

# 空间可展薄膜平面结构的动力学建模及在轨参数辨识研究\*

张华<sup>1,2†</sup> 刘汉武<sup>1,2</sup> 蔡国平<sup>3</sup> 彭福军<sup>1,2</sup>

(1.上海宇航系统工程研究所,上海 201109)(2.上海市空间飞行器机构重点实验室,上海 201108)

(3.上海交通大学 工程力学系,海洋工程国家重点实验室,上海 200240)

**摘要** 大尺度薄膜结构平面天线由于轻质、超柔特点,其动力学性能参数较为复杂.为掌握其在轨结构动力学特性,基于温度-结构预应力导入方法建立了大型空间可展薄膜结构的动力学模型,分析了可展薄膜结构的动力学特性.通过建立的动力学模型,采用特征系统实现算法(ERA)对薄膜结构平面天线的模态参数在轨辨识进行研究.辨识结果与仿真分析结果对比表明,ERA方法可以有效辨识薄膜结构平面天线的低阶固有模态,为其工程化实施奠定了理论研究基础.

**关键词** 薄膜结构, 平面天线, 动力学仿真, 参数辨识

中图分类号:O326

文献标志码:A

## 引言

薄膜与桁架的组合结构<sup>[1,2]</sup>作为空间可展结构的一种重要结构形式,具有质量轻、尺寸大、构型灵活多样、便于调节等优点,在航天器太阳翼、天线等柔性附件方面有广泛应用<sup>[3,4]</sup>,例如 DLR 和 ESA 研制的 P 波段 SAR 天线尺寸达到 18m×4.3m,美国 DARPA 研制的 ISAT 超大型薄膜天线展开尺度达到 100m 并于 2010 年通过飞行演示验证.由于采用薄膜预张力与桁架组合装配设计,其动力学性能极为复杂,而动力学性能参数对其在轨稳定度的控制具有重要影响<sup>[5]</sup>,获取其动力学性能参数为航天器控制系统提供输入变得至关重要.由于地面重力、空气阻尼对薄膜结构的影响,采用地面试验测试获取薄膜结构的动力学性能参数变得极为困难甚至不可行,因此利用动力学开展建模分析、模态参数在轨辨识研究,通过航天器空间真实响应数据采用一定的参数辨识技术来获得其较为真实的模态参数,以评估薄膜结构的动力学性能,成为解决该问题的有效途径之一.已有学者对可展薄膜结构开展了相关动力学分析研究:Hu<sup>[6]</sup>基于整体薄膜结构模

型研究发现空气对预应力薄膜结构动态特性有着显著影响;Liu 等<sup>[7]</sup>研究了几何参数对薄膜基频的影响,薄膜结构模态随花边圆心角增大而提高.由于薄膜结构平面超柔性、大尺度、弱阻尼特点,整体结构的固有模态低且密集,给参数辨识带来很大困难.国外相关机构在模态在轨辨识方面做过较多实验验证,如美国 NASA 利用反作用轮激励、陀螺输出,在频域内获取哈勃望远镜在轨模态参数<sup>[8]</sup>;国际空间站上曾经开展了 5 次模态参数的在轨辨识试验<sup>[9]</sup>;日本 NASDA 于 1995–1996 年对工程试验卫星-6(ETS-VI)进行了挠性参数的在轨辨识工作<sup>[10]</sup>,并于 2006 年对 ETS-VIII 采用时域法再次进行模态参数辨识;俄罗斯和平号空间站总共进行了一年时间的在轨模态试验<sup>[11]</sup>.然而,上述相关研究多集中在太阳电池翼方面,对于含预紧张力的薄膜结构平面天线这类航天器柔性附件少有报道.

本文对薄膜结构平面天线开展动力学建模及分析,以某航天器实际在轨飞行激励数据作为激励,施加于所建立的动力学模型以获取薄膜结构的多点响应,基于输入输出数据,采用特征系统实现方法(ERA)辨识薄膜结构的动力学参数.通过辨识

2020-11-08 收到第 1 稿,2021-03-22 收到修改稿.

\* 国家重点研发计划资助(2016YFB0201604)

† 通信作者 E-mail: Ases\_Zhang@163.com

结果与仿真结果对比分析,结果表明ERA方法可有效地辨识出薄膜结构平面天线的低阶固有频率和模态,为未来工程化应用奠定基础.

## 1 几何描述

### 1.1 结构组成

天线结构模型主要包括:薄膜阵面、支撑桁架、拉索、张拉机构及形状控制机构等,构型示意图见图1所示.薄膜阵面边沿设计为悬链拉索,可展开支撑桁架包括豆芽杆、豆芽杆展开机构、张力撑杆和端杆.豆芽杆为应变能柔性杆,在薄膜结构展开状态下满足一定的刚度、屈曲载荷要求,其截面呈“Ω”形状,它与端杆固连组成薄膜结构的支撑框架,豆芽杆收拢时处于压扁卷曲状态,展开时则依靠自身弹性应变能从扁平状态恢复为自然管形状态.张力撑杆通过搭接装置套在两组平行的豆芽杆上,可相对豆芽杆平移滑动,其上固定有张拉机构和形状调节机构,每一个张紧点布置一根张力撑杆,相比豆芽杆而言,张力撑杆具有较大的抗拉压、弯曲刚度,用于实现阵面张紧和面外位置调整.薄膜阵面是天线的核心结构部件,展开后由于张紧点的拉力作用,其边缘为抛物线悬索形态,纵向13跨,横向4跨.薄膜阵面为柔性材料,抗弯刚度小,不能受压,依靠张拉机构可以改变膜面预应力水平,从而改变膜面刚度.膜面张紧后,张力撑杆承受张拉机构的反作用力,确保预应力不传递至豆芽杆.

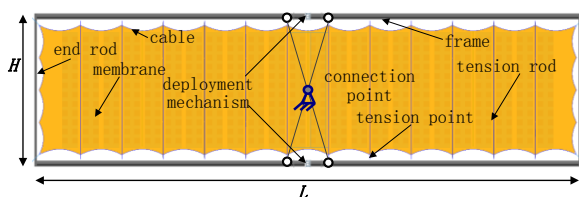


图1 薄膜可展结构构型示意图

Fig.1 Membrane structure frame figure

### 1.2 材料属性

豆芽杆采用碳纤维/环氧复合材料,截面形状及铺层设计见图2所示,单层厚度0.04mm.端杆及张力撑杆为铝合金材料,其中端杆为矩形截面,张力撑杆为管形截面.薄膜阵面采用玻纤/PI复合膜,厚度为0.5mm.拉索为Φ1mm圆截面Kevlar纤维,设计张紧力10~60N.

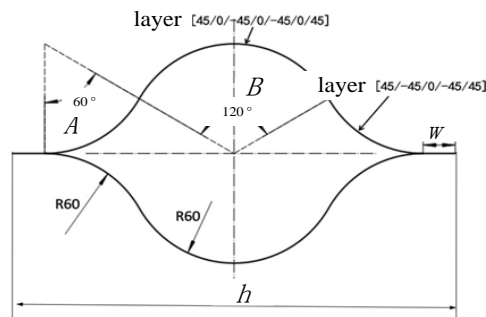


图2 应变能支撑桁架截面尺寸及铺层

Fig.2 Truss's section dimension and material ply

表1 材料性能参数(常温)

Table 1 Material performance parameter

Mat	(g/cm <sup>3</sup> )	E(GPa)	μ	G <sub>12</sub> (GPa)
T600	1.60	120(L) 6.0(H)	0.30	2.5
Al	2.70	69	0.30	-
PI	1.50	6.0	0.30	-
Kevlar	1.44	133	0.36	-

## 2 动力学模型及分析结果

### 2.1 平衡方程

通过虚位移原理导出的薄膜结构有限元基本方程<sup>[12]</sup>为:

$${}^t\mathbf{K}_L \mathbf{U} + {}^t\mathbf{K}_N \mathbf{U} = {}^{t+\Delta t}\mathbf{R} + {}^t\mathbf{F} \quad (1)$$

式中:  ${}^t\mathbf{K}_L$  为线性刚度矩阵;  ${}^t\mathbf{K}_N$  为非线性刚度矩阵;  $\mathbf{U}$  为  $t$  时刻单元节点位移增量矩阵;  ${}^{t+\Delta t}\mathbf{R}$  为  $t + \Delta t$  时刻的单元等效节点荷载向量;  ${}^t\mathbf{F}$  为  $t$  时刻的单元等效节点力向量. 各矩阵分别表示为:

$${}^t\mathbf{K}_L^e = \int_V {}^t\mathbf{B}^T {}^t\mathbf{D} {}^t\mathbf{B} dV \quad (2)$$

$${}^t\mathbf{K}_N^e = \int_V {}^t\mathbf{G}^T {}^t\mathbf{M} {}^t\mathbf{G} dV \quad (3)$$

$${}^{t+\Delta t}\mathbf{R}^e = \int_V \mathbf{N}^T {}^{t+\Delta t}\mathbf{f} dV + \int_S \mathbf{N}^T {}^{t+\Delta t}\mathbf{s} dS - \mathbf{N}^T {}^{t+\Delta t}\mathbf{q} \quad (4)$$

$${}^t\mathbf{F}^e = \int_V {}^t\mathbf{B}^T {}^t\boldsymbol{\tau} dV \quad (5)$$

式中:  ${}^t\mathbf{B}$  为线性应变位移转换矩阵;  $\mathbf{D}$  是材料本构关系矩阵;  ${}^{t+\Delta t}\mathbf{f}$ ,  ${}^{t+\Delta t}\mathbf{s}$ ,  ${}^{t+\Delta t}\mathbf{q}$  分别为  $t + \Delta t$  刻作用在单元上的体力、面力和作用在结点上的集中力;  ${}^t\boldsymbol{\tau}$ ,  ${}^t\mathbf{M}$  分别为  $t$  时刻的单元柯西应力向量和相应的柯西应力矩阵;  $\mathbf{N}$  为单元形函数矩阵.

模拟薄膜预张力可通过在相应结构单元上施加温度梯度载荷来实现. 结构由于温度的变化,其应变为:

$$\varepsilon_0 = \alpha(T_i - T_0) \quad (6)$$

其中,  $\alpha$  为材料的热膨胀系数;  $T_i$  为结构的稳态或瞬态温度场;  $T_0$  为结构的初始温度场。

由温度应变引起的结构温度荷载向量可表达为:

$${}^i\mathbf{F}_{\varepsilon_0} = \int_V {}^i\mathbf{B}^T {}^i\mathbf{D}_i \varepsilon_0 dV \quad (7)$$

薄膜结构在温度作用下的有限元方程需在式(1)右端包含一项以温度应变形式表达的温度荷载:

$${}^i\mathbf{K}_{L_i}\mathbf{U} + {}^i\mathbf{K}_{N_i}\mathbf{U} = {}^i\mathbf{R} + {}^i\mathbf{F}_e + {}^i\mathbf{F} \quad (8)$$

因此, 给定参考温度  $T_0$ , 同时施加外荷载温度  $T_i$ , 即可实现初始预应力的导入, 同时在支撑桁架、薄膜

结构、张拉机构等共同作用下保持初始状态平衡。

### 2.2 边界条件

张力撑杆、展开机构、端杆等可展薄膜结构各个零件之间的连接, 采用耦合自由度的方式实现位移边界协调。薄膜阵面与拉索、张力撑杆之间的采用梁索单元实现连接, 以便施加预紧载荷, 实现预紧力边界可连续。薄膜阵面本体采用膜单元, 承受单向拉伸及面内剪切。有限元模型见图 3 所示。

薄膜阵面结构各位置张紧力见表 2, 三个方向的张紧力并不完全一致。依据式(6)~式(8), 为模拟张紧力大小, 给定参考温度  $0^\circ\text{C}$ , 同时依据不同位置方向的张紧力大小及材料线膨胀系数, 施加不同的外载温度。

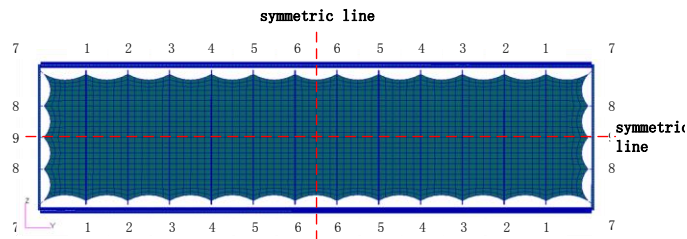


图 3 薄膜可展结构有限元模型及张紧点标示图

Fig. 3 Membrane structure finite element model and pre-force point

表 2 薄膜阵面结构张紧力分布

Table 2 Membrane Structure pre-force

Location	Long-side (1/2/3/4/5/6)	Short-side (8/9)	Corner (7)
Pre-force	18.6N	11.5 N	29.6 N

### 2.3 分析结果

由表 1 材料特性及式(6)可计算出温度载荷, 将该温度载荷施加于有限元模型即可实现膜面张紧, 图 4 为每个张紧点的张紧拉力, 与表 2 中的数据吻合, 说明模型中的温度等效合理有效。根据薄膜结构固支约束边界及张紧拉力, 可计算出薄膜结构的主要频率及振型(前 6 阶见图 5)。系统前 80 阶固有频率均小于 1Hz, 且大多为薄膜阵面的局部模态, 属典型低频、密集结构。

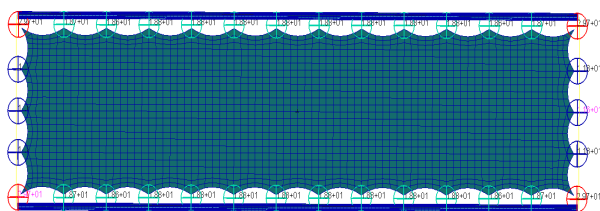


图 4 薄膜结构张紧拉力(N)

Fig. 4 Membrane structure pre-force(N)

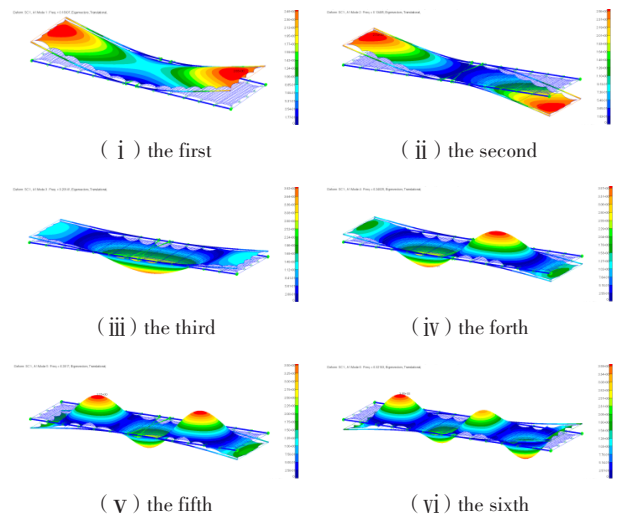


图 5 薄膜结构前六阶频率及振型

Fig. 5 Membrane structure vibration modes

### 3 参数辨识算法

本文基于特征系统实现算法(ERA)进行模态参数辨识, ERA 是一种时域模态参数识别算法, 利用系统的脉冲响应数据构造 Hankel 分块矩阵, 并对其进行奇异值分解, 从而求得系统的低维模型实现。将薄膜结构平面天线系统离散为含差分形式的



状态方程<sup>[13,14]</sup>:

$$\begin{cases} \mathbf{x}(k+1) = \mathbf{A}\mathbf{x}(k) + \mathbf{B}\mathbf{u}(k) \\ \mathbf{y}(k) = \mathbf{C}\mathbf{x}(k) + \mathbf{D}\mathbf{u}(k) \end{cases} \quad (9)$$

其中,  $\mathbf{x} \in \mathbf{R}^{n \times 1}$  为状态向量,  $\mathbf{u} \in \mathbf{R}^{d \times 1}$  为输入向量,  $d$  为输入通道数,  $\mathbf{y} \in \mathbf{R}^{q \times 1}$  为输出向量,  $q$  为输出通道数.  $\mathbf{A}, \mathbf{B}, \mathbf{C}, \mathbf{D}$  分别为状态矩阵、系统输入矩阵、状态观测矩阵及输入观测矩阵. 构造如下  $(s+1) \times (l+1)$  块 Hankel 分块矩阵:

$$\mathbf{H}(\tau) = \begin{bmatrix} Y_\tau & Y_{\tau+1} & \cdots & Y_{\tau+l} \\ Y_{\tau+1} & Y_{\tau+2} & \cdots & Y_{\tau+l} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ Y_{\tau+s} & Y_{\tau+s+1} & \cdots & Y_{\tau+s+l} \end{bmatrix} \quad (10)$$

其中,  $\mathbf{Y} = [\mathbf{y}(0) \ \mathbf{y}(1) \ \mathbf{y}(2) \ \cdots \ \mathbf{y}(d-1)]$  为系统输出向量构成的  $q \times d$  维矩阵,  $d$  和  $q$  越大, ERA 算法的精度越高, 但运算规模也随之增大. 将  $\mathbf{H}(\tau)$  写成如下形式:

$$\mathbf{H}(\tau) = \bar{\mathbf{V}}_s \mathbf{A}^s \bar{\mathbf{W}}_l \quad (11)$$

其中:  $\bar{\mathbf{V}}_s = [\mathbf{C}^T \ (\mathbf{C}\mathbf{A})^T \ (\mathbf{C}\mathbf{A}^2)^T \ \cdots \ (\mathbf{C}\mathbf{A}^s)^T]^T$ ;  $\bar{\mathbf{W}}_l = [\mathbf{B} \ \mathbf{A}\mathbf{B} \ \mathbf{A}^2\mathbf{B} \ \cdots \ \mathbf{A}^{l-1}\mathbf{B}]$ ,  $\bar{\mathbf{V}}_s, \bar{\mathbf{W}}_l$  分别为系统的可观和可控矩阵. 对  $\mathbf{H}(0)$  进行奇异特征值分解:

$$\mathbf{H}(0) = \mathbf{L}\mathbf{A}\mathbf{R}^T \quad (12)$$

其中  $\mathbf{L}, \mathbf{R}$  为酉阵,  $\mathbf{A}$  为奇异值对角阵, 即:

$$\mathbf{A} = \text{diag}(\lambda_1, \lambda_2, \cdots, \lambda_r, \lambda_{r+1}, \cdots) \quad (13)$$

其中  $\lambda_1 \geq \lambda_2 \geq \cdots \geq \lambda_r \geq \lambda_{r+1} \geq \cdots \geq 0$ .

设定阈值  $\varepsilon$ , 由式(8)可确定系统的最小实现阶数  $n'$ .

$$\frac{\lambda_{n'}}{\lambda_1} > \varepsilon, \quad \frac{\lambda_{n'+1}}{\lambda_1} \leq \varepsilon \quad (14)$$

系统的最小实现  $(\mathbf{A}', \mathbf{B}', \mathbf{C}', \mathbf{D}')$  可以确定如下:

$$\mathbf{A}' = \mathbf{A}_{n'}^{-1/2} \mathbf{L}_n^T \mathbf{H}(1) \mathbf{R}_n \mathbf{A}_{n'}^{-1/2} \quad (15)$$

$$\mathbf{B}' = \mathbf{A}_{n'}^{-1/2} \mathbf{R}_n^T \mathbf{E}_d^T \quad (16)$$

$$\mathbf{C}' = \mathbf{E}_q \mathbf{L}_{n'} \mathbf{A}_{n'}^{1/2} \quad (17)$$

$$\mathbf{D}' = \mathbf{Y}(0) \quad (18)$$

其中:  $\mathbf{E}_d = [\mathbf{I}_d \ 0_d \ \cdots \ 0_d]$ ,  $\mathbf{E}_q = [\mathbf{I}_q \ 0_q \ \cdots \ 0_q]$ .

设矩阵  $\mathbf{A}'$  的特征值矩阵为  $\mathbf{Z}$ , 特征向量为  $\boldsymbol{\psi}$ , 则有:

$$\boldsymbol{\psi}^{-1} \mathbf{A}' \boldsymbol{\psi} = \mathbf{Z}, \quad \mathbf{Z} = \text{diag}(z_1, z_2, \cdots, z_r) \quad (19)$$

依据振动理论可解得:

$$z_i = \exp(-\xi_i \omega_i \Delta t \pm j \omega_i \sqrt{1 - \xi_i^2} \Delta t), \quad j = \sqrt{-1} \quad (20)$$

其中,  $\omega_i$  和  $\xi_i$  分别为动力学系统的无阻尼固有频率和阻尼比,  $\Delta t$  为采样周期. 令:

$$\lambda_i = \ln z_i / \Delta t \quad (21)$$

由此可解出系统的模态参数:

$$\omega_i = \sqrt{\text{Re}(\lambda_i)^2 + \text{Im}(\lambda_i)^2} \quad (22)$$

$$\xi_i = \text{abs}(z_i^{\text{Re}}) / \omega_i \quad (23)$$

模态矩阵(振型矩阵)  $\boldsymbol{\varphi}$  可表示如下:

$$\boldsymbol{\varphi} = \mathbf{C}' \boldsymbol{\psi} \quad (24)$$

上述辨识过程的前提假设是输入为脉冲响应数据, 而航天器在轨运行时处于工作状态, 脉冲响应很难测量, 这使得参数辨识受到很大局限, 由此可引入观测器/Kalman 滤波辨识算法(OKID). 将式(9)改写为:

$$\begin{cases} \mathbf{x}(k+1) = \bar{\mathbf{A}}\mathbf{x}(k) + \bar{\mathbf{B}}\mathbf{u}(k) \\ \mathbf{y}(k) = \mathbf{C}\mathbf{x}(k) + \mathbf{D}\mathbf{u}(k) \end{cases} \quad (25)$$

其中

$$\bar{\mathbf{A}} = \mathbf{A} + \mathbf{M}\mathbf{C}, \quad \bar{\mathbf{B}} = [\mathbf{B}, -\mathbf{M}], \quad \mathbf{v}(k) = [\mathbf{u}(k) \ \mathbf{y}(k)]^T$$

其中,  $\mathbf{M}$  为观测器矩阵, 在上述空间表达形式下, 利用输入输出数据计算观测器 Markov 参数, 再根据观测器 Markov 参数计算系统 Markov 参数, 最后在利用 ERA 方法即可辨识出系统的动力学参数.

## 4 数值仿真及辨识

在对可展薄膜平面结构进行动力学参数辨识之前, 先以一个经过地面试验验证, 且经动力学模型修正的太阳电池翼结构为对象开展固有频率的辨识仿真, 以此验证 ERA 方法的有效性.

### 4.1 太阳电池翼结构参数辨识

太阳电池翼尺寸长 5.4m, 宽 1.17m, 总质量 22.6kg. 太阳翼基板为铝蜂窝结构, 面板为碳纤维网格结构, 基板之间采用铰链锁定机构连接, 以此保证太阳翼在轨平面度和刚度要求. 在太阳翼基板的每个角点及中轴线布置响应采集点共计 18 个, 采样频率为 1000Hz, 与星本体连接点施加外载荷激励. 表 3 中结果分别为采用有限元(经地面试验修正后)和 ERA 方法所得到的太阳翼前 6 阶固有频率. 可以看出, ERA 方法辨识得到的太阳翼前 6 阶固有频率与有限元分析结果几乎完全吻合.

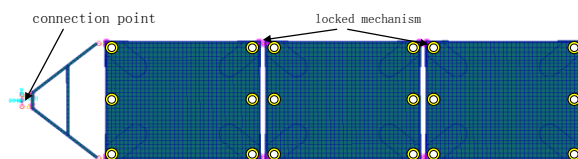


图6 太阳翼有限元模型及标识

Fig.6 Sampling points on solar cell structure

表 3 太阳能电池翼固有频率辨识结果(Hz)

Table 3 Identifying results of natural frequencies of solar cell (Hz)

Order	FEA(modified)	ERA	Error%
1st	0.3676	0.3677	0.009
2nd	1.1986	1.1977	0.073
3rd	2.1978	2.1961	0.076
4th	2.2134	2.2081	0.241
5th	5.9959	5.8925	1.724
6th	7.0470	6.9095	1.952

### 4.2 可展薄膜平面结构参数辨识

利用第 2 节建立的薄膜结构平面天线有限元模型,在星体连接点施加某航天器实际飞行时产生的加速度激励(见图 7)作为输入数据,通过瞬态非线性动力学分析,在薄膜阵面和支撑桁架上取图 8 所示共 60 个点的加速度响应作为输出数据。

辨识过程中数据采样时间间隔  $\Delta t$  取 0.001s,采样时间段为 21s-24s, Hankel 矩阵的行块数取 120,构造的 Hankel 矩阵的维数是 2880×2880. 由于信号噪声和结构非线性等因素的影响,对 Hankel 进行奇异值分解时存在系统定阶困难,需人为给定系统阶次,即  $A'$  的阶次,为避免模态遗漏,需对系统阶次进行估计,这样就会导致虚假模态的出现,本文采用模态相位共线性方法 (Modal Phase Colinearity, MPC) 进行虚假模态剔除. 表 8 为辨识结果,可以看出,薄膜天线结构前 5 阶固有频率均小于 0.5Hz,为低频密集结构,辨识结果与 FEA 分析的结果吻合较好。

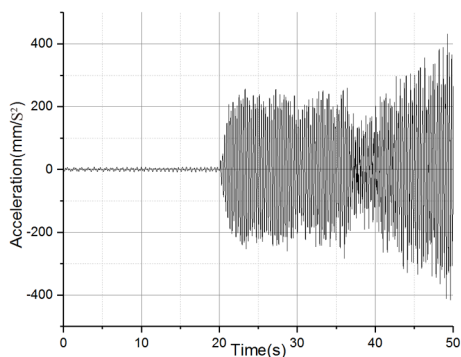


图 7 加速度激励输入曲线

Fig. 7 Variations of acceleration input with respect to time

## 5 结论

本文对空间可展薄膜平面结构的动力学建模及固有频率在轨参数辨识进行了研究,研究结果表明,ERA 方法可以有效辨识出薄膜平面结构的低

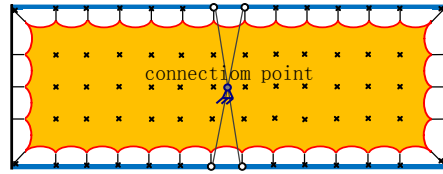


图 8 薄膜结构平面天线采样点示意图

Fig. 8 Sampling points on the membrane structure

表 4 薄膜结构平面天线固有频率辨识结果(Hz)

Table 4 Identifying results of natural frequencies of the membrane structure plane antenna (Hz)

freq	1st	2nd	3rd	4th	5th
FEA	0.1330	0.1349	0.2014	0.2403	0.2817
ERA+OKID	0.1317	0.1362	0.1729	0.2190	0.2333
error%	1.8	1.0	14.2	8.9	17.2

阶频率,尤其是对结构系统占主要能量振动的前二阶模态,辨识结果与有限元分析的比对误差不到 5%,可有效为后续开展工程化实施和在轨振动控制奠定基础。

## 参 考 文 献

- 1 王杰,李东旭,蒋建平,等.星载大型可展桁架式薄膜结构在轨热分布特性研究.测绘通报,2014,6(3):9~14 (Wang J, Li D X, Jiang J P. Thermal analysis of large deployable truss support membrane structure on satellite. *Bulletin of Surveying and Mapping*, 2014, 6(3):9~14 (in Chinese))
- 2 Straubel L M, Sickinger C, Langlois S. Trade-off on large deployable membrane antennas. In: Proceedings of the 30th ESA Antenna Workshop. Noordwijk, The Netherlands: ESA, 2008.
- 3 李春升,王伟杰,王鹏波,等.星载 SAR 技术的现状与发展趋势.电子与信息学报,2016,38(1):229~240(Li C S, Wang W J, Wang P B, et al. Current situation and development trends of spaceborne SAR technology. *Journal of Electronics & Information Technology*, 2016, 38(1):229~240 (in Chinese))
- 4 Mini F, Scialino G L, Milano M, et al. European large deployable antenna: development status and applications. In: Proceedings of the First European Conference on Antennas and Propagation. Nice, France: IEEE, 2006, 11: 1~8
- 5 Higuchi K, Kishimoto N, Meguro A, et al. Structure of high precision large deployable reflector for space VLBI (Very Long Baseline Interferometry). In: Proceedings of 50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 4 - 7 May 2009,

- Palm Springs, California, AIAA 2009-2609
- 6 胡宇. 空间薄膜阵面预应力及结构特性分析[博士学位论文]. 上海: 上海交通大学, 2014 (Hu Y. Analysis of pre-stress and structural characteristic of space film reflect-array [Ph. D Thesis]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2014 (in Chinese))
  - 7 刘充, 李玉宇, 保宏, 等. 边界几何参数对空间平面张拉膜结构固有频率影响研究. 振动与冲击, 2015, 34(20): 198~202 (Liu C, Li Y Y, Bao H, et al. Natural frequencies of pre-tensioned membrane structure with different boundary geometrical parameters. *Vibration and Shock*, 2015, 34(20): 198~202 (in Chinese))
  - 8 Anthony T, Andersen G. On-orbit modal identification of the Hubble space telescope. In: Proceedings of the American Control Conference, Seattle Washington, June, 1995: 402~406
  - 9 Kaouk M, Meneill S, Haley S, et al. Shuttle-ISS flight-7A on orbit test verification: pre and post flight analysis. Published by the Society for Experimental Mechanics, The Boeing Company, 2003
  - 10 Adachi S, Yamaguchi I. On-orbit system identification experiments on Engineering Test satellite-VI. *Control Engineering Practice*, 1999, 7: 831~841
  - 11 Kim H M, Kaouk M. Mir structural dynamics experiment: first test and model refinement. In: Proceedings of the 40th Sustainable Design and Manufacturing Conference, St. Louis, MO, Paper No. AIAA-99-1453, April, 1999
  - 12 张华, 欧阳斌. 预应力索膜结构的温度效应研究. 建筑技术, 2009, 40(12): 1106~1108 (Zhang H, Ouyang B. Temperature effect on pretensioned cable-membrane structures. *Architecture Technology*, 2009, 40(12): 1106~1108 (in Chinese))
  - 13 刘松, 蔡国平, 董兴建. 海洋平台的时域低维建模与主动控制研究. 力学学报, 2011, 43(4): 737~745 (Liu S, Cai G P, Dong X J. Time-domain dynamic modeling and active control of offshore platform. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2011, 43(4): 737~745 (in Chinese))
  - 14 谢永, 刘盼, 蔡国平. 基于加速度信号的柔性板的挠性参数辨识. 力学学报, 2014, 46(1): 128~135 (Xie Y, Liu P, Cai G P. Parameter identification of flexible plate based on the acceleration output. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2014, 46(1): 128~135 (in Chinese))

## STUDY OF DYNAMIC SIMULATION AND ON-ORBIT IDENTIFICATION OF MODAL PARAMETERS OF LARGE MEMBRANE STRUCTURE PLANE ANTENNA \*

Zhang Hua<sup>1,2†</sup> Liu Hanwu<sup>1,2</sup> Cai Guoping<sup>3</sup> Peng Fujun<sup>1,2</sup>

(1. Aerospace System Engineering in Shanghai, Shanghai 201109, China)

(2. Shanghai Key Laboratory of Spacecraft Mechanisms, Shanghai 201108, China)

(3. Department of Engineering Mechanics, State Key Laboratory of Ocean Engineering, Shanghai Jiaotong University, Shanghai 200240)

**Abstract** Because of lightweight and super-flexible characteristics of large-scale membrane structure planar antenna, its dynamic performance parameters are complicated. In order to capture its on-orbit structure dynamic characteristics, a dynamic model of large-scale space developable membrane structure is established by the temperature-structure pre-stress introduction method, and the dynamic characteristics of the developable membrane structure are analyzed. Through the established dynamic model, the Eigensystem Realization Algorithm (ERA) is used to study the on-orbit identification of the modal parameters of the membrane structure planar antenna. The comparison between the identification results and simulation results shows that the ERA method can effectively identify low-order natural modes of the membrane structure plane antenna, which provides a theoretical basis for its engineering implementation.

**Key words** membrane structure, plane antenna, dynamic simulation, parameters identification

Received 8 November 2020, revised 22 March 2021.

\* The project supported by the National Key Research and Development Program of China (2016YFB0201604)

† Corresponding author E-mail: Ases\_Zhang@163.com