充液挠性航天器姿态机动控制的多目标优化

朱锐¹,郭 毓¹,王 璐²,钟晨星³

(1.南京理工大学自动化学院,江苏南京210094;2.华为技术有限公司南京研究所,江苏南京210012;
 3.中国电子科技集团公司第二十九研究所,四川成都610036)

摘 要:针对充液挠性航天器姿态快速机动、快速稳定的控制要求,为减小姿态机动对挠性附件振动和液体晃动的激发,设计了一种基于正弦型加加速度的姿态机动路径规划方法。为进一步提高姿态控制性能,提出了一种基于云多目标粒子群算法的姿态控制器参数和机动路径参数联合优化方法。以最小化充液挠性航天器三轴姿态达到指定指向精度的时间以及三轴姿态稳定度,构建多目标优化模型,并应用云多目标粒子群算法求取姿态控制器参数和机动路径参数的Pareto最优解。仿真结果表明:采用多目标联合优化算法得到的控制器与路径参数,能够有效减小液体晃动和挠性附件振动,显著提高充液挠性航天器大角度姿态机动的快速性和稳定性。

关键词:充液挠性航天器;姿态机动;大角度;路径规划;云多目标粒子群优化

中图分类号: TP 412.4⁺2 文献标志码: A **DOI:** 10.19328/j.cnki.1006-1630.2020.01.002

Multi-objective Optimization for the Attitude Maneuver Control for Liquid-Filled Flexible Spacecraft

ZHU Rui¹, GUO Yu¹, WANG Lu², ZHONG Chenxing³

(1.School of Automation, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094, Jiangsu, China;
2.Nanjing Research Institute, HUAWEI Technology Limited Liability Company, Nanjing 210012, Jiangsu, China;
3.The 29th Research Institute of China Electronics Technology Group Corporation, Chengdu 610036, Sichuan, China)

Abstract: In view of the control requirements of fast maneuvering and stabilizing of the liquid-filled flexible spacecraft, in order to reduce the inducement of attitude maneuver to the vibration of flexible appendages and liquid sloshing, an attitude maneuver path planning method based on a sinusoidal acceleration is designed. To improve the attitude control performance further, a joint optimization algorithm of attitude controller parameters and maneuvering path parameters based on the cloud multi-objective particle swarm optimization (CMOPSO) algorithm is proposed. A multi-objective optimization model is built to minimize the time for the three-axis attitude of the spacecraft to reach the specified pointing accuracy and the stability of the three-axis attitude, and the optimal Pareto solutions of the attitude controller parameters and maneuvering path parameters are obtained by use of the CMOPSO algorithm. The simulation results show the rapidity and stability of the large angle attitude maneuver of the liquid-filled flexible spacecraft with the optimized controller and maneuver path parameters are significantly improved, as well as the liquid sloshing and flexible appendage vibration have been effectively reduced.

Key words: liquid-filled flexible spacecraft; attitude maneuver; large angle; path planning; cloud multi-objective particle swarm optimization (CMOPSO)

收稿日期:2019-04-22;修回日期:2019-09-30

基金项目:国家自然科学基金资助项目(61973167,61773211);江苏省重点研发计划资助项目(BE2017161);江苏高校优势学科建设工程 资助项目(AD20540)

作者简介:朱锐(1997—),女,硕士生,主要研究方向为航天器姿态控制与优化。

通信作者:郭 毓(1964—),女,博士,教授,博士生导师,主要研究方向为挠性航天器姿态控制、高精度伺服系统、智能机器人控制等。

0 引言

随着空间技术的发展与航天需求的不断增长, 现代航天器的飞行任务呈现出多样化趋势,要求航 天器既具有长的在轨工作寿命,又能够完成复杂任 务^[1-2]。这使现代航天器的结构、尺寸日趋复杂与庞 大,并且需要携带大量的液体燃料^[34],因为液体燃 料不但能够满足能量性能要求,而且经济性好、实 用性强、燃烧时间长,适用于航天器飞行。此外,为 降低发射成本,现代航天器广泛采用轻质附件,如 太阳能帆板、大型柔性天线等,这使航天器的挠性 越来越大。因此,大型充液挠性航天器已成为未来 航天器发展的重要方向之一。

现代航天任务对航天器姿态控制的要求越来越 高。例如对地观测卫星,为达到在轨高分辨率跟踪 监测的目的,既要求其姿态具有大角度快速机动、快 速稳定的能力,又要求具有甚高稳态指向精度与稳 定度[5-6]。然而,已有研究发现,充液挠性航天器因携 带大量液体燃料和大型轻质挠性附件,其姿态控制 系统具有刚-柔-液耦合的复杂非线性动力学特性,姿 态机动极易诱发液体晃动和挠性附件振动,这对实 现航天器姿态大角度快速机动、快速稳定控制提出 了巨大挑战。已有研究发现,路径规划是提高航天 器姿态机动性能的关键因素之一,受到了国内外学 者的广泛关注。文献[7]在探测器执行空间任务时 采用Bang-Coast-Bang(BCB)型路径进行快速机动, 但是该路径仍存在因角加速度突变易引起挠性附件 振动的问题。文献[8-9]分别提出了S函数型角速 度的机动路径和三段式抛物线型角加速度的机动路 径,减少了姿态机动对挠性附件振动的激发。文献 [10]提出了一种三段式正弦型角加速度的机动路 径,使机动路径更为平滑,进一步提高了姿态机动的 快速性和稳态指向精度。文献[11]提出了一种七段 式正弦型角加加速度曲线的路径,同时结合模糊多 目标粒子群优化算法,对机动路径参数进行优化,可 以兼顾多项性能指标,实现挠性航天器快速机动、快 速稳定。然而,现有文献大多研究的是刚体或挠性 航天器的姿态机动控制问题,研究充液挠性航天器 姿态机动路径的文献还很少。

本文针对充液挠性航天器姿态快速机动、快速 稳定的控制要求,设计了一种基于正弦型加加速度 的七段式姿态机动路径规划方案,结合云多目标粒 子群优化算法,联合优化充液挠性航天器的控制器 参数和机动路径参数,以减小液体晃动和挠性附件 振动对航天器姿态机动控制的影响,提高充液挠性 航天器姿态机动的快速性和机动完成后的稳定度。

充液挠性航天器动力学模型及姿态 控制系统结构

1.1 充液挠性航天器动力学模型

在混合坐标系下,一类带有挠性太阳能帆板及 液体燃料的三轴航天器的姿态动力学方程、挠性附 件振动方程和液体燃料晃动方程可分别描述为^[11]

$$I\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega}^{\times}I\boldsymbol{\omega} + C_{0}\ddot{\boldsymbol{\eta}} + G_{1}\ddot{\boldsymbol{q}} = T_{d} + \boldsymbol{\tau} \qquad (1)$$

$$\ddot{\boldsymbol{\eta}} + 2\boldsymbol{\zeta}\boldsymbol{\Lambda}\,\dot{\boldsymbol{\eta}} + \boldsymbol{\Lambda}^2\,\boldsymbol{\eta} + \boldsymbol{C}_0^{\mathrm{T}}\,\dot{\boldsymbol{\omega}} = 0 \qquad (2)$$

$$\boldsymbol{q} + \boldsymbol{\Lambda}_2 \boldsymbol{q} + \boldsymbol{C}_1 \boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{C}_2 \boldsymbol{\alpha} = 0 \tag{3}$$

式中: $I \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ 为航天器转动惯量; $\omega \in \mathbb{R}^{3 \times 1}$ 为航天 器本体坐标系相对惯性坐标系的角速度; $\omega^{\times} \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ 表示 ω 的斜对称矩阵; $C_0 \in \mathbb{R}^{3 \times n}$ 为挠性振动与星体 姿态运动的耦合系数矩阵; $G_1 \in \mathbb{R}^{3 \times m}$ 、 $C_1 \in \mathbb{R}^{m \times 3}$ 、 $C_2 \in \mathbb{R}^{m \times 3}$ 为液体晃动与星体姿态运动的耦合系数 矩阵; $\mathbf{r} \in \mathbb{R}^{3 \times 1}$ 为控制力矩矢量; $T_d \in \mathbb{R}^{3 \times 1}$ 为环境 干扰力矩; $\zeta \in \mathbb{R}^{n \times n}$ 为挠性体振动模态阻尼比; $A \in \mathbb{R}^{3 \times 1}$ 为挠性体振动模态频率矩阵; $A_2 \in \mathbb{R}^{m \times m}$ 为液体晃动模态频率平方矩阵; $\eta \in \mathbb{R}^{n \times 1}$ 为挠性体 振动模态矢量; $q \in \mathbb{R}^{m \times 1}$ 为液体晃动模态矢量; $\alpha \in \mathbb{R}^{3 \times 1}$ 为航天器的姿态角矢量。

1.2 姿态机动路径规划

由于充液挠性航天器具有刚柔液动力学耦合的特点,在进行大角度姿态机动过程中,常常会导致液体的剧烈晃动和挠性帆板的强烈振动,降低了 姿态机动的快速性和稳定性。为保证航天器姿态 快速机动的同时减少姿态机动对挠性附件振动和 液体晃动的激发,需对姿态机动对挠性附件振动和 液体晃动的激发,需对姿态机动路径进行规划。当 前应用较为广泛的是BCB型路径,采用该路径一定 程度上可以改善姿态机动的性能,但由于残余振动 较大,机动完成后的指向精度和稳定度难以提高。 为提高充液挠性航天器姿态机动控制的性能,本文 采用基于正弦型加加速度的七段式路径,对航天器 三轴姿态机动路径进行规划。这里以滚动轴为例, 说明其具体思路。航天器的角加加速度曲线由正 弦函数组成,对其进行三次积分,即得角位置曲 线¹⁰⁰。图1为路径规划示意图。



Fig.1 The seven-segment path planning diagram based on the sinusoidal acceleration

要求充液挠性航天器的滚动轴从 0 机动到 φ_0 , 图 1中, V_{max} 和 a_{max} 分别为航天器滚动轴可达到的最 大角速度和角加速度(考虑实际航天器姿态三轴角 速度测量元件的测量范围有限, 设定 V_{max} 和 a_{max} 不 超过实际系统允许的最大速度 V_{system_max} 和最大加速 度 a_{system_max}), T 为正弦函数的周期, t_{x_1} 为第 2 段(勾 加速段)和第 6 段(勾减速段)的时间, t_{x_2} 为匀速段的 时间。

当航天器姿态机动角度和最大角速度确定后, 通过调节角加速度和正弦函数的周期,按照 $t_{x_1} = \frac{V_{\text{max}}}{a_{\text{max}}} - \frac{T}{2}, t_{x_2} = \frac{\varphi_0}{V_{\text{max}}} - \frac{V_{\text{max}}}{a_{\text{max}}} - \frac{T}{2},$ 确定机动路径的参数。七段式机动路径的表达式如下: 第1段($t \leq T/2$) $a_{\text{max}} \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix} = \frac{T^2}{2\pi} \begin{bmatrix} 2\pi \\ 0 \end{bmatrix} = \frac{T^2}{2\pi}$

$$\frac{1}{2} \left[\frac{1}{2}t^2 - \frac{1}{4\pi^2} \cos\left(\frac{T}{T}t\right) - \frac{1}{4\pi^2} \right]$$

$$\Re 2 \operatorname{\mathcal{B}}(T/2 < t \leqslant T/2 + t_{x_1})$$

$$\frac{a_{\max}}{2} \left(t^2 - \frac{T}{2}t + \frac{T^2}{8} - \frac{T^2}{2\pi^2} \right)$$

$$\Re 3 \operatorname{\mathcal{B}}(T/2 + t_{x_1} < t \leqslant T + t_{x_1})$$

$$\begin{split} \frac{a_{\max}}{2} &\left\{ \frac{1}{2} t^2 - \frac{T^2}{4\pi^2} \cos\left[\frac{2\pi}{T} \left(t - \frac{T}{2} - t_{x_1}\right)\right] + t_{x_1} t - \frac{T}{2} t_{x_1} - \frac{1}{2} t_{x_1}^2 - \frac{T^2}{4\pi^2} \right\} \\ & \Re 4 \bigotimes (T + t_{x_1} < t \leqslant T + t_{x_1} + t_{x_2}) \\ & \frac{a_{\max}}{2} \left[(2t + T) t - t_{x_1}^2 - \frac{3}{2} T t_{x_1} - \frac{T^2}{2} \right] \\ & \Re 5 \bigotimes (T + t_{x_1} + t_{x_2} < t \leqslant 3T/2 + t_{x_1} + t_{x_2}) \\ & \frac{a_{\max}}{2} \left\{ -\frac{1}{2} t^2 - \frac{T^2}{4\pi^2} \cos\left[\frac{2\pi}{T} \left(t - T - t_{x_1} - t_{x_2} - t_{x_2}\right)\right] + \left(3t_{x_1} + t_{x_2} + 2T\right) t - \frac{5T}{2} t_{x_1} - T t_{x_2} - t_{x_1} t_{x_2} - T^2 - \frac{3}{2} t_{x_1}^2 - \frac{1}{2} t_{x_2}^2 - \frac{T^2}{4\pi^2} \right\} \\ & \Re 6 \bigotimes (3T/2 + t_{x_1} + t_{x_2} < t \leqslant 3T/2 + 2t_{x_1} + t_{x_2}) \\ & \frac{a_{\max}}{2} \left[-t^2 + \left(4t_{x_1} + 2t_{x_2} + \frac{7}{2} T\right) t - 4T t_{x_1} - \frac{5}{2} T t_{x_2} - 2t_{x_1} t_{x_2} - \frac{17}{8} T^2 - 2t_{x_1}^2 - t_{x_2}^2 + \frac{T^2}{2\pi^2} \right] \end{split}$$

第7段(3T/2+2t_{x1}+t_{x2} < t < 2T+2t_{x1}+t_{x2})

$$\frac{a_{\max}}{2} \left\{ -\frac{1}{2}t^{2} + \frac{T^{2}}{4\pi^{2}} \cos\left[\frac{2\pi}{T}\left(t - \frac{3}{2}T - 2t_{x_{1}} - t_{x_{2}}\right)\right] + \left(2t_{x_{1}} + t_{x_{2}} + 2T\right)t - Tt_{x_{1}} - Tt_{x_{2}} - t_{x_{2}} - \frac{1}{2}t_{x_{2}}^{2} + \frac{T^{2}}{4\pi^{2}} \right\}$$

稳定段($t > 2T + 2t_{x_1} + t_{x_2}$)

笛7四(2T/2⊥2t ⊥ t

$$\frac{a_{\max}}{2} \Big(T^2 + 3Tt_{x_1} + 2t_{x_1}t_{x_2} + Tt_{x_2} + 2t_{x_1}^2 \Big)$$

1.3 姿态控制器

为了减小航天器姿态机动对液体晃动和挠性 附件振动的激发,实现快速机动、快速稳定的控制 目标,采用反馈控制器与机动路径规划相结合的姿 态控制方案,系统结构如图2所示。



Fig.2 The structure of the attitude control system for a liquid-filled flexible spacecraft

图 2 中, α_{d} 、 $\ddot{\alpha}_{d}$ 分别为期望的角位置、角加速度 向量, α 为实际的姿态角向量, $e = \alpha_d - \alpha$ 为姿态角 误差向量。图2中姿态控制器采用微分先行的PD 控制律,即

$$\boldsymbol{u} = \ddot{\boldsymbol{\alpha}}_{\mathrm{d}} + \boldsymbol{K}_{\mathrm{p}}\boldsymbol{e} + \boldsymbol{K}_{\mathrm{d}}\dot{\boldsymbol{e}}$$
(4)

式中: $K_{\text{p}} = \text{diag}(K_{\text{px}}, K_{\text{py}}, K_{\text{pz}})$ 为姿态控制器的比例 控制系数矩阵; K_d = diag(K_{dx}, K_{dy}, K_{dz})为微分控制 系数矩阵; $\dot{e} = \dot{a}_{d} - \dot{a}$ 为角速度误差向量。经执行 机构输出限幅后,作用到航天器上的控制力矩向 量为

$$\boldsymbol{\tau} = \begin{cases} \boldsymbol{u}_{\text{limit}} & (\boldsymbol{u} \ge \boldsymbol{u}_{\text{limit}}) \\ \boldsymbol{u} & (-\boldsymbol{u}_{\text{limit}} < \boldsymbol{u} < \boldsymbol{u}_{\text{limit}}) \\ -\boldsymbol{u}_{\text{limit}} & (\boldsymbol{u} \le -\boldsymbol{u}_{\text{limit}}) \end{cases}$$
(5)

式中:uimi为执行机构能够输出的最大控制力矩 向量。

2 充液挠性航天器姿态机动路径参数 及控制器参数联合优化

从航天器动力学模型式(1)~(3)可以看出:由 于刚-柔-液耦合特性,航天器大角度姿态机动不仅 会激发挠性附件的振动,而且还会激发液体燃料的 晃动。同时,挠性附件振动和液体燃料晃动都会影 响航天器的姿态控制性能。

航天器大角度姿态机动时,三轴姿态均需满足 快速机动、快速稳定的控制目标,但是各项指标之 间常常存在矛盾,这是一个复杂的多目标优化问 题,需要进行综合优化,使各项指标尽可能好,而不 仅仅是某个指标达到最优。此外,由于航天器三轴 姿态运动的耦合作用,三轴姿态机动的路径参数及 控制器参数均会影响姿态机动的控制性能,如果仅 对机动路径参数进行优化,控制器的参数仍然难以 选择和优化。针对此问题,本文提出对充液挠性航 天器的姿态控制器参数和机动路径参数进行多目 标联合优化,以进一步提高姿态机动控制的性能。

云多目标粒子群优化(Cloud Multi-Objective Particle Swarm Optimization, CMOPSO)算法是一 种改进的粒子群优化算法,它利用外部粒子群引导 群体外粒子的飞行,保存非劣解,利用自适应网格 法来维护外部粒子群,从而平衡算法的全局搜索能 力和局部搜索能力^[12]。CMOPSO算法具有搜索速 度快、效率高、算法简单、能够实现多个目标同时优 化等特点,可以较好地解决普通粒子群算法易陷入 局部最优的问题,故本文采用CMOPSO算法对航 天器的姿态控制器和路径参数进行联合优化。

充液挠性航天器滚动、俯仰和偏航三轴需优化 的姿态机动路径参数分别为三轴机动路径的角加 速度的最大值 $a_{max_x}, a_{max_y}, a_{max_z}$ 和三轴正弦函数的 周期 T_x, T_y, T_z , 需优化的三轴姿态控制器参数为比 例系数 K_{px}, K_{py}, K_{pz} 和微分系数 K_{dx}, K_{dy}, K_{dz} 。 假设 三轴姿态角达到指定的指向精度 p_i 的时间为 f_{1x}, f_{1y} 和 f_{1z} , 三轴稳定度记为 f_{2x}, f_{2y} 和 f_{2z} 。姿态机动控制联 合优化的目标是使 $f_{1x}, f_{1y}, f_{1z}, f_{2x}, f_{2y}, f_{2z}$ 同时达到尽可 能小的值。为此, 建立充液挠性航天器姿态机动路 径参数 和控制器参数联合优化模型, 求取 $\zeta =$ [$a_{max_y}, a_{max_z}, T_x, T_y, T_z, K_{px}, K_{py}, K_{pz}, K_{dx}, K_{dy}, K_{dz}$], 使得

 $F(\zeta) = \min \left[f_{1x}, f_{1y}, f_{1z}, f_{2x}, f_{2y}, f_{2z} \right]$ (6) 其中, ζ 需满足以下约束条件:

1) $K_{p} \in [K_{pr,min}, K_{pr,max}]$,其中, $K_{pr,min}, K_{pr,max}(\cdot = x, y, z, 分别代表航天器的滚动轴、俯仰轴以及偏航轴)为设计的航天器三轴姿控器中比例系数的最小值和最大值;$

2) $K_{d} \in [K_{d,\min}, K_{d,\max}]$,其中, $K_{d,\min}, K_{d,\max}$ (•= *x*, *y*, *z*)为设计的航天器三轴姿控器中微分系数的最小值和最大值;

3) a_{\max} . \in (0, a_{\max}](•= x, y, z),其中, a_{\max} 为规划 的姿态机动路径中的最大角加速度的绝对值;

4) 设 t_{\max} 为由姿态机动指标确定的最大机动时 间,则有 $2T_{(.)} + 2t_{(.)1} + t_{(.)2} \in (0, t_{\max}], (•=x, y, z),$ 其中, $T_{(.)}$ (•=x, y, z)为三轴机动路径中正弦函数 的周期, $t_{(.)1}, t_{(.)2}$ (•=x, y, z)分别为三轴姿态机动路 径匀加(减)速段的时间和匀速段的时间;

5) 规划的三轴姿态角在 $t_{(.)} = 2T_{(.)} + t_{(.)1} + t_{(.)2}$ 时达到 $\varphi_{(.)0}, \varphi_{(.)0}$ (•=x, y, z)为设计的航天器三轴的 指定机动角度。

在以上限制条件下,联合优化控制器参数和路 径参数,得到式(5)的多目标 Pareto 解集。CMOP-SO联合优化算法流程如图 3 所示。

3 仿真试验及结果分析

3.1 本文算法仿真结果

仿真用充液挠性航天器的数学模型及参数取自 文献[11]。充液挠性航天器初始姿态角为[-30, 0.5,0.5](°),期望达到的姿态角为[30,0,0](°),





三轴初始姿态角速度均为 10^{-3} (°)/s。姿态机动采 用基于正弦型加加速度七段路径,并利用CMOP-SO联合优化充液挠性航天器姿态机动路径参数和 控制器参数。考虑实际航天器姿态三轴角速度测 量元件的测量范围有限,设定机动路径的匀速段角 速度限幅为 $V_{\text{system}, \max}$ =2.5(°)/s,角加速度限幅为 $a_{\text{system}, \max}$ =0.4(°)/s²,控制器力矩限幅为 u_{limit} =25 N•m,系统采样时间为0.05 s。

性能指标:当充液挠性航天器滚动轴机动 60° 时,考虑三轴运动耦合,为了平稳进行姿态机动,对 俯仰轴和偏航轴亦按照所设计的七段路径进行规 划,要求三轴姿态机动时间控制在 t_{max} =70 s之内, 指向精度优于 p_i =0.005°;且在 100~150 s(稳定时 间)内,稳定度优于 6×10⁻⁵ (°)/s。

本文算法只需运行一次,即可得到多组充液挠 性航天器姿控参数联合优化 Pareto 解(即优化的路 径参数和控制器参数),其中两组 Pareto 解见表1。 将这两组 Pareto 解应用到充液挠性航天器的机动路 径和控制器中,对应的姿态机动性能指标见表2。

选取 Pareto 解 2 用于充液挠性航天器的系统模型中,参数联合优化仿真结果如图 4 所示。

由表2可以看出:充液挠性航天器的控制器参数和机动路径参数经过CMOPSO联合优化后,得到的这两组Pareto解都可以使得航天器在49.25 s 内完成滚动轴机动60°的机动任务。

	表1	基于 CMOPSO 算法的姿控参数联合优化 Pareto 解
Tab. 1	The optimized Par	eto solutions of joint attitude control parameters based on the CMOPSO

	路名	圣参数	控制器参数		
Pareto 解	a_{\max} ./((°)/s)	$T_{(\cdot)}/\mathrm{s}$	K_{p} .	$K_{ m d}$.	
Pareto 解 1	(0.40, 0.22, 0.10)	(23.90, 0.10, 47.66)	(12.66, 13.12, 9.04)	(11.15, 8.54, 6.94)	
Pareto 解 2	(0.33, 0.23, 0.38)	(23.33, 15.76, 20.39)	(12.41, 8.39, 7.53)	(20.00, 15.41, 13.04)	

表 2 参数优化所得 Pareto 解对应的性能指标

Tab. 2Performance indexes of the Pareto solutions
obtained by the parameter optimization

Denote 姻	调节时间/s			稳定度/(10^{-6} (°)•s ⁻¹)		
P areto 用牛	x	у	z	x	у	z
Pareto 解 1	47.05	41.25	41.25	6.980	0.626	0.315
Pareto 解 2	49.25	42.05	41.85	5.890	0.204	0.187







结合表2和图4可以看出:达到稳定状态后,航 天器三轴角位置均达到期望的指向精度和稳定度, 并且三轴姿态稳定度均可达到10⁻⁶(°)/s的数量级。 对比表2中的两组Pareto解可以看出:Pareto解1的 调节时间比Pareto解2略短,但稳定度较Pareto解2 略低,两组解各有优点,互不支配。由图4(e)、图4 (f)可以看出,挠性附件一、二阶振动模态幅值均约 为0.0015。由图4(g)可以看出,液体晃动模态(仅 考虑第一阶模态)幅度约为0.1。由此可见,采用本 文所提联合优化算法搜索得到的机动路径参数和控 制器参数,能使充液挠性航天器完成快速机动、快速 稳定的控制目标。

3.2 与其他方法比较

充液挠性航天器在完成大角度姿态机动的任务时,三轴姿态均需满足快速机动、快速稳定的控制目标,并且由于航天器三轴姿态运动的耦合作用,三轴姿态机动的路径参数及控制器参数对姿态机动的控制性能的影响均不容小觑。若只考虑控制器参数对航天器控制性能的影响,不采用本文给出的姿态机动路径规划方法,而直接令滚动轴从初始姿态一30°阶跃至30°,俯仰轴和偏航轴均从初始姿态角度0.5°阶跃至0°,控制器参数采用3.1节中优化后的Pareto解2中的控制器参数,获得的航天器姿态机动控制的性能指标如下:三轴调节时间为416.05、419.90、391.50 s,三轴稳定度为1.450 6、1.5197、1.3808(°)/s。姿态阶跃响应仿真结果如图5所示。

结合图4与图5可看出:采用了联合优化算法 获得的姿控参数后,航天器的三轴调节时间缩短了 大约360s,三轴稳定度提高了约10⁻⁵倍。总之,采 用了联合优化算法获得的姿控参数后姿态机动控 制的性能指标均大大优于姿态阶跃机动控制的性 能指标。再考虑挠性附件振动强度和液体晃动幅 度,对比图4和图5可以看出:采用联合优化算法后



Fig.5 Simulation results of the attitude step responses of the liquid-filled flexible spacecraft

挠性附件振动第一、二阶模态幅值缩小到原来的1/ 330,液体晃动第一阶模态幅值缩小到原来的1/60, 联合优化算法显著抑制了挠性附件振动和液体晃 动。综上,采用了本文设计的联合优化算法搜索得 到的机动路径参数和控制器参数后,航天器的姿态 控制性能均有较大提高,并且挠性附件振动和液体 晃动亦得到非常有效的抑制,从而验证了联合优化 算法的有效性。

4 结束语

本文针对一类带液体燃料和挠性附件的航天器快速机动、快速稳定的控制要求,研究了一种姿态 机动路径优化方法,将微分先行的PD姿态控制器与 基于正弦型加加速度的七段路径规划相结合,并采 用CMOPSO算法联合优化充液挠性航天器姿态控 制器参数及机动路径参数。仿真结果表明:采用本 文所提联合优化算法的姿控参数能够显著减小液体 晃动和帆板振动对航天器的影响,使充液挠性航天 器能够较好地完成大角度姿态快速机动、快速稳定 的任务。目前本文在姿态机动角度已知的情况下, 研究了航天器姿态机动路径及参数优化的问题,由 于计算量较大,只能离线优化。未来将进一步研究 更为有效的在线优化方法,从而实时规划航天器机 动路径,以适应更为复杂的航天任务要求。

参考文献

- [1] 吴宏鑫,胡军,解永春.航天器智能自主控制研究的回 顾与展望[J].空间控制技术与应用,2016,42(1):1-6.
- [2]刘付成,朱东方,黄静.空间飞行器动力学与控制研究 综述[J].上海航天,2017,34(2):1-29.
- [3] 史星宇,齐瑞云.充液航天器姿态控制研究进展[J].飞 行力学,2016,34(1):1-5,9.
- [4] DENG M, YUE B. Nonlinear model and attitude dynamics of flexible spacecraft with large amplitude slosh
 [J]. Acta Astronautica, 2017, 133(4): 111-120.
- [5]钟晨星,郭毓,周川,等.挠性航天器滑模变结构控制及 抖振抑制研究[J].空间控制技术与应用,2013,39(2): 24-29.
- [6] 刘刚,钟超,何益康,等.有大型挠性附件的卫星姿态线 性鲁棒控制器设计研究[J].上海航天,2017,34(2): 150-160.
- [7] CREAMER G, DELAHUNT P, GATES S, et al. Attitude determination and control of clementine during lunar mapping [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1996, 19(3): 505-511.
- [8] 申晓宁,周端,郭毓,等.基于多目标进化算法的卫星机 动路径规划[J]. 航空动力学报,2010,25(8):1906-1912.
- [9] 郑立君,郭毓,赖爱芳,等.挠性航天器大角度姿态机动 路径规划[J].华中科技大学学报(自然科学版),2011, 39(增刊2):232-234,242.
- [10] ZHOU C F, GUO Y, FU Y L, et al. Attitude control of flexible spacecraft considering rigid-flex coupling parameters [C]// Proceedings of International Conference on Modelling, Identification and Control. 2012: 837-842.
- [11] 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.
- [12] COELLO C, VELDHUIZEN D, LAMONT G B. Evolutionary algorithms for solving multi-objective problems [M]. New York: Kluwer Academic Publishers, 2002: 79-104.