小卫星快速机动与高精度稳定控制分配策略

唐生勇1,张世杰1,陈 闽1,张育林2

(1.哈尔滨工业大学 卫星技术研究所,哈尔滨 150080, shermantang@ 163.com;2.国防科技大学 航天与材料工程学院,长沙,410073)

摘 要:为满足灵敏小卫星大角度姿态快速机动与机动后快速高精度稳定的需求,针对具有推力器与飞轮 等异构执行机构的冗余配置方案,提出了一种在轨动态选择执行机构实施机动任务的控制分配策略.基于优 化方法的控制分配算法将期望控制量在冗余混合执行机构间进行动态分配,根据卫星当前状态适时改变优 化目标函数中各控制指令的权重,最后通过标准化的求解过程来完成对执行机构的动态选择.最后,针对 Microsim 仿真平台的执行机构配置所进行的数学仿真结果表明,该策略能够完成小卫星大角度姿态快速机 动与高精度稳定的控制分配任务,并满足特定时期选择特定执行机构执行任务,以及限制最大机动角速度等 约束条件.

Control allocation strategy for large angle maneuver and high precision stability control of agile small satellite

TANG Sheng-yong¹, ZHANG Shi-jie¹, CHEN Min¹, ZHANG Yu-lin²

(1. Research Center of Satellite Technology, Harbin Institute of Technology, Harbin 150080, China,

shermantang@163.com;2. College of Aerospace and Material Engineering, National University of Defense Technology,

Changsha, 410073, China)

Abstract: To meet the demand of quick maneuver at large angle and high precision stability during the process of maneuver for an agile small satellite, a control allocation strategy is proposed in this paper to control the maneuvering process with configuration of redundant thrusters and reaction wheels. The control allocation algorithm distributes the control requirement among mixed redundant actuators dynamically and changes the weights of control parameters presented in the optimized objective function to choose suitable actuators actuated. The normalized linear programming model is used to obtain the solution. The results of simulation on Microsim platform which is equipped with redundant thrusters and reaction wheels demonstrate the effectiveness of the proposed strategy.

Key words: small satellite; attitude control; control allocation; maneuver at large angle; high precision stability

传统对地成像卫星利用宽视场相机对大范围 内的地面目标成像,能够快速实现全球覆盖,但难

收稿日期: 2009-6-16.

基金项目:国家自然科学基金资助项目(60704020); 长江学者和创新团队发展计划资助项目(IRT0520); 教育部博士点基金(20070213068).

作者简介: 唐生勇(1985—),男,博士研究生; 张育林(1958—),男,教授,博士生导师. 以保证成像的高分辨率.新型对地成像小卫星采 用高分辨率窄视场相机,结合卫星平台的大角度 姿态机动能力来实现大范围内地面目标的高分辨 率成像^[1].该型小卫星需要在姿态机动、高精度 稳定等控制模式之间快速切换.快速机动为相机 进行地面目标成像争取更多的时间,而机动后的 快速高精度稳定则是为了保证成像的高质量.因 此大角度姿态快速机动与高精度稳定成为新型高 分辨率遥感小卫星的关键技术之一.

执行机构的选择决定卫星控制系统的机动能 力,选择不同的执行机构也对系统的机动性能起 决定作用.针对上述复杂任务,单一的执行机构已 无法满足需求.多类型执行机构联合控制方式能 够发挥各种机构的长处,实现优势互补,以最小代 价实现控制目标.本文拟沿用推力器与反作用飞 轮组合来实现联合控制,发挥两者的优势来联合 完成任务^[2].有关多种执行机构联合控制的问题 已受到学者关注^[3-7],然而见诸文献的异构联合 控制都是采用一种固定的分配模式.针对在多种 袋态控制模式之间快速转换问题,需要提出一种 能够根据当前控制目标与卫星姿态运动状态实现 在轨自主选择执行机构的分配方法.

动态控制分配方法^[8]在执行机构存在冗余 的条件下,可以实现某一优化准则或约束下的优 化分配,提高系统对执行机构故障的容错能力,为 冗余异构执行机构情况下的姿态快速机动与高精 度稳定控制问题提供了一条可行的解决途径.针 对冗余执行机构的控制设计方法已引起国内外科 研工作者的广泛关注,在控制分配算法研究方面 取得了众多成果,归纳起来主要有广义逆法、链式 递增法(Daisy Chaining)、直接分配法(Direct Allocation)和数学规划法等^[9-11].在现有控制分配方 法中,基于优化方法的数学规划法将控制分配问 题转化为包括代价函数、等式约束和不等式约束 的约束优化数学模型,然后利用各种优化算法进 行求解,这类控制分配方法具有标准化、程式化的 求解过程,因此非常适合本文研究的小卫星快速 机动与高精度稳定动态控制分配问题.

本文将针对小卫星快速大角度姿态机动与高 精度稳定问题,采用推力器与反作用飞轮异构执 行机构冗余配置的联合控制方案,设计合适的动 态控制分配算法,完成控制过程中执行机构的在 轨自主动态分配,进而实现多种姿态控制模式及 其之间快速切换的低燃耗、高精度、短时间等目 标.最后,将对本文所提出的控制分配算法的有效 性和性能进行数学仿真验证.

1 推力器与反作用飞轮联合控制方案

针对小卫星大角度姿态快速机动以及机动后 快速高精度稳定的问题,提出了采用推力器与反 作用飞轮联合的控制方案,如图1所示.在该方案 中考虑推力器与反作用飞轮联合构成一种异构执 行机构冗余配置,因此在控制算法与执行机构之 间增加动态控制分配环节,负责自主动态地将期 望控制力矩转化为各执行机构的控制指令.同时, 动态控制分配还可根据故障诊断模块提供的故障 信息实时调整分配策略,实现故障执行机构的快 速隔离与系统的快速动态重构.



图 1 具有控制分配算法环节的联合控制系统

引入动态控制分配之后将控制系统设计划分 为两个独立的问题:控制算法设计与控制分配算 法设计.控制算法根据小卫星当前状态信息,设计 合理的算法,使小卫星朝着规划的目标运动,该环 节与执行机构的配置无关,提高了算法的可移植 性;分配算法特别针对冗余的混合执行机构,将期 望控制量转化为各执行机构的控制指令,可实现 不同约束条件下的控制目标最优,提高了系统的 可靠性与鲁棒性.

2 姿态控制算法

姿态控制算法根据小卫星当前的状态信息, 确定期望控制力矩,使小卫星姿态能够朝着期望 的方向运动.大角度姿态机动控制算法有其特殊 性,设计中既要考虑机动的快速性,又要兼顾机构 的执行能力,同时还要考虑其它约束条件.在本方 案中,控制算法无需考虑执行机构约束,但出于系 统稳定性的需要,需考虑最大机动角速度约束.这 里首先给出小卫星体坐标系下带飞轮的刚体小卫 星动力学方程:

 $I\dot{\omega}_{b} + \omega_{b} \times I\omega_{b} + \omega_{b} \times h_{w} = a_{d} + a_{t}.$ 其中:I 为小卫星的转动惯量; ω_{b} 为星体相对于惯 性坐标系的角速度矢量; a_{d} 为控制力矩矢量; a_{t} 为 扰动力矩矢量; h_{w} 为反作用飞轮的角动量矢量. 控制力矩 a_{d} 可由推力器和反作用飞轮产生.

为避免大角度姿态机动过程中的运算奇异, 现采用姿态四元数来描述卫星姿态, $Q = [q_0 q_1 q_2 q_3]^T = [q_0 q^T]^T, q = [q_1 q_2 q_3]^T.$ 若目标坐标系的姿态四元数为 $Q_d = [q_{40} q^T]^T,$ 卫星相对于目标坐标系的姿态四元数为 $Q_e = [q_{40} q^T_e]^T,$ 则有

$$\boldsymbol{\mathcal{Q}}_{\mathrm{e}} = \boldsymbol{\mathcal{Q}}_{\mathrm{d}}^{-1} \cdot \boldsymbol{\mathcal{Q}} = \begin{bmatrix} q_{\mathrm{d}0} & -\boldsymbol{q}_{\mathrm{d}}^{\mathrm{T}} \\ \boldsymbol{q}_{\mathrm{d}}^{\mathrm{T}} & q_{\mathrm{d}0}\boldsymbol{E}_{3} + \tilde{\boldsymbol{q}}_{\mathrm{d}} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} q_{0} \\ \boldsymbol{q} \end{bmatrix}.$$

其中: E_3 为3×3单位矩阵; \tilde{q}_d 为 q_d 的叉乘算子.

由误差四元数表示的卫星姿态运动学方程为

$$\dot{q}_{e0} = -\frac{1}{2}\boldsymbol{\omega}_{e} \cdot \boldsymbol{q}_{e},$$
$$\dot{\boldsymbol{q}}_{e} = \frac{1}{2}q_{e0}\boldsymbol{\omega}_{e} - \frac{1}{2}\boldsymbol{\omega}_{e} \times \boldsymbol{q}_{e}.$$

其中: $\boldsymbol{\omega}_{e} = \boldsymbol{C}_{b0}\boldsymbol{\omega}_{b} - \boldsymbol{\omega}_{r}$ 为小卫星与轨道坐标系的 误差角速度, \boldsymbol{C}_{b0} 为误差四元数表示的小卫星体坐 标系到轨道坐标系的坐标变换矩阵,即

 $C_{\rm b0}$ =

 $\begin{bmatrix} 2(q_{a0}^{2}+q_{e1}^{2})-1 & 2(q_{e1}q_{a2}+q_{a0}q_{a3}) & 2(q_{e1}q_{a3}-q_{a0}q_{a2}) \\ 2(q_{e1}q_{a2}-q_{a0}q_{a3}) & 2(q_{a1}^{2}+q_{a2}^{2})-1 & 2(q_{a2}q_{a3}+q_{a0}q_{e1}) \\ 2(q_{e1}q_{a3}+q_{a0}q_{a2}) & 2(q_{a2}q_{a3}-q_{a0}q_{e1}) & 2(q_{a0}^{2}+q_{a3}^{2})-1 \end{bmatrix}$ 姿态控制算法采用绕欧拉轴机动的递阶饱和

控制律^[12],如下式:

 $a_{d} = \omega_{b} \times I\omega_{b} + \omega_{b} \times h_{w} - K_{p}q_{e}sign(q_{a0}) - K_{d}\omega_{e} - a_{t} = -K_{L}(k_{1}q_{e}sign(q_{a0}) + k_{2}\omega_{e}) + a_{e}.$ (1) 其中: K_{L} 为闭环放大系数矩阵; k_{1}, k_{2} 分别为比例 与微分系数. 根据式(1), 当姿态误差 q_{e} 存在时, 系统将加速远离 q_{e} , 从而使得 ω_{e} 朝相反方向增 加, 当穿越切换面

 $k_1 q_e \operatorname{sign}(q_{e0}) + k_2 \omega_e = 0$ (2) 后,控制力矩反向作用使 $q_e = \omega_e$ 均趋于零.可见, 为实现最大机动角速度约束,可对式(2)所确定 的切换面进行限制,亦即限制最大误差四元数

> $q_{\text{emax}} = (k_2/k_1)\omega_{\text{emax}}.$ 为分许是十机动角速度 从而

其中: ω_{emax} 为允许最大机动角速度. 从而对 q_e 进行如下设计:

 $\boldsymbol{q}_{e} = \begin{cases} \boldsymbol{q}_{e}, & \max(\{|q_{e1}|, |q_{e2}|, |q_{e3}|\}) \leq q_{emax}; \\ k_{q}\boldsymbol{q}_{e}, & \max(\{|q_{e1}|, |q_{e2}|, |q_{e3}|\}) > q_{emax}. \end{cases} (3)$

 $\ddagger \oplus : k_{q} = q_{emax} / \max(\{ \mid q_{e1} \mid , \mid q_{e2} \mid , \mid q_{e3} \mid \}).$

为保证系统响应特性,需根据系统属性选择 合适的 k_1, k_2 .小卫星绕欧拉轴机动且 $K_L = I$ 时, k_1, k_2 与系统参数的对应关系为^[13]

 $k_1 = 2\omega_n^2, \quad k_2 = 2\zeta\omega_n. \tag{4}$

其中: ω_n 为系统无阻尼自振角频率; ζ 为阻尼比. 在本任务中,为实现机动的快速性,不宜出现振荡,故应取 $\zeta \ge 1$; ω_n 的选取应兼顾机构配置的执行能力,需保证期望力矩能够在机构配置的执行 范围内.设允许最大输出力矩为 T_{emax} ,初始状态 离目标状态最远,且需要加速向目标状态逼近,故 期望力矩最大,联系式(1),(3) 和式(4) 可得

 $\begin{bmatrix} \boldsymbol{\omega}_{\rm b} \times \boldsymbol{I} \boldsymbol{\omega}_{\rm b} + \boldsymbol{\omega}_{\rm b} \times \boldsymbol{h}_{\rm w} - 2\zeta \boldsymbol{I}(\boldsymbol{\omega}_{\rm emax} \operatorname{sign}(q_{\rm e0}) + \boldsymbol{\omega}_{\rm e}) \boldsymbol{\omega}_{\rm n} - \boldsymbol{a}_{\rm l} \end{bmatrix}|_{t=0} \leq \boldsymbol{T}_{\rm emax}.$ (5)

给定初始条件及 ζ 值以后,分别求解式(5)的各分式可得到3个 ω_n 的上限值,最终设计值为

 $\boldsymbol{\omega}_n = \min(\{\boldsymbol{\omega}_{n1}, \boldsymbol{\omega}_{n2}, \boldsymbol{\omega}_{n3}\})$.

3 姿态控制分配策略

控制分配环节的任务是将控制算法得到的期 望控制力矩转换为各执行机构的控制指令,并根 据故障诊断信息对分配策略作出适时调整,其核 心为控制分配算法.一般的力矩分配形式可表示 如下:

$$\boldsymbol{A}_{3\times n}\boldsymbol{u}_{n\times 1} = \boldsymbol{a}_{d_{3\times 1}}.$$
 (6)

其中:*a*_d为式(1)给出的期望控制力矩;*u*为控制量;*A*为*n*个单位控制量所产生的力矩在3个正交轴上的分量所形成的控制效力矩阵.

由于执行机构存在冗余,故 n > 3,满足方程 (6)的解并不唯一. 控制分配算法的任务就是给 出 a_d 以后,根据某种原则选择一个最优的 u. 这是 一个从期望控制量到各个执行机构控制指令的非 线性映射过程.

3.1 控制分配方案

与一般的控制分配任务所不同的是,小卫星 快速机动与高精度稳定控制分配任务需要在机动 过程的不同时期,选择适合需求特点的执行机构 来完成任务.快速机动时所需力矩大,优先选择推 力器来完成机动;末期需要小卫星实现高精度稳 定,需要小期望力矩对小卫星实现精确控制,优先 选择反作用飞轮来执行;两者的过渡阶段由混合 执行机构执行.因此,根据任务要求,需要根据期 望力矩的不同选择合适的执行机构来执行任务. 预期的设计分配方案如图2所示.



当期望力矩较大时,主要由推力器来执行,避 免飞轮过早进入饱和状态;小期望力矩主要由反 作用飞轮来执行,避免推力器最小推力限制带来 执行误差;两者的过渡阶段采用混合执行机构模 式,既节省推力器燃料,又防止飞轮过早饱和.

3.2 动态控制分配策略

为满足设计方案需求,需设计出适合本应用 背景的控制分配算法.本算法的设计初衷在于通 过分配算法本身来实现对执行机构的自动选择, 避免人为选择执行机构的主观性^[2],后者的选择 结果可能并非当前状态下的最优分配.基于优化 方法的控制分配算法具有运算快、技术成熟等优势,本算法通过改变分配目标函数中各控制量的 权重系数来达到选择执行机构的目的.动态分配 算法的数学模型为

$$\min J = \| c_1(\boldsymbol{a}_d) \boldsymbol{u}_1 \|_1 + \| c_2(\boldsymbol{a}_d) \boldsymbol{u}_2 \|_1.$$

s.t. $\boldsymbol{u}_{1\min} \leq \boldsymbol{u}_1 \leq \boldsymbol{u}_{1\max},$
 $\boldsymbol{u}_{2\min} \leq \boldsymbol{u}_2 \leq \boldsymbol{u}_{2\max},$
 $\boldsymbol{a}_d = A_1 \boldsymbol{u}_1 + A_2 \boldsymbol{u}_2.$ (7)

式中:*u*₁, *u*₂ 分别为推力器与反作用飞轮配置的 控制列向量; || · ||₁ 表示求 1 范数,*c*₁,*c*₂ 为可变 系数.两个不等式约束分别为推力器与反作用飞 轮的输出限制;等式约束为式(6)的输出力矩要 求.分配的结果是在达到期望力矩的前提下实现 目标函数 *J* 的最小.

该算法类似于线性规划模型^[10],但该模型中的目标函数系数 $c_1(a_d)$, $c_2(a_d)$ 并非定常. 这里先给出 $c_1(a_d)$ 与 $c_2(a_d)$ 的具体形式,即

$$c_{1}(\boldsymbol{a}_{d}) = (M_{1}e^{-k_{1}\frac{|\boldsymbol{a}_{d}| - \boldsymbol{a}_{d0}}{\boldsymbol{a}_{d0}}})^{T}A_{1},$$

$$c_{2}(\boldsymbol{a}_{d}) = (M_{2}e^{k_{2}\frac{|\boldsymbol{a}_{d}| - \boldsymbol{a}_{d0}}{\boldsymbol{a}_{d0}}})^{T}A_{2}.$$

式中: $M_i(i = 1,2)$ 与 $k_i(i = 1,2)$ 为定常系数; a_{d0} 为一预设量.

可见 $c_1(a_d)$ 与 $c_2(a_d)$ 是随着期望力矩呈指数变化的量,且在 a_{d0} 前后会发生本质性变化,这 也是算法能够实现自动选择执行机构的主因. 当 $|a_d|$ 比 a_{d0} 足够大时, $c_1(a_d) \ll c_2(a_d)$,这使得只 有 $u_2 \equiv 0$ 时才能满足分配要求;同理,当 $|a_d|$ 比 a_{d0} 足够小时, $c_1(a_d) \gg c_2(a_d)$,这使得只有当 $u_1 \equiv 0$ 时才能满足分配要求;在 a_{d0} 附近, $c_1(a_d)$ 与 $c_2(a_d)$ 相当, u_1 与 u_2 均会分配到控制指令,即 混合执行机构的情况.

模型(7)中 *u*₂存在正负变化,求解时需对模型进行等价转换.这里定义函数

$$\boldsymbol{A}_{2} = \begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \boldsymbol{J}_{R}$$

其中 $J_{\rm R} = 4.74 \times 10^{-5} \text{kg} \cdot \text{m}^2$ 为反作用飞轮的转动惯量. 控制量 u_1 为推力,单个推力器的最大推力为 0.037 N,力臂 L = 0.16 m. 对于固定推力的推力器,可通过脉宽调制技术(PWM)等对其加以等效,使其满足非负连续推力要求. 反作用飞轮

$$f(\mathbf{x}) = \begin{cases} x_i, & x_i > 0; \\ 0, & \text{其它.} \end{cases}$$
再定义 $\mathbf{u}_2^+ = f(\mathbf{u}_2), \mathbf{u}_2^- = f(-\mathbf{u}_2),$ 从而
$$\mathbf{u}_2 = \mathbf{u}_2^+ - \mathbf{u}_2^-.$$
讲而模型(7)转化为

$$\min J = c_1(\cdot)\boldsymbol{u}_1 + c_2(\cdot)\boldsymbol{u}_2^+ + c_2(\cdot)\boldsymbol{u}_2^-.$$

s.t. $\boldsymbol{u}_{1\min} \leq \boldsymbol{u}_1 \leq \boldsymbol{u}_{1\max},$
 $0 \leq \boldsymbol{u}_2^+ \leq \boldsymbol{u}_{2\max}, \ 0 \leq \boldsymbol{u}_2^- \leq -\boldsymbol{u}_{2\min},$
 $\boldsymbol{u}_d = A_1\boldsymbol{u}_1 + A_2\boldsymbol{u}_2^+ - A_2\boldsymbol{u}_2^-.$ (8)

模型(8)已为标准线性规划模型,可利用诸 如单纯形法、内点法等成熟技术进行求解.

4 仿真验证

对文中所提动态控制分配算法进行开环和闭 环仿真验证.开环验证随机给出期望控制量,由控 制分配算法给出控制分配结果,验证算法所得输 出力矩与期望控制量的一致性;闭环验证是给出 卫星快速机动与高精度稳定控制序列,并引入卫 星姿态动力学与运动学模型进行仿真,验证控制 分配算法对控制精度和效果的影响.仿真模型采 用 MicroSim 五自由度仿真平台上的执行机构配 置,如图 3 所示.



图 3 MicroSim 仿真平台执行机构配置

推力器的单位效力矩阵为

- 0. 16 0. 16 0 0 0.16 - 0.16 0 0 - 0. 16 0. 16 0 0 0.16 - 0. 16 0 0 0 0 0 为三轴正交配置,u2 为飞轮的角加速度,其允许 的运行范围为 ± 126.582 3 rad/s², 飞轮的最大转 速限制为±8 000 r/min,可输出±6 mN・m 范围 内的力矩.

4.1 开环仿真验证

开环仿真验证给出期望控制量,考察动态分 配算法对不同期望值的分配响应情况.仿真程序 均于 Matlab6.5 环境下利用 m 文件编写.现给出 小期望控制量(执行机构各方向幅值的 10% 以 内)、执行范围内的期望控制量以及执行范围之 外的期望控制量(执行机构各方向幅值的150% 以内)等3种不同的分配类型对分配算法进行仿 真验证.每种类型都给出1000个该范围内的随机 期望控制量来考察其统计特性. 控制分配算法的 初始条件为: $M_1 = M_2 = 1000, k = 15, a_{d0} = [0.008 \ 0.008 \ 0.008]^{T}$. 仿真结果下表所示.

分配模式		平均误差	最大误差	平均计算时间/ms	推力器平均控制量/N	飞轮平均控制量/(rad · s ⁻²)
正常 模式	小量期望值	0	0	32.000 0	0	27.235 3
	执行范围内	0	0	33.000 0	0.011 2	48.830 1
	执行能力外	0.003 8	0.023 6	32.100 0	0.017 5	29.978 6
故障 模式	小量期望值	0	0	32.300 0	0	25.722 8
	执行范围内	0	0	32.200 0	0.011 4	73. 480 9
	执行能力外	0.004 2	0.0277	29.100 0	0.017 8	34. 317 0

注:故障模式数据为2个随机推力器故障和1个随机飞轮故障时获得.

从表中可以看出,在配置执行能力范围内,算 法仍能对期望力矩进行无误差的分配.而在执行 能力范围之外,分配误差变大,且不再保证与期望 力矩方向上的一致性.其分配特点在于:算法能够 针对不同的期望力矩对执行机构进行自动选择. 小期望力矩时,推力器不工作,由飞轮来完成机 动,避免了推力器工作所带来的误差;中度期望力 矩时,推力器与飞轮协同工作,取燃料消耗与飞轮 饱和因素的折衷;执行能力范围外,主要用推力器 来工作,避免了飞轮过快饱和.

综上所述,动态控制分配策略在配置执行能 力范围内具有分配优势,它能够根据期望控制量 的大小自动选择执行机构,推力器燃料消耗减少, 飞轮工作也不易饱和,且在小期望控制量下,可以 避免推力器工作所带来的扰动.

4.2 闭环仿真验证

引入动态控制分配算法,对以推力器和反作用 飞轮为执行机构的小卫星姿态控制系统进行闭环仿 真.执行机构参数配置与开环仿真时一致,小卫星转动 惯量 $I = [0.15 \ 0 \ 0; 0 \ 0.15 \ 0; 0 \ 0 \ 0.15] kg \cdot m^2;$ 初始姿态四元数为

 $q(t_0) = [0.7035 - 0.4708 0.3430 0.4073]^{T}.$ 对应初始姿态角 $\varphi_0 = 30^{\circ}, \theta_0 = 60^{\circ}, \psi_0 = -50^{\circ};$ 初始姿态角速度 $\omega_{b0} = [0 \ 0 \ 0]^{T};$ 最大机 动角速度 $\omega_{emax} = 5((\circ)/s);$ 控制参数取 $\zeta = 1,$ $\omega_n = 0.4,$ 对应 $k_1 = 0.32, k_2 = 0.8;$ 控制分配参 数取 $M_i = 1\ 000(i = 1,2), k_i = 1.5(i = 1,2),$ $a_{d0} = [0.001\ 0.001\ 0.001]^{T}$ N · m. 仿真时间 30 s, 仿真结果如图 4~6 所示.

图4为小卫星的姿态四元数变化曲线,它表明:本文所提出的控制策略可以完成小卫星大角度 姿态快速机动与高精度稳定的控制任务,并在预定 时间内完成了大角度姿态快速机动与高精度稳定.

图5给出了小卫星的姿态角速度变化曲线.

小卫星于开始时段实现姿态机动的初始加速,达 到最大机动角速度限制时开始趋于平稳状态,实 现了最大机动角速度受限情况下的快速机动;在 接近目标状态前期曲线开始变得平缓,实现了快 速机动到高精度稳定状态的成功过渡.



图 6 中第一子图为整个机动过程中的期望力

矩序列;第二子图为动态控制分配算法为实现该 序列所用的推力总和序列与角加速度总和序列; 第三子图为期望力矩在机动过程中的分配模式. 可以看出:动态分配算法会根据当前期望力矩的 大小选择合适的执行机构来执行任务.初期实现 机动加速,所需力矩较大,完全由推力器实现机 动;受最大机动角速度限制影响,当星体角速度接 近限制角速度时,无需过大力矩,此时过渡到只由 反作用飞轮来输出力矩的模式;当进行反向减速 时,再次过渡到反作用飞轮实现机动模式.过渡 阶段出现混合执行机构模式的工作情况.仿真分 配模式与预期分配方案相吻合.



5 结 论

针对最大机动角速度受限情况下的小卫星大 角度姿态快速机动与高精度稳定控制任务,本文提 出了冗余异构执行机构的动态控制分配算法.算法 根据期望力矩的不同动态选择合适的执行机构输 出力矩,快速机动时主要由推力器执行,满足机动 过程的快速性要求并防止飞轮过早饱和;高精度稳 定时主要由飞轮执行,满足高精度稳定任务要求并 避免推力器工作带来的力矩输出误差;过渡阶段采 用混合执行机构模式,既节省了燃料又避免了飞轮 的饱和.整个分配过程由分配算法自主动态选择执 行机构执行,避免了人为选择的主观性,并实现了 最大机动角速度以及目标函数约束下的最优机动. 仿真结果表明:该方案适合小卫星大角度姿态快速 机动与高精度稳定的机动任务需求.

参考文献:

[1] WIE B, BAILEY D, HEIBERG C. Rapid multi-target acquisition and pointing control of agile spacecraft [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2002, 25(1): 96-104.

- [2] 唐生勇,张世杰.一种小卫星快速机动与高精度稳定控制分配策略[C]//2008 中国空间科学学会空间机电与空间光学专业委员会学术年会论文集.兰州:中国空间科学学会空间机电与空间光学专业委员会,2008:211-216.
- [3] GRASSI M, PASTENA M. Minimum power optimum control of microsatellite attitude dynamics [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2000, 23(5): 798-804.
- [4] QUEEN E M, SILVERGERG L. Optimal control of a rigid body with dissimilar actuators [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1996, 19(3): 738-740.
- [5] HALL C D, TSIOTRAS P, SHEN H. Tracking rigid body motion using thrusters and momentum wheels [J].
 Journal of the Astronautical Science, 2002, 50(3): 311 - 323.
- [6] SUN Z W, GENG Y H. The combined control algorithm for large-angle maneuver of HITSAT – 1 small satellite [J]. Acta Astronautica, 2004, 54 (7): 463 – 469.
- [7] ZHONG Y, YANG L, SHEN G. Control allocation based reconfigurable flight control for aircraft with multiple control effectors [C]//47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Orlando, Florida; [s. n.],2009.
- [8] HÄRKEGÅRD O. Dynamic control allocation using constrained quadratic programming [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2004, 27(6):1028-1034.
- [9] DURHAM W C. Constrained control allocation [J].
 Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1993, 16
 (4): 717-725.
- [10] BODSON M. Evaluation of optimization methods for control allocation [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2002, 25(4): 703-711.
- [11] DURHAM W C. Computationally efficient control allocation [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2001, 24(3):519 - 524.
- [12] GENG Yunhai, CAO Xibin. Studying of satellite attitude maneuver control using reaction wheels [C]//54th International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation, the International Academy of Astronautics, and the International Institute of Space Law. Bremen, Germany: [s. n.], 2003.
- [13] WIE Bong, LU Jianbo. Feedback control logic for spacecraft eigenaxis rotations under slew rate and control constraints [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1995, 18(6): 1372 - 1379.
- [14] 唐生勇, 张世杰. 交会对接航天器推力分配算法研 究 [J]. 宇航学报, 2008, 29(4): 1120-1125.

(编辑 张 宏)