

挠性卫星变结构控制的全物理仿真实验分析*

周 军 周凤岐

(西北工业大学航天工程学院·西安, 710072)

摘要: 我国首次挠性卫星振动控制的全物理仿真实验是基于变结构控制方案完成的. 本文针对这一实验着重分析了在控制受限情况下其变结构控制系统镇定无限维挠性结构的稳定性、控制方案与系统喷气或燃料消耗的关系等问题, 取得了具有实际意义的结论.

关键词: 挠性结构; 变结构控制; 全物理仿真实验

1 引言

具有大面积太阳帆板的现代卫星具有结构大、刚度低和阻尼弱的结构特点, 一方面挠性对动力学的影响已大大增强, 另一方面卫星又需要很高的姿态定位和调整精度, 这就要求其控制系统能有效地抑制挠性振动影响, 否则将引起整个卫星的持久振动甚至失效. 世界各国学者对此进行了深入研究, 提出了许多挠性振动控制的理论和方法^[1,2]. 但这些成果至今尚未实际采用, 因为离工程实用都存在着不同程度的差距, 而全物理仿真实验是缩小这些差距的重要手段^[3]. 我国目前已在一系列新型卫星上采用了挠性太阳帆板, 这就更增加了从工程角度出发研究挠性结构振动控制的新方案, 及其全物理仿真实验的紧迫性.

最近, 中国空间技术研究院应用变结构控制理论成功地进行了国内首次挠性卫星振动的主动控制全物理仿真实验^[4], 控制效果十分显著. 本文针对该实验, 分析在镇定无限维挠性结构时, 变结构控制方案在卫星控制工程中实际应用的可行性和有效性.

2 全物理仿真系统与变结构控制律

具有挠性太阳帆板的卫星全物理仿真系统如图1所示. 它大致可分为三大部分^[4]:

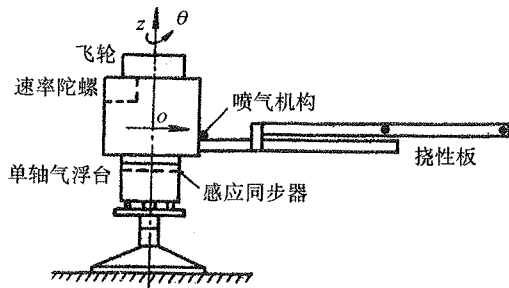


图1 挠性卫星全物理仿真系统示意图

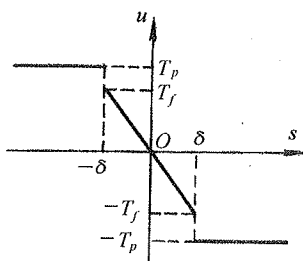


图2 变结构控制逻辑

1) 系统主体: 以单轴气浮台为支承装置, 卫星正常工作所需的必要设备均安装在气浮台上, 模拟卫星中心刚体及其在太空中无摩擦的力学环境和独立的运动状况. 挠性板一端固联在气浮台上, 振动方向与重力方向垂直, 模拟太阳帆板失重条件下的振动状态.

2) 执行机构: 采用目前国内外大多数卫星使用的“飞轮-喷气”组合模式, 均安装在气浮台上. 其中飞轮输出正反向连续变化的力矩, 最大值为 T_f , 喷气机构输出正反向幅值恒定为 T_p 的不连续力矩, 并对飞轮进行卸载. $T_f < T_p$.

* 中国博士后科学基金资助项目.

本文于1996年8月26日收到, 1997年5月4日收到修改稿.

3) 敏感器件: 感应同步器和速率陀螺各一个, 安装在主体上, 分别敏感中心刚体绕 oz 轴旋转的角度 θ 和角速度 $\dot{\theta}$.

总之, 系统各部分设计一是实际工程可实现, 二是与卫星实际配置相一致.

$$\begin{cases} J\ddot{\theta} + \sum_{i=1}^n d_i \ddot{q}_i = T, \\ d_i \ddot{\theta} + \ddot{q}_i + 2\xi_i \omega_i \dot{q}_i + \omega_i^2 q_i = 0 \end{cases} \quad (1)$$

为挠性卫星全物理仿真系统的 $n < \infty$ 阶数学模型^[2], J 为绕 oz 轴的转动惯量, q_i, ξ_i, ω_i 分别为 i 阶模态坐标、阻尼系数和频率, d_i 为耦合系数, T 为控制力矩, 作用在中心刚体上.

由于系统中仅中心刚体旋转角度 θ 和角速度 $\dot{\theta}$ 可测量, 与我国卫星实际可获得的姿态信息一致, 所以变结构控制律就完全基于 θ 和 $\dot{\theta}$ 以便于工程实现. 其中滑动模态为

$$s = c\theta + \dot{\theta} = 0, \quad c > 0, \quad (2)$$

$$u = \begin{cases} -T_p \operatorname{sgn}(s), & |s| \geq \delta: \text{喷气工作} \\ -T_f s / \delta_1, & |s| < \delta: \text{飞轮工作} \end{cases}, \quad \delta > 0, \quad (3)$$

为消颤变结构控制律, 如图 2. 下面分析该无限维挠性卫星变结构控制系统的稳定性.

3 变结构主动控制系统的稳定性

3.1 挠性结构的 n 阶模态近似模型

由于无限维系统(1)的挠性振动能量主要集中于各低阶模态, 高频模态振幅小, 能量少, 不易被激励. 所以按模态频率准则, 本文先考虑挠性结构的任意 $n < \infty$ 阶近似模型(1)定义系统的状态向量为 $X = [X_1^T \quad X_2^T]^T = [\theta \quad \dot{\theta} \quad q_1 \quad \dot{q}_1 \quad \cdots \quad q_n \quad \dot{q}_n]^T \in \mathbb{R}^{2n+2}$, $X_1 = [\theta \quad \dot{\theta}]^T$, $X_2 = [q_1 \quad \dot{q}_1 \quad \cdots \quad q_n \quad \dot{q}_n]^T$. 经复杂推导, n 阶近似模型的状态方程为

$$\dot{X} = AX + Bu, \quad (4a)$$

$$\text{即} \quad \begin{bmatrix} \dot{X}_1 \\ \dot{X}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (A_{11})_{2 \times 2} & (A_{12})_{2 \times 2n} \\ 0 & (A_{22})_{2n \times 2n} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X_1 \\ X_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} (B_1)_{2 \times 1} \\ (B_2)_{2n \times 1} \end{bmatrix} u. \quad (4b)$$

其中

$$A_{22} = -1 \cdot \begin{bmatrix} 0 & -1 & 0 & 0 & \cdots & 0 & 0 \\ \omega_1^2(1 + \frac{d_1^2}{k_n}) & 2\xi_1\omega_1(1 + \frac{d_1^2}{k_n}) & \omega_2^2 \frac{d_1 d_2}{k_n} & 2\xi_2\omega_2 \frac{d_1 d_2}{k_n} & \cdots & \omega_n^2 \frac{d_1 d_n}{k_n} & 2\xi_n\omega_n \frac{d_1 d_n}{k_n} \\ \omega_1^2 \frac{d_1 d_2}{k_n} & 2\xi_1\omega_1 \frac{d_1 d_2}{k_n} & \omega_2^2(1 + \frac{d_2^2}{k_n}) & 2\xi_2\omega_2(1 + \frac{d_2^2}{k_n}) & \cdots & \omega_n^2 \frac{d_2 d_n}{k_n} & 2\xi_n\omega_n \frac{d_2 d_n}{k_n} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \cdots & \vdots & \vdots \\ \omega_1^2 \frac{d_1 d_n}{k_n} & 2\xi_1\omega_1 \frac{d_1 d_n}{k_n} & \omega_2^2 \frac{d_2 d_n}{k_n} & 2\xi_2\omega_2 \frac{d_2 d_n}{k_n} & \cdots & \omega_n^2(1 + \frac{d_n^2}{k_n}) & 2\xi_n\omega_n(1 + \frac{d_n^2}{k_n}) \end{bmatrix}.$$

$$A_{11} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad A_{12} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \cdots & 0 & 0 \\ \omega_1^2 \frac{d_1}{k_n} & 2\xi_1\omega_1 \frac{d_1}{k_n} & \cdots & \omega_n^2 \frac{d_n}{k_n} & 2\xi_n\omega_n \frac{d_n}{k_n} \end{bmatrix},$$

$$B_1 = \begin{bmatrix} 0 \\ k_n^{-1} \end{bmatrix}, \quad B_2 = \begin{bmatrix} 0 & -\frac{d_1}{k_n} & 0 & -\frac{d_2}{k_n} & \cdots & \cdots & 0 & -\frac{d_n}{k_n} \end{bmatrix}^T.$$

式中 $k_n \triangleq J - \sum_{i=1}^n d_i^2 > 0$. 很明显, 被控对象 (A, B) 完全可控, 且存在一阶刚体模态.

考虑到挠性卫星实际结构状况,本文假设 $\lim_{i \rightarrow \infty} d_i = 0$ 并且 $\xi_i > 0 (i = 1, 2, \dots, \infty)$. 它们物理意义鲜明,很容易满足. 前者表明,挠性结构阶数越高的振动模态对中心刚体耦合影响越小;后者则描述了任何挠性结构总存在结构阻尼的事实. 由此可推证,式(4)中子系统

$$\dot{X}_2 = A_{22}X_2 + B_2u \quad (5)$$

内部稳定. 这符合实际挠性结构自由情况下除刚体模态外的所有挠性模态都渐近收敛.

要证明挠性对象与控制律(2)和(3)组成的变结构控制系统的稳定性,需首先分析滑动模态(2)中等价系统的渐近稳定性,然后证明控制律(3)保证系统对滑动模态的能达性.

3.2 变结构闭环等价系统的稳定性

针对挠性结构的 n 阶近似模型(1),式(2)定义滑动模态即可重新描述为:

$$s = c\theta + \dot{\theta} = GX = 0, \quad G = [c \quad 1 \quad 0 \quad \dots \quad 0] \in \mathbb{R}^{1 \times (2n+2)}, \quad (6)$$

于是由等价控制方法^[5]可以推导出系统进入滑动模态后的闭环等价系统方程:

$$\dot{X} = A_{eq}X = [I - B(GB)^{-1}G]AX. \quad (7)$$

结论 1 对于任意 $n < \infty$ 阶模态近似的挠性结构,其变结构控制系统在滑动模态(2)下渐近稳定的充分必要条件为 $c > 0$.

证 经过较繁杂的推导(过程略),变结构闭环等价系统方程(7)就可写成:

$$\dot{X} = A_{eq}X = \begin{bmatrix} 0 & 1 & & & & \\ 0 & -c & & & & \\ \hline 0 & 0 & 0 & 1 & & \\ 0 & cd_1 & -\omega_1^2 & -2\xi_1\omega_1 & & 0 \\ \vdots & \vdots & & & \ddots & \\ 0 & 0 & & 0 & & 0 & 1 \\ 0 & cd_n & & & & -\omega_n^2 & -2\xi_n\omega_n \end{bmatrix} X.$$

因滑动模态(2)的约束,等价系统是降价系统,其 $2n+1$ 个特征值为下列特征多项式的根:

$$\varphi(s) = (s+c) \cdot \prod_{i=1}^n (s^2 + 2\xi_i\omega_i s + \omega_i^2), \quad \xi_i > 0$$

所以 $\text{Re}[\text{root}(s^2 + 2\xi_i\omega_i s + \omega_i^2)] < 0, \quad \forall i = 1, 2, \dots, n.$

显然当且仅当 $c > 0$ 时, A_{eq} 的全部特征值实部小于零,等价系统(7)渐近稳定. 证毕.

该结论一方面证明了在滑动模态下变结构控制系统的稳定性,为式(2)中选择 $c > 0$ 提供了理论依据;另一方面分析 A_{eq} 的特征值还发现,当系统进入滑动模态后, c 完全决定着刚体模态的衰减特性,而各阶振动模态的特征值与中心刚体固定时相应模态的一致.

3.3 变结构控制系统的能达性

实际挠性卫星的控制中存在着控制受限问题,这是由于飞轮和喷气执行机构的最大输出力矩有限所致. 于是控制律就要受到相应约束,如图2和式(3)所示,在这种情况下,变结构控制系统的能达性就必须在控制不受限时单纯保证 $ss < 0$ 的基础上重新定义:

定义 若被控对象在受限变结构控制律 u 作用下, $\forall X(t_0) \neq 0$,总存在 $T < \infty$,当 $t \geq t_0 + T$ 时有 $ss < 0$ 且 $\|X\|$ 有界,则受限变结构控制系统对滑动模态 $s = 0$ 具有能达性.

该定义具有一般性. 就挠性结构变结构控制系统而言,若暂不考虑消颤,则式(3)为

$$u = -T_p \text{sgn}(s), \quad |u| \leq T_p \triangleq U, \quad (8)$$

所以
$$\dot{s} = G\dot{X} = GAX + GBu = c\dot{\theta} + k_n^{-1} \sum_{i=1}^n d_i (2\xi_i \omega_i \dot{q}_i + \omega_i^2 q_i) + k_n^{-1} u. \quad (9)$$

当 $s = c\theta + \dot{\theta} > 0$ 时,若挠性振动状况满足 $|(GB)^{-1}GAX| < U$, 那么将式(8)代入式(9)得 $\dot{s} < 0$ 即 $ss' < 0$ 成立,从而系统趋于滑动模态 $s = 0$. 但若 $|(GB)^{-1}GAX| > U$, 同样易知有 $\dot{s} > 0$, 即 $ss' > 0$. 我们着重分析这一情况. 从挠性结构状态方程(4)和控制律(8)知道,

$$\ddot{\theta} = k_n^{-1} \sum_{i=1}^n d_i (2\xi_i \omega_i \dot{q}_i + \omega_i^2 q_i) - k_n^{-1} U; \quad (10)$$

并且在 $|(GB)^{-1}GAX| > U, s > 0$ 时, $s > 0$ 符号不变, 控制 u 保持为 $-U$, 上式始终成立. 考虑到子系统(5)内部稳定, 则系统(4)在常值 $-U$ 的作用下总存在有限时间 $t_1 > 0$, 当 $t \geq t_0 + t_1$ 时有 $\ddot{\theta} < 0$. 进一步, 也总存在有限时间 $t_2 > 0$, 使得 $t > t_0 + t_1 + t_2 \triangleq t_0 + T$ 时有

$$\dot{\theta} = \int_{t_0}^t \ddot{\theta} dt < 0 \quad \text{即} \quad \dot{s} = \dot{c} + \ddot{\theta} < 0.$$

这表明若系统初始状态使 $s(t_0) > 0$, 那么在受限变结构控制作用下, 经有限时间后一定实现 $ss' < 0$. 类似分析得到, 当 $s = c\theta + \dot{\theta} < 0$ 时, 同样也可保证控制系统在有限时间后实现 $\dot{s} > 0$, 即 $ss' < 0$. 另外, 在有界输入 u 的作用下 X_2 也有界. 故综上所述可得出结论:

结论 2 对于任意 $n < \infty$ 阶模态近似的挠性结构(4), 其变结构控制系统对滑动模态(2)具有能达性, 也即受限变结构控制律能保证系统从任意初始状态最终进入滑动模态.

3.4 稳定性分析结论

根据变结构控制系统的运动特点, 将结论 1 和 2 相结合, 本文立即得到:

结论 3 当滑动模态(2)中 $c > 0$ 时, 任意 $n < \infty$ 阶模态近似的挠性结构(1)或(4)的变结构控制系统渐近稳定.

就实际挠性结构而言, 其无限维振动模态中真正与控制 and 测量系统产生相互影响的总是有限 n 个低阶模态, 其余无限维高阶模态本身渐近稳定; 加之以上证明对模态阶数 n 没有限制, 因此结论 3 规定的系统稳定性对实际无限维挠性结构(1)依然成立.

此外从前面分析还可看出, 控制受限界 U 的大小与系统最终能否实现 $ss' < 0$ 以及在滑动模态中是否稳定等结论均无关, 但与系统实现 $ss' < 0$ 所需时间 T 有关. 所以有:

结论 4 执行机构最大输出能力不影响挠性结构变结构控制系统的渐近稳定性, 但影响系统收敛速度. 这扩大了变结构控制方案对挠性卫星执行机构条件的适应性.

4 变结构控制方案与喷气消耗分析

就卫星控制系统设计而言, 能量消耗是需要考虑的另一重要因素, 是衡量控制方案可行性的一个重要标准. 在“飞轮-喷气”执行机构模式中, 飞轮消耗电能, 可在轨补充; 而喷气机构消耗燃料, 只能由卫星携带且无法补充. 因此燃料总量一定, 消耗的速度决定卫星寿命. 基于挠性卫星变结构控制方案, 我们分析影响系统喷气量的因素主要有三个方面:

1) 硬件方面因素: 飞轮最大输出力矩小或频带过窄, 以致控制过多依赖喷气机构, 增加了喷气量. 改善硬件是解决问题的办法, 但实际中受各种条件限制, 本文不作分析.

2) 控制方案因素: 控制律是否将控制任务合理地分配给飞轮和喷气两种执行机构, 直接关系到系统的喷气量. 分析变结构控制律(3)知, 喷气机构的控制作用占主导, 飞轮仅在 $|s| < \delta$ 的小范围内起消颤和提高精度的作用. 这种控制方案中喷气机构工作时间较长, 耗气量较大. 解决此问题的方法在于扩大飞轮工作范围, 为此提出新的变结构控制律:

$$u = \begin{cases} -T_p \operatorname{sgn}(s), & |s| > \delta_1, \quad \text{喷气工作, } \delta_1 \gg \delta; \\ -T_f \operatorname{sgn}(s), & \delta \leq |s| \leq \delta_1, \\ -T_f \cdot s/\delta, & |s| < \delta, \end{cases} \quad \text{飞轮工作.} \quad (11)$$

显然飞轮工作范围由 $|s| < \delta$ 大大增加至 $|s| \leq \delta_1$, 功能也由单纯消颤扩大至实现非线性控制. 无疑控制律(11)将减少喷气机构工作时间和喷气量, 并且随着 δ_1 的增大而减少.

实际上, 按照结论 3 的分析过程可知, 控制律(11)形成的挠性结构变结构控制系统同样渐近稳定, 而且与 δ_1 的大小无关. 特殊地, 可使 $\delta_1 \rightarrow \infty$, 此时飞轮承担几乎全部控制作用, 喷气机构仅用于对飞轮卸载, 无疑控制系统喷气量是最少的. 但另一方面由结论 4 容易推断, δ_1 的增大会直接降低振动的衰减特性, 而且降低程度随 δ_1 越大而越显著.

3) 性能指标因素: 由于挠性振动能量一定, 若要在越短时间内耗散, 达到越快的振动衰减速度, 就必然要求控制系统在短时间内付出越多能量. 当超过飞轮能力时, 就会加重对喷气机构的要求, 增加喷气量. 这是任何控制方案都无法逃避的. 所以, 根据卫星控制的实际目的合理地提出动态性能指标或适当降低指标是减少喷气量的有效手段之一.

5 挠性卫星全物理仿真实验

基于挠性卫星全物理仿真系统进行实验, 实验结果可归结如下:

- 1) 当挠性结构自由振动时, 一阶模态衰减至 5% 需要振动至少 200 个周期; 当受控时, 只需要少于 7 个周期的振动即可;
- 2) 自由振动时, 二阶模态衰减至 5% 需要至少 80s; 而当受控时, 只需 15s;
- 3) 在现有敏感器条件下, 中心刚体角位移和角速度控制精度均达 10^{-2} 数量级以下;
- 4) 分别用控制律(3)和(11)进行实验, 后者喷气次数和喷气消耗量远小于前者;
- 5) 将一阶模态振动衰减时间由 7 周期放宽至 20 周期, 喷气次数大大减少.

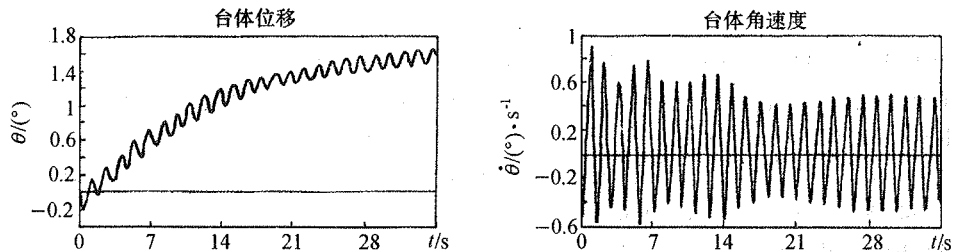


图 3 自由振动时中心刚体的角位移和角速度

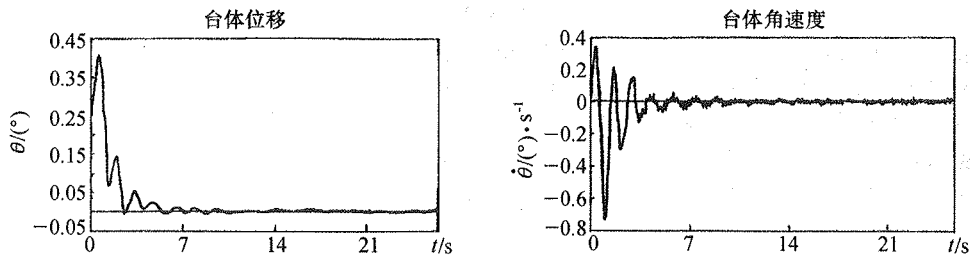


图 4 受控时中心刚体的角位移和角速度

图 3 和图 4 分别显示了挠性卫星自由振动和受控时, 中心刚体角位移和角速度实测的变化情况. 总之, 变结构控制系统有效地抑制了振动, 控制效果十分显著.

6 结 论

研究结果表明,在控制受限情况下,挠性卫星变结构主动控制系统渐近稳定,不仅系统稳定性与星上执行机构最大输出力矩即控制受限界无关,而且系统的变结构控制律能够与卫星常用的“飞轮-喷气”执行机构模式很好地吻合,实现方便.此外,本文分析了影响控制系统喷气量即燃料消耗的三方面因素,并提出了实际卫星控制系统减少喷气量的方法.这些结论与全物理仿真实验结果相互验证,显示了变结构控制方案应用于挠性卫星控制的有效性和可行性,具有重要的实际意义和一般性.

参 考 文 献

- 1 金梁, Bauer, H. F.. 挠性双自旋卫星的姿态稳定判据. 宇航学报, 1991, 1(4): 1-11
- 2 Agrawal, B. N., et al.. Experiment verification of attitude control techniques for flexible spacecraft. 42nd Congress of International Astronautical Federation, 1991, IAF-91-354: 1-8
- 3 林来兴编著. 空间控制技术. 北京: 宇航出版社, 1992, 249-264
- 4 周军等. 挠性卫星振动抑制变结构主动控制方案及实验研究. 科学通报, 1996, 41(3): 475-478
- 5 Drazenovic, B.. The invariance condition in variable structure systems. Automatica, 1969, 5: 287

Physical Simulation Experiment Analysis for Variable Structure Control Systems of Flexible Satellites

ZHOU Jun and ZHOU Fengqi

(College of Astronautics, Northwestern Polytechnical University · Xi'an, 710072, PRC)

Abstract: In this paper, two problems are analysed to the physical simulation experiments of flexible satellite vibration active suppression, which are successfully done for the first time in our country. The first is the stability problem of flexible structures' bounded variable structure active control systems, the second is the relations between the control scheme and the gas or fuel consumption that a control system needs. Many important conclusions with practical significance are got.

Key words: flexible structure; variable structure control; physical simulation experiment

本文作者简介

周 军 1966年生. 1993年毕业于西北工业大学, 获工学博士学位. 先后于中国空间技术研究院自动控制学科和西北工业大学航空与宇航技术学科作博士后研究, 现为西北工业大学航天工程学院教授, 副院长. 主要从事变结构控制理论及应用, 挠性振动控制理论与实验, 飞行器控制与制导等方面的研究.

周凤岐 1935年生. 1958年毕业于西北工业大学. 现为西北工业大学航天工程学院教授, 博士生导师. 主要从事变结构控制理论及应用, 最优估计, 神经网络, 飞行器控制与制导等方面的研究.