

环形天线结构点头模态的 T-S 型模糊控制

马国亮¹, 马小飞², 徐明龙³, 杜虎兵¹, 蒋丽丽⁴

(1. 西安工业大学机电工程学院, 陕西 西安 710021; 2. 中国空间技术研究院西安分院, 陕西 西安 710100;

3. 西安交通大学复杂服役环境重大装备结构强度与寿命全国重点实验室, 陕西 西安 710049;

4. 上海宇航系统工程研究所, 上海 201109)

摘要: 通过悬吊解耦实现环形天线结构的点头模态, 再进行振动控制是一个亟待解决的技术瓶颈。本文研究了环形天线结构点头模态的 T-S 型模糊振动控制。以一个柔性缩比模型作为悬吊对象, 应用有限元分析得到固有频率和模态; 模态分析表明, 当模型侧向悬吊时, 点头模态受到的影响较小。再以侧向悬吊的模型参数建立状态空间方程, 根据模糊控制原理, 确定 T-S 型模糊控制规则, 用线性输出函数代替复杂的清晰化过程, 建立 T-S 型模糊控制程序, 进行振动主动控制研究。数值结果表明, 在 T-S 型模糊控制后, 点头模态方向的响应大幅下降, 达到了模态解耦后抑制振动的目的。

关键词: 环形天线结构; 点头模态; T-S 型模糊控制

中图分类号: O313.7; TP273 **文献标志码:** A **文章编号:** 1004-4523(2023)06-1572-07

DOI: 10.16385/j.cnki.issn.1004-4523.2023.06.012

引言

环形天线是当今空间大口径卫星天线的主流形式, 环形天线的口径从几米到上百米, 美国诸多电子侦察卫星上的天线均采用了这种结构形式, 中国也正在研究此类大口径天线。星载大型环形天线由于尺寸大和刚度小, 呈现明显的低频振动特性, 且因阻尼小而衰减缓慢, 从而影响天线的工作品质^[1]。在卫星地面振动控制试验时, 消除重力的影响尤为重要^[2]。因为在卫星发射前的地面试验中, 重力作用使环形天线结构产生严重的静态变形, 增加力学试验的难度, 影响振动控制的准确性^[3]。面对无法避免的重力因素, 通过绳索悬吊航天器进行动力学试验具有结构简单可靠、附加刚度小的优点, 若绳索的长度足够长, 恒力稳定, 可以实现航天器低重力甚至零重力模拟^[4]。Fischer 等^[5]设计的可折叠太阳翼展开机构采用被动式跟随方法进行低重力实验, 恒力吊索的长度几乎不变, 悬挂点不存在竖直方向的运动。杨巧龙等^[6]为某航天器的太阳能帆板设计了一种悬吊装置, 在重力卸载后具有运动跟随功能, 完成了帆板的全部展开。对卫星环形天线结构悬吊后的振动特性研究表明, 环形天线结构前两阶固有模态为“点头”模态和“摇头”模态。Luo 等^[7]开发了一种

单根吊索悬吊装置, 吊起了与天线近似的环形柔性结构, 实测得到了水平方向的“摇头”模态。郑宜生等^[8]提出了一种多点负刚度磁弹簧悬吊装置, 能够平衡环形柔性结构的重力, 且在水平方向上, 对结构只有很小的附加约束, 使悬吊后的“摇头”频率接近无重力时的频率。然而, 现有悬吊装置在振动特性方面还存在一些问题。比如单点悬吊装置的悬吊绳够长, 但未实现环形结构竖直方向的“点头”模态; 三点悬吊装置实现了双模态, 但“点头”模态受到悬吊装置的干扰。现有文献也很少涉及深入研究环形结构模态解耦的问题^[9]。

在环形天线结构悬吊后进行振动控制时, 应用算法对反馈信号进行运算产生控制信号, 驱动作动器完成作动, 所以, 控制算法是振动控制的核心。常用的控制算法有 PD (Proportional Differential) 控制、模糊控制、LMS (Least Mean Square) 自适应控制、LQR (Linear Quadratic Regulator) 控制、H_∞ 鲁棒控制算法等^[10-12]。PD 控制包含比例和微分控制环节, 只有比例控制时, 系统输出存在稳态误差, 增加微分项, 避免了被控量的超调现象。模糊控制一般采用二维 Mamdani 型模糊逻辑规则库, 包含模糊化与清晰化过程, 鲁棒性和适应性较好。LMS 自适应控制即最小均方自适应滤波控制, 具有与起始条件无关、计算复杂度低、均值无偏差收敛到 Wiener 解

收稿日期: 2021-12-30; 修订日期: 2022-04-08

基金项目: 教育部春晖计划合作项目(HZKY20220517); 陕西省自然科学基金基础研究计划资助项目(2022JQ-021)。

等优点,适合建立复杂振动控制系统。但是对于环形天线结构,振动模态复杂,可能存在非线性,要求控制系统精确、可靠。而 T-S 型模糊控制适合将非线性问题转化为分段线性问题,与 Mamdani 型控制相比,不需要经过复杂的清晰化过程,直接输出状态量的线性函数,设计控制器^[13]。T-S 型模糊控制的关键在于结构辨识和参数辨识,建立 T-S 型模糊推理。

综上所述,环形天线结构频率低、形变大。当悬吊绳的长度有限时,结构能够实现小摆角振动,且结构的模态解耦,才能进行地面振动主动控制试验。本文以悬吊后环形天线结构的缩比模型为控制对象,以振动参数建立状态空间方程,确定 T-S 型模糊控制规则,并研究 T-S 型模糊振动控制的效果。

1 悬吊解耦及模态分析

由于实物环形天线的尺寸和质量太大,以一个缩比模型进行分析。缩比模型应遵循“频率与振型等效原则”,即固有频率和振型与实物接近^[14]。为了降低装置的干扰作用,根据环形天线结构的构型和前两阶模态,独立设计“点头”方向悬吊装置,即环面侧放。在环面顶部节点处,绳索悬吊于外部结构,“点头”模态的振动方向与重力和悬吊的方向垂直,如图 1 所示为两根绳索的悬吊装置。同时,根据主动控制原理,在柔性伸展臂根部设置 MFC (Macro Fiber Composite) 作动器,结合传感器和控制器构成主动控制系统。

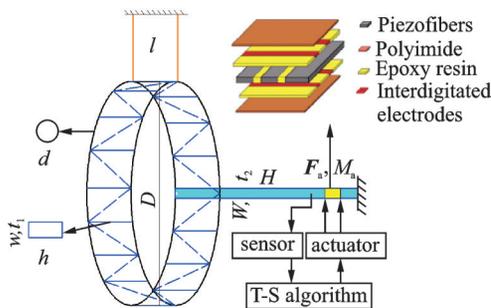


图 1 悬吊及控制示意图

Fig. 1 Suspension and control diagram

缩比模型的参数如表 1 所示,环的质量为 $M_2=0.35$ kg,伸展臂的质量为 $M_1=0.125$ kg,节点处配重质量 $m_i=0.070$ kg,悬吊绳材质为凯夫拉纤维,与其他结构相比,悬吊绳的质量可忽略。

采用有限元方法分析了缩比模型的固有频率和模态。应用 MSC Patran 建立了包含 30 个节点,8 个集中质量单元 CONM2 和 38 个杆单元 CBAR 的三

表 1 缩比模型参数

Tab. 1 Scaled model parameters

参数	取值	参数	取值
E_1/GPa	190	$L, D/\text{m}$	0.4
E_2/GPa	100	d/m	0.0035
$\rho_1/(\text{kg}\cdot\text{m}^{-3})$	7700	W/m	0.03
$\rho_2/(\text{kg}\cdot\text{m}^{-3})$	1400	w/m	0.015
μ	0.3	h/m	0.1
l_i/m	0.12	t_1/m	0.0015
f_a/N	1	t_2/m	0.0015
$M_a/(\text{N}\cdot\text{m})$	0.05	H/m	0.03

注: E_i, ρ_i 分别为结构和 MFC 的杨氏模量和密度; μ 为泊松比; l_i 为悬吊绳长度; L, H 为伸展臂长度和宽度; D, d, W, w, h, t_i 为图示结构尺寸; f_a, M_a 为作动器输出的单位力和力矩。

维模型,伸展臂的根部固定,应用 Lanczos 方法求解振动特性,得到悬吊前后的前两阶固有模态和频率如图 2 所示。

第一阶模态为环面的上下摆动,称之为“点头”模态,第二阶模态为环面的左右摆动,称之为“摇头”模态,“点头”模态和“摇头”模态的振动方向垂直,与卫星环形天线的前两阶模态近似,其他更复杂的高阶模态暂不考虑。当悬吊绳长为 0.12 m 时,悬吊前后前两阶固有频率分别为 1.44, 1.74 Hz 和 1.48, 5.18 Hz, 由于 $1.44 \text{ Hz} \approx 1.48 \text{ Hz}$, $1.74 \text{ Hz} \neq 5.18 \text{ Hz}$, 因此,环面侧向放置方式解决了“点头”模态解耦的问题,“摇头”模态不采用环面侧向的方式更好。

2 T-S 型振动控制分析

环形天线结构为多自由度系统,应用振动主动控制方法,多自由度系统的振动控制方程为:

$$M_n \ddot{x}_n + C_n \dot{x}_n + K_n x_n = F_e + F_a \quad (1)$$

式中 M_n, K_n 和 C_n 分别为质量、刚度和阻尼矩阵; x_n 为节点位移; F_e 为外部激励力向量; F_a 为控制力向量。当应用模糊控制算法对反馈信号进行模糊逻辑运算得到控制信号 S 时,控制力为:

$$F_a = f_a S(t), \quad S(t) = F_u[-k_e x, -k_{ec} \dot{x}]k_u \quad (2)$$

式中 f_a 为单位力; F_u 表示模糊控制算法; x 为反馈信号; k_e, k_{ec} 和 k_u 为模糊控制参数。控制信号可以是电压或电流,具体由作动器的类型决定。一般情况下,模糊控制算法采用二维 Mamdani 型规则对信号进行模糊化和清晰化运算,计算复杂度高,但对于线性控制系统, T-S 型模糊规则直接输出线性函数,极大地降低复杂度,便于分析和运算。

设结构低阶振动在一定范围内为线性微振动,线性时不变系统的状态空间模型为:

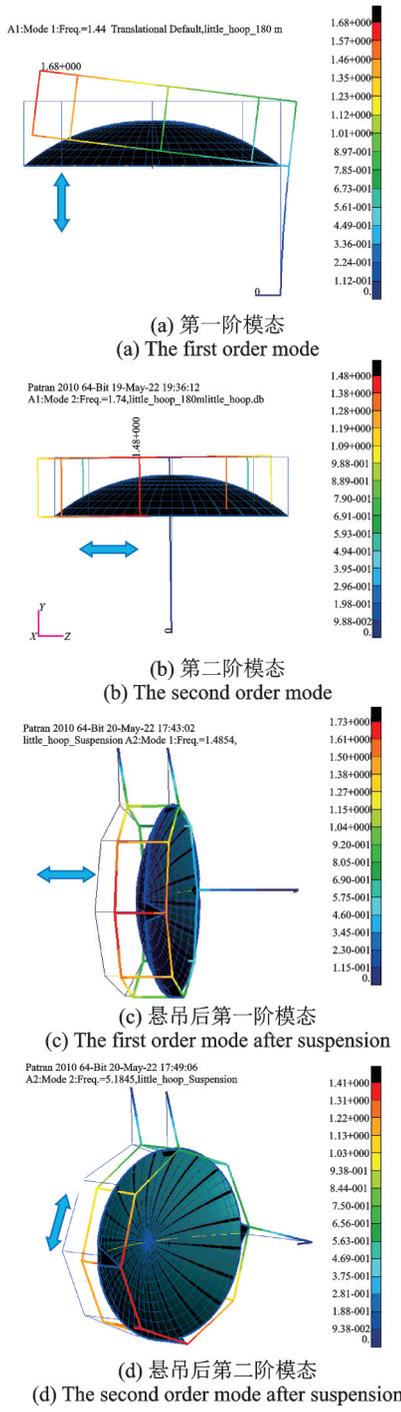


图 2 前两阶模态
Fig. 2 The first two order modes

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) + Ke(t) \\ y(t) = Cx(t) + Du(t) + e(t) \end{cases} \quad (3)$$

式中 $x(t)$ 为系统的状态变量; $u(t)$ 为输入量; $y(t)$ 为输出量; $e(t)$ 为误差; A 为系统矩阵; B 为输入矩阵; C 为输出矩阵; D 为直接转移矩阵; K 为增益矩阵。

对于缩比模型, 当 x 为某测点的振动位移, 并作为振动控制系统的反馈, 状态变量为:

$$x = \begin{Bmatrix} x \\ \dot{x} \end{Bmatrix}, x_1 = x, x_2 = \dot{x} \quad (4)$$

以此建立 T-S 模糊控制, 输出函数 $f(x_1, x_2)$ 采用一阶 T-S 模糊规则: if x_1 is A_1 and x_2 is A_2 , then $f(x_1, x_2) = px_1 + qx_2 + r$ 。其中, A_1, A_2 为位移和速度的范围, p, q, r 为待定系数, 需要大量的输入-输出测试数据经过辨识得到。如果 x_1 和 x_2 的隶属度为 ZR, 则得到:

$$f(x_1, x_2) = y(t) \quad (5)$$

当输入量 $u(t)$ 为反馈信号输入控制器时, 只要状态空间模型的参数确定, T-S 模糊控制的规则为状态变量 $x'(t)$:

$$\dot{x}'(t) = Ax(t) + Bu(t) + Ke(t) \quad (6)$$

然后, 通过矩阵运算得到一阶 T-S 模糊规则:

$$u = px_1 + qx_2 + r \quad (7)$$

3 模型辨识和振动控制

3.1 系统辨识

根据上述分析, 先建立无控制状态的振动测试, 对输入-输出数据进行辨识, 得到状态空间模型, 以此确定 T-S 型模糊规则。图 3 为应用有限元分析的模态数据建立的正弦激励程序, 稳态激励信号为 $0.03\sin(\omega_1 t)$, 作用在环端部节点水平方向上, 得到测点 18 的稳态响应。

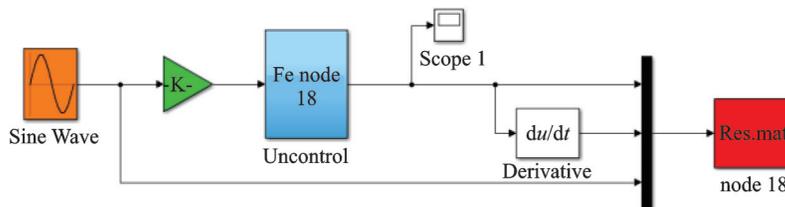


图 3 振动测试

Fig. 3 Vibration test

测试后提取正弦激励, 得到输出位移, 瞬时速度信号, 如图 4 所示。由图 4 可见振动位移和速度的取值范围分别为 $[-0.0068, 0.0068]$ m, $[-0.062,$

$0.062]$ m/s。然后, 对输入输出数据进行系统辨识, 分析状态空间模型。

在状态空间阶次选择中, 二阶是最优辨识结果,

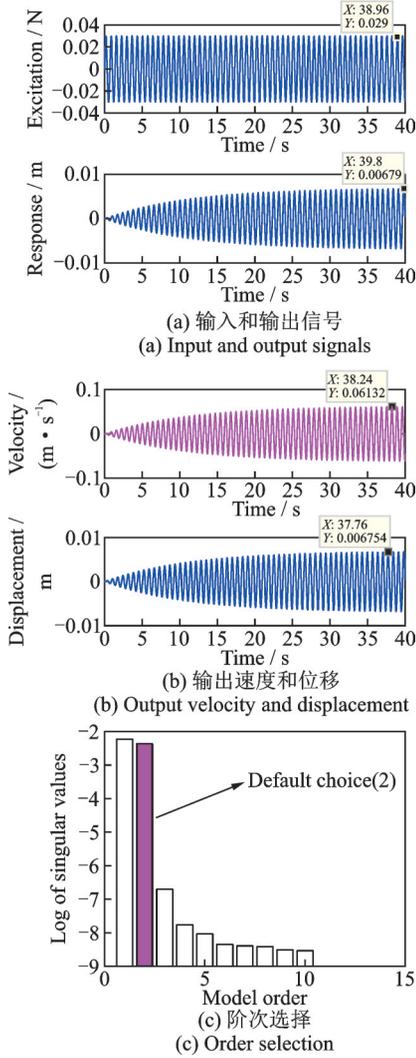


图 4 振动响应和模型阶次

Fig. 4 Vibration response and model order

模拟输出数据相似度达到了 95.66%, 通过结构辨识得到二阶状态空间方程各个矩阵分别为:

$$A = \begin{bmatrix} -0.158 & 9.01 \\ -9.1 & -0.027 \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} 0.653 \\ 0.919 \end{bmatrix},$$

$$C = [0.038 \quad -0.0082], D = 0, K = \begin{bmatrix} 501.6 \\ -71.78 \end{bmatrix} \quad (8)$$

因程序中未引入误差信号, 因此误差 $e=0$, 得到下式:

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) \\ y(t) = Cx(t) \end{cases} \quad (9)$$

代入式(8)数据后得到式(5)和(7)表示的 T-S 型模糊规则分别为:

$$y = 0.038x_1 - 0.0082x_2 \quad (10a)$$

$$u = 0.23x_1 - 12.3x_2 \quad (10b)$$

然后根据上述 T-S 型模糊规则分别建立模糊控制规则库, 其中位移和速度的隶属度 ZR 分别为 $[-0.007, 0.007]$ m, $[-0.07, 0.07]$ m/s。在选择隶属度函数曲线时, 可以选择高斯型和三角型, 如图 5 所示。模糊规则 u 对应的输出面为图 5(a)和(b), 可

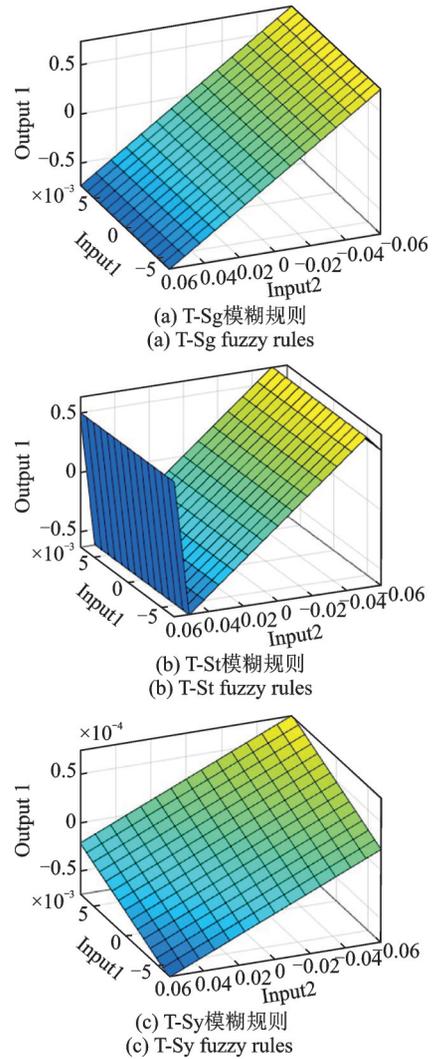


图 5 T-S 模糊控制的规则

Fig. 5 T-S rules of fuzzy control

见模糊规则 u 对应的高斯型函数输出面为连续线性曲面, 三角型函数输出面为分段的曲面, 模糊规则 y 对应的输出面均为图 5(c)所示线性曲面。

3.2 T-S 模糊控制

根据振动控制原理, 应用 MATLAB/Simulink 对悬吊后的模型进行了控制仿真。仍以有限元模态分析的结果构造了质量、刚度和瑞利阻尼矩阵, 根据状态空间方程建立振动控制程序如图 6 框图所示, 稳态激励信号为 $0.03\sin(\omega_1 t)$, 作用在环端部节点水平方向上, 非控制模块 Uncontrol 输出响应, 测得节点 18 的位移, 同时测量模块 Measure 输出节点 18 的位移, 作为反馈信号输入到模糊控制算法。然后模糊控制算法经过运算产生控制信号输入到 Actuator 模块, 即控制模块将控制信号转换为力信号抑制振动。其中 MFC 作动器在节点处的力和弯矩分别为 $f_s = 1V(t)$ 和 $M_s = 0.05V(t)$, $V(t)$ 为电压。图 7 为三种 T-S 模糊规则建立模糊控制后的位移响应抑制结果。

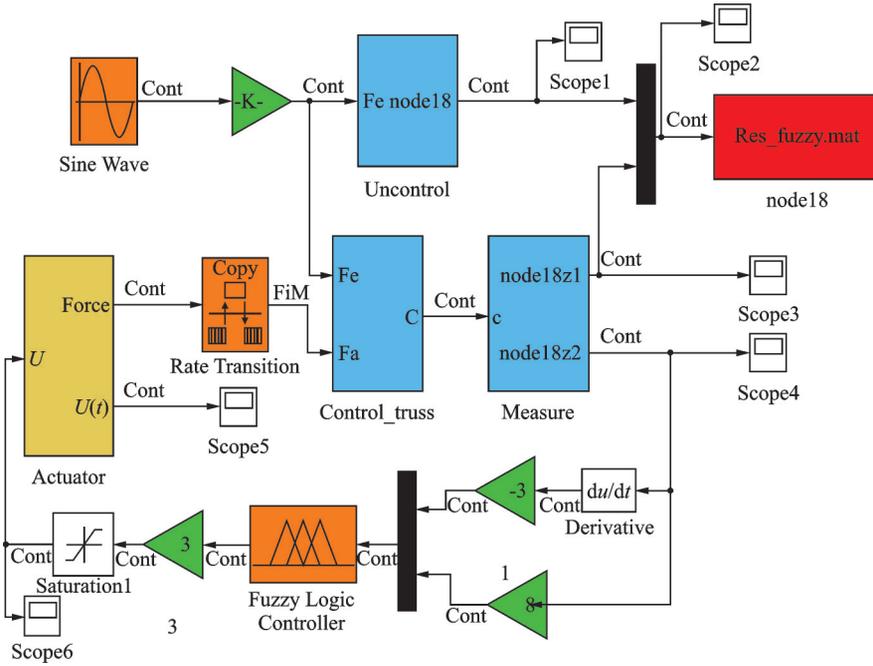


图6 振动控制程序

Fig. 6 Vibration control procedure

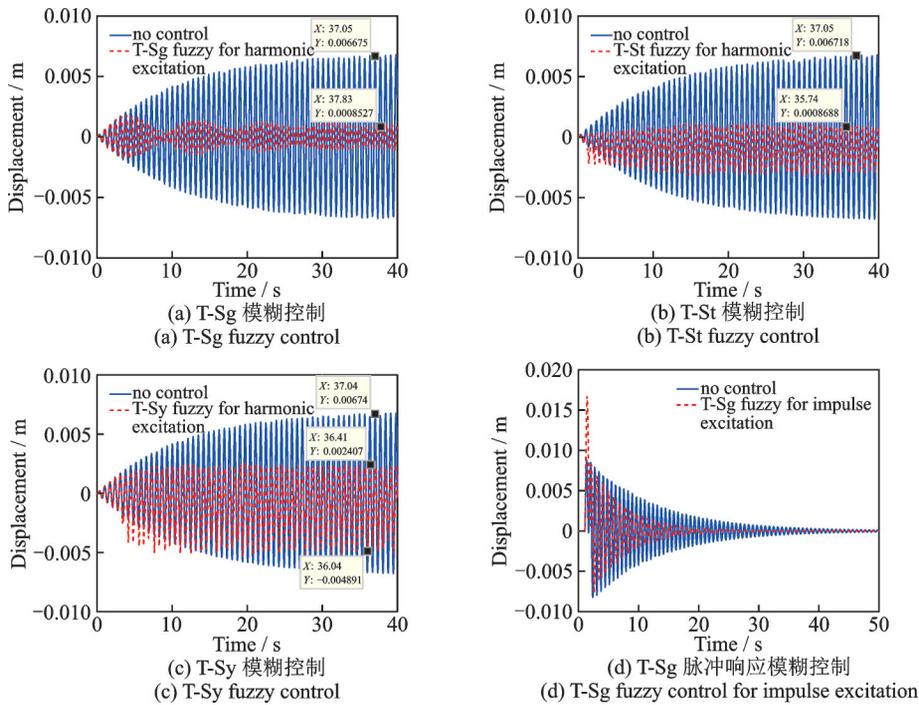


图7 振动控制结果

Fig. 7 Vibration control results

图7和表2为模糊控制的结果和参数,结果表明采用模糊规则 u 和gaussmf型隶属度函数后,稳态振幅抑制率达到85%以上,瞬态振动衰减率60%以上。例如,控制前的位移为 0.67×10^{-2} m,但控制后的位移为 0.085×10^{-2} m,振幅抑制率为87.3%,其他模糊控制效果一般。

表2 振动控制结果

Tab. 2 Vibration control results

类型	响应	控制参数			幅值抑制率/%
		k_c	k_{cc}	k_u	
T-Sg		-3	8	3	87.3
T-St	steady state	-2	8	3	71.2
T-Sy		-1	5	3	45.9
T-Sg	transient	1.5	8	8	60.0

4 结 论

本文通过悬吊解耦得到了环形天线结构一个缩比模型的“点头”模态,并研究了如何确定 T-S 模糊控制的规则,最后进行了 T-S 模糊振动控制,主要得到以下结论:

(1)悬吊解耦可以实现模态解耦,悬吊前后固有频率接近,且“点头”模态受到的影响较小。

(2)通过系统辨识得到状态空间模型,并确定 T-S 型模糊控制的规则,通过仿真模拟,发现采用 gaussmf 型隶属度函数可得到连续线性的输出面。

(3)建立模糊控制程序,对结构施加不同的激励,发现采用模糊规则 u 和 gaussmf 型隶属度函数后,振动抑制效果显著,为后续环形天线实物的试验验证提供了技术支撑。

参考文献:

- [1] 王晓宇,王浩威,闫雪梅,等.空间柔性天线展开臂的半主动振动控制研究[J].机械工程学报,2020,56(5):116-122.
WANG Xiaoyu, WANG Haowei, YAN Xuemei, et al. Semi-active vibration suppression of space flexible antenna arm[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2020, 56(5): 116-122.
- [2] 段宝岩.大型空间可展开天线的研究现状与发展趋势[J].电子机械工程,2017,33(1):1-14.
DUAN Baoyan. The state-of-the-art and development trend of large space-borne deployable antenna[J]. Electro-Mechanical Engineering, 2017, 33(1): 1-14.
- [3] 王朋朋,王波,师甜,等.重力对大型可展开天线热变形测试结果影响分析与验证[J].机械工程学报,2021,57(3):69-76.
WANG Pengpeng, WANG Bo, SHI Tian, et al. Gravity influence on thermal distortion of a large deployable antenna[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2021, 57(3): 69-76.
- [4] 田大可,范小东,郑夕健,等.空间可展开天线微重力环境模拟研究现状与展望[J].机械工程学报,2021,57(3):11-25.
TIAN Dake, FAN Xiaodong, ZHENG Xijian, et al. Research status and prospect of micro-gravity environment simulation for space deployable antenna[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2021, 57(3): 11-25.
- [5] FISCHER A, PELLEGRINO S. Interaction between gravity compensation suspension system and deployable structure[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2000, 37(1): 93-99.
- [6] 杨巧龙,闫泽红,任守志,等.套筒驱动的大型可展收柔性太阳翼地面展开重力卸载研究[J].载人航天,2017,23(4):536-540.
YANG Qiaolong, YAN Zehong, REN Shouzhi, et al. Study on gravity compensation in ground deployment tests of large retractable flexible solar array driven by telescopic boom[J]. Manned Spaceflight, 2017, 23(4): 536-540.
- [7] LUO Yajun, XU Minglong, YAN Bo, et al. PD control for vibration attenuation in Hoop truss structure based on a novel piezoelectric bending actuator[J]. Journal of Sound and Vibration, 2015, 339: 11-24.
- [8] 郑宜生,张希农,罗亚军.一种具有横向低频特性的悬吊系统[C].第十六届全国模态分析与试验学术会议论文集.天津,2016:1-9.
ZHENG Yisheng, ZHANG Xinong, LUO Yajun. A suspension system with the characteristic of low frequency in the lateral direction[C]. Proceedings of the 16th National Symposium on Modal Analysis and Experiment. Tianjin, 2016:1-9.
- [9] MA Guoliang, GAO Bo, XU Minglong, et al. Active suspension method and active vibration control of a hoop truss structure[J]. AIAA Journal, 2018, 56(4): 1689-1695.
- [10] 娄军强,魏燕定,杨依领,等.空间柔性机械臂弯扭耦合振动的主动控制研究[J].振动工程学报,2014,27(3):400-407.
LOU Junqiang, WEI Yanding, YANG Yiling, et al. Active control of bending-torsion-coupled vibration of a space flexible manipulator[J]. Journal of Vibration Engineering, 2014, 27(3): 400-407.
- [11] ZHANG Menghua, JING Xingjian. A bioinspired dynamics-based adaptive fuzzy smc method for half-car active suspension systems with input dead zones and saturations[J]. IEEE Transactions on Cybernetics, 2021, 51(4): 1743-1755.
- [12] LUO Yajun, ZHANG Yahong, XU Minglong, et al. Improved vibration attenuation performance of large hoop truss structures via a hybrid control algorithm[J]. Smart Materials and Structures, 2019, 28(6): 065007.
- [13] WANG Yawen, SUN Haibin, HOU Linlin. Event-triggered anti-disturbance attitude and vibration control for T-S fuzzy flexible spacecraft model with multiple disturbances[J]. Aerospace Science and Technolo-

- gy, 2021, 117: 106973.
- [14] SIRIGULENG B, ZHANG Wei, LIU Tao, et al. Vibration modal experiments and modal interactions of a large space deployable antenna with carbon fiber material and ring-truss structure [J]. *Engineering Structures*, 2020, 207:109932.

T-S fuzzy control of nod mode of a hoop antenna structure

MA Guo-liang¹, MA Xiao-fei², XU Ming-long³, DU Hu-bing¹, JIANG Li-li⁴

(1.School of Mechatronic Engineering, Xi'an Technological University, Xi'an 710021, China;

2.China Academy of Space Technology (Xi'an), Xi'an 710100, China;

3.State Key Laboratory for Strength and Vibration of Mechanical Structures, Xi'an Jiaotong University,

Xi'an 710049, China; 4.Aerospace System Engineering Shanghai, Shanghai 201109, China)

Abstract: The nod mode of the hoop antenna structure is realized by suspension decoupling, and its vibration control is a technical bottleneck to be solved. In this paper, T-S fuzzy vibration control of nod mode of a hoop antenna structure is studied. A flexible scaled model is used as the suspension object, and the natural frequency and mode are obtained through finite element analysis. Modal analysis shows that the nodding mode is less affected when the model is suspended laterally. The state space equation is established based on the vibration parameters of the laterally placed model. According to the fuzzy control principle, the T-S fuzzy control rules are determined. When the linear output function is used to replace the complex clarity process, the T-S fuzzy control program is established. Consequently, the active vibration control is studied. The numerical results show that the response of nod mode direction decreases greatly after T-S fuzzy control, and the suppression target is realized after mode decoupling.

Key words: hoop antenna structure; nod mode; T-S fuzzy control

作者简介: 马国亮(1986—),男,博士,讲师。E-mail: qiuyexinjun@xatu.edu.cn。