的 Λ 为了减少补偿控制的计算量,不引入对帆板的补偿,仅对刚体和干扰力矩进行部分补偿.其控制系统结构如图 1 所示.

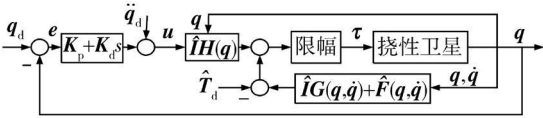


图 1 PD 反馈控制和刚体部分补偿控制系统结构图
Fig. 1 Structure chart of PD feedback and rigid body partially compensated control system

1.3 卫星的姿态机动航线

在滚动轴、俯仰轴、偏航轴姿态角均为零的初始条件下,要求滚动轴大角度机动到 α 本文将滚动轴姿态机动的路径依据卫星的速度变化分为 3 个阶段:加速、匀速、减速阶段.经上述机动过程后,滚动轴姿态角最终稳定在 α .

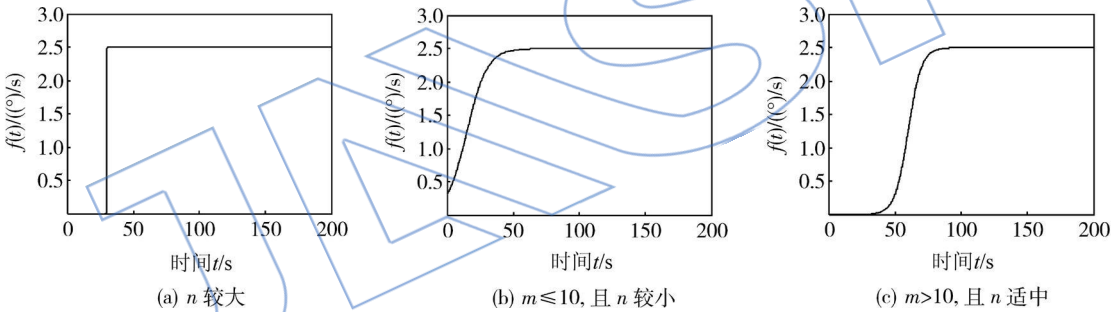


图 2 $f(t)$ 在不同参数取值下的曲线变化图
Fig. 2 Curves of $f(t)$ with different values of parameters

为简便起见,取减速阶段的卫星速度轨线为加速阶段的对称曲线,3 个阶段速度的变化趋势如

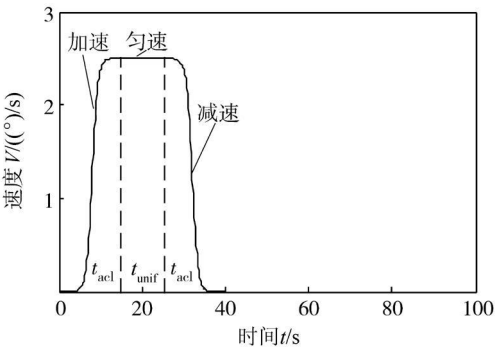


图 3 卫星滚动轴速度变化示意图

Fig. 3 Chart of velocity variations on the rolling axis of the satellite

为了平缓卫星运动时速度的变化趋势,加速阶段的速度变化曲线采用 S 型函数

$$f(t) = \frac{1}{1 + \exp^n[-(t - m)]} \times \text{标称值} \quad (8)$$

其中 m, n 是两个可调参数,标称值取卫星滚动轴机动时允许达到的最大速度.

当参数 m, n 取不同的值时,式(8)中的 $f(t)$ 分别对应不同形状和特征的曲线.当 $n \geq 20$ 时,

$$f(t) \approx \begin{cases} \text{标称值} & t \geq m \\ 0 & \text{else} \end{cases}$$

即 $f(t)$ 可近似看作 t 在点 m 处的阶跃函数,如图 2(a) 所示;当 $m \leq 10$, 且 n 取值较小时, $f(t)$ 可近似看作如图 2(b) 所示的曲线;在初始时变化率很大,到达一定的时间后,稳定在标称值上;当 $m > 10$, 且 n 取值适中时, $f(t)$ 的曲线为 S 型,在初始时变化率较小,到达一定的时间后,变化率迅速增加,最后稳定在标称值上,如图 2(c) 所示.由此可见,通过选取适当的参数,即可以获得满足系统性能要求的卫星滚动轴加速阶段的速度变化轨线.

图 3 所示.其中,加速和减速阶段的持续时间均为 t_{acl} ,匀速阶段的持续时间为 t_{unif} ,3 个阶段总的时间为 $t_{unif} + 2t_{acl}$.为了满足滚动轴姿态角最终稳定在 α 的要求,图 3 速度曲线与时间轴围成的图形面积应等于 α 将速度曲线积分,可求得 3 个阶段相应的卫星滚动轴姿态机动路径.

1.4 挠性卫星大角度机动路径规划问题的多目标优化模型

依据 1.3 节中的方法选取滚动轴姿态机动的路径,则挠性卫星大角度机动路径规划问题的多目标优化模型可表述为

求取参数向量 $\zeta^* = [m^*, n^*, t_{acl}^*]$, 使得

$$F(\zeta^*) = \min[f_1(\zeta), f_2(\zeta), f_3(\zeta)] \quad (9)$$

且满足约束条件

- 1) $m \in (0, t_{\text{manu}}/2), n \in (0, 30), t_{\text{acl}} \in (0, t_{\text{manu}}/2),$
- 2) $t_{\text{unif}} + 2t_{\text{acl}} \leq t_{\text{manu}},$
- 3) 当 $t = t_{\text{unif}} + 2t_{\text{acl}}$ 时, 滚动轴姿态角为 α 式(9)中, 3 个优化目标具体定义如下:

1) 调节时间 $f_1(\zeta)$, 设要求卫星滚动轴大角度机动到 α , 滚动轴实际输出的姿态角为 γ , 取允许的稳态误差区为 $\pm E$, 则 $f_1(\zeta)$ 定义为滚动轴姿态角的实际误差 $e = \alpha - \gamma$ 进入 $\pm E$ 的范围内, 并不再超越出此范围所经历的时间.

2) 姿态稳定度 $f_2(\zeta)$, 定义为卫星滚动轴进入稳态后, 单位时间内实际输出的姿态角 γ 的最大变化量(单位: $(^\circ)/\text{s}$).

3) 帆板模态振动的强度 $f_3(\zeta)$, 定义为卫星滚动轴进入稳态之后, 帆板模态坐标 $\eta^{[10]}$ 振荡的最大峰值.

上述 3 个目标值均越小越好.

在约束条件中, t_{ji} 表示滚动轴大角度机动过程允许的最大时间. 由于当式(8)中的参数 m, n 取值过大或过小时, 对 S 型函数 $f(t)$ 的曲线形式影响很小, 因此, 本文取 $m \in (0, t_{\text{manu}}/2), n \in (0, 30)$. 根据约束条件 2) 和 3), 可以由 t_{acl} 解算出 t_{unif} .

在上述多目标优化模型中, 快速性要求系统反应速度快, 但会导致姿态变化剧烈, 且易对帆板的振动产生较大影响, 因此 3 个目标之间是相互矛盾的, 只能求得问题的一组互不支配的 Pareto 最优路径解.

2 基于多目标优化精英进化算法规划挠性卫星大角度机动路径

文献[11]提出了一种多目标优化精英进化算法(MOEEA). 该算法使用两种精英机制, 在加快算法收敛速度的同时, 避免了在一般多目标进化算法中难以处理的适应度分配过程. 将该算法应用于挠性卫星大角度机动路径规划问题, 各主要步骤介绍如下.

2.1 个体的编码和群体的初始化

由于实数编码方式直观简洁, 有助于算法遍历整个解空间, 因此, 对 1.4 节多目标优化模型中的 3 个优化参数 m, n, t_{acl} 均采用实数编码.

群体的初始化采用随机生成法. 在各参数相应的取值范围内, 随机生成 N 个 3 维向量 $[m, n, t_{\text{acl}}]$, 共同构成算法的初始群体.

2.2 进化算子

采用模拟二进制交叉算子(SBX)和多项式变异算子^[8].

3 仿 真

3.1 本文算法的运行结果

仿真实验采用 Matlab 7.1 软件完成. 卫星姿态动力学方程中的各参数取值如下^[10]:

$$I = \begin{bmatrix} 6393.31 & 26.95 & -21.09 \\ 26.95 & 4737.30 & 1868.48 \\ -21.09 & 1868.48 & 8361.13 \end{bmatrix},$$

$$\Lambda = \text{diag}(1.02464, 1.23670, 1.91610, 2.85637, 3.87904) \text{ (rad/s)},$$

$$\xi = \text{diag}(0.005, 0.005, 0.005, 0.005, 0.005),$$

$$C_0 = \begin{bmatrix} 0.335908 & 18.3213 & -20.8864 \\ -0.0100547 & -20.8362 & -26.3452 \\ 29.7119 & 0.0752216 & 0.561621 \\ 20.0637 & -0.364224 & -0.790376 \\ 0.0240133 & 10.2219 & 27.968 \end{bmatrix}^T$$

干扰力矩仅考虑气动干扰力矩, 取轨道为 500 km, 有

$$T_d = \begin{bmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{bmatrix} =$$

$$\begin{bmatrix} -1.4484 \times 10^{-5} \sin(1.7t) \\ -1.379466 \times 10^{-4} \\ -4.3453 \times 10^{-5} \sin(1.7t) - 4.1384 \times 10^{-5} \end{bmatrix} \text{ (N} \cdot \text{m)}.$$

设卫星俯仰轴和偏航轴的输入为 0, 要求滚动轴大角度机动到 60° , 且姿态机动轨线依据 1.3 节方法选取. 控制力矩的最大绝对值取为 $80 \text{ N} \cdot \text{m}$.

MOEEA 的群体规模 N 与外部存储器的最大容量 M 均取 30, 交叉概率为 0.9, 变异概率为 0.1, 控制参数 λ 取 0.6, 算法的终止条件为进化代数达到最大值 $T = 30$. 式(8)中的标称值, 即滚动轴机动时允许的最大速度取为 $2.5(^\circ)/\text{s}$.

本文方法只需运行一次, 便可求得 1.4 节挠性卫星大角度机动路径规划问题的一组非支配解. 从这组解中挑选 4 个具有代表性的解作为示例, 表 1 列出了 4 个解在 3 个优化目标上的值, 以及相应的参数值. 图 4~ 图 7 中的各子图分别给出了 4 个解在滚动轴上的输出姿态角速度、姿态角误差、帆板模态坐标 η 随时间的变化曲线.

表 1 4 个非支配解的目标值和优化参数值

Table 1 Objective values and optimized parameters of four non dominated solutions

	调节时间 f_1/s	稳定度 $f_2/(^{\circ})/s$	帆板振动 强度 f_3	参数 m	参数 n	加速阶段的 时间 t_{acl}/s	匀速阶段的 时间 t_{unif}/s	总机动时间 ($t_{unif} + 2t_{acl}$)/s
非支配解 1	34.6430	0.0001602	0.0004921	3.6894	1.2262	6.7378	18.3097	31.7853
非支配解 2	42.5730	0.00004735	0.00001948	7.3927	0.5526	15.9948	6.8856	38.8751
非支配解 3	45.1060	0.00002335	0.00004468	8.0486	0.6243	17.1297	5.8694	40.1287
非支配解 4	54.1790	0.00004225	0.000005472	11.8836	0.3470	19.6306	8.7794	48.0406

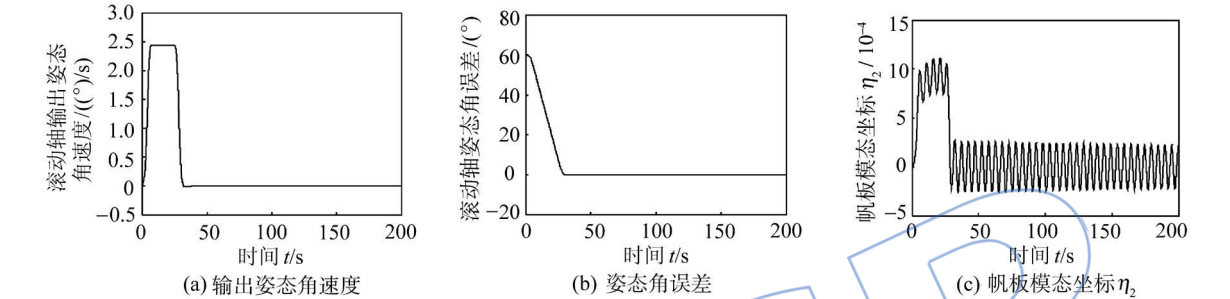


图 4 非支配解 1 的滚动轴输出姿态角速度、姿态角误差、帆板模态坐标 η_2 随时间的变化曲线

Fig.4 Curves of the output angular velocity, attitude angel errors, modal coordinates η_2 of the solar panel on the rolling axis with time of the nonr dominated solution 1

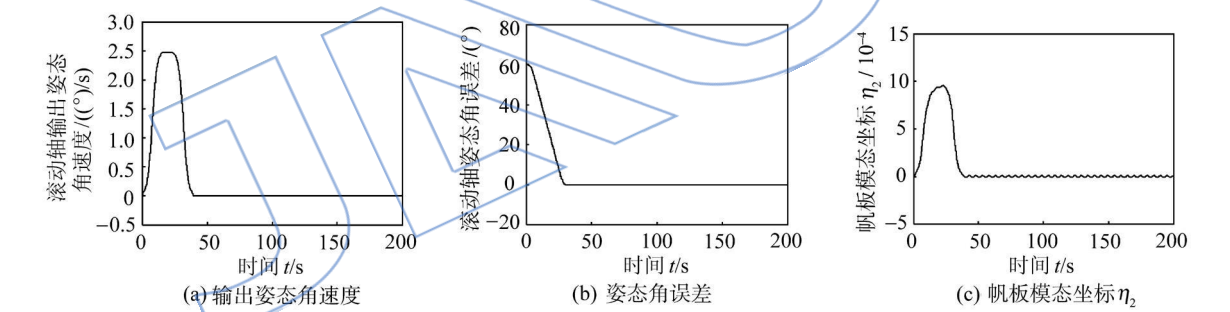


图 5 非支配解 2 的滚动轴输出姿态角速度、姿态角误差、帆板模态坐标 η_2 随时间的变化曲线

Fig.5 Curves of the output angular velocity, attitude angel errors, modal coordinates η_2 of the solar panel on the rolling axis with time of the nonr dominated solution 2

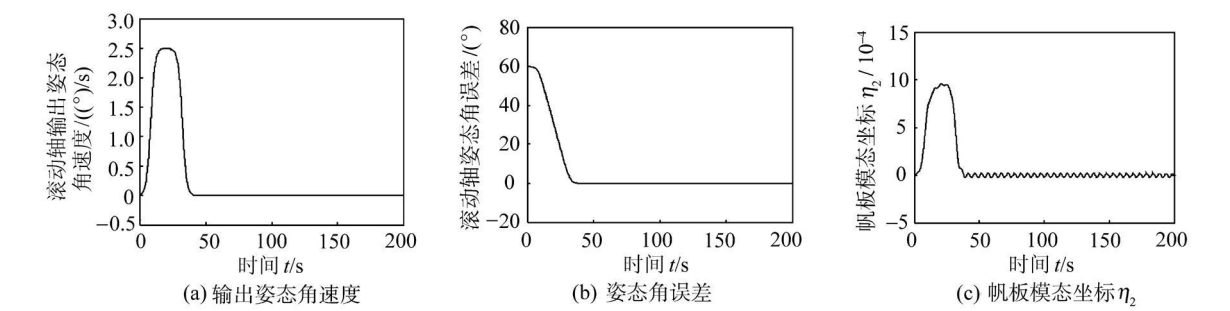


图 6 非支配解 3 的滚动轴输出姿态角速度、姿态角误差、帆板模态坐标 η_2 随时间的变化曲线

Fig.6 Curves of the output angular velocity, attitude angel errors, modal coordinates η_2 of the solar panel on the rolling axis with time of the nonr dominated solution 3

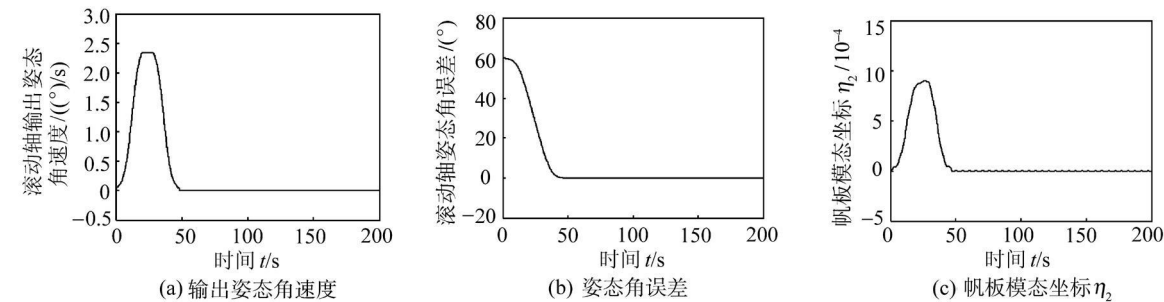


图 7 非支配解 4 的滚动轴输出姿态角速度、姿态角误差、帆板模态坐标 η_2 随时间的变化曲线
Fig.7 Curves of the output angular velocity, attitude angel errors, modal coordinates η_2 of the solar panel on the rolling axis with time of the norr dominated solution 4

从上述图表可以看出, 非支配解 1 对应的调节时间 f_1 在 4 个解中最短, 但卫星姿态的稳定度 f_2 和卫星大角度机动所激发的帆板振动强度 f_3 均最差; 非支配解 2 和非支配解 3 对应的调节时间 f_1 和帆板振动强度 f_3 的性能比较适中, 且非支配解 3 的姿态稳定度 f_2 最优; 非支配解 4 的调节时间 f_1 最长, 但它的帆板振动强度 f_3 最低.

由此可见, 本文方法能够为挠性卫星大角度机动路径规划问题搜索到一组多样性较好的非支配解. 这组解在各目标上的性能各有侧重, 决策者可以根据当前的需求, 从这组解中挑选出一个足够满意的解作为最终解, 求得卫星滚动轴的给定姿态机动路径. 一旦工作需求发生变化, 决策者可以直接从这组解中挑选出另一个符合要求的满意解, 而无需重新运行算法.

3.2 与其他方法的比较

1) 与阶跃机动路径的比较

如果不采用姿态机动路径规划方法, 而直接令滚动轴姿态角阶跃 60° , 俯仰轴和偏航轴的输入为 0, 则它的调节时间 f_1 为 83. 6830 s, 姿态稳定度 f_2 为 0. 000 797 1 ($^\circ$) / s, 帆板振动强度 f_3 为 0. 006317. 在 3 个性能指标上, 表 1 给出的解均优于未作机动路径规划的情况, 说明本文提出的挠性卫星姿态机动路径规划方法是切实可行的.

2) 与梯形速度曲线机动路径的比较

卫星滚动轴的速度变化仍分为加速、匀速、减速 3 个阶段, 但加、减速阶段使用斜坡输入. 此时, 它的调节时间 f_1 为 89. 8970 s, 姿态稳定度 f_2 为 0. 0002414 ($^\circ$) / s, 帆板振动强度 f_3 为 0. 0003490. 对照表 1 可见, 除了非支配解 1 在帆板振动强度上的性能略差以外, 本文方法搜索到的所有解在 3 个性能指标上均优于梯形速度曲线机动路径.

由此表明, 本文方法规划出的 S 型速度曲线机动路径能够更加有效地提高卫星姿态控制系统的控制性能, 缓解卫星快速性、姿态稳定度、卫星机动所激发的帆板振动强度之间的矛盾.

4 结 论

本文建立了挠性卫星姿态大角度机动问题的多目标优化模型, 并基于一种多目标优化精英进化算法, 规划了卫星姿态的机动路径. 仿真结果表明, 所提算法运行一次便能够有效地搜索到一组多样性较好的非支配路径解, 供决策者在不同的工作目标下选择. 与未作机动路径规划的情况及梯形速度曲线路径相比, 本文方法更加有效地提高了卫星姿态控制系统的控制性能, 缓解了卫星快速性、姿态稳定度、帆板振动强度之间的矛盾. 因此, 本文方法适用于求解具有多个优化目标的挠性卫星姿态大角度机动问题.

参考文献:

[1] Coello Coello C A, Lamont G B. Applications of multi objective evolutionary algorithms[M]. Singapore: World Scientific Publishing Co. Pte. Ltd. , 2004.

[2] Knowles J, Corne D, Deb K. Multiobjective problem solving from nature. from concepts to applications [M]. Berlin: Springer, 2008.

[3] 刘国汉, 王长龙, 高益军. 卫星姿态动力学与控制 (2)[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2005.

[4] 张国琪, 丁建钊. 柔性航天器姿态快速机动的自适应控制方法[J]. 空间控制技术与应用, 2008, 34(4): 23-27. ZHANG Guoqi, DING Jianzhao. Adaptive control method for fast attitude maneuver of flexible spacecraft [J]. Aerospace Control and Application, 2008, 34(4): 23-27. (in Chinese)

[5] Boskovic J D, Li S M, Mehra R K. Robust adaptive variable structure control of spacecraft under control input saturar

- tion [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2001, 24(1): 14-22.
- [6] 周黎妮, 唐国金, 李海阳. 航天器姿态机动的自抗扰控制器设计[J]. 系统工程与电子技术, 2007, 29(12): 2122-2126.
ZHOU Lini, TANG Guojin, LI Haiyang. Active disturbance rejection controller design for spacecraft attitude maneuver [J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2007, 29(12): 2122-2126. (in Chinese)
- [7] 李广兴, 周军, 周凤岐. 挠性航天器高精度智能控制方案研究[J]. 宇航学报, 2006, 27(6): 1196-1200.
LI Guangxing, ZHOU Jun, ZHOU Fengqi. Intelligent control research for high precision attitude of flexible spacecraft [J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(6): 1196-1200. (in Chinese)
- [8] Singhose W. Command shaping for flexible systems: a review of the first 50 years [J]. International Journal of Precision Engineering and Manufacturing, 2009, 10(4): 153-168.
- [9] 胡庆雷, 马广富. 基于滑模输出反馈与输入成形控制相结合的挠性航天器主动振动抑制方法[J]. 振动与冲击, 2007, 26(6): 133-138.
HU Qinglei, MA Guangfu. Active vibration suppression in flexible spacecraft with mismatched uncertainty via sliding mode/shaped input control [J]. Journal of Vibration and Shock, 2007, 26(6): 133-138. (in Chinese)
- [10] 李英波. 挠性充液卫星动力学分析与姿态控制研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2001.
LI Yingbo. Dynamic analysis and attitude control of flexible liquid filled satellite [D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2001. (in Chinese)
- [11] 申晓宁, 李胜, 郭毓, 等. 基于多目标遗传算法的冗余机械手逆解算法[J]. 系统仿真学报, 2008, 20(2): 399-403.
SHEN Xiaoning, LI Sheng, GUO Yu, et al. A multi objective genetic algorithm for the inverse kinematics problem of the redundant manipulator [J]. Journal of System Simulation, 2008, 20(2): 399-403. (in Chinese)
- [12] Deb K, Agrawal R B. Simulated binary crossover for continuous search space [J]. Complex Systems, 1995, 9: 115-148.