

太阳帆板扰动下的 DFP 航天器姿态控制方案

徐安鹏^{1,2,3}, 徐振邦^{1,3}, 王晓明^{1,3}, 韩思凡^{1,2,3}

(1. 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033;

2. 中国科学院大学, 北京 100049;

3. 中国科学院空间光学系统在轨制造与集成重点实验室, 吉林 长春 130033)

摘要:为更好的满足无扰载荷 (Disturbance-free payload, DFP) 航天器在未来太空探索的应用, 本文针对支持模块 (support module, SM) 太阳帆板的扰动会造成 SM 的姿态失控的问题, 考虑了 SM 太阳帆板扰动的影响, 建立了 SM 的刚柔耦合动力学方程和有效载荷模块 (payload module, PM) 的刚体姿态动力学方程。在此基础上分别建立 PM 姿态 PD 控制律, SM 姿态 PD 鲁棒控制律, PM 和 SM 相对位置 PD 控制律, 考虑执行器和传感器以及太空环境的影响对 PM 和 SM 模块进行仿真分析, 结果表明了太阳能帆板的振动对 SM 姿态控制产生较大影响, 采用 PD 鲁棒控制律很好的提升了 SM 姿态控制的稳定性其指向精度高出三个数量级。

关键词:无扰载荷航天器; 刚柔耦合动力学建模; 鲁棒控制; 高精度指向

中图分类号:V412.4 **文献标识码:**B

Attitude Control Scheme of DFP Spacecraft Considering Solar Panel Disturbance

XU An-peng^{1,2,3}, XU Zhen-bang^{1,3}, WANG Xiao-ming^{1,3}, HAN Si-fan^{1,2,3}

(1. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun Jilin 130033, China;

2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China;

3. Key Laboratory of On-orbit Manufacturing and Integration for Space Optics System, Chinese Academy of Sciences, Changchun Jilin 130033, China)

ABSTRACT: In order to better meet the application of Disturbance-free payload (DFP) spacecraft in future space exploration, this article focuses on the problem that the disturbance of the support module (SM) solar panel can cause the SM's attitude to lose control. Based on the influence of the disturbance of the SM solar panels, the rigid-flexible coupling dynamics equations of SM and the rigid body attitude dynamics equations of the payload module (PM) were established. On this basis, the PM attitude PD control law, SM attitude PD robust control law, PM and SM relative position PD control law were established respectively, and the PM and SM modules were simulated and analyzed considering the influence of actuators and sensors and the space environment. The results show that The vibration of the solar panel has a greater impact on the SM attitude control, and the PD robust control law is used to improve the stability of the SM attitude control, and its pointing accuracy is three orders of magnitude higher.

KEYWORDS: DFP spacecraft; Rigid-flexible coupling dynamic modeling; Robust control; High-precision pointing

1 引言

目前随着人类对于太空探索的不断深入, 航天器有效载荷的指向精度和指向稳定度的要求越来越高, 传统的振动隔

离技术已经无法满足超高指向精度的要求。在 2003 年美国的洛克希德马丁公司首次提出了无扰载荷平台的概念, 将航天器分为有效载荷模块 (payload module, PM) 和支持模块 (support module, SM) 两部分, PM 一般是具有超高指向精度的大型太空望远镜或者激光通信模块, SM 一般含有保证有效载荷正常运行的能源模块, 姿态调节模块, 热控系统等。

收稿日期: 2022-01-20 修回日期: 2022-01-26

相比于现阶段刚体直接连接的隔振方案,DFP 航天器通过非接触式作动器和非接触式传感器实现有效载荷和支持模块的超静隔离,理论上可以达到振动的全频段隔离^[1-3]。航天八院发射的羲和号太阳探测卫星,采用了 DFP 结构的双超平台,可以实现载荷模块和支持模块的超静隔离和主从协同控制^[4]。

DFP 平台结构简单,放宽了对于反应飞轮组件的隔振要求,极大的降低了发射成本,简化了卫星结构。孔宪仁等^[5]建立了考虑音圈电机反电动势的 DFP 平台动力学建模,并利用 PID 控制进行了姿态指向仿真。唐永兴等^[6]利用螺旋理论建立了 DFP 航天器的相对动力学建模,利用对偶四元数建立的模型进行姿轨耦合控制,仿真结果验证了 DFP 航天器的隔振优势和姿态机动性能。

虽然 DFP 航天器可以很好的隔绝振动,但是支持模块始终需要跟随有效载荷模块进行姿态调整,由于支持模块存在柔性太阳能帆板,在位姿调整过程中会引起帆板振动,造成姿态运动和帆板振动之间的耦合^[7],支持模块按照传统的刚体卫星建模方法会出现未建模特征,尽管传统的 PD 控制结构简单,设计方便,但是其收敛速度慢,在姿态角速度急速变化时会引起帆板的剧烈振荡,进而影响支持模块的姿态稳定性,极易与有效载荷发生碰撞,综合来看,在考虑了太阳帆板柔性之后,传统的 PD 控制律已经不在合适,需要在保证系统稳定的前提下设计出鲁棒控制器。目前国内外对于 DFP 平台的研究大多是考虑 PM 和 SM 均为刚体的情况,未考虑太阳帆板带来的柔性影响,这与 DFP 在太空运行的实际情况有较大差距。

基于上述分析,本文针对 DFP 航天器 SM 的挠性附件不易控制的问题,建立了 SM 的刚柔耦合动力学模型和 PM 刚体动力学模型,对 PM 姿态采用传统的 PD 控制方式,对 SM 姿态采用 PD 鲁棒控制方式来提高在帆板振动影响下 SM 的姿态控制精度和系统的鲁棒性,最后根据 DFP 航天器在太空中运行的实际情况进行数值仿真,仿真结果表明 DFP 航天器非接触式结构可以保证有效载荷姿态的高稳定性,太阳能帆板对于支持模块的主从协同姿态调整具有较大影响,采用 PD 鲁棒控制方法可以有效降低太阳帆板扰动对 SM 姿态控制的影响,提升系统鲁棒性。

2 DFP 航天器动力学建模

DFP 航天器由有效载荷模块和支持模块和中间连接的 DFP 接口组成,通过非接触式作动器和非接触式传感器将两者连接起来,其中连接两者之间的柔性线缆和音圈电机引起的反电动势会造成两者产生相应的耦合作用。SM 两侧有柔性太阳帆板组件,DFP 航天器的结构如图 1 所示。

2.1 PM 模块姿态动力学

PM 的姿态动力学和传统的刚体航天器的姿轨动力学一致,PM 姿态动力学方程为

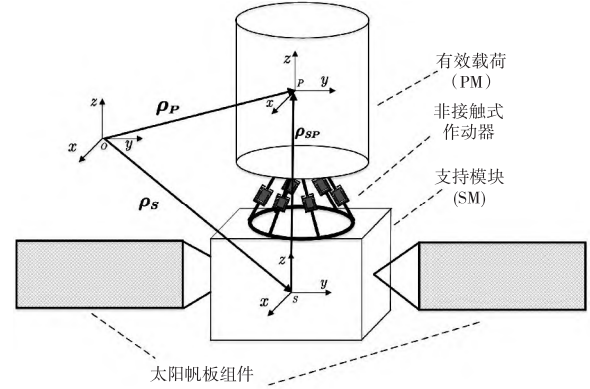


图 1 DFP 航天器结构图

$$I_p \dot{\omega}_p = -\omega_p \times I_p \omega_p + T_p \quad (1)$$

I_p 为 PM 的转动惯量矩阵; ω_p 为 PM 转动角速度在体坐标系下的表示; T_p 为 PM 所受力矩。设 PM 坐标系与惯量主轴坐标系重合,基于欧拉轴/角表示的姿态动力学模型为

$$\begin{cases} \dot{e}_p = \frac{1}{2} e_p^\times \left(I_p - e_p \times \cot \frac{\varphi_p}{2} \right) \omega_p \\ \dot{\varphi}_p = \frac{1}{2} e_p^T \omega_p \end{cases} \quad (2)$$

其中 e_p 表示 PM 欧拉旋转轴 φ_p 表示 PM 欧拉旋转角 $e_p^\times$ 表示 e_p 的反对称阵,在 $\varphi_p = 0$ 时会出现奇异性,引入姿态四元数的定义如下

$$q = [q_{0p} \quad q_{vp}^T]^T = \left[\cos \frac{\varphi_p}{2} \quad e_p^T \sin \frac{\varphi_p}{2} \right]^T \quad (3)$$

q_{0p} 表示欧拉旋转角, q_{vp}^T 表示欧拉旋转轴方向,基于姿态四元数姿态运动学模型可表示为

$$\begin{cases} \dot{q}_{0p} = -\frac{1}{2} q_{vp}^T \omega_p \\ \dot{q}_{vp} = \frac{1}{2} (q_{0p} I_p + q_{vp}^\times) \omega_p \end{cases} \quad (4)$$

2.2 SM 模块姿态动力学

SM 两侧带有挠性的太阳能帆板,在姿态调整过程中会产生振动,对姿态产生耦合影响。支持模块含活动部件和挠性附件其动力学方程为

$$I_s \dot{\omega}_s + \omega_s \times (I_s \omega_s) + C_{af1} \ddot{\eta}_{f1} = T_s \quad (5)$$

$$\ddot{q}_{f1} + 2\xi_f A_f \dot{q}_{f1} + (A_f)^2 q_{f1} + (C_{af1})^T \dot{\omega}_s = 0 \quad (6)$$

$$T_s = T_{sc} - (T_{a1} + \Delta T_{a1}) + T_{d2} + T_{d3} \quad (7)$$

I_s 为服务舱惯量矩阵; ω_s 支持模块在体坐标系下角速度; C_{af1} 分别为 Y 向太阳帆板振动对卫星中心体转动的耦合系数阵; $\dot{q}_{f1}$ 分别为 Y 向太阳帆板模态坐标; T_{sc} 为飞轮和 DFP 接口的综合控制力矩; T_{d2} 为飞轮动不平衡与挠性部件干扰力矩; T_{d3} 为外干扰力矩; A_f 为太阳帆板模态频率对角阵; ξ_f 为太阳帆板模态阻尼系数。

考虑到 DFP 航天器在运行过程中,支持模块始终跟随

有效载荷模块的姿态得出 SM 相对于 PM 的姿态角速度为

$$\omega_{SP} = \omega_s - {}^S_R \omega_P \quad (8)$$

其中 S_R 为 PM 体坐标系向 SM 体坐标系的转换矩阵,由 SM 相对于 PM 的姿态决定。对式(7)求导的相对角加速度为

$$\dot{\omega}_{SP} = \dot{\omega}_s - {}^S_R \dot{\omega}_P - {}^S_R \dot{\omega}_P \quad (9)$$

其中 ${}^S_R R = -\omega \times {}^S_R R$ 则可得

$$\dot{\omega}_{SP} = \dot{\omega}_s + (\omega \times {}^S_R R) \omega_P - {}^S_R \dot{\omega}_P \quad (10)$$

代入解得 SM 相对于 PM 的相对动力学模型为

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_{SP} = I_S^{-1} & \begin{bmatrix} T_s - C_{a\Omega} \ddot{\eta}_{\Omega} \\ -(\omega_{SP} \times {}^S_P R \omega_P) \\ \times I_S(\omega_{SP} + {}^S_P R \omega_P) \end{bmatrix} \\ & + (\omega_{SP} \times {}^S_P R) \omega_P - {}^S_P R [I_S^{-1} (T_P - \omega_P \times I_P \omega_P)] \end{aligned} \quad (11)$$

2.3 PM 和 SM 相对位置动力学建模

由于两模块之间协同姿态控制,非接触式作动器安装在两模块表面,在绕各自质心旋转的过程中可能会发生碰撞,因此建立相对位置动力学模型避免发生碰撞,设两舱之间的相对距离为 $\ddot{\rho}_{SP}$,假设卫星在较高轨道运行,不考虑重力梯度对于卫星动力学的影响,支持模块和有效载荷的相对位置动力学模型为:

$$\begin{aligned} \ddot{\rho}_{SP} = a_{PV} + a_{Pd} - a_{SV} - a_{Sd} - \\ 2\omega_0 \times \dot{\rho} - \dot{\omega}_0 \times \rho - \omega_0 \times (\omega_0 \times \rho) \end{aligned} \quad (12)$$

其中 ω_0 为轨道角速度其在惯性坐标系下的表示为 $\omega_0 = [0, 0, \omega_0]^T$ 。

2.4 DFP 航天器所受扰动分析

DFP 航天器在轨运行过程中会受到各种扰动的力矩作用,从一般情况来看一般以气动力矩、重力梯度力矩、太阳辐射力矩以及空间中产生的各种碰撞力矩为主。假设 DFP 航天器在高轨道运行其气动力矩可忽略。所受到主要为重力梯度力矩和磁干扰力矩,有效载荷模块和支持模块所受扰动力矩的综合表达为

$$\begin{cases} M_{dx} = 10^{-5}(3\cos \omega_0 t + 1) \\ M_{dy} = 10^{-5}(1.5\cos \omega_0 t + 3\cos \omega_0 t) \\ M_{dz} = 10^{-5}(3\sin \omega_0 t + 1) \end{cases} \quad (13)$$

SM 在运行过程中不仅仅受到环境力矩的影响,还会受到飞轮组件等高频振动的影响,设 SM 在 3 个方向上的飞轮正交安装,参数重合。则飞轮轴线和三个方向上的坐标轴重合。简化三个方向的飞轮振动的可以表示为

$$\begin{cases} T_{dx} = \sum_{k=1}^K C_k [\omega_x^2 \cos(h_k \omega_x t) + \omega_y^2 \cos(h_k \omega_y t)] \\ T_{dy} = \sum_{k=1}^K C_k [\omega_x^2 \cos(h_k \omega_x t) + \omega_z^2 \cos(h_k \omega_z t)] \\ T_{dz} = \sum_{k=1}^K C_k [\omega_y^2 \cos(h_k \omega_y t) + \omega_x^2 \cos(h_k \omega_x t)] \end{cases} \quad (14)$$

h_k 为第 k 个谐波频率与飞轮转速之比; K 为谐波数; ω_x ,

ω_y, ω_z 为三个方向上飞轮转速; C_k 为动静不平衡系数; T_{dx}, T_{dy} 和 T_{dz} 分别为 3 个方向上飞轮引起的干扰力矩。其具体参数见表 1。

表 1 干扰力矩数学模型参数

倍数 h_k	动静不平衡系数 $C_k / (\times 10^{-7} \cdot \text{N} \cdot \text{m} \cdot \text{s}^2 \cdot \text{rad}^{-2})$
1	2.2072
2	0.5553
3	0.2207
4	0.2216
4.42	0.4423

3 控制系统设计

DFP 系统采用三环控制方式其结构如图所示包括三个回路:PM 姿态控制回路、SM 和 PM 相对位置控制回路, SM 和 PM 相对姿态控制回路。其中保证 SM 的姿态始终跟随 PM 姿态,PM 的姿态控制和 SM 的相对姿态控制实现单向耦合,保证有效载荷的指向精度,其控制回路如图 2 所示。

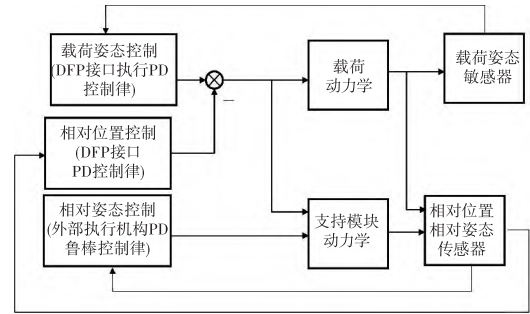


图 2 DFP 结构航天器控制结构

3.1 PM 姿态控制律

PM 和一般的单刚体卫星控制方法类似,将 PM 模块简化成单刚体卫星姿态控制,采用 PD 控制方式其控制律如下

$$u_{PA} = K_{PP}(q_0 - q_p) + K_{PD}(\dot{q}_0 - \dot{q}_p) \quad (15)$$

其中 u_{PA} 为有效载荷姿态控制律输入; K_{PD} 和 K_{PP} 为控制器的比例微分系数矩阵; $\dot{q}_0$ 和 q_0 为期望四元数和期望四元数导数; $\dot{q}_p$ 和 q_p 为有效载荷实际姿态四元数和实际姿态四元数导数。

3.2 SM 相对姿态控制律

由于 SM 上挠性附件的振动与 SM 的姿态机动相互影响。采用传统的 PD 控制方式可能会造成支持模块的控制系统失稳,因此为保证整体系统稳定性采用 PD 鲁棒控制策略对其进行姿态控制,控制律为

$$\begin{aligned} u_{SA} = a - F_p - I_s * k_s * (\dot{q}_{vp} - \dot{q}_{vs}) \\ - h * (\delta + \beta * \text{sign}(\delta)) \end{aligned} \quad (16)$$

其中 u_{SA} 为支持模块相对姿态控制律输入; $\delta = k_s(q_{vp} - q_{vs}) + \omega_{SP}, F_p = \gamma \delta a = \omega_{SP} \times I_S \omega_{SP} k_s, \gamma, h$ 和 β 为控制器的系数矩阵; q_{vp}

和 q_{ts} 为 SM 实际姿态角和实际姿态角速度。鲁棒控制项 $h * (\delta + \beta * \text{sign}(\delta))$ 。

3.3 SM 和 PM 相对位置控制律

$$u_{sd} = K_{SXD} \dot{\rho}_{SP} + K_{SXP} \rho_{SP} \quad (17)$$

其中 u_{sd} 为 SM 相对位置控制律输入; K_{SXD} 和 K_{SXP} 为控制器的比例微分系数矩阵; $\dot{\rho}_{SP}$ 和 ρ_{SP} 分别为大地坐标系下相对位置速度和矢量。

4 数值仿真验证及结果分析

设置仿真参数初始姿态 $q_P = [1000]^T, q_S = [1000]^T, \rho_{SP0} = [0.02, 0.2, -0.6] \text{ mm}$, 相对于太阳能帆板来说, 影响较小的因素在仿真中忽略, 仿真时间 1000s, DFP 航天器结构参数见表 2。

表 2 DFP 航天器结构参数

参数名称	参数值
SM 整体质量 m_s	35kg
SM 整体转动惯量 I_s	$\text{diag}[15, 15, 15] \text{ kg} \cdot \text{m}^2$
PM 质量 m_p	95kg
PM 整体转动惯量 I_p	$\text{diag}[34, 35, 36] \text{ kg} \cdot \text{m}^2$
接口最大输出力 F_{max}	10N
接口最大输出力矩 M_{max}	$2\text{N} \cdot \text{m}$

根据文献[8]取 SM 太阳能帆板的前六阶模态频率为 $\Lambda = \text{diag}\{0.28, 2.06, 2.39, 2.76, 6.08, 7.46\} \text{ Hz}$

SM 太阳能帆板的耦合系数为

$$C_{af} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -2.19 & 0 & 0 & 0.81 \\ 0 & 5.93 & 0 & 0 & 3.2 & 0 \\ 23.66 & 0 & 0 & -24.98 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

模态阻尼矩阵为:

$$\xi = \text{diag}\{0.01, 0.01, 0.01, 0.01, 0.01, 0.01\}$$

模态坐标初值为: $\eta = [0, 0, 0, 0, 0, 0]^T \text{ mm}$

控制参数见表 3。

表 3 控制系统参数

参数名称	参数值
PM 姿态控制律	$K_{PP} = [36.4 \quad 45.4 \quad 91]^T$ $K_{PD} = [37.4 \quad 23.5 \quad 94]^T$
相对姿态控制律	$K_S = [2 \quad 2 \quad 2]^T, h_s = [1 \quad 1 \quad 1]^T$ $\beta = [0.008 \quad 0.008 \quad 0.008]^T$ $\gamma = [0.01 \quad 0.01 \quad 0.01]^T$
相对位置控制律	$K_{SXP} = [1000 \quad 1000 \quad 1000]^T$ $K_{SXD} = [250 \quad 250 \quad 250]^T$

由图 3 和图 4 可知, 在航天器定向工作时 PM 和 SM 分别采用 PD 控制方式, DFP 平台的非接触式结构有效的隔绝了 SM 到 PM 模块的振动, PM 模块的指向精度可以达到 10^{-6} 度, SM 的指向精度为 10^{-4} 度, 飞轮所引起的高频扰动不会影

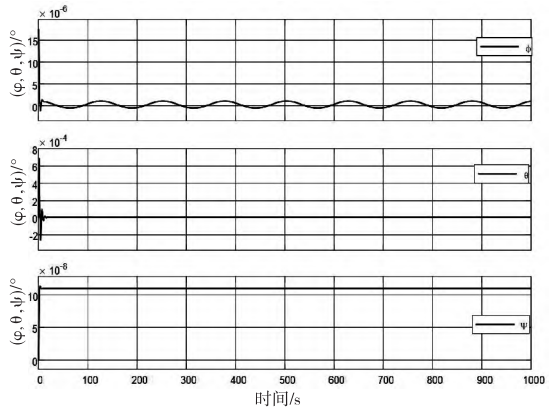


图 3 无帆板扰动下 PM 定向工作姿态变化图

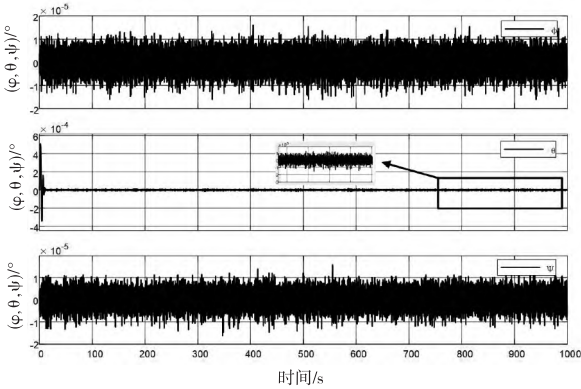


图 4 无帆板扰动下 SM 定向工作姿态变化图

响到 PM 模块的指向精度。此外结合图 9 可知 PM 和 SM 之间的相对位置在合理范围内不会发生碰撞。

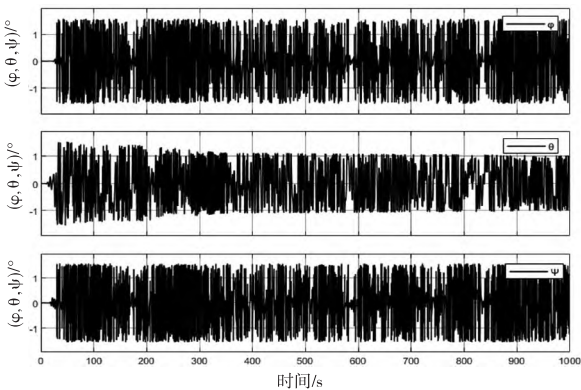


图 5 帆板扰动 PD 控制 SM 定向工作姿态变化

结合图 4 和图 5 进行对比分析, 分别表示 SM 有无太阳能帆板柔性影响对于 PM 和 SM 姿态变化的影响, 在引入太阳能帆板的影响之后, PM 的姿态变化由于 DFP 接口的作用姿态的稳定性和无帆板条件下几乎一致, 采用 PD 控制时, SM 的姿态发生了很大变化, 定向工作时指向精度为 1.5 度, 相比

于无帆板状态下下降了 4 个数量级,指向精度过差容易导致支持模块的姿态控制失控,对航天器造成毁灭性的后果。

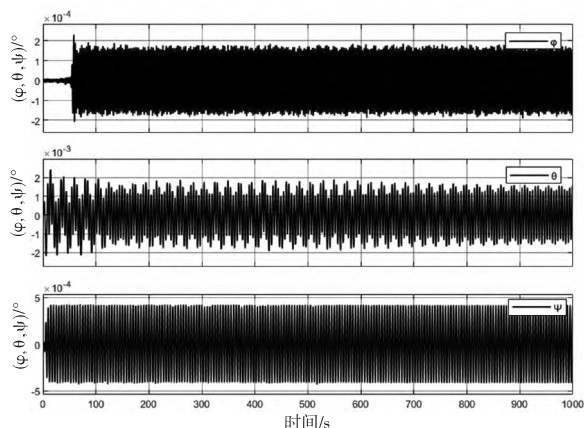


图 6 帆板扰动 PD 鲁棒控制 SM 定向工作姿态变化

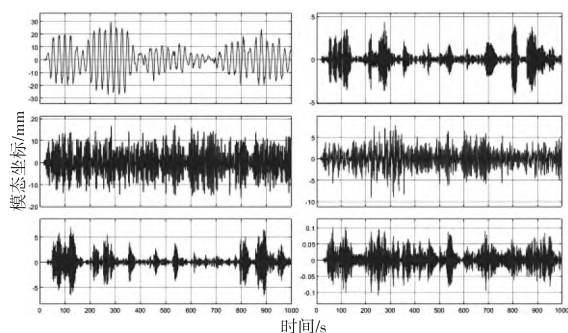


图 7 PD 控制太阳帆板模态变化图

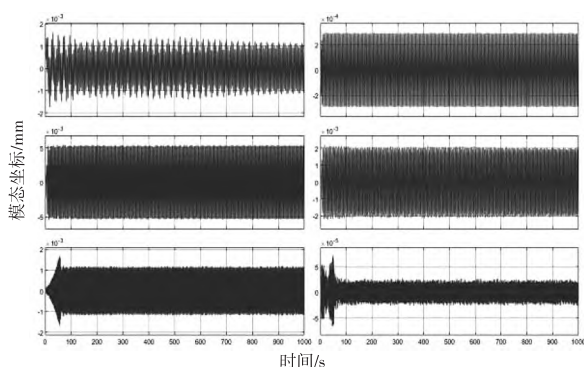


图 8 PD 鲁棒控制太阳帆板模态变化图

图 6 表示 SM 在有帆板状态下采用 PD 鲁棒控制方式姿态变化情况,结合图 5 对比分析,采用 PD 鲁棒控制后,SM 的稳定性得到了很明显的提升,指向精度达到了 10^{-3} 度,太阳帆板引起的振动对姿态的影响显著降低,说明了 PD 鲁棒控制对于 SM 姿态稳定具有良好的作用,在没有太阳帆板的影响时 SM 受到飞轮高频振动的也得到了一定的抑制,指向精度提升了一个数量级。

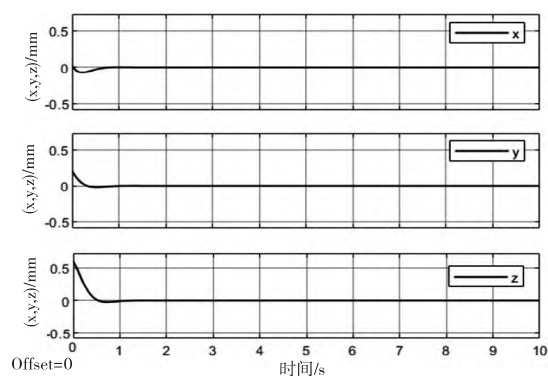


图 9 PM 和 SM 相对位置

图 7 和图 8 表示 PD 控制和 PD 鲁棒控制下,SM 太阳帆板振动模式变化图,由图 7 可知在 PD 控制条件下太阳帆板的一阶模态最高可以达到 20mm,SM 的姿态调整造成了帆板的剧烈振动,帆板的剧烈振动对 SM 的姿态调整产生耦合作用产生影响,造成了 SM 的姿态剧烈振动。在采用 PD 鲁棒控制的情况下帆板的振动得到了有效抑制,对于支持模块的调整更加缓和,减小了太阳帆板的振动提升了 SM 的姿态稳定性。

5 结论

本文针对 DFP 航天器,分析了太阳帆板对于 SM 的姿态影响,建立了 PM 刚体动力学模型,SM 刚柔耦合动力学模型,为解决帆板扰动的影响,基于 PD 控制方法和鲁棒 PD 控制方法设计了 DFP 航天器的控制系统,考虑到太空环境的力矩扰动和飞轮组件的振动对于姿态控制的影响,对在定向工作状态时,PM 和 SM 的姿态在几种典型状态下进行数值仿真,分析了有无帆板以及不同控制方式对于 SM 姿态控制的影响。仿真结果表明太阳帆板对于 SM 的姿态有较大影响,采用 PD 鲁棒控制方式可以有效提升 SM 的姿态稳定性,对于 DFP 航天器姿态稳定研究具有重要意义。此外仿真结果进一步验证了 DFP 航天器具有优越的隔振性能。

参考文献:

- [1] 杨鸿杰,刘磊,李新国. 超静空间科学卫星分离式主动隔振技术[J]. 中国空间科学技术, 2021,41(4):102.
- [2] Nordt A, Dewell L, Zeledon R, et al. Non-contact vibration isolation technology demonstration on a CubeSat[C]. Space Telescopes and Instrumentation 2020: Optical, Infrared, and Millimeter Wave. International Society for Optics and Photonics, 2020, 11443:1144332.
- [3] Yang H, Liu L, Liu Y, et al. Modeling and Micro-vibration Control of Flexible Cable for Disturbance-Free Payload Spacecraft[J]. Microgravity Science and Technology, 2021,33(4):1-16.
- [4] 我国首颗太阳探测科学技术试验卫星“羲和号”成功发射[J]. 仪器仪表用户, 2021,28(11):108. (下转第 119 页)

可以看出迎角和减缩频率影响着迟滞环的形状和大小。

3)大迎角动态失速过程中,随着迎角的增大在前缘产生脱体涡,并随着上仰运动逐渐发展直至脱落,气流完全分离,导致升力骤降,低头力矩急剧上升。在迎角下俯到一定值时,气流会在前缘再附。气流分离与再附着非定常效应导致翼型振荡过程中升力不对称,产生迟滞效应。

参考文献:

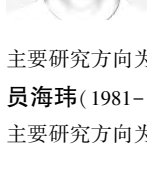
- [1] 宗涛. 风力机翼型动态失速的数值模拟[J]. 湖北电力, 2017(04):50-54.
- [2] Gangwani S T. Synthesized airfoil data method for prediction of dynamic stall and unsteady airloads[J]. vertica, 1983.
- [3] McAlister K, Lambert O and Petot D. Application of the ONERA model of dynamic stall[J]. NASA Technical Paper 2399, 1984.
- [4] Leishman J G, Beddoes T S. A Semi-Empirical Model for Dynamic Stall[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1989, 34(3):3-17.
- [5] Badcock K J, Gaitonde A L. An unstructured implicit moving mesh method for the two-dimensional unsteady N-S equations[J]. International Journal for Numerical Methods in Fluids, 1996, 23(6):607-631.
- [6] Dubuc L, Cantariti F, Woodgate M, et al. A grid deformation technique for unsteady flow computations[J]. International Journal for Numerical Methods in Fluids, 2000, 32(3):285-311.
- [7] 王军利. 基于非结构网格的非定常气动力计算[D]. 西北工业大学, 2005.
- [8] 张兵, 韩景龙. 带旋转修正的弹簧-TFI 混合网格方法[J]. 航空学报, 2011, 32(10):1815-1823.
- [9] 满洪海, 杜刚, 陈江. 风力机翼型动态失速数值模拟[J]. 太阳能学报, 2012, 33(10):1641-1647.
- [10] 雷延生, 周正贵. 风力机振荡翼型动态失速特性的 CFD 研究[J]. 太阳能学报, 2010, 31(3):367-372.
- [11] 徐敏, 安校民, 康伟. 现代计算气动弹性力学[M]. 北京: 国防工业出版社, 2016.
- [12] 张兵. 高超声速多场耦合及其 GPU 计算加速技术研究[D]. 南京航空航天大学, 2011.
- [13] 赵国庆, 招启军, 王清. 旋翼翼型非定常动态失速特性的 CFD 模拟及参数分析[J]. 空气动力学学报, 2015, 33(1):72-81.
- [14] 阎超. 计算流体力学方法及应用[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.
- [15] Martinat G, Braza M, Hoarau Y, et al. Turbulence modeling of the flow past a pitching NACA0012 airfoil at 10^5 and 10^6 Reynolds numbers[J]. Journal of Fluids and Structures, 2008, 24(8):1294-1303.
- [16] 水鸿寿. 一维流体力学差分方法[M]. 北京: 国防工业出版社, 1998.
- [17] McAlister K W, Pucci S L, McCroskey W J, et al. An experimental study of dynamic stall on advanced airfoil section. Volume 2: Pressure and force data[J]. Nasa Tm, 1982.
- [18] Guilmineau E, Piquet J, Queutey P. Un-Steady Two-dimensional Turbulent Viscous Flow Past Aerofoils[J]. International Journal for Numerical Methods in Fluids, 1997, 25(3):315-366.
- [19] 欧阳炎, 寇西平, 郭洪涛, 杨智春. 带连续变弯度后缘操纵面机翼的动态失速减缓[J]. 航空工程进展, 2021, 12(6):39-49.

[作者简介]



张团元(1995-), 男(汉族), 山东聊城人, 硕士生, 主要研究方向为计算流体力学。

夏润泽(1990-), 男(汉族), 辽宁大连人, 讲师, 主要研究方向为飞行安全。



刘书岩(1979-), 男(汉族), 山东蓬莱人, 副教授, 主要研究方向为航空装备保障。

员海玮(1981-), 男(汉族), 江苏南京人, 副教授, 硕士研究生导师, 主要研究方向为气动弹性力学、流固耦合、结构动力学。

(上接第 86 页)

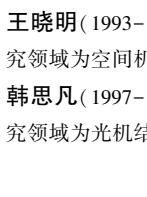
- [5] 孔宪仁, 武晨, 刘源, 等. 无扰载荷航天器相对运动动力学建模[J]. 宇航学报, 2017, 38(11):1139-1146.
- [6] 唐永兴, 朱战霞. 基于螺旋理论的 DFP 隔振航天器相对运动动力学建模与姿轨耦合控制[J]. 西北工业大学学报, 2019, (4): 673-681.
- [7] 朱卫兵, 张宪亮, 吴限德, 宋婷. 挠性航天器姿轨一体化动力学建模[C]. 2021 年无人系统高峰论坛论文集, 2021:100-103
- [8] 刘向东, 方应龙, 陈振. 基于 ADAMS 与 MATLAB 的挠性卫星的建模与姿态控制[J]. 系统仿真学报, 2009, 21(2):590-593, 598.

[作者简介]



徐安鹏(1998-), 男(汉族), 河北省承德市人, 硕士研究生, 主要研究领域为航天器姿态控制, 微振动主动控制。

徐振邦(1982-), 男(蒙古族), 内蒙古自治区通辽市人, 研究员, 博士研究生导师, 主要研究领域为空间智能机器人, 振动主被动控制。



王晓明(1993-), 女(满族), 吉林省集安市人, 助理研究员, 主要研究领域为空间机器人力学建模与仿真分析。

韩思凡(1997-), 男(汉族), 河南省周口市人, 硕士研究生, 主要研究领域为光机结构设计, 力学仿真。