采用退步方法设计的航天器姿态倾斜机动控制

郑敏捷 徐世杰

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 采用退步控制方法设计航天器姿态倾斜机动控制律. 中间控制律采用了微分方程的形式,避免了传统退步控制方法中,对中间控制律进行的解析求导. 在此基础上,采用了2种方法通过推迟控制力矩峰值出现的时间来减低对执行机构输出控制力矩最大值的要求: ①改变中间控制律的积分初值;②采用跟踪性能相对较差的角速度控制律. 尽管第2种方法的控制律的稳定性取决于控制器的参数,但可明确限定控制力矩的最大值. 仿真结果证实了所提出控制律的有效性.

关 键 词: 退步方法; 姿态控制; 倾斜机动

中图分类号: V 448.2

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2007)10-1233-04

Spacecraft attitude slew maneuver control via backstepping method

Zheng Minjie Xu Shijie

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The backstepping control method was applied to the slew maneuver of the rigid spacecraft. In order to avoid the complicated calculation of the derivation of the intermediate control law which is required in the conventional backstepping method, the intermediate control law presents in a form of differential equation. On this basis, two methods were applied to reduce the requirement in the max actuator output torque by means of postponing the peak of the control torque. One method is to change the initialization of the intermediate control law. The other is to utilize a worse angular velocity tracking law. The system stability with the second control law depends on the parameters of the controller, however, the max control torque can be accurately restricted. Simulation results illuminate the availability of the derived control laws.

Key words: backstepping method; attitude control; slew maneuver

现代航天器的飞行任务经常要求姿态控制系统具备快速倾斜机动(Slew Maneuver)的能力,国内外学者在这方面进行了广泛研究[1-3]. 在倾斜机动的初始阶段航天器姿态存在较大的误差,所以传统的控制律一般都要求控制系统在初始时刻提供很大的控制力矩,往往超出执行机构所能提供最大力矩的范围. 为解决这一问题,文献[4]提出了一种控制参数按指数规律变化的控制律,以推迟控制力矩的高峰出现的时间,尽管稳定性的证明不够完善,但仿真结果表明,这样的控制律可以取得很好的控制效果,在保证机动的快速性的同时,大大降低了对控制力矩峰值的要求. 与这一思路不同,文献[5]和[6]采用了退步控制设计方法来解决同一问题. 文献[5]在对最大姿态角速度进行估计的基础上,在降低控制力矩要求的同时提高了机动速度,其鲁棒性也在仿真中得到了验证;文献[6]则采用一种非线性的函数(反正切函数)代替传统退步控制设计过程中普遍采用的简单线性函数,改善了控制器的动态性能,使系统在姿态误差较大时也能快速收敛且不需要过大的

收稿日期: 2006-11-03

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(10372011)

作者简介: 郑敏捷(1981—),男,江西南昌人,博士生,zmj@sa.buaa.edu.cn.

控制量,而在误差较小时又能保证系统近似线性的特性,使系统快速收敛.

本文研究航天器从某一静止的初始姿态机动到另一任务要求的稳定姿态的倾斜机动问题.文中并不局限于文献[2]和[3]研究的绕本体坐标系某一轴的转动,可以是绕空间任意轴的机动.由于采用欧拉角描述的航天器姿态在大角度姿态机动情况下会出现奇异问题,本文采用四元数描述航天器的姿态.文中综合了文献[4]和[6]提出的2种方案,采用了2种手段推迟控制力矩的峰值出现的时间.文中按照退步控制的思路进行设计,但没有严格遵循退步控制的稳定性证明方法.仿真结果表明,所提出的控制律同样具备很好的性能.

1 角速度中间控制律

航天器的姿态用四元数描述[7],设从目标姿态$[q_{f0}\quad \boldsymbol{q}_f]$到当前姿态$[q_0\quad \boldsymbol{q}]$的误差四元数为

$$\begin{bmatrix} q_{e0} \\ \boldsymbol{q}_e \end{bmatrix}=\begin{bmatrix} q_0 q_{f0}+\boldsymbol{q}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{q}_f \\ q_{f0}\boldsymbol{q}-q_0\boldsymbol{q}_f+\boldsymbol{q}^{\times}\boldsymbol{q}_f \end{bmatrix} \tag{1}$$

其中反对称矩阵:

$$\boldsymbol{q}^{\times}=\begin{bmatrix} 0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & 0 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & 0 \end{bmatrix} \tag{2}$$

目标角速度为0,所以姿态运动学方程可描述为

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_{e0} \\ \dot{\boldsymbol{q}}_e \end{bmatrix}=\frac{1}{2}\begin{bmatrix} -\boldsymbol{q}_e^{\mathrm{T}} \\ q_{e0}+\boldsymbol{q}_e^{\times} \end{bmatrix}\boldsymbol{\omega} \tag{3}$$

式中,$\boldsymbol{\omega}=[\omega_x\quad \omega_y\quad \omega_z]^{\mathrm{T}}$为姿态角速度矢量,在本体系下描述.

传统的退步控制方法采用如下的角速度中间控制律[8]:

$$\boldsymbol{\omega}_d=-k_1\mathrm{sgn}(q_{e0})\boldsymbol{q}_e \tag{4}$$

其中$k_1>0$为控制器参数,sgn(·)定义为

$$\mathrm{sgn}(\xi)=\begin{cases} 1 & \xi\geqslant 0 \\ -1 & \xi<0 \end{cases} \tag{5}$$

中间控制律也就是期望的角速度变化规律.本文采取以下形式的中间控制律:

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}_d=-k_1\mathrm{sgn}(q_{e0})\boldsymbol{q}_e-k_2\boldsymbol{\omega}_d \tag{6}$$

$k_2>0$为另一控制器参数.取Lyapunov函数:

$$V_1=k_1[1-\mathrm{sgn}(q_{e0})q_{e0}]^2+k_1\boldsymbol{q}_e^{\mathrm{T}}\boldsymbol{q}_e+\boldsymbol{\omega}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\omega} \tag{7}$$

若角速度满足式(6)的运动规律,即$\boldsymbol{\omega}=\boldsymbol{\omega}_d$,对式(7)分段求导可得:

$$\dot{V}_1=-2k_2\boldsymbol{\omega}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\omega}\leqslant 0 \tag{8}$$

可见,$\boldsymbol{\omega}=\boldsymbol{\omega}_d\to 0$.再由式(6)可知,$\boldsymbol{q}_e\to 0$,系统是渐近稳定的.

式(4)和式(6)的中间控制律均能满足退步控制设计方法中对子系统稳定性的要求.如果采用式(4),在进行下一步控制律设计时,还必须对式(4)进行解析求导,导致最终控制律的形式相对比较复杂.而式(6)的中间控制律直接由微分的形式给出,避免了在下一步设计过程中对中间控制律求导带来的麻烦.同时,这一形式的中间控制律,也为推迟控制力矩的峰值出现的时间提供了可能,在最终控制律设计过程中将分别采用2种方法来实现.

2 最终控制律设计

分别采用了以下2种方法设计最终控制律:

2.1 改变积分初值法

航天器的姿态动力学方程为

$$\boldsymbol{J}\dot{\boldsymbol{\omega}}=-\boldsymbol{\omega}^{\times}\boldsymbol{J}\boldsymbol{\omega}+\boldsymbol{\tau} \tag{9}$$

式中,$\boldsymbol{J}$为航天器的转动惯量矩阵;$\boldsymbol{\tau}$为姿态控制系统的执行机构在本体坐标系三轴输出的力矩分量.取角速度误差:

$$\boldsymbol{\omega}_e=\boldsymbol{\omega}-\boldsymbol{\omega}_d \tag{10}$$

按一般的退步控制设计方法,最终控制律为

$$\begin{aligned}\boldsymbol{\tau}&=\boldsymbol{\omega}^{\times}\boldsymbol{J}\boldsymbol{\omega}+\boldsymbol{J}(\dot{\boldsymbol{\omega}}_d-k_3\boldsymbol{\omega}_e)=\\ &\boldsymbol{\omega}^{\times}\boldsymbol{J}\boldsymbol{\omega}+\boldsymbol{J}(-k_1\mathrm{sgn}(q_{e0})\boldsymbol{q}_e-k_2\boldsymbol{\omega}_d)-\\ &k_3\boldsymbol{J}(\boldsymbol{\omega}-\boldsymbol{\omega}_d)\end{aligned} \tag{11}$$

$k_3>0$为控制器参数.将式(11)带入式(9)有

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}_e=-k_3\boldsymbol{\omega}_e \tag{12}$$

所以,$\boldsymbol{\omega}_e$按指数规律收敛到0,$\boldsymbol{\omega}\to\boldsymbol{\omega}_d$,角速度跟随式(6)的中间控制律变化.由于目标姿态是静止的,所以系统是渐近稳定的.

通常,航天器在执行倾斜机动任务时,角速度的初值是接近于0的,所以,采用式(11)的姿态控制律,初始时刻要求的力矩大小主要由$\boldsymbol{\omega}_d$的积分初值$\boldsymbol{\omega}_d(0)$决定.如果$\boldsymbol{\omega}_d(0)=[0\quad 0\quad 0]^{\mathrm{T}}$,那么角速度误差从一开始就基本为0,并且在系统运动过程中也不会有发散的趋势,始终保持$\boldsymbol{\omega}\approx\boldsymbol{\omega}_d$.在这种情况下,可以认为式(11)的控制律等价于如下控制律:

$$\boldsymbol{\tau}=\boldsymbol{\omega}^{\times}\boldsymbol{J}\boldsymbol{\omega}+\boldsymbol{J}(-k_1\mathrm{sgn}(q_{e0})\boldsymbol{q}_e-k_2\boldsymbol{\omega}) \tag{13}$$

这是常用的PD控制律的形式,在初始时刻所要求的控制力矩$\boldsymbol{\tau}(0)$很大.

在$k_3\neq k_2$的情况下,如果选取

$$\boldsymbol{\omega}_d(0)=\frac{k_1}{k_3-k_2}\mathrm{sgn}[q_{e0}(0)]\boldsymbol{q}_e(0) \tag{14}$$

则初始时刻的控制力矩$\boldsymbol{\tau}(0)=[0\quad 0\quad 0]^{\mathrm{T}}$.如果不限定初始控制力矩为0,也可以选择其他接近的积分初值.这一处理可使控制力矩的峰值推迟

出现,从而减小对控制力矩峰值的要求.$\boldsymbol{\omega}_e$ 的收敛速度越慢,峰值出现得越晚,所需的力矩最大值也越小.但如果 $\boldsymbol{\omega}_e$ 收敛过慢,将会延缓整个系统完成倾斜机动的时间,所以 k_3 的选择必须折衷考虑.在 $k_3=k_2$ 时,无法通过选择积分初值的方法来改变初始控制力矩.

2.2　更简单的控制律

式(11)的控制律中考虑了 $\dot{\boldsymbol{\omega}}_d$ 项,使姿态角速度具有很好的跟踪性能.为推迟控制力矩峰值的出现时间,可以采用不具备良好跟踪性能但更为简单的控制律.将中间控制律 $\boldsymbol{\omega}_d$ 看成动力学系统的参考输入,采用最简形式的角速度控制律:

$$\boldsymbol{\tau}=-k_4\boldsymbol{J}(\boldsymbol{\omega}-\boldsymbol{\omega}_d) \tag{15}$$

$k_4>0$ 为控制器参数.与式(11)的控制律相比较,这一控制律简单很多:角速度耦合项 $\boldsymbol{\omega}^{\times}\boldsymbol{J}\boldsymbol{\omega}$ 不影响角速度的整体运动,只会影响角速度各分量间的关系,所以可以略去.没有引入 $\dot{\boldsymbol{\omega}}_d$ 项,角速度不能很好地跟踪参考输入,但这一性能恰能起到推迟控制力矩峰值出现时间的作用.但这一控制律不能保证系统的稳定性,当角速度的跟踪能力比 $\boldsymbol{\omega}_d$ 的变化慢时,系统将不收敛,所以在选择参数 k_4 时,同样需要在跟踪的快速性和减低控制力矩的最大值之间进行折衷.

为进一步减低所需控制力矩的最大值,可采用以下的控制律:

$$\boldsymbol{\tau}=-k_5\arctan[k_6\boldsymbol{J}(\boldsymbol{\omega}-\boldsymbol{\omega}_d)] \tag{16}$$

$k_5,k_6>0$ 为控制器参数.假设 $\dot{\boldsymbol{\omega}}_d\approx 0$,取 Lyapunov 函数:

$$V_2=(\boldsymbol{J}\boldsymbol{\omega}_e)^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{J}\boldsymbol{\omega}_e) \tag{17}$$

则

$$\dot{V}_2=(\boldsymbol{J}\boldsymbol{\omega}_e)^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{J}\dot{\boldsymbol{\omega}})=$$
$$-k_5(\boldsymbol{J}\boldsymbol{\omega}_e)^{\mathrm{T}}\arctan(k_6\boldsymbol{J}\boldsymbol{\omega}_e)\leqslant 0 \tag{18}$$

也就是说,如果角速度跟踪的速度明显比 $\boldsymbol{\omega}_d$ 的运动快,可以认为系统是稳定的.这一控制律可以明确限定控制力矩的最大值:

$$|\boldsymbol{\tau}|<k_5\pi/2 \tag{19}$$

选择合适的 k_6,可以使控制律在角速度误差相对较小时获得较好的性能.采用这一控制律时,中间控制律的积分初值应取为 0.

3　仿真结果

数字仿真采用文献[4]中的物理参数和任务要求.初始姿态误差:$[q_{e0}\quad q_{e1}\quad q_{e2}\quad q_{e3}]=[0.2362\quad -0.8128\quad 0.3430\quad -0.4073]$,转动惯量矩阵 $\boldsymbol{J}=\mathrm{diag}(720\quad 800\quad 550)\mathrm{kg}\cdot\mathrm{m}^2$,控制器参数:$k_1=0.02$,$k_2=0.15$,$k_3=0.2$,$k_4=0.5$,$k_5=2$,$k_6=10$.分别采用控制律式(11)和式(16)进行仿真计算,图 1～图 6 为仿真结果,图中的 t 为时间.在姿态收敛速度相同的情况下,采用控制律式(13),所需最大控制力矩在 10 N·m 以上,而式(11)所需最大控制力矩小于 5 N·m,文献[4]的控制律所需最大控制力矩小于 4 N·m,式(16)只需 3 N·m 左右.仿真结果表明,本文所采用的中间控制律式(6)能够保证系统的动态特性和收敛速度.在此基础上,最终得到的控制律式(11)和式(16)式能够推迟控制力矩峰值的出现

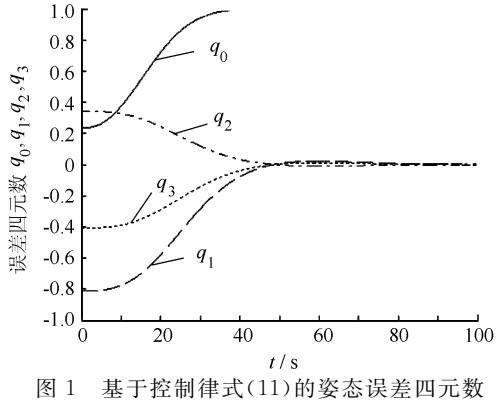


图 1　基于控制律式(11)的姿态误差四元数

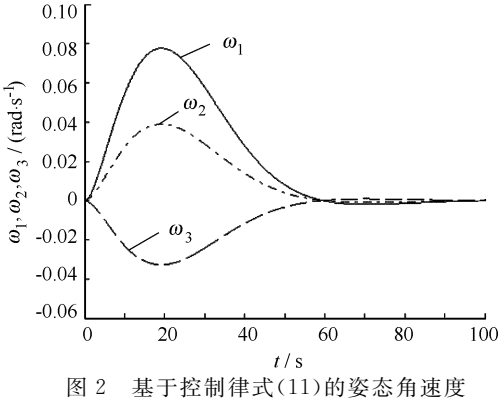


图 2　基于控制律式(11)的姿态角速度

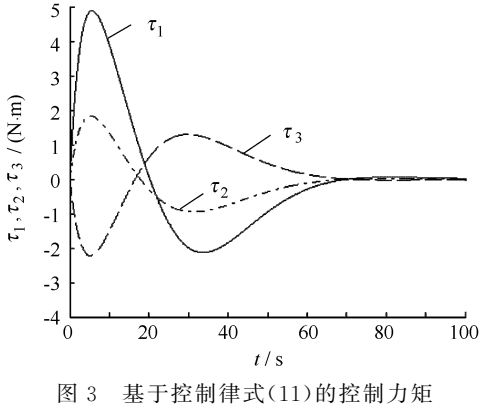


图 3　基于控制律式(11)的控制力矩

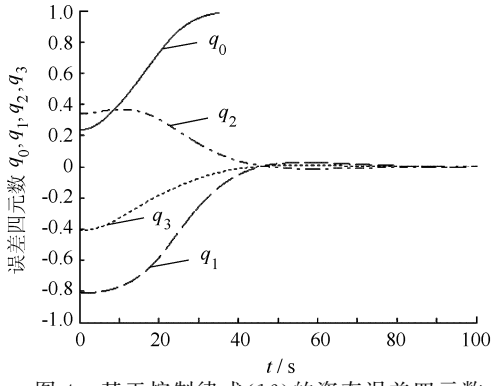


图4 基于控制律式(16)的姿态误差四元数

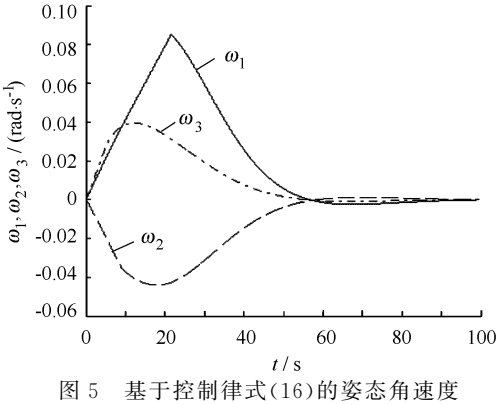


图5 基于控制律式(16)的姿态角速度

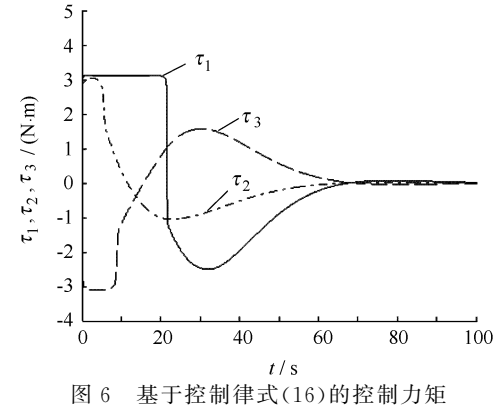


图6 基于控制律式(16)的控制力矩

时间,从而减低控制律对执行机构提供最大控制力矩的要求.从图中还可以看出,采用控制律式(16)时,姿态角速度最大值仅略有提高.同时也可以看出,采用反正切函数的控制效果与对一般PD控制律进行限幅所产生的效果类似,但限幅控制律稳定性是无法证明的.

4 结 论

本文采用退步控制方法设计了航天器姿态倾斜机动控制律.提出了一种新的采用微分方程描述的中间控制律,避免了对中间控制律再进行解析求导的麻烦.在此基础上,本文采用了2种方法试图通过推迟控制力矩峰值出现的时间来减低对执行机构输出控制力矩最大值的要求,一是改变中间控制律的积分初值,二是采用跟踪性能相对较差的角速度跟踪控制律.尽管第二种方法的控制律的稳定性取决于控制器的参数,但可明确限定控制力矩的最大值.仿真结果表明,所提出控制律是有效的,能够在保证系统的动态特性和收敛速度的前提下减低对控制力矩最大值的要求.

参考文献(References)

[1] Wie B, Bailey D, Heiberg C. Rapid multi-target acquisition and pointing control of agile spacecraft[R]. AIAA-2000-4546, 2000

[2] Lappas V J, Steyn W H, Underwood C I. Practical results on the development of a control moment gyro based attitude control system for agile small satellites[C]//The Sixteenth Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. Logan, Utah: [s.n], 2002:12-15

[3] 汤亮,徐世杰.采用单框架控制力矩陀螺群的卫星侧摆机动控制研究[J].航天控制,2003,2: 1-5,13
Tang Liang, Xu Shijie. Skew maneuver control for satellites using SGCMG systems[J]. Aerospace Control, 2003,2: 1-5,13(in Chinese)

[4] 徐世杰. 基于Lyapunov方法的空间飞行器大角度姿态机动控制[J]. 宇航学报, 2001,22(4):95-99
Xu Shijie. Large angle attitude maneuver control of spacecraft based on Lyapunov approach[J]. Journal of Astronautics, 2001,22(4):95-99(in Chinese)

[5] Kim K, Kim Y. Backstepping control of rigid spacecraft slew maneuver[R]. AIAA-2001-4210, 2001

[6] Kim K, Kim Y. Robust backstepping control for slew maneuver using nonlinear tracking function[C]//IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2003,11(6):822-829

[7] 肖业伦. 航空航天器运动的建模——飞行动力学的理论基础[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2003:128-138
Xiao Yelun. Modeling of aerostat and spacecraft: theories foundation of flight dynamics[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2003: 128-138 (in Chinese)

[8] Hull R A, Ham C, Johnson R W. Systematic design of attitude control systems for a satellite in a circular orbit with guaranteed performance and stability [C]//Advanced Subsystems & Components, 2000:1-10

(责任编辑:张 嵘)