

基于势函数法的航天器自主姿态机动控制

郭延宁, 李传江, 马广富*

哈尔滨工业大学 航天学院, 黑龙江 哈尔滨 150001

摘要: 主要研究存在禁止姿态的航天器自主姿态机动控制问题。首先, 给出航天器的动力学和运动学模型, 利用四元数描述航天器与机动姿态和禁止姿态的姿态偏差, 用相应的欧拉转角描述不同姿态间的距离。为利用势函数完成禁止姿态回避, 结合航天器的运动情况设计排斥势函数(RPF)存在条件后, 根据禁止姿态最小允许夹角构造一种新的排斥势函数。接着, 利用排斥及吸引势函数(APF)的共同作用得到虚拟指令角速度, 利用反步法得到自主姿态机动控制器。此外, 针对控制受限问题给出控制参数自适应规则, 并设计回避势函数局部极小值情况的切换控制器。最后, 通过对不同禁止姿态区域的数学仿真, 验证了设计方法的有效性和通用性。

关键词: 势函数; 自主姿态机动; 禁止姿态回避; 反步法; 控制受限

中图分类号: V488.22 **文献标识码:** A

随着航天事业的发展, 航天器快速姿态机动问题成为航天控制领域主要的研究内容, 而实际空间任务完成时需考虑热敏元件或光学载荷的避光、防止碎片碰撞及与地面通讯等多种指向约束。地面规划虽能通过大量计算获得机动过程的最优解, 但需时刻保持航天器与地面站的通讯, 实时性较差。因此考虑禁止姿态回避的航天器自主姿态机动规划吸引了众多学者的目光。

自主姿态机动规划即给定航天器期望姿态和禁止姿态区域, 根据当前姿态实时规划控制输入, 使得航天器顺利到达目标姿态, 且与禁止姿态范围保持一定距离。目前学者们已经对该问题进行了深入的研究, 如 Hablani^[1] 提出的几何规划法即可在当前姿态和机动姿态间寻找沿禁止姿态范围切线的路径, 不过该方法未考虑航天器动力学特性。类似地, Singh 等^[2] 为 Cassini 航天器设计

了约束监测法(Constraint Monitor Algorithm), 并成功应用于 Deep Space 1 任务, 但其只能解决某些特例的自主姿态规划, 不具普遍性。此外, Frazzoli^[3] 和 Kim^[4-5] 等也分别将随机姿态规划法(Randomized Attitude Planning Algorithm)和半定规划(Semidefinite Programming)用于航天器的自主姿态规划, 并取得了一定的成效, 但计算量较大, 实际应用受到一定限制。考虑动态环境的几何约束和动力学约束, 崔平等^[6-7] 对航天器复杂约束姿态机动规划问题进行了研究, 杨思亮等^[8] 也将粒子算法应用于机动路径规划中, 但均对控制实现考虑较少。

势函数法(Potential Function Method)最初用来解决机器人在操作空间的路径规划问题^[9-10]。其基本思想是通过障碍物对机器人产生斥力, 目标对机器人产生引力, 使机器人在合力的作用下向目

收稿日期: 2010-05-31; 退修日期: 2010-06-24; 录用日期: 2010-07-23; 网络出版时间: 2010-11-11 09:15

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20101111.0915.033.html

DOI: CNKI: 11-1929/V.20101111.0915.033

基金项目: 国家自然科学基金(60774062); 哈尔滨工业大学优秀青年教师培养计划(HITQJNS.2008.006); 哈尔滨市科技创新人才研究专项资金(2010RFQXG029)

* 通讯作者. Tel.: 0451-86402108 E-mail: magf@hit.edu.cn

引用格式: 郭延宁, 李传江, 马广富. 基于势函数法的航天器自主姿态机动控制[J]. 航空学报, 2011, 32(3): 457-464. Guo Yanning, Li Chuanjiang, Ma Guangfu. Spacecraft autonomous attitude maneuver control by potential function method [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(3): 457-464.

标前进,并与障碍物保持一定距离。该方法结构简单,便于实时控制,因此得到了广泛应用。虽然存在局部极小值问题,但对于不太复杂的障碍情况,可以通过适当调整控制策略避免^[11]。

鉴于势函数在路径规划中的成功应用,人们开始尝试将其应用于航天器的姿态自主规划中。考虑光学载荷安装于惯性主轴情况,McInnes^[12]研究了欧拉角描述的航天器大角度姿态机动过程中对太阳矢量的回避问题,并利用势函数法设计了可实时应用的姿态控制器。为了实现星敏感器对光源的回避,Wisniewskia等^[13]利用四元数描述了航天器禁止的姿态集,并同样利用势函数法实现了飞轮驱动航天器的自主姿态机动。Radice等^[14]则分别利用四元数和罗德里格参数描述机动路径过程中的禁止姿态,进一步拓宽了势函数法的应用。Ali等^[15-16]又设计了基于势函数法和反步法相结合的姿态控制器,并对输入受限的情况进行了分析。另外,势函数法也在配置控制力矩陀螺的航天器自主机动规划问题中得到了研究^[17]。

但文献[14]~文献[17]中始终考虑排斥势函数(RPF)作用,这不仅使得机动姿态非全局最优,且易导致航天器规划路径存在不必要的绕行,无论在能耗还是机动时间上都是不合理的。同时该势函数对于禁止姿态的回避能力需要根据经验调整参数,所以尚待进一步完善。

在此基础上,本文利用势函数法实现航天器自主姿态机动过程中的禁止姿态回避。不同于文献中做法,通过给出排斥势函数存在的条件有效节约了能耗,提高了效率。并针对禁止姿态的影响范围和控制受限等多种实际问题设计了航天器自主姿态机动控制器,最后通过数学仿真验证了其工程价值。

1 航天器运动方程

将飞轮作为执行机构,有航天器姿态动力学方程为

$$\mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega}^\times \mathbf{I}\boldsymbol{\omega} + \dot{\mathbf{h}}_w + \boldsymbol{\omega}^\times \mathbf{h}_w = \mathbf{u}_d \quad (1)$$

式中: \mathbf{I} 为航天器转动惯量矩阵; $\boldsymbol{\omega} = [\omega_1 \ \omega_2 \ \omega_3]^\top$ 、 \mathbf{h}_w 和 \mathbf{u}_d 分别为航天器惯性角速度矢量、飞轮角动量矢量和外干扰力矩矢量在航天器本体坐标系上的投影,定义其中各飞轮角动量幅值为 h_w ; $\boldsymbol{\omega}^\times$ 为 $\boldsymbol{\omega}$ 的反对称矩阵,即

$$\boldsymbol{\omega}^\times = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_3 & \omega_2 \\ \omega_3 & 0 & -\omega_1 \\ -\omega_2 & \omega_1 & 0 \end{bmatrix}$$

飞轮通过改变其自身角动量产生反作用力矩,定义控制力矩 $\mathbf{u}_c = -\dot{\mathbf{h}}_w$,则式(1)可写为

$$\mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega}^\times \mathbf{I}\boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\omega}^\times \mathbf{h}_w = \mathbf{u}_d + \mathbf{u}_c \quad (2)$$

由欧拉定理可知,任意两个姿态间均可以通过绕空间某欧拉轴旋转一定角度相互转换。取惯性参考系为基准,利用欧拉四元数 $\tilde{\mathbf{q}} = [\mathbf{q}^\top \ q_4]^\top$ 描述航天器惯性姿态:

$$\left. \begin{aligned} \mathbf{q} &= \mathbf{a} \sin(\theta/2) \\ q_4 &= \cos(\theta/2) \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

式中:矢量部分 $\mathbf{q} = [q_1 \ q_2 \ q_3]^\top$ 描述了欧拉轴 \mathbf{a} 的方向;标量部分 q_4 描述了航天器相对惯性参考系的旋转角度 θ 。相反,航天器本体系统 $-\mathbf{a}$ 旋转 θ 得到惯性参考系。

相应的航天器姿态运动学方程为

$$\left. \begin{aligned} \dot{\tilde{\mathbf{q}}} &= 0.5(q_4 \boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{\omega}^\times \mathbf{q}) \\ \dot{q}_4 &= -0.5 \boldsymbol{\omega}^\top \mathbf{q} \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

给定指令姿态四元数 $\tilde{\mathbf{q}}_c$,有误差四元数为

$$\tilde{\mathbf{e}} = \begin{bmatrix} e_1 \\ e_2 \\ e_3 \\ e_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_{c4} & q_{c3} & -q_{c2} & -q_{c1} \\ -q_{c3} & q_{c4} & q_{c1} & -q_{c2} \\ q_{c2} & -q_{c1} & q_{c4} & -q_{c3} \\ q_{c1} & q_{c2} & q_{c3} & q_{c4} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中: $\tilde{\mathbf{q}}_c$ 由姿态控制任务决定,可以为惯性固定姿态或某机动姿态。相应地,利用 \mathbf{a}_c 和 θ_c 表示航天器相对指令姿态 $\tilde{\mathbf{q}}_c$ 的旋转欧拉轴和转角,其中 θ_c 表征了两个姿态间的距离。

给定禁止姿态四元数 $\tilde{\mathbf{q}}_b$,同样可利用禁止四元数 $\tilde{\mathbf{b}}$ 表示航天器相对 $\tilde{\mathbf{q}}_b$ 的姿态偏差,对应欧拉轴和转角为 \mathbf{a}_b 和 θ_b 。当允许航天器与 $\tilde{\mathbf{q}}_b$ 的最小相对转角为 θ_m 时,定义 \mathbf{Q}_{bm} 为禁止姿态范围,即相对 $\tilde{\mathbf{q}}_b$ 欧拉转角小于等于 θ_m 的姿态集。因此本文的研究目的即为,通过合理设计控制器使得航天器姿态机动过程中始终保持 $\theta_b > \theta_m$ 。

同式(4),有如下的误差和禁止四元数运动学方程:

$$\left. \begin{aligned} \dot{\tilde{\mathbf{e}}} &= 0.5(e_4 \boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{\omega}^\times \mathbf{e}) \\ \dot{e}_4 &= -0.5 \boldsymbol{\omega}^\top \mathbf{e} \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

$$\left. \begin{aligned} \dot{\mathbf{b}} &= 0.5(b_4 \boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{b}) \\ \dot{b}_4 &= -0.5 \boldsymbol{\omega}^T \mathbf{b} \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

2 基于势函数的自主姿态机动规划

2.1 势函数设计

吸引势函数(APF) V_a 的构造应表征 $\tilde{\mathbf{q}}$ 与 $\tilde{\mathbf{q}}_c$ 间的距离,且在两者重合时取最小值。类似文献[17],可将其定义为

$$V_a = \mathbf{e}^T \mathbf{e} + (1 - e_4)^2 \quad (8)$$

文献[14]~文献[17]仅考虑禁止姿态为一个点的情况,需要根据经验调节参数实现对不同禁止姿态范围的回避,通用性不好,且始终引入排斥势函数,未考虑航天器运动情况,易增加不必要的控制能耗和机动时间。

在构造排斥势函数前,分别考虑 $\tilde{\mathbf{q}}$ 、 $\tilde{\mathbf{q}}_c$ 和 $\tilde{\mathbf{q}}_b$ 间的关系及航天器本身的运动情况,给出其存在条件为

条件1 $\tilde{\mathbf{q}}$ 与 \mathbf{Q}_{bm} 的最短距离小于 $\tilde{\mathbf{q}}$ 与 $\tilde{\mathbf{q}}_c$ 的距离,即需要 \mathbf{Q}_{bm} 提供排斥作用以保证对 $\tilde{\mathbf{q}}_b$ 的回避能力,有 $\theta_b - \theta_m < \theta_c$ 。

条件2 航天器在当前角速度 $\boldsymbol{\omega}$ 作用下向 $\tilde{\mathbf{q}}_b$ 运动,即航天器与禁止姿态的距离在减小,有 $\boldsymbol{\omega}^T \mathbf{b} < 0$ 。

为避免不必要的回避,下面通过分析 $\tilde{\mathbf{q}}$ 到 $\tilde{\mathbf{q}}_c$ 和 $\tilde{\mathbf{q}}_b$ 的旋转过程给出条件3。图1为两个旋转关系示意图, $-\mathbf{a}_c$ 和 $-\mathbf{a}_b$ 为欧拉转轴,OA为旋转平面交线,转角 θ_c 和 θ_b 分别由 $\angle AOC$ 和 $\angle AOB$ 表示,OD为OB在 $-\mathbf{a}_c$ 正交平面内的投影。定义 θ_{bc} 为OB与OD的夹角, θ_0 为 $\tilde{\mathbf{q}}_b$ 影响范围角($\theta_0 > \theta_m$,可根据实际情况设定)。容易看出,若 $\theta_{bc} > \theta_0$,则航天器向 $\tilde{\mathbf{q}}_c$ 的旋转过程中不会进入 \mathbf{Q}_{bm} 范围,由此可得排斥势函数存在条件为条件3。

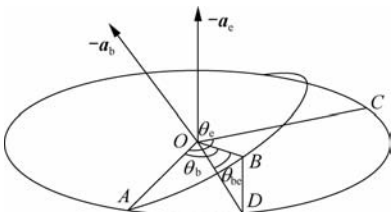


图1 指令姿态与禁止姿态关系

Fig. 1 Relationship between command attitude and forbidden attitude

条件3 航天器向 $\tilde{\mathbf{q}}_c$ 的旋转过程在 $\tilde{\mathbf{q}}_b$ 影响范围内,即 $\theta_{bc} > \theta_0$ 。

结合图1,有OA方向单位矢量为

$$\mathbf{i}_{OA} = \frac{\mathbf{a}_c \times \mathbf{a}_b}{\|\mathbf{a}_c \times \mathbf{a}_b\|} \quad (9)$$

容易得到 $\tilde{\mathbf{q}}$ 相对 $\tilde{\mathbf{q}}_b$ 的旋转矩阵 \mathbf{A}_b ,进而可得OB方向单位矢量为

$$\mathbf{i}_{OB} = \mathbf{A}_b^{-1} \mathbf{i}_{OA} \quad (10)$$

因此有

$$\theta_{bc} = \frac{\pi}{2} - \arccos |\mathbf{a}_c^T \mathbf{i}_{OB}| \quad (11)$$

排斥势函数 V_r 应随着 $\tilde{\mathbf{q}}$ 与 $\tilde{\mathbf{q}}_b$ 距离的减小而增大,当上述3个条件均满足时,定义 V_r 为

$$V_r = \frac{1}{\eta[\mathbf{b}^T \mathbf{b} + (1 - b_4)^2 - \lambda_b]} \quad (12)$$

否则 $V_r = 0$ 。式(12)中: η 为比例因子,用于调节两势函数比重; λ_b 表征了禁止姿态的最小允许距离,其表达式为

$$\lambda_b = 2 - 2\cos(\theta_m/2) \quad (13)$$

容易验证,当 θ_b 接近 θ_m 时, V_r 趋近无穷大,从而阻碍航天器进入 \mathbf{Q}_{bm} 范围。

至此,构造如下势函数:

$$V_p = V_a + V_r \quad (14)$$

结合式(6)和式(7),将式(14)对时间求导,有

$$\dot{V}_p = \dot{V}_a + \dot{V}_r = \boldsymbol{\omega}^T (\mathbf{e} - \eta V_r^2 \mathbf{b}) \quad (15)$$

为减小系统势函数,实现禁止姿态回避下的姿态规划,设计虚拟控制角速度为

$$\boldsymbol{\omega}_c = -s(\mathbf{e} - \eta V_r^2 \mathbf{b}) \quad (16)$$

式中: s 为待定正常数。

2.2 基于反步法的姿态控制器设计

对于由式(1)和式(4)表示的级联形式的航天器姿态控制系统,可以利用反步法思想设计姿态控制器^[18]。构造增广Lyapunov函数为

$$V_t = V_p + \frac{1}{2} \mu (\boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{\omega}_c)^T (\boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{\omega}_c) \quad (17)$$

式中: μ 为正系数,反映了跟踪角速度偏差的权重。

结合式(2)、式(6)、式(7)、式(15)和式(16),有 V_t 对时间的导数为

$$\dot{V}_t = \dot{V}_a + \dot{V}_r + \mu [\boldsymbol{\omega} + s(\mathbf{e} - \eta V_r^2 \mathbf{b})]^T \cdot$$

$$\begin{aligned} (\dot{\omega} + s\dot{e} - s\eta V_r^2 \dot{b} - 2s\eta V_r \dot{V}_r b) = & -s(e - \eta V_r^2 b)^T (e - \eta V_r^2 b) + \mu[\omega + s(e - \eta V_r^2 b)]^T \cdot \\ & [\mu^{-1}(e - \eta V_r^2 b) + I^{-1}(u_c - \omega^\times I\omega - \\ & \omega^\times h_w + u_d) + 0.5s(e_4 \omega - \omega^\times e) - \\ & 0.5s\eta V_r^2 (b_4 \omega - \omega^\times b) + 2s\eta^2 V_r^3 \omega^T b b] \quad (18) \end{aligned}$$

式(18)中利用了如下变换:

$$\omega^T (e - \eta V_r^2 b) = [\omega + s(e - \eta V_r^2 b)]^T (e - \eta V_r^2 b) - s(e - \eta V_r^2 b)^T (e - \eta V_r^2 b)$$

为表达简便,将多项式 $\omega + s(e - \eta V_r^2 b)$ 和 $e - \eta V_r^2 b$ 分别记为 $R_{\omega eb}$ 和 R_{eb} 。此时可设计姿态控制器为

$$\begin{aligned} u_c = & \omega^\times I\omega + \omega^\times h_w - gI R_{\omega eb} - \\ & \mu^{-1} I R_{eb} - sI[0.5(q_4 \omega - \omega^\times e) - \\ & 0.5\eta V_r^2 (b_4 \omega - \omega^\times b) + 2\eta^2 V_r^3 \omega^T b b] \quad (19) \end{aligned}$$

式中: g 为正系数。将控制器式(19)代入式(18)可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_t = & -sR_{eb}^T R_{eb} - g\mu R_{\omega eb}^T R_{\omega eb} + \mu R_{\omega eb}^T I^{-1} u_d \leq \\ & -s \|R_{eb}\|^2 - \mu \|R_{\omega eb}\| (g \|R_{\omega eb}\| - \|I^{-1} u_d\|) \quad (20) \end{aligned}$$

设实际干扰上界满足 $\|I^{-1} u_d\| < \epsilon_d$, 则有

$$\dot{V}_t \leq 0 \text{ for } \|R_{\omega eb}\| > \epsilon_d/g$$

即各状态满足

$$\lim_{t \rightarrow \infty} R_{\omega eb} \in \{R_{\omega eb} \mid \|R_{\omega eb}\| < \epsilon_d/g\} \quad (21)$$

由于实际工程中 ϵ_d 为小量,因此可通过调节参数 g 使 $R_{\omega eb}$ 收敛到工程上可接受的范围内。由 $R_{\omega eb}$ 定义可知其取极小值对应两种情况:

(1) 当 ω 、 e 和 $\eta V_r^2 b$ 均为小量时,该状态即为期望的闭环系统稳定平衡点领域。

(2) 当 ω 和 R_{eb} 为小量,而 e 为非小量时,该状态对应势函数的局部极小值为不稳定零点,需要通过改变控制力矩等措施避免^[11]。

若不考虑排斥势函数作用且令 $\mu=1$,控制器式(19)可简化为

$$\begin{aligned} u_c = & \omega^\times I\omega + \omega^\times h_w - gI(\omega + se) - \\ & Ie - 0.5sI(q_4 \omega - \omega^\times e) \quad (22) \end{aligned}$$

即等价于文献[18]中的线性反步控制器。

3 控制受限下姿态控制器的实现

当姿态偏差较大或距离禁止姿态较近时,由控制器式(19)得到的力矩往往过大,虽然这可以驱动航天器快速向期望姿态运动且保证了对禁止

姿态的回避能力,但往往会超出实际执行机构的能力,因此需考虑控制受限问题。此外,控制器还需要应对可能出现的势函数局部极小值,下面逐项给出分析与设计。

3.1 考虑控制受限的自适应参数设计

整理控制器式(19)可得

$$u_c = \omega^\times I\omega + \omega^\times h_w - gR_g - \mu^{-1}R_\mu - sR_s \quad (23)$$

式中: R_g 、 R_μ 和 R_s 分别为与系数 g 、 μ^{-1} 和 s 作用的多项式。假设稳态运行时飞轮的角动量能有效卸载,则在机动过程中航天器总角动量应始终近似为零,即 $I\omega + h_w \approx 0$, 因此有 $\omega^\times I\omega + \omega^\times h_w \approx 0$ 。

若能满足

$$\left. \begin{aligned} \mu^{-1} \|R_\mu\|_\infty & \leq u_{\mu m} \\ s \|R_s\|_\infty & \leq u_{sm} \\ g \|R_g\|_\infty & \leq u_{gm} \end{aligned} \right\} \quad (24)$$

则结合式(23)与式(24)可知

$$\|u_c\|_\infty \leq u_{\max} = u_{\mu m} + u_{sm} + u_{gm} \quad (25)$$

式(24)和式(25)中: $\|\cdot\|_\infty$ 表示矢量的无穷范数; $u_{\mu m}$ 、 u_{sm} 和 u_{gm} 为各参数相关的力矩幅值约束,可根据飞轮力矩的约束选取。

通过适当选取控制参数,即可以保证控制力矩的最大幅值小于 u_{\max} 。因此,为了克服实际干扰力矩及不确定性作用,同时尽量快速实现姿态机动,可设计自适应形式的控制参数为

$$\mu = \max \left\{ \frac{\|R_\mu\|_\infty}{u_{\mu m}}, \mu_{\min} \right\} \quad (26)$$

$$s = \min \left\{ \frac{u_{sm}}{\|R_s\|_\infty}, s_{\max} \right\} \quad (27)$$

$$g = \min \left\{ \frac{u_{gm}}{\|R_g\|_\infty}, g_{\max} \right\} \quad (28)$$

式中: μ_{\min} 、 s_{\max} 和 g_{\max} 分别为各参数允许的极值,可根据实际系统力矩及带宽等要求选取。同时需要注意的是 R_g 中显含参数 s ,因此应先确定 s ,再计算 g 。

若考虑航天器最大角速度限制 ω_{\max} ,如姿态敏感器测量需求或飞轮角动量交换能力等,则式(16)中的虚拟控制角速度应满足

$$\|\omega_c\|_\infty = \|sR_{eb}\|_\infty < \omega_{\max} \quad (29)$$

则式(27)中 s 的取值可进一步约束为

$$s = \min \left\{ \frac{u_{sm}}{\|R_s\|_\infty}, \frac{\omega_{\max}}{\|R_{eb}\|_\infty}, s_{\max} \right\} \quad (30)$$

3.2 势函数局部极小值的回避

由2.2节的分析可知,若满足排斥势函数的存在条件且 \mathbf{a}_e 和 \mathbf{a}_b 平行,则系统有可能陷入局部极小值。因此,若 \mathbf{a}_e 和 \mathbf{a}_b 夹角小于预先设定角度 θ_{lm} ,即满足

$$\mathbf{a}_e^T \mathbf{a}_b > \cos \theta_{lm} \quad (31)$$

则将控制器式(23)切换为如式(32)所示的最大幅值为 u_{max} 且正交于矢量 \mathbf{a}_e 的控制量 \mathbf{u}_c^* :

$$\mathbf{u}_c^* = u_{max} \text{sgn}(\boldsymbol{\omega}^T \mathbf{a}_e^\times \mathbf{a}_r) \frac{\mathbf{a}_e^\times \mathbf{a}_r}{\|\mathbf{a}_e^\times \mathbf{a}_r\|_\infty} \quad (32)$$

式中: \mathbf{a}_r 为一不平行于 \mathbf{a}_e 的单位矢量; $\text{sgn}(\boldsymbol{\omega}^T \mathbf{a}_e^\times \mathbf{a}_r)$ 表示 $\mathbf{a}_e^\times \mathbf{a}_r$ 和 $\boldsymbol{\omega}$ 内积的符号,选取该符号函数可使得 \mathbf{u}_c^* 的引入利用航天器转动势能。

4 数学仿真验证与分析

为验证所设计方法的有效性,以某型航天器为例进行数学仿真。且为了说明对局部极小值情况的回避能力,设定 $\tilde{\mathbf{q}}_e$ 和 $\tilde{\mathbf{q}}_b$ 均绕参考系 z 轴旋转,转角分别对应 90° 和 45° 。用 $\tilde{\mathbf{q}}_0$ 表示航天器姿态初值,具体仿真参数如表1所示。

表1 航天器仿真参数

Table 1 Simulation parameters of spacecraft

Parameter	Value
$I/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	diag(800,750,600)
$h_w/(\text{N} \cdot \text{m} \cdot \text{s})$	20
$u_{max}/(\text{N} \cdot \text{m})$	0.5
$\tilde{\mathbf{q}}_0$	$[0 \ 0 \ 0 \ 1]^T$
$\tilde{\mathbf{q}}_e$	$[0 \ 0 \ 0.707 \ 0.707]^T$
$\tilde{\mathbf{q}}_b$	$[0 \ 0 \ 0.383 \ 0.924]^T$

考虑飞轮角动量全部转移给航天器,通过计算可得 ω_{max} 最大可取 $1.91(^{\circ})/\text{s}$ 以用于控制参数选取。仿真过程采用的干扰力矩为

$$\mathbf{u}_d = 0.001 \begin{bmatrix} \sin(0.01t) - 0.5 \\ \sin(0.01t) + 0.5 \\ \cos(0.01t) \end{bmatrix} \text{N} \cdot \text{m}$$

当航天器与 $\tilde{\mathbf{q}}_b$ 的最小允许角 θ_m 为 10° 时,选取排斥势函数比例因子 η 为120。不考虑控制力矩幅值约束,取控制参数 g 、 s 和 μ 分别为1、1和20, θ_0 为 12° 。图2给出了未避免局部极小值时由控制器式(19)得到的数学仿真结果,包括航天器惯性姿态四元数矢量部分 \mathbf{q} 、角速度 $\boldsymbol{\omega}$ 、控制力矩 \mathbf{u}_c 和航天器相对禁止姿态的欧拉转角 θ_b 的仿真曲线。

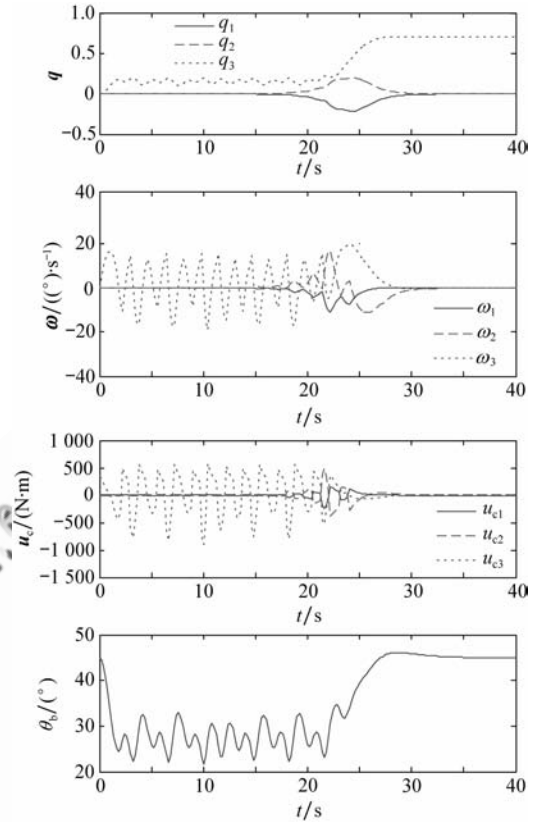


图2 控制不受限情况下的航天器自主姿态机动仿真结果
Fig. 2 Simulation results of spacecraft autonomous attitude maneuver without control saturation

由图2可以看出,航天器能够迅速完成姿态机动(约25s),同时避免了进入禁止姿态的影响区域,但是由于局部极小值的影响,姿态存在强烈的振荡,相应的控制力矩接近 $1000 \text{N} \cdot \text{m}$,远远大于飞轮允许的最大力矩,而如果简单地通过调节 g 、 s 和 μ 获得极小的控制力矩,过渡过程将会非常缓慢,因此固定控制参数的控制器并不能直接用于实际任务。

考虑航天器角速度和飞轮力矩幅值约束时,取 u_{gm} 、 u_{sm} 和 u_{gm} 分别为 $0.2, 0.2, 0.1 \text{N} \cdot \text{m}$, μ_{min} 、 s_{max} 和 g_{max} 为20、1和1,利用式(26)、式(28)和式(30)得到自适应控制参数。并取 θ_{lm} 为 1° ,当满足条件式(31)时将控制切换为式(32)所示的 \mathbf{u}_c^* 。由此可得数学仿真结果如图3所示,可以看出:在姿态机动初始阶段即通过 \mathbf{u}_c^* 避免了局部极小值;利用自适应控制参数,同样能够实现航天器自主姿态机动规划,同时指令控制力矩始终小于允许的最大值,具有较强的实用价值。

为进一步说明设计方法的有效性,分别对 θ_m 在 $5^\circ \sim 40^\circ$ 范围内时进行了多次仿真,其中均取 θ_0

为 $1.2\theta_m$, 可得不同 θ_m 情况下的 θ_b 曲线族如图 4 所示。可以看出, 所设计的控制器可实现对不同禁止姿态的回避, 且回避能力无需经验选取和试凑, 简单可靠, 通用性好, 因此优于文献中的控制策略。

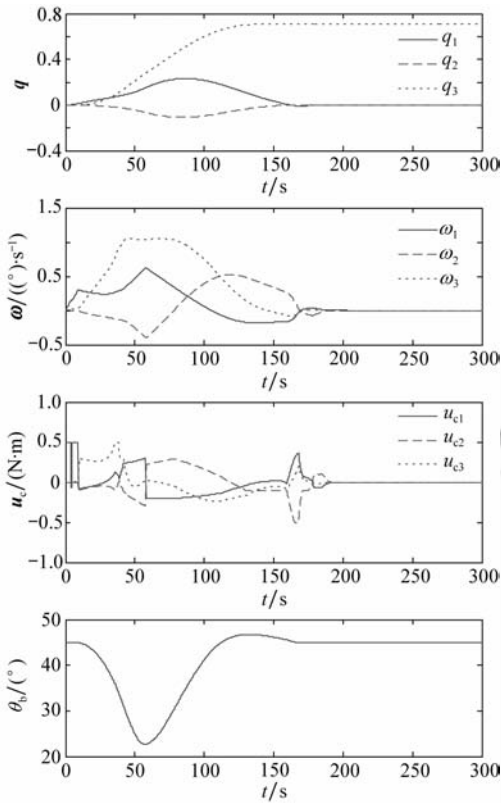


图 3 控制受限情况下的航天器自主姿态机动仿真结果
Fig. 3 Simulation results of spacecraft autonomous attitude maneuver with control saturation

示, 同样完成了控制受限情况下的姿态机动任务, 进一步说明了本文方法的通用性。

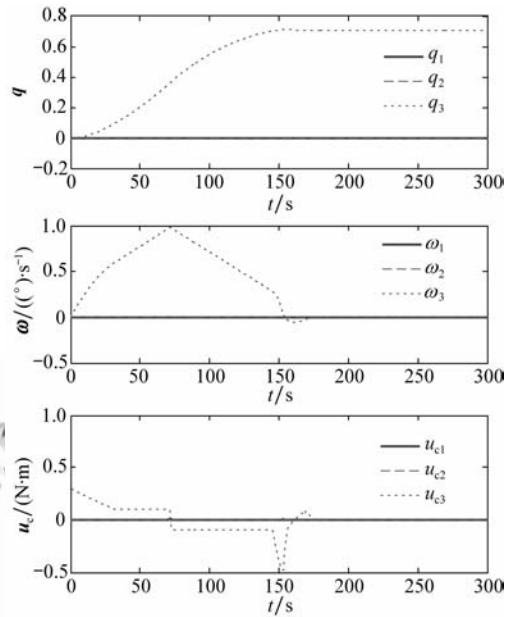


图 5 不考虑禁止姿态的航天器自主姿态机动仿真结果
Fig. 5 Simulation results of spacecraft autonomous attitude maneuver without forbidden attitude

5 结论

为了利用飞轮实现航天器姿态机动过程中对禁止姿态的回避, 根据禁止姿态的影响范围构造了一种新的势函数来获取虚拟控制角速度, 并结合反步法设计了航天器自主姿态机动控制器。数学仿真结果表明, 针对控制受限设计的自适应参数控制律能实现对力矩的有效约束, 完成各种不同禁止姿态区域的自主姿态机动任务, 且无需参数的经验试凑, 简单实用; 同时针对不考虑禁止姿态的航天器自主姿态机动的仿真结果也说明了设计控制器的通用性。

不过, 控制受限后的航天器姿态机动能力以及对禁止姿态的回避能力也有所下降, 需要的机动时间较长, 特别对于某些禁止姿态甚至会遭遇失稳或不能回避等情况, 这主要是因为距离禁止姿态较近时执行机构并不能产生无穷大的力矩。因此在实际应用时, 还需保守给定姿态机动任务, 合理选取执行机构, 方能有效提高任务的可靠性。

参 考 文 献

- [1] Hablani H B. Attitude commands avoiding bright objects
© 航空学报编辑部 <http://hkxb.buaa.edu.cn>

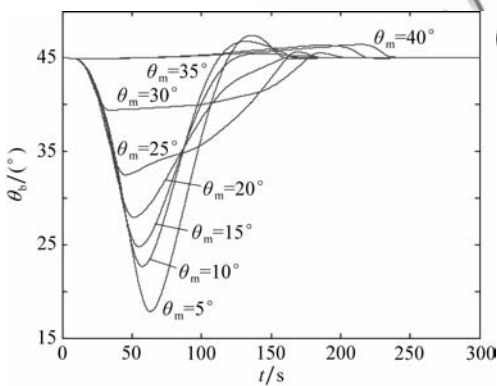


图 4 不同 θ_m 需求情况对应的 θ_b

Fig. 4 Corresponding θ_b with different θ_m requirements

此外, 不考虑禁止姿态时, 利用控制器式(22)结合 3.1 节自适应参数可得仿真结果如图 5 所

- and maintaining communication with ground station [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1999, 22(6): 759-767.
- [2] Singh G, Macala G, Wong E, et al. A constraint monitor algorithm for the Cassini spacecraft [R]. AIAA-1997-3526, 1997.
- [3] Frazzoli E, Dahleh M A, Feron E. A randomized attitude slew planning algorithm for autonomous spacecraft [R]. AIAA-2001-4155, 2001.
- [4] Kim Y, Mesbahi M. Quadratically constrained attitude control via semidefinite programming [J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2004, 49(5): 731-735.
- [5] Kim Y, Mesbahi M. On the constrained attitude control problem [R]. AIAA-2004-5129, 2004.
- [6] 崔平远, 徐文明, 崔祐涛, 等. 基于单轴随机扩展算法的自主探测器大角度机动规划 [J]. *宇航学报*, 2007, 28(2): 404-408.
Cui Pingyuan, Xu Wenming, Cui Hutao, et al. A single axis randomized expanding algorithm for the large angle slew planning of autonomous spacecraft [J]. *Journal of Astronautics*, 2007, 28(2): 404-408. (in Chinese)
- [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, 28(5): 1091-1097.
Zhong Weiguo, Cui Pingyuan, Cui Hutao. Autonomous attitude maneuver planning for spacecraft under complex constraints [J]. *Acta Astronautica et Astronautica Sinica*, 2007, 28(5): 1091-1097. (in Chinese)
- [8] 杨思亮, 徐世杰. 基于粒子群算法的航天器姿态机动路径规划 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2010, 36(1): 48-51.
Yang Siliang, Xu Shijie. Spacecraft attitude maneuver planning based on particle swarm optimization [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2010, 36(1): 48-51. (in Chinese)
- [9] Geand S S, Cui Y J. New potential function for mobile robot path planning [J]. *IEEE Transactions on Robotics and Automation*, 2000, 16(10): 615-619.
- [10] Ge S S, Cui Y J. Dynamic motion planning for mobile robots using potential field method [J]. *Autonomous Robots*, 2002, 13(3): 207-222.
- [11] Yun X, Tan K C. A wall-following method for escaping local minima in potential field based motion planning [C]// *Proceedings of International Conference on Advanced Robotics*. 1997: 421-426.
- [12] McInnes C R. Large angle slew maneuvers with autonomous sun vector avoidance [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1994, 17(4): 875-877.
- [13] Wisniewskia R, Kulczycki P. Slew maneuver control for spacecraft equipped with star camera and reaction wheels [J]. *Control Engineering Practice*, 2005, 13(3): 349-356.
- [14] Radice G, Casasco M. Time-varying potential function control for constrained attitude tracking [C]// *Proceedings of the 14th AAS/AIAA Spaceflight Mechanics Conference*. 2004.
- [15] Ali I, Radice G. Autonomous attitude control using potential function method under control input saturation [C]// *International Astronautical Federation—59th International Astronautical Congress*. 2008, 8: 5072-5077.
- [16] Ali I, Radice G, Kim J. Backstepping control design with actuator torque bound for spacecraft attitude maneuver [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2010, 33(1): 254-258.
- [17] Avanzini G, Radice G, Ali I. Potential approach for constrained autonomous manoeuvres of a spacecraft equipped with a cluster of control moment gyroscopes [J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2009, 223(3): 285-296.
- [18] Kim K S, Kim Y. Robust backstepping control for slew maneuver using nonlinear tracking function [J]. *IEEE Transaction on Control System Technology*, 2003, 11(6): 822-829.

作者简介:

郭延宁(1985—) 男,博士研究生。主要研究方向:航天器姿态确定与姿态机动控制,控制力矩陀螺奇异分析及操纵律设计。

E-mail: guoyn@hit.edu.cn

李传江(1978—) 男,博士,副教授,硕士生导师。主要研究方向:航天器姿态控制,最优控制,非线性控制等。

Tel: 0451-86402726

E-mail: chuanjiangli@gmail.com

马广富(1963—) 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:航天器姿态控制,挠性航天器主动振动控制,最优控制,非线性控制等。

Tel: 0451-86402108

E-mail: magf@hit.edu.cn

Spacecraft Autonomous Attitude Maneuver Control by Potential Function Method

GUO Yanning, LI Chuanjiang, MA Guangfu *

School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China

Abstract: This article investigates the spacecraft autonomous attitude maneuver control in the presence of forbidden attitude. First, the dynamical and kinematic equations are introduced, in which a quaternion is adopted to represent the attitude deviation between the spacecraft attitude and maneuver or the forbidden attitude, with the corresponding Euler rotation angles describing the distance of various attitudes. Second, in order to avoid the forbidden attitude, the existence conditions for the repulsive potential function (RPF) are exploited by incorporating the spacecraft motions, and a novel RPF is proposed according to the minimum separation angle allowed for the forbidden attitude. The RPF as well as the attractive potential function (APF) are employed subsequently to derive a virtual angular velocity command. An autonomous attitude maneuver controller is obtained by means of backstepping. Meanwhile, some self-adaptive rules for the control parameters are developed to deal with control saturation. In addition, one switch controller is proposed to overcome the local minima of the potential function. Finally, numerical results for different forbidden attitude regions are presented to show the effectiveness and generality of the proposed method.

Key words: potential function; autonomous attitude maneuver; forbidden attitude avoidance; backstepping; control saturation

Received: 2010-05-31; **Revised:** 2010-06-24; **Accepted:** 2010-07-23; **Available online:** 2010-11-11 09:15

Online website: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20101111.0915.033.html **DOI:** CNKI:11-1929/V.20101111.0915.033

Foundation items: National Natural Science Foundation of China(60774062); Outstanding Young Teachers in Harbin Institute of Technology (HITQJNS.2008.006); Harbin Special Funds for Technological Innovation Research(2010RFQXG029)

* **Corresponding author.** Tel.: 0451-86402108 E-mail: magf@hit.edu.cn