

基于 Simulink/Stateflow 的小卫星姿态控制模块设计与仿真研究

吕波¹ 曾国强² 姚红¹ 胡敏¹

(装备指挥技术学院航天装备系¹, 北京 101416; 国防科技大学², 长沙 410000)

摘要 针对小卫星在轨自主运行的需要, 对其姿态控制模块进行设计与仿真研究, 其中使用修正罗德里格参数描述卫星姿态运动并进行姿态控制律设计, 使用 Stateflow 设计了六种姿态控制模式及其转换逻辑并结合 Simulink 搭建了姿态控制仿真系统。根据对地定向模式、目标指向模式、闲置模式的时序指令进行了姿态控制仿真分析, 三种模式下姿态均收敛, 说明了姿态控制律设计和姿态控制模式之间转换逻辑设计的正确性。

关键词 姿态控制 修正罗德里格参数 控制模式 有限状态机

中图分类号 V525.1; **文献标志码** A

快速响应小卫星技术是目前航天技术发展的重要领域, 它的核心军事应用价值体现在对突发事件的快速响应, 这通过缩短集成测试时间、发射准备时间以及运行管理技术的自主化实现。快速响应小卫星能够对我国周边热点区域的军事态势进行及时有效的感知、能够对定点精细目标进行周期性地持续侦察监视、能够对突发大规模自然灾害(地震、海啸、核事故)事件现场进行快速情报获取, 它的发展无论在军事上还是民用上都具有重要的现实意义。

快速响应小卫星的关键技术几乎涵盖整个航天大系统, 其中涉及到小卫星平台和载荷技术, 也涉及到快速发射运载器技术, 同时还涉及到机动发射与测控技术、地面指挥与控制技术等。就快速响应小卫星平台技术而言, 涉及的关键技术具体包括^[1]: 模块化标准化卫星平台技术、即插即用技术、在轨快速测试技术、快速轨道控制技术、在轨自主运行技术、自主任务规划技术、微型核技术、上面级航天器技术等。本文主要探讨快速响应小卫星在轨自主运行对卫星姿态控制模式的设计需求。

卫星的运行包括了大量的特定操作, 对于传统卫星, 这些操作往往都是由地面人员上传指令得以实现, 但是这样的运行模式难以满足快速响应小卫星的特征需求, 比如操作人员和成本的限制、通信时刻的滞后使得观测信息传递的实时性不高等, 为提高效率, 有必要实现快速响应小卫星的在轨自主运行。卫星在轨自主运行的关键就是构建高度灵活的运行指令, 以使得具体飞行任务的实施只需简单的时间序列指令就能实现, 这些时间序列指令涵盖姿控、轨控、载荷控制等方面。

本文主要针对快速响应小卫星在轨自主运行的需要, 对卫星姿态控制模式进行分析以及设计, 并使用 Matlab 软件环境下的 Simulink/Stateflow 工具搭建卫星姿态控制系统, 最后对卫星典型的姿态控制任务进行仿真分析, 以检验姿态控制指令的正确有效性。

1 小卫星自主运行的姿态控制模式分析

小卫星自主运行的姿态控制模式与其具体的飞行任务密切相关, 一般包括目标指向模式、对地定向模式、惯性空间定向模式。在目标指向模式下, 对地观测设备指向地面固定目标, 这种模式下小卫星必须进行大角度姿态机动以扩大地面观测

2011年5月11日收到

第一作者简介: 吕波(1986—), 男, 浙江台州人, 硕士生, 研究方向: 小卫星自主运行控制。

范围,通常最大的姿态机动角速度不超过 $1^\circ/\text{s}$ 、最大的姿态俯仰角不超过 60° 、最大的姿态滚动角不超过 30° ;在对地定向模式下,小卫星体坐标系与轨道坐标系对准,体坐标系中的 Z 轴总是指向地球中心方向,这种模式主要用于多谱段光学对地观测;在惯性空间定向模式下,小卫星体坐标系相对惯性空间定向,这种模式适用于深空观测等。

除了实现飞行任务目标所需的上述三种姿态控制模式外,小卫星的姿态控制还需提供速度阻尼模式、安全模式以及闲置模式。速度阻尼模式能够使发射入轨后卫星的姿态翻滚趋于稳定,速度阻尼模式下小卫星使用的姿态确定器件主要是地磁敏感器、姿态控制器件主要是地磁力矩器;安全模式主要是应对卫星出现故障后的情况,这时所需的姿态确定和控制器件相对飞行任务模式的要较少且可靠,使用的姿态确定器件主要是地磁敏感器和太阳敏感器,姿态控制器件主要是地磁力矩器;闲置模式和飞行任务模式的姿态控制相似,主要的区别是闲置模式下星上载荷不工作,这时的主要任务是积蓄电能以备下一次的载荷或通信系统工作,闲置模式和飞行任务模式使用的姿态确定器件主要是光纤陀螺和星敏感器、姿态控制器件主要是反作用飞轮,反作用飞轮的饱和卸载采用地磁力矩器。

2 小卫星姿态控制系统数学模型

2.1 小卫星姿态运动学模型

卫星姿态的描述常用有三种方式,即欧拉角、四元数以及修正罗德里格参数,这三种描述方式之间存在相互转换关系。使用欧拉角的姿态运动方程具有奇异性、而四元数法能体现姿态的描述只需三个独立变量,修正罗德里格参数既没有运动方程的奇异性又仅只需三个独立变量,所以这里采用修正罗德里格参数描述卫星姿态。修正罗德里格参数表示为 $\sigma = [\sigma_1 \ \sigma_2 \ \sigma_3]^T$,其中各分量与姿态四元数分量的关系如下:

$$\sigma_1 = \frac{q_1}{1+q_0}, \sigma_2 = \frac{q_2}{1+q_0}, \sigma_3 = \frac{q_3}{1+q_0} \quad (1)$$

基于修正罗德里格参数的姿态运动学方程为^[2]:

$$\dot{\sigma} = \frac{1}{4} \begin{bmatrix} 1-\sigma^2+2\sigma_1^2 & 2(\sigma_1\sigma_2-\sigma_3) & 2(\sigma_1\sigma_3+\sigma_2) \\ 2(\sigma_2\sigma_1+\sigma_3) & 1-\sigma^2+2\sigma_2^2 & 2(\sigma_2\sigma_3-\sigma_1) \\ 2(\sigma_3\sigma_1-\sigma_2) & 2(\sigma_3\sigma_2+\sigma_1) & 1-\sigma^2+2\sigma_3^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_{xb} \\ \omega_{yb} \\ \omega_{zb} \end{bmatrix} \quad (2)$$

式(2)中 $\sigma^2 = \sigma_1^2 + \sigma_2^2 + \sigma_3^2$, ω_{xb} 、 ω_{yb} 、 ω_{zb} 为卫星相对惯性参考系的姿态角速度在卫星体系的分量。上述微分方程的另外一种表现形式如下:

$$\dot{\sigma} = \frac{1}{4} [(1-\sigma^T\sigma)I_{3\times 3} + 2\tilde{\sigma} + 2\sigma\sigma^T] \omega_b = \frac{1}{4} [B(\sigma)] \omega_b \quad (3)$$

式(3)中:

$$B(\sigma) = (1-\sigma^T\sigma)I_{3\times 3} + 2\tilde{\sigma} + 2\sigma\sigma^T \quad (4)$$

$$\tilde{\sigma} = \begin{bmatrix} 0 & -\sigma_3 & \sigma_2 \\ \sigma_3 & 0 & -\sigma_1 \\ -\sigma_2 & \sigma_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

2.2 小卫星姿态动力学模型

小卫星姿态运动欧拉动力学方程如下:

$$\begin{cases} I_x \dot{\omega}_{xb} + (I_z - I_y) \omega_{yb} \omega_{zb} = T_{cx} + T_{gx} \\ I_y \dot{\omega}_{yb} + (I_x - I_z) \omega_{zb} \omega_{xb} = T_{cy} + T_{gy} \\ I_z \dot{\omega}_{zb} + (I_y - I_x) \omega_{xb} \omega_{yb} = T_{cz} + T_{gz} \end{cases} \quad (6)$$

式(6)中 T_{cx} 、 T_{cy} 、 T_{cz} 是控制力矩, T_{gx} 、 T_{gy} 、 T_{gz} 是干扰力矩, I_x 、 I_y 、 I_z 是卫星刚体在体坐标系中的主惯量。进一步整理可得:

$$\dot{\omega}_b = \begin{bmatrix} \dot{\omega}_{xb} \\ \dot{\omega}_{yb} \\ \dot{\omega}_{zb} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{(I_y - I_z)}{I_x} \omega_{yb} \omega_{zb} \\ \frac{(I_z - I_x)}{I_y} \omega_{zb} \omega_{xb} \\ \frac{(I_x - I_y)}{I_z} \omega_{xb} \omega_{yb} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{T_{cx}}{I_x} \\ \frac{T_{cy}}{I_y} \\ \frac{T_{cz}}{I_z} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{T_{gx}}{I_x} \\ \frac{T_{gy}}{I_y} \\ \frac{T_{gz}}{I_z} \end{bmatrix} \quad (7)$$

令虚拟控制力矩 U_c 为:

$$U_c = \begin{bmatrix} U_{cx} \\ U_{cy} \\ U_{cz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{(I_y - I_z)}{I_x} \omega_{yb} \omega_{zb} \\ \frac{(I_z - I_x)}{I_y} \omega_{zb} \omega_{xb} \\ \frac{(I_x - I_y)}{I_z} \omega_{xb} \omega_{yb} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{T_{cx}}{I_x} \\ \frac{T_{cy}}{I_y} \\ \frac{T_{cz}}{I_z} \end{bmatrix} \quad (8)$$

令虚拟干扰力矩 U_g 为:

$$U_g = \begin{bmatrix} U_{gx} \\ U_{gy} \\ U_{gz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{T_{gx}}{I_x} \\ \frac{T_{gy}}{I_y} \\ \frac{T_{gz}}{I_z} \end{bmatrix} \quad (9)$$

则小卫星姿态运动欧拉动力学方程可整理为:

$$\dot{\omega}_b = U_c + U_g \quad (10)$$

2.3 小卫星姿态控制律设计

根据式(3)以及式(10)可得:

$$\ddot{\sigma} = \frac{1}{4} [B(\sigma)\omega_b + B(\sigma)\dot{\omega}_b] = \frac{1}{4} [B(\sigma)\omega_b + B(\sigma)U_c + B(\sigma)U_g] \quad (11)$$

令:

$$\frac{1}{4} [B(\sigma)\omega_b + B(\sigma)U_c] = -K_1\sigma - K_2\dot{\sigma} \quad (12)$$

式(12)中 K_1 和 K_2 分别是由反馈控制律的比例系数 k_1 和微分系数 k_2 构成的对角矩阵,把式(12)代入式(11)可得闭环控制系统方程:

$$\ddot{\sigma} + K_2\dot{\sigma} + K_1\sigma = \frac{1}{4}B(\sigma)U_g \quad (13)$$

上述闭环控制系统方程的右边为干扰量,由于三通道解耦,可得单个通道闭环控制系统的特征方程:

$$s^2 + k_2s + k_1 = 0 \quad (14)$$

根据二阶系统的经典控制理论设计原理可设计得到控制器参数 k_1 和 k_2 ,当存在姿态跟踪指令 σ_0 时,控制律就成为 $k_1(\sigma_0 - \sigma) - k_2\dot{\sigma}$,对应式(12)有:

$$\frac{1}{4} [B(\sigma)\omega_b + B(\sigma)U_c] = K_1(\sigma_0 - \sigma) - K_2\dot{\sigma} \quad (15)$$

由式(15)可反算得到虚拟控制量 U_c :

$$U_c = -B(\sigma)^{-1} [4(K_1(\sigma_0 - \sigma) + K_2\dot{\sigma}) + \dot{B}(\sigma)\omega_b] \quad (16)$$

式(16)中:

$$B(\sigma) = -(\dot{\sigma}^T\sigma + \sigma^T\dot{\sigma})I_{3 \times 3} + 2\dot{\sigma}\dot{\sigma}^T + 2\sigma\sigma^T \quad (17)$$

根据上述虚拟控制量 $U_c = [U_{cx} \ U_{cy} \ U_{cz}]^T$ 的

计算结果,进而由式(8)可计算得到真实的姿态控制力矩 T_{cx} 、 T_{cy} 、 T_{cz} 为:

$$\begin{bmatrix} T_{cx} \\ T_{cy} \\ T_{cz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_x U_{cx} \\ I_y U_{cy} \\ I_z U_{cz} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} (I_y - I_z)\omega_{yb}\omega_{zb} \\ (I_z - I_x)\omega_{zb}\omega_{xb} \\ (I_x - I_y)\omega_{xb}\omega_{yb} \end{bmatrix} \quad (18)$$

3 小卫星姿态控制模式的 Stateflow 建模

小卫星自主运行的姿态控制模式分析表明存在六种姿态控制模式即目标指向模式、对地定向模式、惯性空间定向模式、闲置模式、速度阻尼模式以及安全模式。其中前四种姿态控制模式的控制律采用第2.3小节所描述的方法,它们的主要区别在于姿态跟踪指令的计算有所不同;后两种姿态控制模式的执行机构是地磁力矩器,采用的控制律相对较为简单,具体见参考文献[3]的附录。

本文采用 Simulink 软件搭建小卫星姿态控制仿真系统,由于存在不同的姿态控制模式,这里采用 Stateflow 软件设计姿态控制模块。Stateflow 是有限状态机的图形工具,它通过开发有限状态机及其相关流程图扩展了 Simulink 的功能。Stateflow 使用自然、可读和易理解的形式,使复杂的逻辑问题变得清晰与简单,并且和 MATLAB/Simulink 紧密结合,为包含控制、优先级管理、工作模式逻辑的嵌入式系统设计提供了有效的开发手段^[4]。

对于状态机系统设计来说,主要考虑两个方面,一是状态模式的设计,二是各状态模式之间转移逻辑的设计,前者的设计必须提供足够的模式信息以反映系统的全面状态特征、后者的设计则是提供转移路径并制定触发事件、转移条件以及转移动作等。小卫星姿态控制模块状态机系统共设计有六种模式即 Target_Pointing(目标指向模式)、Nadir_Pointing(对地定向模式)、Inertial_Pointing(惯性空间定向模式)、Idle(闲置模式)、Detumbling(速度阻尼模式)以及 Safe(安全模式)。这六种模式相互之间存在直接或间接的转移路径,触发事件可以是遥控指令、故障情况等,转移条件可以是姿态角速度测量值是否超过门限值、星上电源系统提供电能是否足够使用等。根据上述分析,采用 Stateflow 软件搭建的小卫星姿态控制模块状态机系统如图1所示。

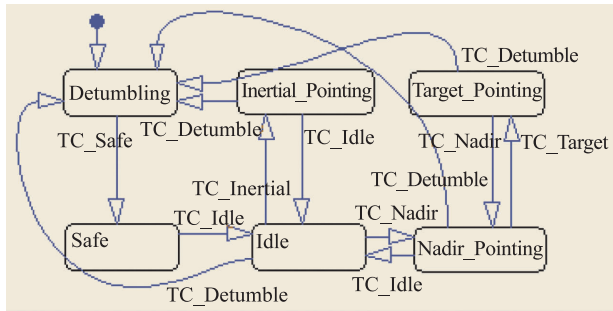


图1 小卫星姿态控制模块状态机图

图1中,共设置有六种触发事件即TC_Target、TC_Nadir、TC_Inertial、TC_Idle、TC_Detumble和TC_Safe,这六种触发事件的发生导致状态机从当前状态转移到目标状态,触发事件发生的因素可以是外部遥控指令,也可以是内部逻辑判断。图中安全模式的到达要经过速度阻尼模式(姿态角速度小于安全门限值则触发TC_Safe事件),任何状态下出现故障情况均触发TC_Detumble事件并最终转入安全模式。图中闲置模式与惯性空间定向模式和对地定向模式均存在直接的相互转换关系,并通过对地定向模式与目标指向模式存在间接的相互转换关系。

4 小卫星姿态控制任务的仿真分析

使用Simulink/Stateflow软件搭建小卫星的姿态控制仿真系统,姿态控制系统的姿态动力学对象由Simulink实现、控制器模块由Stateflow实现,仿真系统如图2所示。图中还包括姿态指令计算模块以及触发事件指令模块。姿态指令计算模块内部能够计算小卫星的绝对轨道位置和速度、太阳矢量以及地面目标矢量等,并生成姿态指令;触发事件指令模块内部提供过零信号以产生特定时间序列的触发事件。

下面对小卫星典型的姿态控制任务进行仿真分析,设置的飞行时序为:0时刻为对地定向模式、在180 s进入目标指向模式、在900 s重新回到对地定向模式、在1 080 s进入闲置模式直到仿真结束。小卫星的初始轨道根数为: $a = 7\,078.14\text{ km}$ 、 $e = 0.001\,184$ 、 $i = 97.443\,8^\circ$ 、 $\Omega = 90^\circ$ 、 $\omega = 0^\circ$ 、 $M = 0^\circ$,姿态

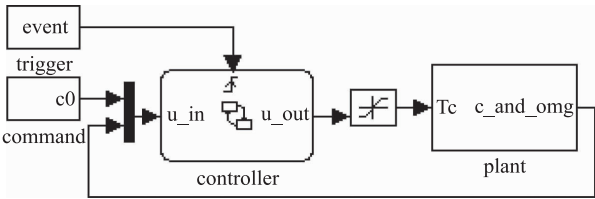


图2 小卫星姿态控制仿真系统

四元数初始值为: $[0.53\ 0.53\ -0.47\ 0.47]$,姿态角速度初始值为: $[0\ 0\ 0]$,控制器参数为: $k_1 = 1$ 、 $k_2 = 2$,控制力矩限幅为: $0.1\text{ N}\cdot\text{m}$,惯量张量矩阵对角线为: $[20\ 20\ 20]\text{ kg}\cdot\text{m}^2$ 。在上述初始条件下,积分步长 0.05 s ,控制周期 0.2 s ,仿真所得修正罗德里格参数控制偏差量、对应的欧拉角控制偏差量以及控制力矩随时间变化情况分别如图3—图5。

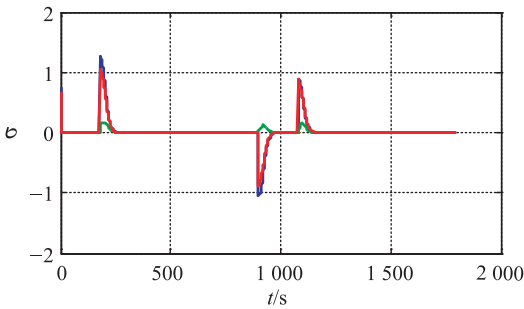


图3 修正罗德里格参数控制偏差量

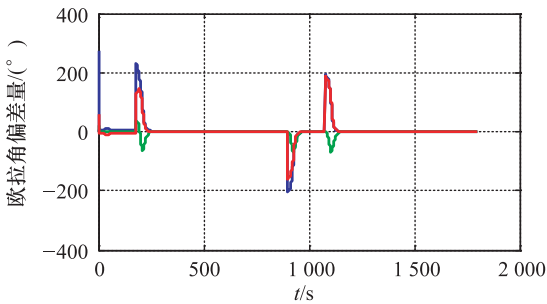


图4 欧拉角控制偏差量随时间变化曲线

从图3修正罗德里格参数控制偏差量随时间变化情况以及等价的图4欧拉角控制偏差量随时间变化情况来看,在不同的姿态控制模式下姿态控制偏差量均能收敛到零附近,这说明了姿态控制律设计和姿态控制模式之间转换逻辑设计的正确性。把上述姿态控制系统仿真所得的姿态四元数数据文

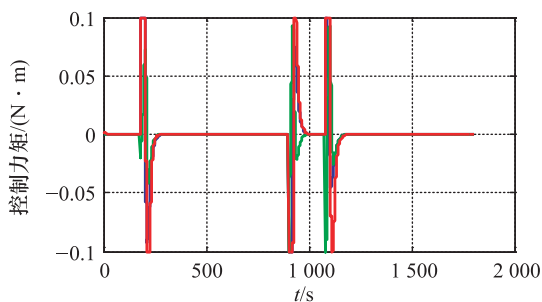


图5 控制力矩随时间变化曲线

件导入航天器姿态轨道三维可视化软件 STK^[5], 可以直观看到小卫星的姿态运行状况完全符合事先设置的飞行时序即: (0—180) s 为对地定向模式、(180—900) s 为目标指向模式、(900—1 080) s 为对地定向模式、1 080 s 之后为闲置模式。以小卫星姿态动画在 600 s 时显示的截图为例, 此时小卫星的姿态控制处于目标指向模式, 从图 2 中可清晰看到小卫星体轴的 Z 轴指向地面目标即日本福岛的核事故现场(东经 141°、北纬 37°附近)。



图6 小卫星地面目标指向的 STK 显示

5 结论

本文以小卫星在轨自主运行为背景, 根据小卫星的飞行任务对姿态控制模式进行了分析, 之后使用修正罗德里格参数描述卫星姿态运动并进行了姿态控制律设计, 在此基础上采用 Stateflow 软件设计了小卫星姿态控制模块的六种状态模式及其转换逻辑。论文最后结合 Simulink 软件搭建了小卫星的姿态控制仿真系统, 并针对三种典型姿态控制模式即对地定向模式、目标指向模式、闲置模式开展了仿真分析研究, 仿真结果表明, 小卫星姿态控制律和姿态控制模式转换逻辑的设计是正确的, 姿态仿真数据的 STK 三维显示效果进一步证实了设计结果的正确性。

参 考 文 献

- 1 潘 清, 廖育荣. 快速响应空间概念与研究进展. 北京: 国防工业出版社, 2010
- 2 Schaub H, Junkins J L. Analytical mechanics of aerospace systems. AIAA, 2003
- 3 Kuwahara T. FPGA-based reconfigurable on board computing systems for space applications. Institute of Space Systems, University Stuttgart, 2010
- 4 刘 杰. 基于模型的设计—MCU 篇. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2011
- 5 杨 颖, 王 琦. STK 在计算机仿真中的应用. 北京: 国防工业出版社, 2005

Simulink/Stateflow Based Attitude Control Block Design and Simulation of Small Satellite

LÜ Bo-wen¹, ZENG Guo-qiang², YAO Hong¹, HU Min¹

(Department of Space Equipment, the Academy of Equipment Command & Technology¹, Beijing 101416, P. R. China;
National University of Defence Technology², Changsha 410000, P. R. China)

[Abstract] According to demands of autonomous operation of small satellite on orbit, the design and simulation of attitude control block was researched on, satellite attitude motion and builded attitude control law were described by modified rodrigues parameters, six kinds of attitude control mode and it's transform logic were designed using stateflow, and attitude control simulation system was also constructed using simulink. Attitude control simulation analysis was carried on time sequence commands of nadir pointing mode, target pointing mode and idle mode, and the attitude convergence result was achieved, which indicated that the design of attitude control law and transform logic among attitude control modes was correct.

[Key words] attitude control modified rodrigues parameters control mode finite state machine