

航天器柔性附件对其驱动机构的干扰研究*

许光浩 洪嘉振 刘铸永

(上海交通大学工程力学系, 上海 200240)

摘要 带柔性附件的航天器在进行轨道机动或姿态调整等大范围运动时, 柔性附件的弹性振动与航天器大范围运动的刚柔耦合作用将会对驱动机构产生一定的干扰. 首先利用单向递推组集建模方法建立了带柔性附件的航天器的动力学模型, 然后研究了航天器不同工况变轨时由于柔性附件的弹性振动与航天器大范围运动的刚柔耦合作用对驱动机构所产生的干扰, 最后结合变轨条件和柔性附件的固有特性, 具体地分析了干扰的作用机理.

关键词 柔性附件, 单向递推, 刚柔耦合, 干扰

引言

随着航天技术的发展, 航天器的结构越来越复杂, 规模也越来越大, 而且通常带有多个大型柔性部件, 如大型太阳能电池阵、大型空间天线等. 在轨运行航天器常常会进行轨道转移, 大角度姿态机动以及其柔性附件的大角度机动等^[1-2], 这类刚体运动可能激起其柔性附件的大幅度弹性变形运动, 且这两种运动相互耦合, 使这种航天器的动力学行为非常复杂. 这不仅会影响航天器的姿态指向精度和控制的稳定性^[3-5], 而且可能危及航天器所执行的任务的成败. 航天器柔性附件对其驱动机构的干扰是指在柔性附件的弹性振动与航天器大范围运动的刚柔耦合作用下, 为保证柔性附件和航天器的正常运转, 驱动机构所提供的附加驱动力. 通过地面试验获得这种耦合作用对驱动机构产生的干扰比较困难, 因此借助数值仿真来分析就显得极为必要.

本文首先利用单向递推组集建模方法建立了带柔性附件的航天器的动力学模型^[6], 然后研究了航天器变轨时由于柔性附件的弹性振动与航天器大范围运动的刚柔耦合作用对驱动机构所产生的干扰, 最后结合变轨条件和柔性附件的固有特性, 具体地分析了干扰的作用机理, 为航天器的总体设计控制系统设计和减小航天器的振动提供了参考依据^[7-13].

1 带柔性附件的航天器动力学模型

图1所示为带柔性附件的航天器简化动力学模型, 主体部分为 B_1 , 假设为刚体, 两块太阳帆板分别为 B_2 和 B_3 , 假设为柔性体, \vec{v} 为飞行方向, (x, y, z) 为惯性坐标系, 主体部分和太阳帆板本体坐标系都建立在各自质心^[7]. 主体部分和惯性坐标系之间由虚铰连接, 和太阳帆板之间由旋转铰连接.

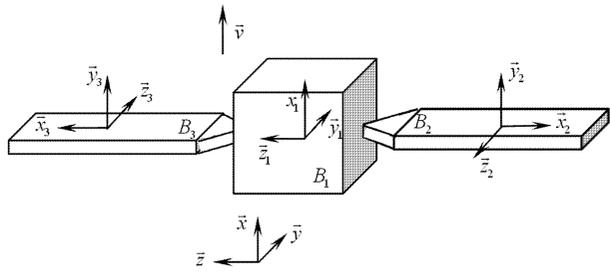


图1 航天器动力学模型

Fig. 1 Dynamic model of spacecraft

对于整个航天器系统, 用集中质量有限元将柔性体 B_i 离散, 质心的绝对矢径记为 \vec{r}_i , 考虑物体 B_i 上第 k 个节点, 未变形时相对质心的矢径记为 $\vec{\rho}_{i0}^k$, 设该节点平移变形矢量为 \vec{u}_i^k , 采用模态坐标描述^[6], 有

$$\vec{u}_i^k = \vec{\Phi}_i^k a_i \tag{1}$$

式中 $\vec{\Phi}_i^k$ 与 a_i 分别是柔性体 B_i 上节点 k 的平移模态矢量阵与 B_i 的模态坐标阵.

节点 k 的绝对矢径可表示为

$$\vec{r}_i^k = \vec{r}_i + \vec{\rho}_{i0}^k + \vec{\Phi}_i^k a_i \quad (2)$$

根据速度变分原理,物体 B_i 的速度变分形式的动力学方程为

$$\sum_{k=1}^n \delta \vec{r}_i^{kT} (-m_i^k \dot{\vec{r}}_i^k + \vec{F}_i^k) - \delta \varepsilon_i^{kT} \sigma_i^k = 0 \quad (3)$$

式中 \vec{F}_i^k 为作用于节点 k 的外力, ε_i^k 与 σ_i^k 分别为第 k 单元的应变与应力。

令

$$v_i = [\dot{r}_i^T \quad \omega_i^T \quad \dot{a}_i^T]^T \quad (4)$$

它具有速度量纲,是由物体 B_i 本体坐标系的绝对速度、绝对角速度以及 B_i 的模态速度组成,利用上式将式(3)进一步转化得到单个柔性体的动力学方程

$$\delta v_i^T (-M^i \dot{v}_i - \zeta^i + f^{oi} - f^{ui}) = 0 \quad (5)$$

式中 M^i 、 ζ^i 、 f^{oi} 、 f^{ui} 分别为物体 B_i 相应的质量阵、惯性力阵、外力阵与变形力阵。

利用铰的广义坐标和物体的模态坐标来描述物体 B_i 的位形,定义

$$y_i = [q_i^T \quad a_i^T]^T \quad (6)$$

由铰和铰作用点的运动可以得到铰所连接的两个物体间速度和加速度的关系,由邻接物体间的运动学递推关系可以得到物体的绝对速度和绝对加速度与铰的广义坐标和物体的模态坐标的速度和加速度的关系^[6]

$$v_i = G_{i0} v_0 + \sum_{k: B_k \leq B_i; k \neq 0} G_{ik} \dot{y}_k \quad (i = 1, \dots, N) \quad (7)$$

$$\dot{v}_i = G_{i0} \dot{v}_0 + \sum_{k: B_k \leq B_i; k \neq 0} (G_{ik} \dot{y}_k + g_{ik}) \quad (i = 1, \dots, N) \quad (8)$$

其中, v_0 与 \dot{v}_0 分别为根物体 B_0 的绝对速度与绝对加速度, G_{i0} 、 G_{ik} 和 g_{ik} 为转化矩阵,均具有递推型。

将式(7)与式(8)中各个矩阵式分别合并得到如下矩阵式

$$v = G_0 v_0 + G \dot{y} \quad (9)$$

$$\dot{v} = G_0 \dot{v}_0 + G \dot{y} + g 1_N \quad (10)$$

其中

$$v = [v_1^T \dots v_N^T]^T \quad (11)$$

$$G_0 = [G_{10}^T \dots G_{N0}^T]^T \quad (12)$$

$$G = \begin{bmatrix} G_{11} & \dots & G_{1N} \\ \vdots & & \vdots \\ G_{N1} & \dots & G_{NN} \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$g = \begin{bmatrix} g_{11} & \dots & g_{1N} \\ \vdots & & \vdots \\ g_{N1} & \dots & g_{NN} \end{bmatrix} \quad (14)$$

1_N 为元素为1的 N 阶列向量。由式(9),可得速度的变分式为

$$\Delta v = G \Delta \dot{y} \quad (15)$$

从而建立了所有物体的绝对速度和绝对加速度与系统广义坐标(由各铰的广义坐标与各柔性体的模态坐标组成)的速度与加速度的关系。

为推导方便,将式(5)改写为

$$\delta v_i^T (-M^i \dot{v}_i + f_i) = 0 \quad (16)$$

式中

$$f_i = -\zeta^i + f^{oi} - f^{ui} \quad (17)$$

对于由 N 个物体构成的个航天器,系统的动力学方程为

$$\sum_{i=1}^N \delta v_i^T (-M^i \dot{v}_i + f_i) + \Delta P = 0 \quad (18)$$

式中 ΔP 为系统内非理想约束力所做的虚功率。

利用式(11),且定义

$$M = \text{diag}(M_1, \dots, M_N) \quad (19)$$

$$f = [f_1^T \dots f_N^T]^T \quad (20)$$

式(18)可表示为

$$\Delta v^T (-M \dot{v} + f) + \Delta P = 0 \quad (21)$$

如果系统内约束力都为理想约束力,上式进一步转化为

$$\Delta v^T (-M \dot{v} + f) = 0 \quad (22)$$

将式(10)和(15)代入上式,整理得

$$\Delta \dot{y}^T (-Z \dot{y} + z) = 0 \quad (23)$$

其中

$$Z = G^T M G \quad (24)$$

$$z = G^T (f - M g 1_N - M G_0 \dot{v}_0) \quad (25)$$

由于该系统的广义速度的变分是独立的,最终得到整个系统微分形式的动力学方程为

$$Z \dot{y} = z \quad (26)$$

2 航天器柔性附件对其驱动机构的干扰

航天器的柔性附件对其驱动机构的干扰是指航天器在进行轨道机动或姿态调整等大范围刚体运动时,由于柔性附件的弹性振动与航天器大范围运动的刚柔耦合作用,为保证柔性附件和航天器的正常运转,驱动机构所需提供的附加驱动力。

以某型号飞船为例,整个系统由主体部分和两

块太阳帆板组成,主体部分近似为立方体,做刚体处理,太阳帆板近似为匀质板,做柔性体处理,各部分结构参数如表 1 所示。

表 1 飞船的结构参数

Table 1 The structural data for the spacecraft

Parameter	Data
Length of main body part	2m
Mass of main body part	9×10^3 kg
Inertia tensor of main body part	$\text{diag}(7, 50, 50) \times 10^3 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$
Length of solar array	6m
Width of solar array	2m
Thickness of solar array	0.05
Mass of solar array	70kg
Elastic modulus of solar array	1×10^{10} Pa
Poisson ratio of solar array	0.3

太阳帆板用有限元方法做模态分析^[8],保留前 10 阶模态,各阶模态对应的频率和振型如表 2 所示。

表 2 太阳帆板前 10 阶模态的频率及振型

Table 2 The first 10 frequencies and modal shapes of solar array

Modal order	Frequency /Hz	Modal shape
1	0.16292	Bending 1 in y direction
2	1.00794	Bending 2 in y direction
3	1.08590	Twisting 1 round x axis
4	2.80364	Bending 3 in y direction
5	3.34915	Twisting 2 round x axis
6	5.45931	Bending 4 in y direction
7	5.87543	Twisting 3 round x axis
8	6.07922	Bending 1 in z direction
9	8.81154	Twisting 3 round x axis
10	8.93052	Bending 5 in y direction

飞船在轨运行,某时刻开始变轨,由于变轨时间较短,飞船可近似做直线运动,设此时的加速度为 1m/s^2 ,两块太阳帆板匀速转动,角速度为 $0.1^\circ/\text{s}$,现研究飞船在不同的变轨条件下太阳帆板对驱动机构的干扰。

当太阳帆板的初始角度 $\theta_0 = 0^\circ$ 即帆板所在的平面与飞船加速度方向平行时,采用帆板的前 7 阶和前 8 阶模态进行计算,得到帆板对其驱动机构的干扰力矩如图 2 所示,当太阳帆板的初始角度 $\theta_0 = 90^\circ$ 即帆板所在的平面与飞船加速度方向垂直时,采用帆板的前 1 阶和前 8 阶模态进行计算,得到帆板对其驱动机构的干扰力矩如图 3 所示。

为了分析航天器在不同的变轨条件下帆板对

驱动机构的干扰力矩的性质,对上面两种变轨条件下采用帆板的前 8 阶模态计算得到的结果进行傅里叶分析,得到其频谱图如图 4、图 5 所示。

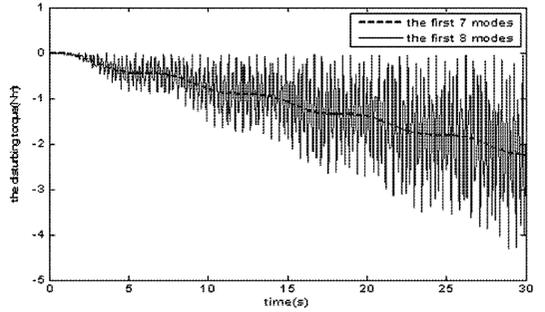


图 2 帆板对驱动机构的干扰力矩曲线 1 ($\theta_0 = 0^\circ$)

Fig. 2 The disturbing torque on the driving mechanism for $\theta_0 = 0^\circ$

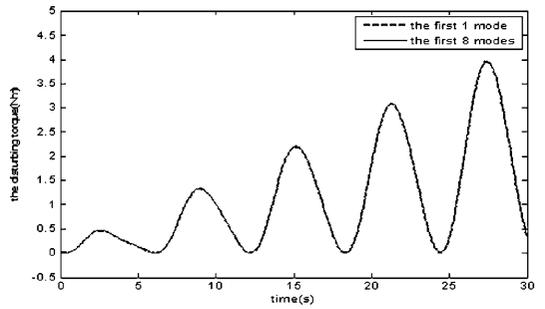


图 3 帆板对驱动机构的干扰力矩曲线 2 ($\theta_0 = 90^\circ$)

Fig. 3 The disturbing torque on the driving mechanism for $\theta_0 = 90^\circ$

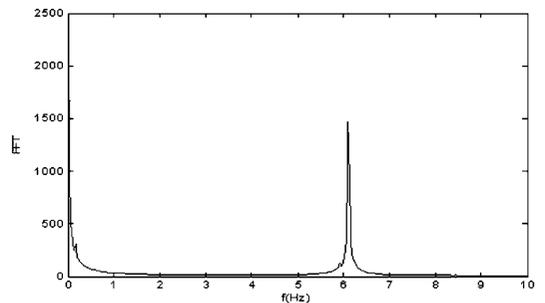


图 4 干扰力矩的频谱图 1 ($\theta_0 = 0^\circ$)

Fig. 4 Frequency spectrum of the disturbing torque for $\theta_0 = 0^\circ$

从图 2 和图 3 可以看出,由于太阳帆板弹性振动与飞船大范围运动的刚柔耦合作用,将对帆板的驱动机构产生一定的干扰,为保证帆板正常运转,驱动机构应提供的额外的驱动力.从图 2 采用前 7 阶模态和前 8 阶模态分别计算得到的结果对比可以看出,当帆板所在的平面与飞船加速度方向平行时,帆板对驱动机构的干扰主要体现在第 8 阶模态

上,而此干扰力矩的频谱图(图4)对应的频率为 $f_1 = 6.08\text{Hz}$ (不考虑零频),与表2中帆板第8阶模态对应的频率恰好吻合,结合其对应的振型考虑,此时飞船加速度方向与此振型方向一致,恰好说明了第8阶模态的振动起主要干扰作用.同样,从图3采用前1阶模态和前8阶模态分别计算得到的结果对比可以看出,当帆板所在的平面与飞船加速度方向垂直时,帆板对驱动机构的干扰主要体现在第1阶模态上,而此干扰力矩的频谱图(图5)对应的频率为 $f_2 = 0.163\text{Hz}$ (不考虑零频),与表2中帆板第1阶模态对应的频率恰好吻合,结合其对应的振型考虑,此时飞船加速度方向与此振型方向一致,也恰好说明了第1阶模态的振动起主要干扰作用.

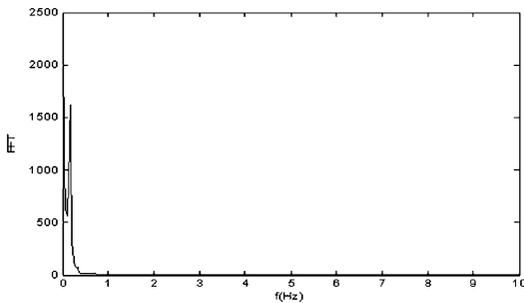


图5 干扰力矩的频谱图2($\theta_0 = 90^\circ$)

Fig.5 Frequency spectrum of the disturbing torque for $\theta_0 = 90^\circ$

3 结论

本文利用单向递推组集建模方法建立了带柔性附件的航天器的动力学模型,以某型号飞船为例,研究了不同的变轨条件下,由于柔性附件的弹性振动与航天器大范围运动的刚柔耦合作用对帆板驱动机构所产生的干扰,最后通过不同模态计算所得到的结果进行对比,并结合变轨条件和柔性附件的固有特性,分析了干扰力矩的作用机理,当飞船的加速度方向与帆板某些模态的振动方向比较接近时,此方向对应的主模态的振动起主要干扰作用.这不仅为航天器的总体设计和控制系统设计提供了参考依据,而且对如何更好的减小航天器的振动也有一定的指导意义.

参 考 文 献

- 1 Tsiotras P, Corless M, Longuski J M. A navel approach to the attitude control of axisymmetric spacecraft. *Automatica*, 1995, 31(8): 1099 ~ 1112
- 2 Singh S N, Zhang R. Adaptive output feedback control of spacecraft with flexible appendages By modeling error compensation. *Acta Astronautica*, 2004, 54(4): 229 ~ 243
- 3 Wie B, Roithmayr C M. Attitude and orbit control of a very large geostationary solar power satellite. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2005, 28(3): 439 ~ 451
- 4 Maganti G B, Singh S N. Simplified adaptive control of an orbiting flexible spacecraft. *Acta Astronautica*, 2007, 61(7-8): 575 ~ 589
- 5 YOO H H, CHUNG J. Dynamics of rectangular plates undergoing prescribed overall motion. *Journal of Sound and Vibration*, 2001, 239(1): 123 ~ 137
- 6 洪嘉振. 计算多体系统动力学. 北京: 高等教育出版社, 2002 (Hong Jiazhen. Computational dynamics of multibody system. Beijing: High Education Press, 2002 (in Chinese))
- 7 章仁为. 卫星轨道姿态动力学与控制. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1998 (Zhang Renwei. Dynamics and Control of Satellite Orbit and Attitude. Beijing: Beijing University of Aeronautics & Astronautics Press, 1998 (in Chinese))
- 8 蒋建平, 李东旭. 智能太阳翼有限元建模与振动控制研究. 动力学与控制学报, 2009, 7(2): 164 ~ 170 (Jiang Jianping, Li Dongxu. Research on finite element modeling and vibration control for smart solar array. *Journal of Dynamics and Control*, 2009, 7(2): 164 ~ 170 (in Chinese))
- 9 Escalona J L, Hussien H A, A A Shabana. Application of the absolute nodal coordinate formulation to multibody system dynamics. *Journal of Sound and Vibration*, 1998, 214(5): 833 ~ 851
- 10 Hu C, Chen T, Han G, Huang W H. Flexural wave propagation and localized vibration in narrow Mindlin's plate. *Journal of Sound and Vibration*, 2007, 306(3-5): 389 ~ 399
- 11 A A Shabana. Flexible multibody dynamics: review of past and recent developments. *Multibody System Dynamics*, 1997, 1(1): 189 ~ 222
- 12 岳宝增. 充液柔性航天器非线性姿态动力学及再定向姿态机动. 动力学与控制学报, 2010, 8(1): 74 ~ 79 (Yue Baozeng. Nonlinear attitude dynamics and reorientation maneuver for completely liquid filled flexible spacecraft. *Journal of Dynamics and Control*, 2010, 8(1): 74 ~ 79 (in Chinese))

13 吕敬,李俊峰,王天舒,岳宝增. 充液箱位置对航天器耦合特性影响分析. 动力学与控制学报,2007,5(2):159~164 (Lu Jing, Li Junfeng, Wang Tianshu, Yue Baozeng. A-

nalysis on effects of fuel position on the attitude of spacecraft with elastic appendages. *Journal of Dynamics and Control*, 2007,5(2):159~164 (in Chinese))

RESEARCH ON THE DISTURBANCE ON THE DRIVING MECHANISM AFFECTED BY THE FLEXIBLE APPENDAGES OF SPACECRAFT*

Xu Guanghao Hong Jiazhen Liu Zhuyong

(Department of Engineering Mechanics, Shanghai Jiaotong University, Shanghai 200240, China)

Abstract When the spacecraft with flexible appendages was undergoing large overall motions, such as orbit maneuvering and attitude adjusting, the driving mechanism of spacecraft might be disturbed by the rigid – flexible coupling effect caused by the vibrations of flexible appendages and the external excitation. First, the dynamic model of the spacecraft with flexible appendages was established. Then, the disturbance on the driving mechanism of spacecraft caused by the vibrations of flexible appendages and the external excitation by the rigid – flexible coupling effect was researched. Finally, the results were explained by using the orbit maneuvering conditions and the inherent of flexible appendages.

Key words flexible appendages, forward recursive, rigid – flexible coupling, disturbance