

DOI:10.11918/201904202

空间飞行器大角度姿态机动控制能量优化

赵振平¹, 王林林¹, 周 荻², 王锦程¹, 王永海¹

(1. 北京航天长征飞行器研究所, 北京 100076; 2. 哈尔滨工业大学 航天学院, 哈尔滨 150001)

摘要: 空间飞行器姿态控制系统以开关式小推力器为执行机构, 为实现该飞行器在执行 Rest-to-Rest 大角度姿态机动任务的过程中消耗燃料最小化, 从姿态控制律设计和姿态机动指令设计两方面出发进行能量优化. 首先, 给出了空间飞行器 6 个脉冲式姿控发动机布局, 建立了用四元数描述的空间飞行器大角度姿态机动非线性控制系统的数学模型. 在此数学模型的基础上, 设计了一种空间飞行器三轴大角度姿态机动非线性 PD 控制律, 并用 Lyapunov 方法证明了非线性姿态控制系统的稳定性. 设计了三轴姿态控制中 6 个脉冲式姿控发动机的分配逻辑. 为了配合开关式小推力器以脉冲宽度调制方式近似输出连续型控制量并减少燃料消耗, 在非线性 PD 控制律中引入了 3 个开关门限, 并应用粒子群与遗传算法优化选取这些开关门限. 在 Rest-To-Rest 的大角度姿态机动指令设计中, 提出了一种令欧拉角匀速变化的角速度和四元数指令规划方法, 提高了姿态控制系统的瞬态响应品质, 并相对于阶跃型指令明显减少燃料消耗. 结果表明, 数值仿真验证了非线性控制律的开关门限设计, 以及 Rest-To-Rest 的大角度姿态机动指令设计在减少燃料消耗方面的有效性.

关键词: 空间飞行器; 姿态机动; 大角度; 能量优化; 粒子群; 控制律; 四元数

中图分类号: V448.22+2

文献标志码: A

文章编号: 0367-6234(2020)12-0008-07

Fuel optimization for large angle attitude maneuver control of spacecraft

ZHAO Zhenping¹, WANG Linlin¹, ZHOU Di², WANG Jincheng¹, WANG Yonghai¹

(1. Beijing Institute of Space Long March Vehicle, Beijing 100076, China;

2. School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: The optimal design for the attitude control system of a spacecraft with on-off impulse thrusters as actuators was studied. For the spacecraft actuating a large angle rest-to-rest attitude maneuver, proper attitude control law and proper attitude commands were designed to reduce the fuel consumption of the thrusters. First, the configuration of six impulse attitude thrusters on the spacecraft was given, and a nonlinear system model to describe the large angle attitude motion of the spacecraft was established using the quaternion tool. With this model, a nonlinear PD control law was designed to steer the spacecraft in actuating large angle maneuvers, and the stability of the nonlinear attitude control system was proved by the second method of Lyapunov. Then, the allocation logic of the six impulse thrusters in the three axis attitude control system was proposed. Since the nonlinear PD control law has to be implemented with the pulse width modulation technique, three switching thresholds were introduced into the nonlinear PD control law to reduce the consumption of fuel. The switching thresholds were selected using the particle swarm optimization technique. A scheme of scheduling the quaternion command for the rest-to-rest large angle attitude maneuver was proposed by steering the Euler angles to reach their aims with uniform angular rates. The scheme was helpful for improving the transient property and reducing the fuel consumption of the control system compared with the conventional step commands. Simulation results verified the effectiveness of the control law and the scheme of scheduling the commands.

Keywords: spacecraft; attitude maneuver; large angle; fuel optimization; particle swarm; control law; quaternion

某空间飞行器为实现对地观测等任务, 在飞行过程中可能需要进行多次大角度姿态调整, 以满足观测角度的要求. 根据实际情况, 该空间飞行器采用 6 个安装在尾部的小型姿控发动机作为姿控系统

的执行机构, 姿态机动过程中需要消耗燃料. 燃料的消耗量与姿态控制律密切相关. 由于空间飞行器总质量的限制, 其携带的燃料有限, 为保障机动全程的燃料消耗, 需要优化设计姿态控制律, 以期兼顾控制精度和能量消耗.

关于空间飞行器姿态机动优化控制方法, 一些文献已经给出了相关的研究成果, 减少能量消耗的思路集中在姿态控制律的设计上. 文献[1]采用自抗扰技术设计姿态机动控制器, 仿真结果显示该控

收稿日期: 2019-04-23

基金项目: 国家自然科学基金(61773142)

作者简介: 赵振平(1975—), 男, 研究员;

周 荻(1969—), 男, 教授, 博士生导师

通信作者: 周 荻, zhoud@hit.edu.cn

制器能够减少能量消耗. 但是该方法参数整定繁琐, 且对观测器性能有较高要求. 文献[2]也采用自抗扰控制器设计了姿态控制律, 并给出了控制参数优化的方法. 文献[3]通过对 bang-bang 控制的优化减少了姿态机动的振动问题, 从而实现对能量时间的优化. 上述 3 种方法仅能实现能量消耗的降低, 并非最优能量控制.

通过应用最优控制方法设计姿态控制律, 从而降低航天器姿态控制系统的能量消耗, 是一种常见的设计思路. 例如, 文献[4]设计了一种反最优控制器, 从而避免了直接求取 Hamilton-Jacobi 方程. 仿真结果显示能够实现能量的优化. 文献[5]把姿态控制问题转化为一个具有平方和约束的参数优化问题, 利用平方和优化技术, 实现了能量的最优控制. 文献[6]讨论了采用变速控制力矩陀螺的一种姿态/能量一体化控制方法. 文献[7]不仅设计了能量姿态一体化控制律, 并进一步考虑了执行器饱和及四元数漂移等问题, 对其漂移进行了整定, 实现了姿态能量的一体化控制. 实际上, 上述这些文献均采用了庞特里亚金最小值法设计姿态最优控制律.

最优控制理论中的非线性规划方法也在最优姿态控制律的设计中得到应用. 文献[8-10]均把姿态机动问题转化为非线性规划问题. 文献[8-9]使用非线性规划的方法描述了姿态机动问题, 并提出了解的构造方法, 避免了求解高阶微分方程, 但仍存在计算复杂的问题; 文献[10]进一步对初始可行解进行了改进优化, 仿真结果显示该方法能够有效减少寻优计算的时间. 文献[11]通过伪谱法计算全局路径节点, 减少了全局规划的计算量, 结合预测控制实现能量节省.

另外, 针对非对称航天器姿态机动问题, 文献[12]则基于 Krotov-Bellman 充分条件求取了最小燃料消耗解.

上述的文献在求解姿态最优控制律的过程中, 均假设姿态控制系统执行机构能够输出连续变化的控制力矩, 从而实现最优控制律所需要的连续型控制变量. 但在许多特定应用背景下, 例如本文所研究的某空间小型飞行器上, 只能安装小型姿控发动机组, 每个姿控发动机的输出均为开关型的控制力, 即使采用脉冲调宽方式, 也无法准确输出最优控制律所要求的连续型控制力矩. 因此, 需要结合特定的问题优化设计特定的姿态控制律, 达到优化燃料消耗量的目的.

为避免奇异并有利于非线性系统的稳定性分析, 宜采用四元数描述空间飞行器的大角度姿态运动. 因此, 在姿态控制律优化设计中, 本文采用鲁棒

性相对较好的基于四元数的非线性 PD 姿态控制律, 并在这种控制律中引入 3 个姿态控制通道的开关门限, 从而即有利于用脉冲调宽方式近似实现该控制律, 又能有效地降低燃料消耗. 另外, 本文还采用一种新的改进的粒子群寻优 (PSO) 算法对非线性 PD 控制律的开关门限进行寻优设计.

对于许多执行大角度姿态机动的空间飞行器而言, 经常采用的机动模式是从一种姿态指向到另外一种姿态指向的 Rest-To-Rest 机动. Rest-To-Rest 姿态机动指令的规划也直接影响姿控系统的燃料消耗量. 阶跃型指令只强调了快速性, 而忽略了姿态机动指令对燃料消耗的影响. 本文针对 Rest-To-Rest 姿态机动模式, 研究用四元数描述的姿态指令规划问题, 通过指令设计进一步减少燃料消耗, 同时兼顾一定的响应速度.

1 空间飞行器的姿态运动数学描述

假设某空间飞行器需要在飞行过程中进行大角度姿态机动, 为实现姿态控制, 在飞行器的尾部安装了 6 台姿控发动机, 发动机采用倒 T 型布局, 如图 1 所示, 每个姿控发动机可以工作与开启或关闭状态, 其推力工作曲线如图 2 所示.

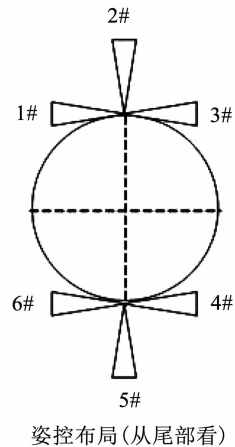


图 1 空间飞行器姿控发动机布局

Fig. 1 Configuration of the attitude control thruster in the spacecraft

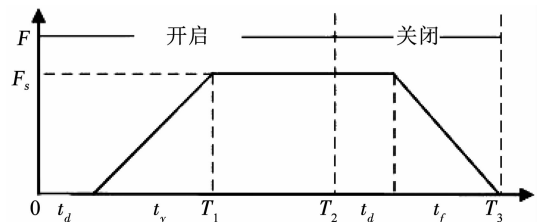


图 2 姿控发动机推力上升和下降动态特性

Fig. 2 Rising and falling properties of the attitude control thruster

定义四元数 $q = [q_0, \mathbf{q}_v]^T$, $\mathbf{q}_v = [q_1, q_2, q_3]^T$, 则四元数描述的姿态运动方程为^[13]

$$\dot{q} = \frac{1}{2} \overline{\Omega} q.$$

式中, $\overline{\Omega} = [0 \quad \omega_x \quad \omega_y \quad \omega_z]^T = [0 \quad \Omega^T]^T$, $\Omega = [\omega_x \quad \omega_y \quad \omega_z]^T$ 为空间飞行器的姿态角速度.

考虑到存在干扰, 姿态动力学方程写作:

$$J \dot{\Omega} = -\Omega \times J \Omega + u + d.$$

式中: $J = \text{diag}[J_x \quad J_y \quad J_z]$ 为转动惯量矩阵; $u \in \mathbf{R}^3$ 为控制力矩; $d \in \mathbf{R}^3$ 为干扰力矩.

2 基于误差四元数的姿态跟踪非线性 PD 控制器设计

2.1 误差四元数的姿态跟踪控制系统数学模型

设 $q_d = [q_{d0} \quad q_{d1} \quad q_{d2} \quad q_{d3}]^T = [q_{d0} \quad \mathbf{q}_{dv}^T]^T$ 为单位期望四元数, 满足 $\|q_d\| = 1$, $\Omega_d \in \mathbf{R}^3$ 为期望角速率.

定义误差四元数^[14-15]为

$$e = [e_0 \quad e_1 \quad e_2 \quad e_3]^T = [e_0 \quad \mathbf{e}_v^T]^T,$$

其中

$$e_0 = q_0 q_{d0} + \mathbf{q}_{dv}^T \mathbf{q}_v, \mathbf{e}_v = q_{d0} \mathbf{q}_v - \mathbf{q}_{dv} \times \mathbf{q}_v - q_0 \mathbf{q}_{dv},$$

不难证明 $\|e\| = 1$. 定义由体坐标系到期望的体坐标系的转换矩阵为 $C_{1 \rightarrow d}$, 则坐标转换矩阵可以表示为

$$C_{1 \rightarrow d} = [(1 - 2e_1^T e_1) I_3 + 2e_1 e_1^T - 2e_0 e_0^T]^T.$$

定义角速度跟踪误差为

$$\omega = [\omega_1 \quad \omega_2 \quad \omega_3]^T = \Omega - C \Omega_d,$$

式中, $C = C_{1 \rightarrow d}^T$. 那么, 误差四元数运动学方程为

$$\dot{e}_0 = -\frac{1}{2} \mathbf{e}_v^T \omega, \dot{\mathbf{e}}_v = \frac{1}{2} (e_0 I_3 + \mathbf{e}_v \times) \omega, \quad (1)$$

而跟踪误差动力学方程为

$$J \dot{\omega} = -(\omega + C \Omega_d) \times J(\omega + C \Omega_d) + J(\omega \times C \Omega_d - C \dot{\Omega}_d) + u + d, \quad (2)$$

式中, $\omega = \Omega - C \Omega_d$ 为角速度跟踪误差.

2.2 非线性 PD 控制律设计

本文先给出应用 Back-Stepping 方法设计的非线性 PD 控制律^[16].

ω 可以视作运动学方程式(1)的虚拟输入, 选取:

$$\omega = -k_1 \mathbf{e}_v, k_1 > 0,$$

预选 Lyapunov 函数为

$$V_1 = e_0^2 + \mathbf{e}_v^T \mathbf{e}_v,$$

沿着状态轨迹(1)求得得到:

$$\dot{V}_1 = -k_1 \mathbf{e}_v^T \mathbf{e}_v,$$

易得 $\mathbf{e}_v \rightarrow 0$.

由于 ω 不是真实输入, 把 ω 与理想值 $-k_1 \mathbf{e}_v$ 之差记为

$$\sigma = \omega - (-k_1 \mathbf{e}_v). \quad (3)$$

Lyapunov 函数 V_1 的真实导数表达式为

$$\dot{V}_1 = -\mathbf{e}_v^T k_1 \mathbf{e}_v + \mathbf{e}_v^T \sigma,$$

由式(3)和式(1)、(2)可以改写为

$$J \dot{\sigma} = -(\sigma - k_1 \mathbf{e}_v + C \Omega_d) \times J(\sigma - k_1 \mathbf{e}_v + C \Omega_d) + J((\sigma - k_1 \mathbf{e}_v) \times C \Omega_d - C \dot{\Omega}_d) + \frac{k_1}{2} J(\mathbf{e}_v \times \sigma + e_0(\sigma - k_1 \mathbf{e}_v)) + u. \quad (4)$$

本文重新选取 Lyapunov 函数为

$$V = V_1 + \frac{1}{2} \sigma^T J \sigma,$$

沿着式(4)求导可得:

$$\begin{aligned} \dot{V} = & -k_1 \mathbf{e}_v^T \mathbf{e}_v + \sigma^T \mathbf{e}_v + \sigma^T \{ -(\sigma - k_1 \mathbf{e}_v + C \Omega_d) \times \\ & J(\sigma - k_1 \mathbf{e}_v + C \Omega_d) + J((\sigma - k_1 \mathbf{e}_v) \times C \Omega_d - C \dot{\Omega}_d) + \\ & \frac{k_1}{2} J(\mathbf{e}_v \times (\sigma - k_1 \mathbf{e}_v) + e_0(\sigma - k_1 \mathbf{e}_v)) + u \} = \\ & -k_1 \mathbf{e}_v^T \mathbf{e}_v + \sigma^T \mathbf{e}_v + k_1 \sigma^T \mathbf{e}_v \times J(\sigma - k_1 \mathbf{e}_v + C \Omega_d) + \\ & 2 \sigma^T J(\sigma - k_1 \mathbf{e}_v) \times C \Omega_d - \sigma^T C \Omega_d \times J C \Omega_d - \\ & \sigma^T J C \dot{\Omega}_d + \frac{k_1 e_0}{2} \sigma^T J C (\sigma - k_1 \mathbf{e}_v) + \sigma^T u. \quad (5) \end{aligned}$$

本文为式(4)所示的非线性系统设计如下 PD 控制器:

$$u = -k_2 \sigma - k_3 \mathbf{e}_v,$$

式中, k_2, k_3 为大于零的常数. 式(5)可改写为

$$\begin{aligned} \dot{V} \leq & -k_1 \|\mathbf{e}_v\|^2 - k_2 \|\sigma\|^2 + \|1 - k_3\| \|\sigma\| \|\mathbf{e}_v\| + \\ & k_1 \gamma_J \|\mathbf{e}_v\| \|\sigma\| (\|\sigma\| + k_1 \|\mathbf{e}_v\| + \|C \Omega_d\|) + \\ & 2 \gamma_J \|\sigma\| \|C \Omega_d\| (\|\sigma\| + k_1 \|\mathbf{e}_v\|) + \\ & \gamma_J \|\sigma\| \|C \Omega_d\|^2 + \gamma_J \|\sigma\| \|C \dot{\Omega}_d\| \leq \\ & \left(-k_2 + \frac{3}{2} k_1 \gamma_J - 2 \gamma_J \gamma_{C \Omega_d} \right) \|\sigma\|^2 + \\ & \left(3 k_1 \gamma_J \gamma_{C \Omega_d} + \frac{3}{2} k_1^2 \gamma_J + \|1 - k_3\| \right) \|\sigma\| \|\mathbf{e}_v\| - \\ & k_1 \|\mathbf{e}_v\|^2 + \gamma_J (\|C \Omega_d\|^2 + \|C \dot{\Omega}_d\|) \|\sigma\| = \\ & -\chi^T Q \chi + W^T \chi, \end{aligned}$$

其中:

$$\gamma_J = \|J\|, \gamma_{C \Omega_d} = \sup_{\|\Omega_d\| \geq 0} \|C \Omega_d\|,$$

$$\chi = \begin{bmatrix} \|\mathbf{e}_v\| \\ \|\sigma\| \end{bmatrix}, W = \begin{bmatrix} 0 \\ \gamma_J (\|C \dot{\Omega}_d\| + \|C \Omega_d\|^2) \end{bmatrix},$$

$$Q_{11} = k_1, Q_{12} = -\frac{3}{4} k_1^2 \gamma_J - \frac{3}{2} k_1 \gamma_J \gamma_{C \Omega_d} + \|1 - k_3\|,$$

$$Q_{22} = k_2 - \frac{3}{2} k_1 \gamma_J - 2 \gamma_J \gamma_{C \Omega_d}.$$

本文假定 $k_3 = 1/3$, 保证矩阵 Q 正定的约束条

件可由下式给出:

$$k_1 k_2 - \frac{4}{9} > k_1^2 \left(\frac{9}{16} \gamma_J k_1^2 + \frac{9}{4} \gamma_J^2 \gamma_{\Omega_d} k_1 + \frac{9}{4} \gamma_J^2 \gamma_{\Omega_d}^2 + \frac{1}{2} \gamma_J \right),$$

如果合理选择 k_1, k_2 满足上述不等式, 则有

$$\dot{V} \leq -\lambda \| \boldsymbol{\chi} \|^2 + \rho(t) \| \boldsymbol{\chi} \|,$$

式中, λ 为矩阵 \boldsymbol{Q} 的最小特征值, 即

$$\rho(t) = \gamma_J (\| \dot{\boldsymbol{C}} \boldsymbol{\Omega}_d \| + \| \boldsymbol{C} \boldsymbol{\Omega}_d \|^2).$$

借鉴文献 [16] 中的进一步分析结果, 当 $t \rightarrow \infty$ 时, $\boldsymbol{\sigma}$ 和 \boldsymbol{e}_v 趋于有界, 进而 $\boldsymbol{\omega}$ 趋于有界.

为了简单起见, 对控制器的形式做一些改写, 令

$$\boldsymbol{u} = [M_{z_x} \quad M_{z_y} \quad M_{z_z}]^T = -K_1 \boldsymbol{\omega} - K_2 \boldsymbol{e}_v. \quad (6)$$

式中: M_{z_x}, M_{z_y} 和 M_{z_z} 分别为滚转、偏航和俯仰力矩; $K_1 = k_2, K_2 = k_2 k_1 + k_3$.

按照 PD 控制律 (6), 得到控制指令力矩指令 $M_{z_x}, M_{z_y}, M_{z_z}$ 后, 需要根据控制力矩指令对图 1 所示的 6 个发动机的工作方式进行分配.

2.2.1 滚转和偏航通道

由于滚转和偏航方向具有耦合作用, 本文对滚转和偏航同时进行控制. 本文采取以下的发动机分配方式:

当 $M_{z_x} \geq 0$, 让 1 号和 4 号发动机进行配合工作, 来计算一个指令周期内 1 号和 4 号发动机所需要的等效力 \bar{F}_{z1} 和 \bar{F}_{z4} , 即:

$$M_{z_x} = F_{z1} l_x + F_{z4} l_x, \quad (7)$$

$$M_{z_y} = F_{z1} l_y - F_{z4} l_y, \quad (8)$$

式中, l_x, l_y 分别为滚转和偏航力臂. 联立式 (7)、(8), 解出:

$$\bar{F}_{z1} = \frac{M_{z_x} l_y + M_{z_y} l_x}{2 l_x l_y},$$

$$\bar{F}_{z4} = \frac{M_{z_x} l_y - M_{z_y} l_x}{2 l_x l_y}.$$

当 $M_{z_x} < 0$, 让 3 号和 6 号发动机进行配合工作来计算一个指令周期内 3 号和 6 号发动机所需要的等效力 \bar{F}_{z3} 和 \bar{F}_{z6} , 即:

$$M_{z_x} = -F_{z3} l_x - F_{z6} l_x, \quad (9)$$

$$M_{z_y} = -F_{z3} l_y + F_{z6} l_y, \quad (10)$$

联立式 (9)、(10), 解出:

$$\bar{F}_{z3} = -\frac{M_{z_x} l_y + M_{z_y} l_x}{2 l_x l_y},$$

$$\bar{F}_{z6} = -\frac{M_{z_x} l_y - M_{z_y} l_x}{2 l_x l_y}.$$

当 $M_{z_x} = 0$ 时, 1, 3, 4, 6 号发动机均不输出控制力.

2.2.2 俯仰通道

俯仰通道没有耦合, 很容易得出 2 号和 5 号发

动机所需产生的等效力:

$$\bar{F}_{z2} = M_{z_z} / l_z (M_{z_z} \geq 0),$$

$$\bar{F}_{z5} = -M_{z_z} / l_z (M_{z_z} < 0).$$

由于姿控发动机只能工作于完全开启状态或完全关闭状态, 不能输出所需要的连续控制力, 所以只能采用脉宽调制 (PWM) 方法, 在一个给定的控制周期 T_c 内, 通过调整发动机开启和关闭时间的占空比, 利用冲量等效原理近似实现 PD 控制律 [17-18].

根据动量等效原则, 发动机产生的等效力 F_e 为

$$F_e = \frac{1}{T_c} \int_0^{T_c} F(t) dt,$$

在一个控制周期 T_c 内, 上式中

$$F(t) = \begin{cases} F_{zs}, & 0 < t < T_{on}; \\ 0, & T_{on} < t < T_c. \end{cases}$$

通过调整开启时间 T_{on} 可近似输出不同的等效控制力 F_e .

为了节省燃料, 并降低姿控发动机的开启频率, 本文在非线性的 PD 控制规律中引入开关门限 $\delta_x, \delta_y, \delta_z$, 它们均为大于零的常值. 这样, 实际实现的 PD 控制律表达如下:

$$M_{z_x} = \begin{cases} -K_1 \omega_1 - K_2 e_1, & \text{if } | -K_1 \omega_1 - K_2 e_1 | > \delta_x; \\ 0, & \text{if } | -K_1 \omega_1 - K_2 e_1 | \leq \delta_x, \end{cases}$$

$$M_{z_y} = \begin{cases} -K_1 \omega_2 - K_2 e_2, & \text{if } | -K_1 \omega_2 - K_2 e_2 | > \delta_y; \\ 0, & \text{if } | -K_1 \omega_2 - K_2 e_2 | \leq \delta_y, \end{cases}$$

$$M_{z_z} = \begin{cases} -K_1 \omega_3 - K_2 e_3, & \text{if } | -K_1 \omega_3 - K_2 e_3 | > \delta_z; \\ 0, & \text{if } | -K_1 \omega_3 - K_2 e_3 | \leq \delta_z. \end{cases}$$

2.3 非线性 PD 控制律开关门限的粒子群寻优

首先选择适当的 PD 控制律参数, 在跟踪指令信号时, 满足跟踪速率快, 基本无超调, 而且在连续控制量下稳态误差也很小.

进一步设计中, 本文在 PD 姿态控制律引入了开关门限 $\delta_x, \delta_y, \delta_z$, 目的是在满足姿控精度和姿控效率的情况下, 尽量减小燃料的消耗量. 为实现控制能量的优化, 并保证一定的控制误差, 选取下式作为优化指标:

$$J = \int_0^{\infty} (w_1 \| \boldsymbol{u}(t) \| + w_2 \| \boldsymbol{e}(t) \|) dt.$$

式中: $\boldsymbol{u}(t)$ 为控制输入; $\boldsymbol{e}(t)$ 为控制系统误差; w_1, w_2 为权值.

本文引用文献 [19] 的算法, 利用粒子群算法 (PSO) 和遗传算法 (GA) 结合, 来实现 PD 姿态控制律开关门限参数的寻优. PSO 和 GA 都是群体智能优化算法. 每一种寻优算法都有其缺陷. 由于缺乏选择机制, 传统粒子群算法会在较差个体上浪费过多资源, 从而降低效率. 在传统遗传算法中, 如果某个个体未被选中, 那么该个体的信息就会丢失. 因此,

PSO-GA 的基本思想是将 PSO 的群体搜索能力和 GA 的局部搜索能力相结合. 同时, 利用粒子群速度更新算法中的“记忆”功能, 来保留搜索过程中的较好解. 粒子群的位置更新由个体最优位置和群体最优位置构成. 在粒子群迭代中形成新一代粒子后, 选取新群体中一定数量的粒子, 分别应用遗传算法对其进行求解. 选取的数量如下:

$$GA_{\text{Num}} = GA_{\text{NumMax}} - \left(\frac{PSO_i}{PSO_{\text{MaxIter}}} \right) (GA_{\text{NumMax}} - GA_{\text{NumMin}}).$$

每一个选中的粒子加上在粒子群中随机选择一定数量的粒子作为进化算法的初始种群, 该算法从种群中通过选择、交叉和变异算子, 选择最优个体后, 通过遗传原理将当前种群中的点替换为当前最优点. 遗传算法的种群大小 GA_{PS} 和最大迭代次数 GA_{MaxIter} 随着 PSO 迭代次数的增加而逐渐减小, 其关系定义如下:

$$GA_{\text{PS}} = GA_{\text{MinPS}} + \left(\frac{PSO_i}{PSO_{\text{MaxIter}}} \right) (GA_{\text{MaxPS}} - GA_{\text{MinPS}}),$$

$$GA_{\text{MaxIter}} = GA_{\text{MinIter}} + \left(\frac{PSO_i}{PSO_{\text{MaxIter}}} \right) (GA_{\text{MaxIter}} - GA_{\text{MinIter}}).$$

通过上述迭代过程, 种群趋于全局最优状态.

3 大角度姿态机动角速度和四元数指令规划方法

以 Rest-To-Rest 大角度姿态机动问题为例, 研究大角度姿态机动指令规划方法.

大角度姿态机动的指令规划思路是: 令姿态初始的欧拉角按照某种运动规律在期望的时间内变化到终端欧拉角, 然后求出这种运动规律下对应的姿态角速度指令和四元数指令. 以欧拉角作为考核指标, 设按照 312 转序旋转 3 次得到的期望 Euler 角分别为 ϑ_d 、 γ_d 和 ψ_d . 设初始欧拉角为 ϑ_{d0} 、 γ_{d0} 和 ψ_{d0} , 经过时间 t_d 到达期望的终端姿态角 ϑ_{df} 、 γ_{df} 和 ψ_{df} .

这里, 本文给出一种令欧拉角匀速变化的角速度和四元数指令设计方法. 令 3 个欧拉角匀速变化的姿态指令, 即:

$$\dot{\vartheta}_d = \frac{\vartheta_{df} - \vartheta_{d0}}{t_d},$$

$$\dot{\gamma}_d = \frac{\gamma_{df} - \gamma_{d0}}{t_d},$$

$$\dot{\psi}_d = \frac{\psi_{df} - \psi_{d0}}{t_d}.$$

这样, 不仅可以独立控制 3 个欧拉角的变化规律, 使得四元数描述的姿态控制系统 3 个欧拉角的运动相互之间不产生耦合影响, 而且姿态角和姿态角速率指令的变化也始终是平滑的, 易于保证姿态

控制系统的动态特性, 并有助于减小能量消耗.

根据 $\dot{\vartheta}_d$ 、 $\dot{\gamma}_d$ 、 $\dot{\psi}_d$ 、 γ_d 、 ψ_d 和 ϑ_d 的变化规律, 基于四元数与欧拉角基本变换关系^[20], 可以计算出在 312 转序下期望的姿态角速率指令为

$$\Omega_d = \begin{bmatrix} -\dot{\vartheta}_d \sin \psi_d \cos \gamma_d + \dot{\gamma}_d \cos \psi_d \\ \dot{\vartheta}_d \sin \gamma_d + \dot{\psi}_d \\ \dot{\vartheta}_d \cos \psi_d \cos \gamma_d + \dot{\gamma}_d \sin \psi_d \end{bmatrix},$$

并可推导出四元数指令, 即

$$\begin{cases} q_{d0} = \cos \frac{\psi_d}{2} \cos \frac{\gamma_d}{2} \cos \frac{\vartheta_d}{2} - \sin \frac{\psi_d}{2} \sin \frac{\gamma_d}{2} \sin \frac{\vartheta_d}{2}, \\ q_{d1} = \cos \frac{\psi_d}{2} \sin \frac{\gamma_d}{2} \cos \frac{\vartheta_d}{2} - \sin \frac{\psi_d}{2} \cos \frac{\gamma_d}{2} \sin \frac{\vartheta_d}{2}, \\ q_{d2} = \sin \frac{\psi_d}{2} \cos \frac{\gamma_d}{2} \cos \frac{\vartheta_d}{2} + \cos \frac{\psi_d}{2} \sin \frac{\gamma_d}{2} \sin \frac{\vartheta_d}{2}, \\ q_{d3} = \sin \frac{\psi_d}{2} \sin \frac{\gamma_d}{2} \cos \frac{\vartheta_d}{2} + \cos \frac{\psi_d}{2} \cos \frac{\gamma_d}{2} \sin \frac{\vartheta_d}{2}. \end{cases}$$

4 数值仿真

假设飞行器携带的燃料总质量为 2.0 kg, 姿控发动机的稳态推力设计为 $F_{ss} = 18$ N. 以一种 Rest-To-Rest 的大角度姿态机动过程为研究对象, 设计指令时, 取动态上升时间 $t_d = 30$ s, 在 300 s 内完成 5 次大角度姿态机动. 采用欧拉角匀速变化的角速度和四元数指令, 令俯仰角 ϑ 和偏航角 ψ 同时在 $0^\circ \sim 60^\circ$ 之间作 5 次大角度姿态机动, 而滚转角 γ 保持为 0° . 具体设计出来的俯仰角指令 ϑ_d 如图 4 中的虚线所示.

采用基于误差四元数的姿态跟踪 PD 控制律和姿控发动机开关逻辑. PD 控制律为 $u = -K_1 \omega - K_2 e_r$, 取 $K_1 = 6$, $K_2 = 32$. 在这组参数满足跟踪速率快, 基本无超调的要求, 而且在连续控制量下稳态误差远小于 1° .

姿控指令更新的周期取 2 ms, PWM 控制周期 $T_c = 0.3$ s.

4.1 无开关门限时的 Rest-To-Rest 姿态机动

令 $\delta_x = 0$, $\delta_y = 0$, $\delta_z = 0$, 这种情况相当于没有 PD 控制律中加入开关门限.

无开关门限情况下, 图 3 所示的俯仰角变化过程表明, 在大约前 155 s, 姿控系统跟踪指令的过程良好, 但 155 s 时燃料耗尽, 姿控系统发散, 无法继续跟踪姿态指令. 图 4 显示的俯仰角速度指令跟踪过程也呈现同样情况. 图 5 显示的姿态角的跟踪误差在前 155 s 均小于 0.5° , 但 155 s 后发散. 偏航角和滚转角的控制也表现出同样的特性.

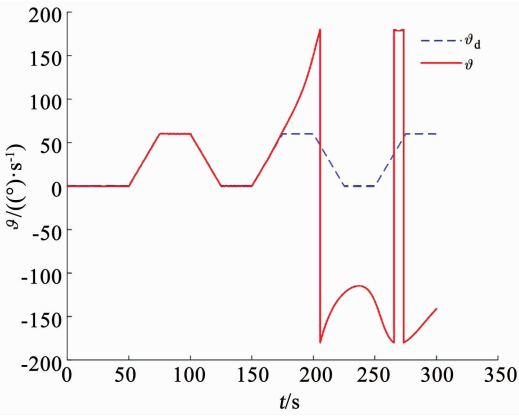


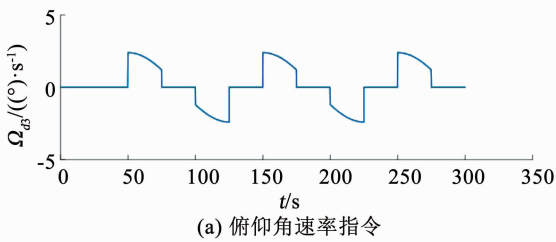
图 3 俯仰角变化情况 (无开关门限)
Fig. 3 Pitch angle (no threshold)

限 δ_x, δ_y 和 δ_z 进行寻优. 为了保证姿态控制有一定的稳态精度, δ_x, δ_y 和 δ_z 每一个参数的寻优范围都限定在 $[0 \ 10/57.3]$ 范围内. 设种群大小为 100, 循环迭代 500 次. 求得的最优解 $\delta_x = 4.09/57.3, \delta_y = 3.35/57.3, \delta_z = 3.35/57.3$.

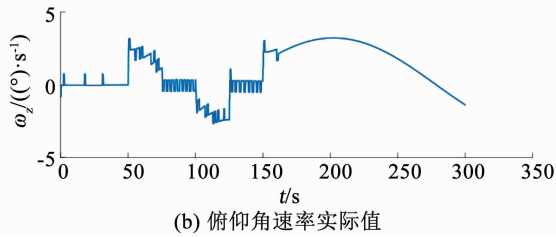
采用这组最优开关门限, 在进行大角度姿态机动的过程中, 俯仰角可以很好地跟踪设计的机动指令, 动态过程几乎无超调, 如图 6、7 所示. 图 8(a) 给出的是整个 300 s 仿真过程中俯仰角指令的跟踪误差, 无论动态跟踪误差还是稳态跟踪误差均较小, 图 8(b) 给出的是前 120 s 的俯仰角指令跟踪误差, 更清楚地显示了俯仰角指令动态跟踪误差和稳态跟踪误差均较小.

偏航角和滚转角的控制也表现出同样的特性. 仿真得到的最优解保证了姿态控制 3 个欧拉角的姿态控制误差小于 1° , 最小燃料消耗为 0.89 kg.

在同样的控制器参数下, 如果简单地采用阶跃型四元数指令, 那么在 85 s 时燃料消耗殆尽, 也无法完成 5 次姿态机动的任务.

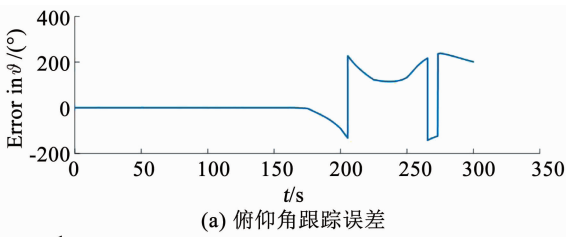


(a) 俯仰角速率指令

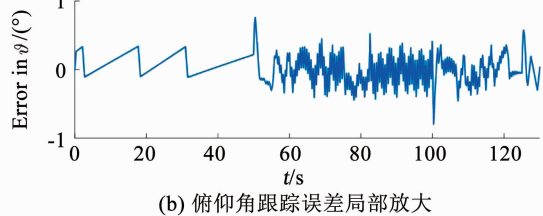


(b) 俯仰角速率实际值

图 4 俯仰角速率指令和实际值变化情况 (无开关门限)
Fig. 4 Pitching angular rate and its command (no threshold)



(a) 俯仰角跟踪误差



(b) 俯仰角跟踪误差局部放大

图 5 俯仰角跟踪误差 (无开关门限)

Fig. 5 Tracking error of pitch angle (no threshold)

4.2 最优开关门限下的 Rest-To-Rest 姿态机动

为实现飞行器大角度姿态机动的能量优化管理, 在 PD 姿态控制律设计中, 引入了开关门限 δ_x, δ_y 和 δ_z , 目的是在满足一定姿态控制精度的情况下, 尽可能减小燃料的消耗量. 在上述给定的 Rest-To-Rest 姿态机动指令下, 采用的粒子群寻优算法对开关门

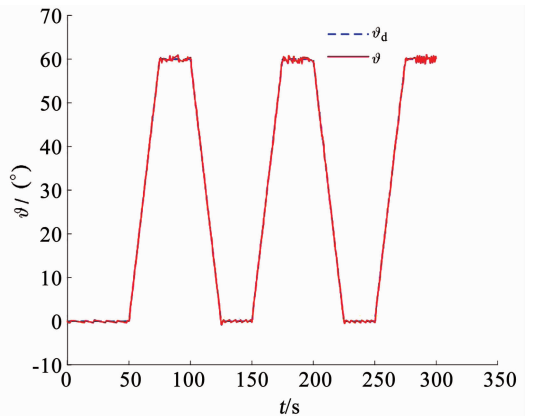
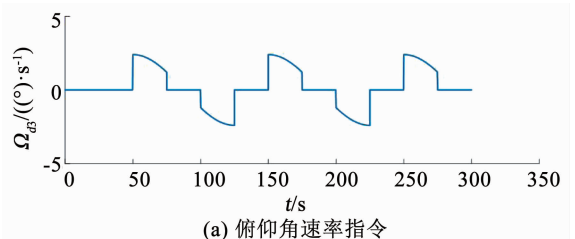
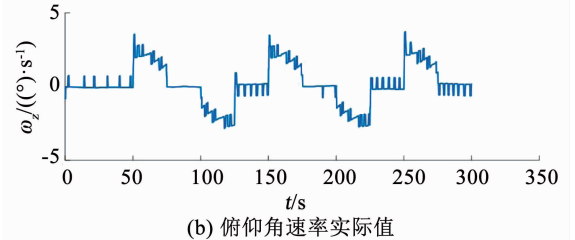


图 6 俯仰角变化情况 (有开关门限)
Fig. 6 Pitch angle (with threshold)



(a) 俯仰角速率指令



(b) 俯仰角速率实际值

图 7 俯仰角速率指令及实际值 (有开关门限)

Fig. 7 Pitching angular rate and its command (with threshold)

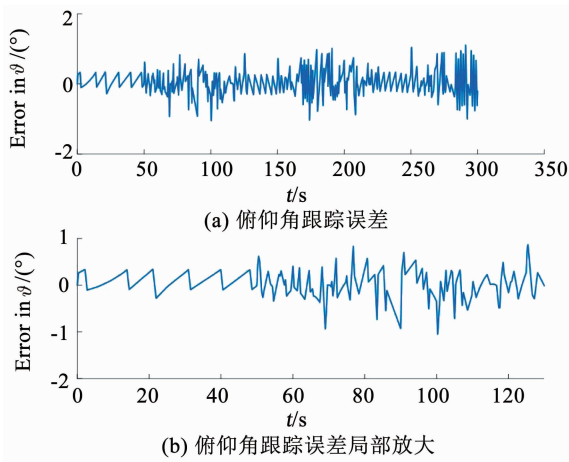


图 8 俯仰角跟踪误差 (有开关门限)

Fig. 8 Tracking error of pitch angle (with threshold)

5 结 论

1) 提出了一种含开关门限的大角度姿态机动 PD 控制律, 并利用粒子群算法和遗传算法相结合的方法, 寻找到开关门限的最优解。

2) 数值仿真结果表明, 采用这种含开关门限的大角度姿态机动 PD 控制律, 可以显著减小姿控系统的燃料消耗, 且动态跟踪误差和稳态跟踪误差均较小。

3) 设计了令欧拉角匀速变化的角速度和四元数指令, 有助于保证系统良好的瞬态特性, 并节省燃料。

参 考 文 献

[1] 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
ZHOU Lini, TANG Guojin, LI Haiyang. Active disturbance rejection controller design for spacecraft attitude maneuver [J]. Systems Engineering and Electronics, 2007, 29(12): 2122. DOI:10.3321/j.issn:1001-506x.2007.12.029

[2] 杨瑞光, 孙明玮, 陈增强. 飞行器自抗扰姿态控制优化与仿真研究[J]. 系统仿真学报, 2010, 22(11): 2689
YANG Ruiguang, SUN Mingwei, CHEN Zengqiang. ADRC-based attitude control optimization and simulation [J]. Journal of System Simulation, 2010, 22(11): 2689. DOI:10.16182/j.cnki.joss.2010.11.066

[3] 耿云海, 杨涤, 崔祐涛. 挠性飞行器时间燃料优化姿态机动控制的振动抑制[J]. 控制理论与应用, 2001, 18(2): 253
GENG Yunhai, YANG Di, CUI Hutao. Vibration suppression of time-fuel optimal attitude maneuver control for flexible spacecraft [J]. Control Theory and Applications, 2001, 18(2): 253. DOI: 10.3969/j.issn.1000-8152.2001.02.021

[4] 毕显婷, 史小平. 带有输入时延的刚性航天器反最优姿态控制[J]. 电机与控制学报, 2017, 21(3): 83
BI Xianting, SHI Xiaoping. Inverse optimal stabilization of rigid spacecraft in presence of input delay [J]. Electric Machines and Control, 2017, 21(3): 83. DOI:10.15938/j.emc.2017.03.012

[5] 马清亮, 杨海燕, 岳瑞华, 等. 空间飞行器大角度姿态机动优化控制[J]. 空间控制技术与应用, 2013, 39(3): 8
MA Qingliang, YANG Haiyan, YUE Ruihua, et al. Optimization control of spacecraft large angle attitude maneuvers [J]. Aerospace Control and Application, 2013, 39(3): 8. DOI:10.3969/j.issn.1674-1579.2013.03.002

[6] 贾英宏, 徐世杰. 采用变速控制力矩陀螺的一种姿态/能量一体化控制研究[J]. 宇航学报, 2003, 24(1): 32
JIA Yinghong, XU Shijie. Study on integrated attitude/power control using variable speed control moment gyros [J]. Journal of Astronautics, 2003, 24(1): 32. DOI: 10.3321/j.issn:1000-1328.2003.01.006

[7] 汤亮, 徐世杰. 灵敏小卫星能量/姿态一体化控制研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2005, 31(6): 668
TANG Liang, XU Shijie. Integrated power and attitude control system based on VSCMGs for agile small agile satellite [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 31(6): 668. DOI:10.3969/j.issn.1001-5965.2005.06.016

[8] YANG C C, WU C J. Optimal large-angle attitude control of rigid spacecraft by momentum transfer [J]. IET Control Theory & Applications, 2007, 1(3): 657. DOI: 10.1049/iet-cta:20060132

[9] YANG C C, LAI L C, WU C J. Minimal energy maneuvering control of a rigid spacecraft with momentum transfer [J]. Journal of the Franklin Institute, 2007, 344(7): 991. DOI: 10.1016/j.jfranklin.2007.05.001

[10] 张士峰, 钱山, 李鹏奎. 刚体航天器的最小能量姿态机动最优控制研究[J]. 宇航学报, 2009, 30(4): 1504
ZHANG Shifeng, QIAN Shan, LI Pengkui. Study on the minimal energy maneuvering control of a rigid spacecraft with momentum transfer [J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(4): 1504. DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2009.04.032

[11] 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
CHENG Xiaojun, CUI Hutao, XU Rui, et al. Attitude maneuver control of spacecraft under geometric constraints [J]. Control and Decision, 2012, 27(5): 724. DOI: 10.13195/j.cd.2012.05.87.chengxj.005

[12] IOSLOVICH I. Arbitrary fuel-optimal attitude maneuvering of a non-symmetric space vehicle in a vehicle-fixed coordinate frame [J]. Automatica, 2003, 39(3): 557. DOI: 10.1016/s0005-1098(02)00247-9

[13] SIDI M J. Spacecraft dynamics and control [M]. Cambridge: Cambridge University Press, 1997

[14] YUAN J S. Closed-loop manipulator control using quaternion feedback [J]. IEEE Journal of Robotics and Automation, 1988, 4(4): 434. DOI: 10.1109/56.809

[15] CHEN Zhiyong, HUANG Jie. Attitude tracking and disturbance rejection of rigid spacecraft by adaptive control [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2009, 54(3): 600. DOI: 10.1109/tac.2008.2008350

[16] FUKAO T, YAMAGUCHI M, ADACHI N. Backstepping design for attitude control of a spacecraft [J]. Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers Series C, 2001, 67(653): 131. DOI: 10.1299/kikaic.67.131

[17] 耿云海, 张明国, 曹喜滨. 挠性飞行器姿态机动脉冲调宽控制系统设计[J]. 飞行力学, 2005, 23(4): 40
GENG Yunhai, ZHANG Mingguo, CAO Xibin. Pulse width modulated attitude maneuver control system design for a flexible vehicle [J]. Flight Dynamics, 2005, 23(4): 40. DOI: 10.3969/j.issn.1002-0853.2005.04.011

[18] 王谦, 李新洪, 贺广松, 等. 脉冲调制在小型姿控推力器中的应用仿真[J]. 空间控制技术与应用, 2017, 43(6): 40
WANG Qian, LI Xinhong, HE Guangsong, et al. Application simulation of pulse modulation in small attitude control thruster [J]. Aerospace Control and Application, 2017, 43(6): 40. DOI:10.3969/j.issn.1674-1579.2017.06.007

[19] GARG H. A hybrid PSO-GA algorithm for constrained optimization problems [J]. Applied Mathematics and Computation, 2016, 274: 292. DOI: 10.1016/j.amc.2015.11.001

[20] 黄圳圭. 航天器姿态动力学 [M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1997
HUANG Zhengui. Attitude dynamics of spacecraft [M]. Changsha: Press of National University of Science and Technology, 1997