基于变结构控制的卫星姿态轨道一体化控制方法

林宝军^{1,2,3,4}, 李笑月^{1,2*}, 白涛^{1,2,4}

1. 中国科学院微小卫星创新研究院, 上海 201203;
2. 上海微小卫星工程中心, 上海 201203;
3. 上海科技大学信息科学与技术学院, 上海 201210;
4. 中国科学院空天信息创新研究院, 北京 100094

*联系人, E-mail: lixiaoyue@microsat.com

收稿日期: 2020-06-28; 接受日期: 2020-10-20; 网络出版日期: 2020-12-14

摘要 针对导航卫星四斜装化学推进姿态轨道一体化控制系统, 设计了两级脉冲的变结构相平面分区的姿态控制器. 本文建立了相平面控制器的模型, 给出了时频域下参数变化趋势的稳定性分析. 创造性地将该控制系统建立为变结构控制模型, 根据现代控制理论给出了系统得以稳定条件下的参数下界. 通过控制器参数设计, 有效地降低了开关线处的震颤, 保证了控制系统的稳定, 提高了轨道控制效率, 并就挠性卫星推力器在最恶劣的安装偏差情况下进行了数学仿真. 最终, 通过卫星在轨姿态控制良好的表现, 充分验证了姿态控制算法设计的正确性、有效性和鲁棒性.

关键词 变结构控制, 姿态控制, 相平面控制器

PACS: 45.80.+r, 45.10.Db, 45.90.+t, 45.05.+x

1 引言

推力器是航天器重要的执行器, 其单机工作方式采用开关控制, 通过喷气产生控制力矩, 从而对航天器姿态、轨道实现控制. 在新一代导航卫星的研制中, 选用了化学落压式双组元推进系统. 由于化学推力器作为执行器的开关特性, 导致它不具备连续输出推力的能力. 本文的卫星平台, 推力器采用四斜装布局方式, 在轨道控制的同时进行姿态控制. 由于这种紧凑构型的执行器布局方式, 在推力器安装偏差下, 导致轨道控制模式下推力矢量不过卫星质心, 会对姿态控

制产生极大的干扰力矩.

化学推进控制时采取开关控制, 相平面分区控制算法由于物理意义明确、工程实现简单, 是常用的姿态控制方式, 在控制方法上属于变结构控制. 微分方程常用来描述变结构控制系统, 其右端函数是不连续的. 变结构系统存在切换函数, 当系统的状态运行到切换函数时, 系统从一种确定的结构转变为另一种确定的结构, 结构发生变化^[1-3]. 通过设计滑动模态平面, 使系统状态变量按照预先设定的滑动平面滑动, 并保证在滑模面上系统具有良好的鲁棒性^[4], 这种方法在航天器姿态控制系统设计中得到了广泛应用^[5-7]. 传统

引用格式: 林宝军, 李笑月, 白涛. 基于变结构控制的卫星姿态轨道一体化控制方法. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2021, 51: 019502
Lin B J, Li X Y, Bai T. The satellite integrated attitude-orbit control method based on variable structure control (in Chinese). Sci Sin Phys Mech Astron, 2021, 51: 019502, doi: [10.1360/SSPMA-2020-0216](https://doi.org/10.1360/SSPMA-2020-0216)

的变结构控制设计为全状态反馈, 但是在实际系统中很难实现全状态观测反馈^[8], 这种方法的局限在于挠性帆板各阶模态难以观测. 也有诸多研究设计了滑模控制器, 使得任意相平面初值均可以到滑模面上, 但是对外部干扰未加以考虑, 不能保证足够强的鲁棒性^[9], 在此基础上有研究考虑了外部干扰, 但是控制器的结构设计得过于复杂, 在实际系统中实现困难^[10-12].

因此在实际卫星的姿态控制中, 亟待设计出对帆板挠性和推进工作干扰具有鲁棒性、对姿态控制具有稳定性以及易于工程实现的变结构控制器, 确保轨道控制的顺利进行. 本文以此为需求导向, 通过建立相平面控制器模型, 采用现代控制理论的方法, 分析设计变结构控制器, 给出系统稳定的参数下界, 并在时频域下给出参数变化趋势. 通过理论设计和仿真分析, 最终保证了卫星在轨轨道机动模式下姿态的稳定.

2 带挠性帆板的卫星建模与推力器布局

2.1 基于欧拉角的姿态运动学方程

轨道坐标系 $Ox_oY_oZ_o$ 的定义: x 轴指向轨道历元时刻的平春分点在真赤道上的投影, z 轴沿着此时的真地球自转轴, y 轴符合右手定则.

惯性坐标系 $Ox_iY_iZ_i$ 的定义: 一种历元平赤道地心坐标系, 简称 J2000 系, 坐标系原点位于地球质心, xoy 面为 J2000 平赤道面, x 轴指向 J2000 历元的平春分点, z 轴指向 J2000 的地球平自转方向, y 轴符合右手定则.

设卫星在轨道运行的平均轨道角速度为 ω_o , 轨道坐标系相对惯性坐标系中的角速度投影为

$$(\omega_{oi})_o = [0, -\omega_o, 0]^T,$$

则卫星本体相对于轨道系的角速度投影为

$$\omega_{bo} = (\omega_{bi})_b - (\omega_{oi})_b = (\omega_{bi})_b - \mathbf{A}_{bo}(\omega_{oi})_o, \quad (1)$$

$\mathbf{A}_{bo}$ 为本体系相对于轨道系的姿态转换矩阵.

卫星本体相对于参考坐标系 O_{xyz} 的角速度在本体坐标系下的投影为 $[\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$, 按 3-1-2 转序, 得到欧拉角运动学下的关系如下:

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\cos\phi\sin\theta \\ 0 & 1 & \sin\phi \\ \sin\theta & 0 & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix}. \quad (2)$$

整理成微分形式得

$$\begin{bmatrix} \dot{\psi} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \frac{1}{\cos\phi} \begin{bmatrix} -\omega_x\sin\theta + \omega_z\cos\theta \\ \omega_x\cos\theta\cos\phi + \omega_z\sin\theta\cos\phi \\ \omega_x\sin\theta\sin\phi + \omega_y\cos\phi - \omega_z\cos\theta\sin\phi \end{bmatrix}. \quad (3)$$

在小角度条件下, 可将式(2)中的三角函数等效为线性化, 则得到

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \approx \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\theta \\ 0 & 1 & \phi \\ \theta & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} - \theta\dot{\psi} \\ \dot{\theta} + \phi\dot{\psi} \\ \dot{\psi} + \theta\dot{\phi} \end{bmatrix} \approx \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix}. \quad (4)$$

2.2 带挠性帆板卫星的动力学建模

对于带挠性附件的卫星, 假设卫星由一个中心刚体 B 和 m 个一端与其相连的挠性附件 $B_i (i = 1, 2, \dots, m)$ 构成, 根据角动量定律和有限元分析结果得到卫星的角动量方程, 以及考虑挠性附件的阻尼 ζ , 得到运动方程, 如下:

$$\mathbf{I}_T \dot{\omega} + \dot{\mathbf{h}} + \omega \times (\mathbf{I}_T \omega + \mathbf{h}) + \sum_{i=1}^3 \mathbf{B}_{\text{rot},i} \ddot{\mathbf{q}}_i = \mathbf{T}_c + \mathbf{T}_d, \quad (5)$$

$$\ddot{\mathbf{q}}_i + 2\zeta_i \Lambda_i \dot{\mathbf{q}}_i + \Lambda_i^2 \mathbf{q}_i + \mathbf{B}_{\text{rot},i}^T \dot{\omega} = 0,$$

在式(5)中, ω 为卫星本体相对惯性系的角速度在本体系的投影, $\mathbf{I}_T$ 为卫星转动惯量矩阵, $\mathbf{h}$ 为动量轮产生的角动量, $\dot{\mathbf{h}} = [\dot{h}_x \ \dot{h}_y \ \dot{h}_z]^T$ 为动量轮产生的控制力矩,

$\mathbf{T}_c = [T_{cx} \ T_{cy} \ T_{cz}]^T$ 为推力器产生的姿态控制力矩, $\mathbf{T}_d$ 为作用在星体上的姿态控制干扰力矩; q_i 为第 i 个挠性附件的模态坐标, $\mathbf{B}_{\text{rot},i}$ 为第 i 个挠性附件相对卫星质心的转动耦合系数矩阵, ζ_i 为第 i 个挠性附件的阻尼比, Λ_i 为第 i 个挠性附件的模态频率矩阵. 在轨道控制模式下, 反作用轮不参与控制, 推力器作为唯一的执行机构, 同时完成轨道控制和姿态控制.

2.3 推力器安装布局

卫星装配四个斜装推力器完成姿态、轨道的一体化控制, 其安装布局图如图1所示. 四斜装推力器安装在卫星星体 $Y_b O_b Z_b$ 平面上, 在标称安装下, 推力器推出的推力矢量与卫星本体 X_b 轴成角 $\theta = 25^\circ$. 在轨道机动模式下, 四个推力器均开启工作. 由于实际装配的误差和运载长时间震动, 致使其存在安装误差角. 推力器安装

图 1 推力器布局图. (a) 推力器 X_b 方向布局图; (b) 推力器 Y_b 方向布局图

Figure 1 The layout of thrusters. (a) The layout of thrusters on X_b view; (b) the layout of thrusters on Y_b view.

误差使四斜装推力矢量不过卫星质心, 产生的干扰力矩对姿态控制产生极大的扰动.

四个推力器输出的额定推力器幅值均为 7.5 N, 相对于卫星质心的安装位置向量 $\mathbf{L}_i = [L_{xi}, L_{yi}, L_{zi}]$, 并与 XOZ 平面的夹角为 θ_i ($i=1, 2, 3, 4$), 其标称安装角为 $\theta_i=25^\circ$. 在这种布局下的轨道控制期间, 推力器尚能保持姿态控制能力的最恶劣安装误差角为 1.5° [13].

3 相平面控制器的设计

3.1 基于变结构的姿态控制器设计

根据推力器的开关工作特性, 其作为执行器的姿态控制采用变结构控制. 为了提高控制系统性能, 设计变结构控制器需要满足到达条件和滑动条件, 即变结构控制系统的过程由两个阶段组成: 第一阶段是在切换面之外或有限次穿越切换面的到达运动; 第二阶段是完全位于切换面上滑动模态区之内的滑动运动. 一般控制器的设计需要使到达条件至少满足可达性态条件, 或进一步使到达运动的品质得到提高[14].

(1) 基于无死区的变结构控制器设计

变结构控制由两个部分组成, 分别是切换函数和变结构控制律. 对于如下的非定常非线性系统:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, t), \quad (6)$$

设在状态空间 $\mathbf{R}^n$ 里有 1 个 $(n-1)$ 维超面 $\mathbf{S}$, 其方程可表示为

$$\mathbf{S}(\mathbf{x}) = 0, \mathbf{S}(0) = 0, \quad (7)$$

即 $\mathbf{S}(\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2, \dots, \mathbf{x}_n) = 0$. 此超面 $\mathbf{S}$ 将空间 $\mathbf{R}^n$ 分成两部分, 用

$S(x)>0$ 和 $S(x)<0$ 来表示. 设滑动模态切换线方程如下, ω 为当前卫星角速度, α 为当前卫星姿态角, k 为切换线斜率, 如图 2 所示.

$$S = \omega + k\alpha. \quad (8)$$

控制律 U 采用继电器控制 $U = -M \operatorname{sgn}(S)$, 具体如下, sgn 为符号函数, M 为推力器输出力矩幅值. 在实际卫星进行姿态控制中, 推力器输出的控制力矩属于受限控制. 由于在切换线两侧存在不同的控制律, 致使在切换线处发生抖振现象.

$$U = \begin{cases} -M, & S > 0, \\ 0, & S = 0, \\ M, & S < 0. \end{cases} \quad (9)$$

(2) 基于带死区的变结构控制器设计

在实际卫星姿态控制器的设计中, 考虑到轨道控制效率和控制策略简化, 可以留有一定的姿态控制误差. 即设置非线性环节中的死区, 在这个区域内无需进行姿态控制, 如图 3 示意图, 变结构切换线 $S = \omega + k\alpha$.

切换面函数为

图 2 无死区的简化相平面分区示意图

Figure 2 The simplified sketch of phase plane without deadzone.

图 3 带死区的相平面控制器分区情况

Figure 3 The simplified sketch of phase plane with deadzone.

$$\gamma(s) = \begin{cases} s, & s \geq \alpha_1, \\ 0, & -\alpha_1 < s < \alpha_1, \\ s, & s \leq -\alpha_1. \end{cases} \quad (10)$$

控制律 U 仍采用继电控制 $U = -M \operatorname{sgn}(S)$.

(3) 带两级脉宽的变结构控制器设计

变结构控制器的设计关于原点呈中心对称, 考虑工程上的实施, 采取两级脉宽的控制算法, 计大脉宽为 $T_{\max}$, 小脉宽为 $T_{\min}$, 并设置相应的开关线姿态角阈值 α_1, α_2 . 在姿态误差超过 α_2 时, 例如当相点处于图 4 的 VII 区时, 采用大脉宽 $T_{\max}$ 来控制, 快速消除误差; 在姿态误差较小的 I, II, III 区采用小脉宽 $T_{\min}$ 来进行姿态控制的微调.

3.2 基于变结构姿态控制器的稳定性分析

在控制力矩和干扰力矩作用下, 简化的刚体卫星的运动微分方程表示为

$$\mathbf{I}_T \dot{\boldsymbol{\omega}} + \mathbf{D} \boldsymbol{\omega} = \mathbf{T}, \quad (11)$$

其中 $\mathbf{I}_T$ 为卫星转动惯量, $\mathbf{D} = \boldsymbol{\Omega} \mathbf{I}_T$ 为三轴耦合矩阵.

$$\boldsymbol{\Omega} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix}.$$

$\mathbf{T} = \mathbf{T}_c + \mathbf{T}_d$, $\mathbf{T}_c$ 为控制力矩, $\mathbf{T}_d$ 为干扰力矩. 由运动学方程, 姿态角的微分近似等于角速度, 即 $\dot{\alpha} = \omega$. 设状态量 $\mathbf{X} = (x_1, x_2) = (\alpha, \omega)$, $\mathbf{A}$ 为系统矩阵, $\mathbf{B}$ 为控制矩阵, 则写成状态空间的形式为

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}} &= \mathbf{A} \mathbf{x} + \mathbf{B} \mathbf{u}, \\ \mathbf{y} &= \mathbf{C} \mathbf{x}, \end{aligned} \quad (12)$$

即

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & -\frac{D}{I_T} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{T}{I_T} \end{bmatrix} \mathbf{u}, \quad (13)$$

$$\mathbf{y} = [1 \quad 1] \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix}.$$

对于系统稳定的分析, 选取李亚普诺夫函数如下:

$$\mathbf{V} = \frac{1}{2} \mathbf{s}^T \mathbf{s}, \quad (14)$$

则

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{V}} &= \mathbf{s}^T \dot{\mathbf{s}} = \mathbf{s}^T (\dot{\boldsymbol{\omega}} + \mathbf{k} \dot{\boldsymbol{\alpha}}) \\ &= \mathbf{s}^T (-\mathbf{I}_T^{-1} \boldsymbol{\Omega} \mathbf{I}_T \boldsymbol{\omega} + \mathbf{I}_T^{-1} \mathbf{T} + \mathbf{k} \dot{\boldsymbol{\alpha}}) \\ &= \mathbf{s}^T (-\mathbf{I}_T^{-1} \boldsymbol{\Omega} \mathbf{I}_T \mathbf{k} \boldsymbol{\alpha} + \mathbf{I}_T^{-1} \mathbf{T} + \mathbf{k} \dot{\boldsymbol{\alpha}}). \end{aligned} \quad (15)$$

若在滑模面上系统是稳定的, 须 $\dot{\mathbf{V}} \leq 0$.

结合在轨道控制工作模式下, 卫星姿态偏差被控制在一定精度范围之内, 代入上式, 求得 $k < 0.308$, 由实际的设计, $k' = 1/k > 3.25$. 因此当满足以上条件时, 变结构控制律使系统趋向于滑模面运动, 系统是稳定的.

对于带死区的变结构控制器, 同以上推导, 李亚普诺夫函数求导如下:

$$\dot{\mathbf{V}} = \|\mathbf{s}\|^T (\dot{\boldsymbol{\omega}} + \mathbf{k} \dot{\boldsymbol{\alpha}}). \quad (16)$$

若系统稳定, 须使 $\dot{\mathbf{V}} \leq 0$, 则代入数值计算得, $k < 0.33$, $k' = 1/k > 3.05$.

由控制律判断喷气来实现有限时间的到达开关线的控制. 当姿态偏差处于死区内时, 推力器不动作. 在推力器动作的区域内满足李亚普诺夫函数 $\dot{\mathbf{V}} \leq 0$, 因此系统是收敛的, 在有限时间内, 终究会进入死区, 姿态控制精度达到预期. 综上, 为保证姿态控制系统的稳定, 分区切换线斜率应大于 3.

图 4 相平面控制器分区情况及开关线示意图. (a) 相平面控制器分区示意图; (b) 相平面开关线示意图

Figure 4 The phase plane method and on-off situation sketch. (a) Sketch of the phase plane method; (b) on-off sketch of the phase plane method.

不同的切换线斜率影响控制系统的收敛速度, 选取切换线斜率 $k=1, 3, 6, 8$. 图5的相轨迹图清晰地说明, 随着切换线斜率 k 值的增大, 系统的收敛速度加快.

图 5 (网络版彩图)不同切换线斜率值下的相轨迹图
Figure 5 (Color online) The phase locus under the different k of switch lines.

由于存在死区和执行器输出力矩饱和, 系统具有强非线性. 关于角度开关线阈值和喷气脉宽两种因素对系统稳定性的分析, 采取描述函数的分析方法. 绘制线性部分的奈氏曲线和描述函数负倒数的幅相曲线, 将二者画在同一坐标系下, 进而根据描述函数法的稳定性规则判断系统是否稳定, 以及通过参数变化来分析稳定裕度变化的趋势. 得到了在频域下定性的分析结果, 图6和7清晰地表明, 随着角度开关线阈值的收紧和喷气脉宽的加大, 系统线性部分和非线性部分更容易相交, 系统的稳定性降低.

3.3 实际采用的相平面控制器

通过以上的理论分析, 并结合实际需求和工程约束, 给出变结构的相平面控制算法(以三轴控制器的任一轴为例). 由于开关线关于相平面的原点中心对称,

图 6 (网络版彩图)角度阈值对稳定性的影响
Figure 6 (Color online) The influence of different attitude threshold values on stability.

图 7 (网络版彩图)脉宽对稳定性的影响
Figure 7 (Color online) The influence of different pulse width values on stability.

因此下面只对右半平面加以说明. 将相平面右半部分为八个区, 推力器喷气脉冲宽度为 $\Delta T_{\min}$, $\Delta T_{\max}$, 给定角度阈值为 α_0 , 角度控制线 α_1 和 α_2 , 给定角速度阈值为 ω_0 , 角速度控制线 ω_1 和 ω_2 . 记录上一步角度偏差值为 α_{Last} , 推力器工作脉冲为 ΔT . 控制律如图8所示. 当需要姿态控制采用OFF调制时, 推力器工作的脉宽是由安装误差角下控制力矩和干扰力矩的比例关系决定的; 相平面分区线和坐标轴截距, 根据力矩作用下的卫星星体角加速度和敏感器的测量范围区间决定^[12]. 通过对相平面有效合理分区, 控制推力器开机的时长和频率, 确保不激发挠性帆板模态振荡, 从而保证姿态稳定.

首先判断相点所处分区, 之后采取如表1所示的相平面姿态控制算法, 对姿态偏差进行控制.

控制器设计的关键参数包括控制周期、推进大脉宽 $\Delta T_{\max}$ 、推进小脉宽 $\Delta T_{\min}$, α_0 , α_1 , α_2 , ω_0 , ω_1 , ω_2 , k_1 , k_2 , 这些参数在姿态控制的过程中共同影响控制效果和系统鲁棒性性能, 需要综合选择.

由于轨道机动模式下采用OFF调制控制姿态, 四个推力器通过协同关断时进行姿态控制. 因此考察单推力器对四个推力器工作时产生干扰力矩的控制情况, 由于控制力矩/干扰力矩: $T_c/T_d=3/2$, 因此选择 $\Delta T_{\max}/\Delta T_{\min}=600 \text{ ms}/400 \text{ ms}$ 两级脉宽.

如图8所示, 由于干扰力矩产生的星体角加速度 $\Delta\omega_d$ 确定低区角速度线 ω_1 , 并适度留有余量; 由于I区采用

图 8 相平面姿态控制律

Figure 8 The phase plane attitude control method.

大脉宽喷气, II区采用小脉宽, 本着燃料优化的原则, 令相轨迹尽量避免进入I区, 则II区角速度 ω_2 的设计需要考虑控制力矩作用的时间延迟. 根据任务需求, 确定姿态控制精度设定为姿态角死区关线值. 由该工作模式下的主要姿态确定算法敏感器, 星敏感器的姿态有效测量范围(角速度跟踪上限为 $0.6^\circ/\text{s}$)确定纵坐标轴截距, 并综合稳定性分析确定切换线斜率值.

结合理论分析和任务场景下的约束, 相平面控制算法的设计结果如下.

在轨道机动模式下, 最终设计控制器结果为角度

表 1 相平面姿态控制律

Table 1 The phase plane method for attitude control

区域	条件	控制	记录
I	$\alpha + k_1\omega \geq \alpha_1$ 且 $\omega \geq \omega_2$	$\Delta T = \Delta T_{\max}$ 负喷气	$\alpha_{\text{Last}} = \alpha$
II	$\alpha + k_1\omega \geq \alpha_1$ 且 $\alpha + k_2\omega \leq \alpha_2$ 且 $\omega \geq \omega_1$ 且 $\omega < \omega_2$	$\Delta T = \Delta T_{\min}$ 负喷气	$\alpha_{\text{Last}} = \alpha$
III	$\alpha + k_1\omega \geq \alpha_1$ 且 $\alpha + k_2\omega \leq \alpha_2$ 且 $\omega \geq 0$ 且 $\omega < \omega_1$	当 $\alpha - \alpha_{\text{Last}} \geq \alpha_0$, $\Delta T = \Delta T_{\min}$, 负喷气; 当 $\alpha - \alpha_{\text{Last}} < \alpha_0$, $\Delta T = 0$, 不喷气;	$\alpha_{\text{Last}} = \alpha$; α_{Last} 不变
IV	$\alpha + k_2\omega > \alpha_2$ 且 $\omega \geq -\omega_0$ 且 $\omega < 0$	$\Delta T = \Delta T_{\min}$ 负喷气	$\alpha_{\text{Last}} = \alpha$
V	$\alpha \leq \alpha_1$ 且 $\omega \geq -\omega_0$ 且 $\omega \leq 0$; 或: $\alpha + k_1\omega \geq -\alpha_1$ 且 $\omega < -\omega_0$; 或: $\alpha + k_1\omega < -\alpha_1$ 且 $\omega > 0$	$\Delta T = 0$	$\alpha_{\text{Last}} = \alpha - \alpha_0$
VI	$\alpha > \alpha_1$ 且 $\alpha + k_2\omega \leq \alpha_2$ 且 $\omega \geq -\omega_0$ 且 $\omega < 0$	当 $\alpha - \alpha_{\text{Last}} \geq \alpha_0$, $\Delta T = \Delta T_{\min}$ 负喷气; 当 $\alpha - \alpha_{\text{Last}} < \alpha_0$ 且 $\alpha \leq \alpha_{\text{Last}}$, $\Delta T = 0$, 不喷气; 当 $\alpha - \alpha_{\text{Last}} < \alpha_0$ 且 $\alpha > \alpha_{\text{Last}}$, $\Delta T = 0$, 不喷气	$\alpha_{\text{Last}} = \alpha$; $\alpha_{\text{Last}} = \alpha$; α_{Last} 不变
VII	$\alpha + k_2\omega > \alpha_2$ 且 $\omega \geq 0$ 且 $\omega < \omega_2$	$\Delta T = \Delta T_{\min}$ 负喷气	$\alpha_{\text{Last}} = \alpha$
VIII	$\alpha + k_1\omega < -\alpha_1$	$\Delta T = \Delta T_{\max}$ 正喷气	$\alpha_{\text{Last}} = \alpha$

控制线 $\alpha_1=4.0^\circ$, $\alpha_2=6.0^\circ$, 角度阈值为 $\alpha_3=0.3^\circ$; 角速度控制线 $\omega_1=0.25^\circ/\text{s}$, 角速度控制线 $\omega_2=0.40^\circ/\text{s}$, 角速度阈值 $\omega_0=0.30^\circ/\text{s}$; 分区线斜率 $k_1=8.0$, $k_2=8.0$, $\Delta T_{\min}=400\text{ ms}$, $\Delta T_{\max}=600\text{ ms}$.

4 验证情况

4.1 数学仿真验证

根据以上的理论分析和算法设计, 推力器安装误差造成轨道控制期间姿态控制最严重的干扰. 因此以下就惯量最小、对干扰最敏感的俯仰轴, 在推力器最恶劣安装误差下进行仿真, 仿真初始条件为推力器安装误差角 1.5° , 轨道系下初始姿态 $[0, 0, 0]^\circ$, 初始角速度 $[0, 0, 0]^\circ/\text{s}$, 卫星三轴转动惯量为 $I_{xx}=759\text{ kg m}^2$, $I_{yy}=495\text{ kg m}^2$, $I_{zz}=982\text{ kg m}^2$, 在轨道控制模式下同时进行姿态控制, 帆板基频为 0.3 Hz , 仿真时间为 1200 s .

由图9–11的仿真结果可知, 在较强干扰力矩实时作用和姿态控制下, 滚动轴、俯仰轴和偏航轴的相轨迹均形成偏置的稳定极限环, 控制精度在控制器开线以内, 较少采用大脉宽进行姿态控制, 降低了在开关线处频繁姿态控制的震颤, 未激发挠性帆板基频振荡.

4.2 实际在轨表现

某颗导航卫星历经5次轨道控制进入工作轨道相位, 轨道控制同时进行卫星姿态控制, 采用星敏感器+陀螺姿态确定算法, 推力器相平面分区变结构控制. 以第二次变轨过程为例, 该批次轨道控制下, 卫星姿态控制结果如图12–14所示, 该批次轨道控制时间持续了 367 s , 通过推力器OFF调制实现姿态控制, 在姿态控制过程中, 未激发挠性帆板基频振荡. 控制系统稳定

图 9 (网络版彩图)俯仰轴最恶劣情况下闭环姿态(安装误差半锥角 1.5°)

Figure 9 (Color online) The attitude control on the most severe condition of pitch axis (the semi-fixed error angle is 1.5°).

后, 姿态控制精度优于 4.0° , 角速度控制精度优于 $0.3^\circ/\text{s}$, 轨道控制过程中仅有一次大脉宽关断控制姿态, 极大地提高了轨道控制推力器工作的效率, 为卫星快速精确入轨提供了保障.

5 结论

针对姿态轨道控制一体化的挠性卫星, 在采用化学推进进行轨道控制时, 姿态控制存在状态量难以观测、外部干扰鲁棒性不强、控制器结构过于复杂的问题, 本文设计了工程易于实现的两级脉宽下的姿态控制器. 创造性地建立起变结构控制器模型, 在时频域下分析了参数变化规律, 并采用现代控制理论分析得出了系统得以稳定的参数的下界. 通过考察外部干扰和帆板挠性的数学仿真, 验证了算法的有效性. 最终通过十余颗导航卫星实际在轨姿态稳定控制的表现,

图 10 (网络版彩图)俯仰轴最恶劣情况下相轨迹

Figure 10 (Color online) The phase locus on the most severe condition of pitch axis.

图 11 (网络版彩图)俯仰轴最恶劣情况下控制指令
Figure 11 (Color online) The thrusts' command on the most severe condition of pitch axis.

图 13 (网络版彩图)轨控模式下姿态角速度控制结果
Figure 13 (Color online) The attitude angular velocity control under the orbit maneuver mode.

图 12 (网络版彩图)轨控模式下姿态控制结果
Figure 12 (Color online) The attitude control under the orbit maneuver mode.

图 14 (网络版彩图)轨控模式下姿态控制推力器控制指令
Figure 14 (Color online) The thrusts' command under the orbit maneuver mode.

充分验证了算法的正确性. 本文提出的轨道控制模式下同时进行的姿态控制算法, 降低了在开关线处频繁姿态控制的震颤, 保证了姿态控制系统的稳定, 提高

了轨道控制效率, 为导航卫星快速精确入轨提供了平台保障, 是我国导航卫星实现顺利组网的技术途径, 有着重要和深远的工程意义与现实价值.

参考文献

- 1 Bartolini G, Pisano A, Punta E, et al. A survey of applications of second-order sliding mode control to mechanical systems. *Int J Control*, 2003, 76: 875–892
- 2 Wu Y Q, Yu X H. Variable structure control design for uncertain dynamic systems with disturbances input and output channel. *Automatica*, 1999, 35: 211–319
- 3 Jia L H. Research on Attitude Control Arithmetic for An Early-Warning Satellite with Mobile Bodies (in Chinese). Dissertation for Master's Degree. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2006 [贾琳恒. 具有活动部件的预警卫星姿态控制算法研究. 硕士学位论文. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2006]
- 4 Jiang Y. Fault Tolerant Attitude Control of Flexible Spacecraft with Control Input Constraint (in Chinese). Dissertation for Doctoral Degree. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2011 [姜野. 控制受限的挠性航天器姿态容错控制. 博士学位论文. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2011]
- 5 Vadali S R. Variable-structure control of spacecraft large-angle maneuvers. *J Guidance Control Dyn*, 1986, 9: 235–239
- 6 Hu Q, Ma G. Variable structure control and active vibration suppression of flexible spacecraft during attitude maneuver. *Aerospace Sci Tech*, 2005, 9: 307–317
- 7 Bošković J D, Li S M, Mehra R K. Robust adaptive variable structure control of spacecraft under control input saturation. *J Guidance Control Dyn*, 2001, 24: 14–22
- 8 Chen L, Yan Y, Mu C X. Characteristic model based discrete time sliding mode control for spacecraft with variable tilt of flexible structures. *J Automat Sin*, 2016, 3: 44–52

- 9 Wang W J, Fan Y T. New output feedback design in variable structure systems. *J Guidance Control Dyn*, 1994, 17: 337–340
- 10 Wu B, Wang D, Poh E K. Decentralized sliding-mode control for spacecraft attitude synchronization under actuator failures. *Acta Astronaut*, 2014, 105: 333–343
- 11 Wang R, Zhou Z C, Qu G J. Sliding mode control based on fuzzy neural network for variable structure spacecraft (in Chinese). *Chin Space Sci Tech*, 2020, 3: 56–63 [王冉, 周志成, 曲广吉. 变结构航天器模糊神经网络滑模控制器设计. *中国空间科学技术*, 2020, 3: 56–63]
- 12 Zhu L K, Ma G F, Hu Q L. Attitude maneuvering intelligent control of flexible spacecraft with dead zone input nonlinearity (in Chinese). *J Jilin Univ (Eng Tech Ed)*, 2008, 38: 195–200 [朱良宽, 马广富, 胡庆雷. 带有死区非线性输入的挠性航天器姿态机动智能控制. *吉林大学学报(工学版)*, 2008, 38: 195–200]
- 13 Li X Y, Xiong S J, Lin B J. Attitude control algorithm under simultaneous thruster attitude and orbit control (in Chinese). *J Jilin Univ (Sci Ed)*, 2016, 54: 603–608 [李笑月, 熊淑杰, 林宝军. 推力器姿轨同时控制下的姿态控制算法. *吉林大学学报(理学版)*, 2016, 54: 603–608]
- 14 Hu Q L. Active Vibration Control of Flexible Spacecraft During Attitude Maneuver (in Chinese). Dissertation for Doctoral Degree. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2006 [胡庆雷. 挠性航天器姿态机动的主动振动控制. 博士学位论文. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2006]

The satellite integrated attitude-orbit control method based on variable structure control

LIN BaoJun^{1,2,3,4}, LI XiaoYue^{1,2*} & BAI Tao^{1,2,4}

¹ Innovation Academy for Microsatellites of Chinese Academy of Sciences, Shanghai 201203, China;

² Shanghai Engineering Center for Microsatellites, Shanghai 201203, China;

³ School of Information Science and Technology, ShanghaiTech University, Shanghai 201210, China;

⁴ Aerospace Information Research Institute, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100094, China

Herein, we design an attitude control method that used in the orbit maneuver mode. In the designed method, four incline-fixed thrusters with chemical propulsion are required to simultaneously perform orbit and attitude control. Although this is convenient, it causes attitude disturbance. This study aims to develop a simple and robust attitude control method to address this situation. Therefore, we design a two-class pulse width's phase plane attitude controller. We construct a dynamic model for the variable structure controller, and analyze the stability under various time-frequency field parameter values. We use the sliding mode and modern control theory to determine the lower bound of the parameter. The controller can decrease the chattering of the switching line, as well as guarantee the stability of the system. Then, we simulate the most severe fix error under flexible conditions. We also verify the correctness, effectiveness, and robustness of the proposed method based on the excellent performance of satellites on orbit.

variable structure control, attitude control, phase plane controller

PACS: 45.80.+r, 45.10.Db, 45.90.+t, 45.05.+x

doi: [10.1360/SSPMA-2020-0216](https://doi.org/10.1360/SSPMA-2020-0216)