

## 柔性天线面对星载天线的扰动研究

游斌弟, 赵志刚, 魏 承, 赵 阳

(哈尔滨工业大学 航天工程系, 哈尔滨 150001)

**摘 要:** 针对柔性天线面对星载天线的扰动问题,应用固定界面模态综合法和 Lagrange 方程,截取柔性天线面低阶模态,缩减星载天线系统的自由度,并通过轴末端与天线面交界面的协调关系,推导了大范围运动的星载天线刚柔耦合动力学模型,克服了忽略天线面弹性变形对刚体大范围运动的影响,所建立的耦合动力学模型计算效率高并具有足够的精度。考虑天线面为刚体和柔体情况,分别对星载天线系统进行仿真并进行对比分析,结果表明,初始时刻柔性天线面对卫星本体姿态和天线指向影响很小,随着关节力矩持续作用,激起柔性天线面震荡,加剧自身的弹性振动,进而引起星载天线的抖动,造成卫星位姿和天线指向偏差变大,严重影响了星载天线的指向精度。结论对星载天线指向精度的分析与控制具有重要的理论价值及工程实际意义。

**关键词:** 星载天线;模态综合;柔性天线面;弹性振动;扰动

**中图分类号:** TH113 **文献标识码:** A

## Disturbance of flexible antenna surface on a satellite antenna

YOU Bin-di, ZHAO Zhi-gang, WEI Cheng, ZHAO Yang

(Department of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

**Abstract:** To study disturbance of flexible antenna surface on a free-floating satellite antenna, the fixed-interface component-mode synthesis method and Lagrange's equations were used to achieve a lower order dynamic model by modal truncation. Under large scale motions, the rigid-flexible coupled dynamic model of the free-floating flexible satellite antenna was deduced through using compatibility relations at the interface between axis end and antenna surface, and neglecting the elastic deformation of the flexible antenna surface. So the model increased the computing efficiency without losing much accuracy. Finally, the free-floating satellite antenna dynamic behavior was analyzed considering the flexible antenna surface as a rigid body and a flexible one, separately. The result showed that the flexible antenna surface has little effect on the satellite base attitude and the antenna pointing at initial stage, but its own elastic vibration grows with the continuous action of joint torques; further, it makes the system vibrate and the deviations of the satellite base attitude and the antenna pointing become larger; the satellite antenna pointing accuracy is seriously affected. The results were valuable for analysis and control of satellite antenna pointing accuracy.

**Key words:** satellite antenna; component-mode synthesis; flexible antenna surface; elastic vibration; disturbance

星载天线可以实现对目标的实时跟踪、定位等功能,满足星地与星间通信与数据传输的需求,在国内外通信卫星和数据中继卫星上已经有了较多应用。随着星载天线功能需求增多,为了保证天线具有高指向精度和稳定度等性能指标,对星载天线刚柔耦合动力学进行动态分析和指向精度分析,是一个极其关键而又困难的问题<sup>[1,2]</sup>。

星载天线带有大型抛物面天线面,要求天线具有

较大角度指向机动,在指向过程中,卫星中心刚体和挠性附件之间存在着强烈的刚柔耦合<sup>[3,4]</sup>作用。此外,在内部力矩扰动等多方面因素影响下,柔性反射面的弹性变形会直接影响天线反射面的形面精度以及对卫星的位置和姿态的控制,可能致使天线失效而不能顺利工作<sup>[5]</sup>。目前国内外针对星载柔性天线面的动力耦合因素研究尚少,一般针对天线进行结构有限元分析<sup>[6-8]</sup>,忽视天线面挠性对整个星载天线动力学建模影响,其执行高精度任务的能力和稳定性将会受到很大的限制。

由于考虑天线面为柔性体,其动力学模型结构庞大,为了获得具有更高的在线计算效率和足够精度的动力学模型,需要进行模态缩减<sup>[9,10]</sup>,采用刚柔耦合动

基金项目: 国家自然科学基金(50975056)

收稿日期: 2010-03-24 修改稿收到日期: 2010-11-08

第一作者 游斌弟 男,博士,1981年生

通讯作者 赵 阳 男,教授,博士生导师,1968年生



位置矢量,  $r_i$  轴  $i$  质心矢量,  $r_{0i}$  轴  $i$  质心相对于基座坐标系  $\Sigma_B$  矢量。

由图 1 可知, 柔性天线面未变形  $A$  点, 当发生弹性变形  $\delta$  时变为  $A'$  点, 其弹性变形量小于其壁厚的  $1/10$ , 可认为是线性变化。

下面利用系统的能量和天线面交界面的协调关系, 建立星载天线耦合动力学模型。

(1) 卫星本体和转轴的动能  $T_{bm}$  和势能  $V_{bm}$  分别为:

$$T_{bm} = \frac{1}{2} [\dot{x}_b^T \quad \dot{\theta}^T] \begin{bmatrix} H_b & H_{bm} \\ H_{mb} & H_m \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{x}_b \\ \dot{\theta} \end{bmatrix}, \quad V_{bm} = 0 \quad (6)$$

式中:  $H_b$  为卫星本体惯量矩阵:

$$H_b \in \mathcal{R}^{6 \times 6} \equiv \begin{bmatrix} wE_3 & w\tilde{r}_{0g}^T \\ w\tilde{r}_{0g} & H_w \end{bmatrix}$$

$$H_w \in \mathcal{R}^{3 \times 3} \equiv \sum_{i=1}^n (I_i + m_i \tilde{r}_{0i}^T \tilde{r}_{0i}) + I_0$$

$$w = \sum_{i=1}^n (m_i)$$

$H_{bm}$  为卫星本体与转轴耦合惯量矩阵:

$$H_{bm} \in \mathcal{R}^{6 \times n} \equiv \begin{bmatrix} J_{Tg} \\ H_{w\theta} \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$J_{Tg} \in \mathcal{R}^{3 \times n} \equiv \sum_{i=1}^n (m_i J_{Ti} / w)$$

$$H_{w\theta} \in \mathcal{R}^{3 \times n} \equiv \sum_{i=1}^n (I_i J_{Ri} + m_i \tilde{r}_{0i} J_{Ti})$$

$$H_{mb} = H_{bm}^T$$

$H_m$  为转轴惯量矩阵:

$$H_m \in \mathcal{R}^{n \times n} \equiv \sum_{i=1}^n (J_{Ri}^T I_i J_{Ri} + m_i J_{Ti}^T J_{Ti}) \quad (8)$$

$$J_{Ti} \in \mathcal{R}^{3 \times n} \equiv [k_1 \times (r_i - p_1), \dots, k_i \times (r_i - p_i), 0, \dots, 0]$$

$$J_{Ri} \in \mathcal{R}^{3 \times n} \equiv [k_1, k_2, \dots, k_i, 0, \dots, 0]$$

$$J_b \in \mathcal{R}^{6 \times 6} \equiv \begin{bmatrix} E & -\tilde{r}_{0e} \\ 0, E \end{bmatrix}, r_{0e} = r_e - r_0$$

$$J_e \in \mathcal{R}^{6 \times n} \equiv \begin{bmatrix} [k_1 \times (r_e - p_1), \dots, k_n \times (r_e - p_n)] \\ k_1, k_2, \dots, k_n \end{bmatrix}$$

式中:  $z_b \in \mathcal{R}^{6 \times 6}$  为卫星本体的位置与姿态角,  $\theta \in \mathcal{R}^{n \times 1}$

为轴的转角,  $n$  为轴的关节数,  $\tilde{r}$  为矢量  $r$  的叉乘矩阵,  $k_i$  为关节  $i$  的方向单位向量,  $r_g$  星载天线的质心向量,  $r_0$  卫星本体质心的位置向量,  $r_e$  为轴末端位置向量,  $I_i$  为轴  $i$  相对质心的惯量,  $J_b$  为卫星本体雅可比矩阵,  $J_e$  为末端关节雅可比矩阵。

(2) 柔性天线面动能和势能

由图 1 可知:

$${}^0r = {}^0r_e(\theta, x_b) + {}^0R_e(\theta, x_b)({}^e r_p + {}^e \delta) \quad (9)$$

式中:  ${}^0r$  为惯性系下天线面变形的的位置矢量;  ${}^0r_e$  为轴末端在惯性系的位置矢量;  ${}^0R_e$  为轴末端坐标系到惯性系的转换矩阵;  ${}^e r_p$  和  ${}^e \delta$  分别为在轴末端坐标系下的未变形柔性天线面和弹性变形的的位置矢量; 采用有限元单元节点位移  ${}^e \delta_n$  来拟合  ${}^e \delta$ , 即:

$${}^e \delta = N^e \delta_n \quad {}^e \delta_n = \Phi \xi \quad (10)$$

式中:  $N$  为节点坐标到轴末端坐标系的单元形函数坐标变换矩阵; 取  $\Phi = [\Phi_k^T \quad 0]$ ;

将式(10)代入式(9), 并对时间求导得:

$$\dot{{}^0r} = \left\{ \frac{\partial {}^0r_e}{\partial x_b} + \frac{\partial}{\partial x_b} [{}^0R_e({}^e r_p + N\Phi\xi)] \right\} \dot{x}_b + \left\{ \frac{\partial {}^0r_e}{\partial \theta} + \frac{\partial}{\partial \theta} [{}^0R_e({}^e r_p + N\Phi\xi)] \right\} \dot{\theta} + {}^0R_e N \Phi \dot{\xi} = J_b \dot{x}_b + J_\theta \dot{\theta} + J_\xi \dot{\xi} \quad (11)$$

式中:

$$J_b = \frac{\partial {}^0r_e}{\partial x_b} + \frac{\partial}{\partial x_b} [{}^0R_e({}^e r_p + N\Phi\xi)]$$

$$J_\theta = \frac{\partial {}^0r_e}{\partial \theta} + \frac{\partial}{\partial \theta} [{}^0R_e({}^e r_p + N\Phi\xi)]$$

$$J_\xi = {}^0R_e N \Phi$$

则柔性天线面的动能为:

$$T_a = \frac{1}{2} \int_V \dot{r}^T \dot{r} dm =$$

$$\frac{1}{2} [\dot{x}_b^T \quad \dot{\theta}^T \quad \dot{\xi}^T] \begin{bmatrix} M_{bb} & M_{b\theta} & M_{b\xi} \\ M_{\theta b} & M_{\theta\theta} & M_{\theta\xi} \\ M_{\xi b} & M_{\xi\theta} & M_{\xi\xi} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{x}_b \\ \dot{\theta} \\ \dot{\xi} \end{bmatrix} \quad (12)$$

在工程实际中, 为了提高在线计算效率, 采用有限元集中质量模拟, 则对式(12)进行离散化, 得:

$$T_a = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^N {}^0 \dot{r}_i^T {}^0 \dot{r}_i dm_i =$$

$$\frac{1}{2} [\dot{x}_b^T \quad \dot{\theta}^T \quad \dot{\xi}^T] \begin{bmatrix} M_{bb} & M_{b\theta} & M_{b\xi} \\ M_{\theta b} & M_{\theta\theta} & M_{\theta\xi} \\ M_{\xi b} & M_{\xi\theta} & M_{\xi\xi} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{x}_b \\ \dot{\theta} \\ \dot{\xi} \end{bmatrix} \quad (13)$$

其中  $N$  为天线面的节点数;  ${}^0 \dot{r}_i$  和  $n_i$  分别为节点  $i$  的速度和集中质量。

由弹性变形引起的柔性天线面势能  $V_a$ :

$$V_a = \frac{1}{2} \delta_n^T K_p \delta_n = \frac{1}{2} \xi^T \Phi^T K_p \Phi \xi = \frac{1}{2} \xi^T K_{\xi\xi} \xi \quad (14)$$

式中:  $K_{\xi\xi}$  为时不变刚度矩阵:

$$K_{\xi\xi} = \Phi^T K_p \Phi \quad (15)$$

最后利用 Lagrange 方程, 得出整个星载天线的动力学方程:

$$\begin{bmatrix} H_b + M_{bb} & H_{bm} + M_{b\theta} & M_{b\xi} \\ H_{mb} + M_{\theta b} & H_m + M_{\theta\theta} & M_{\theta\xi} \\ M_{\xi b} & M_{\xi\theta} & M_{\xi\xi} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{x}_b \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\xi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} c_b \\ c_m \\ c_\xi \end{bmatrix} +$$

$$\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ K_{eff} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_b \\ \tau \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} J_{bh}^T \\ J_{mh}^T \\ 0 \end{bmatrix} F_h \quad (16)$$

式中： $c_b, c_m, c_\xi$  分别为卫星本体、转轴、柔性天线面模态坐标的速度非线性项； $F_b, \tau$  分别为卫星本体控制力/力矩及转轴的关节控制力矩； $J_{bh}^T$  为轴末端相对卫星本体雅可比矩阵； $J_{mh}^T$  为轴末端相对关节雅可比矩阵； $F_h$  为外力/力矩。

3 仿真算例

星载天线机构由卫星本体、转动轴、天线面以及关节旋转铰连接而成,其中天线刚性连接在轴末端上(如图1)。主要物理参数见表1(国际单位),每个刚体质心在其几何中心上。

表1 星载天线机构物理参数  
Tab. 1 Parameters of satellite antenna

刚体	质量	长度	$I_{xx}$	$I_{yy}$	$I_{zz}$
卫星本体	2 000	1	200	200	200
转轴 1	20	1	1	1	0.1
转轴 2	20	1	0.1	1	1

首先采用有限元方法对柔性天线面进行预处理,获取其模态信息,如图3所示,口径 $d$ 为1 m,抛物线方程为 $x_i^2 + y_i^2 = 4fz_i$ ,其中 $f/d=0.5$ , $i$ 为节点号, $f$ 为焦距,壁厚为5 mm,密度为2 610 kg/m<sup>3</sup>,弹性模量72 GPa,由100个单元和101个节点构成,为了使天线面与轴末端固定约束,分别对节点2、27、52、77施加刚性连接;截取固定约束模态的前8阶模态(见表2);

表2 柔性天线面截断模态  
Tab. 2 Truncation mode of flexible antenna surface

模态阶数	1	2	3	4
频率/Hz	11.683	11.683	19.481	19.481
模态阶数	5	6	7	8
频率/Hz	25.121	25.121	48.758	48.758

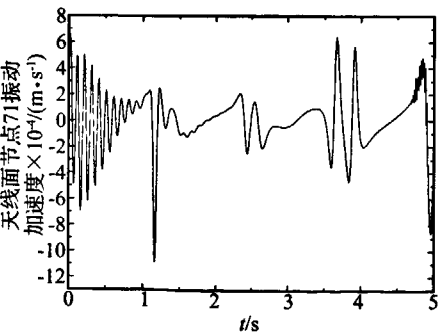


图4 柔性天线面(节点71)振动  
Fig. 4 Vibration of flexible antenna surface (Node 71)

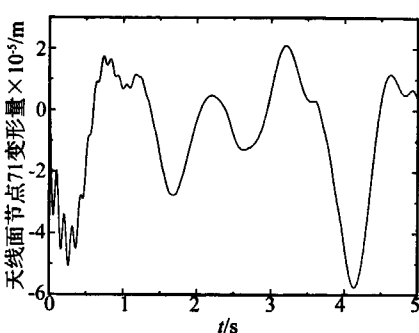


图5 柔性天线面(节点71)弹性变形量  
Fig. 5 Elastic deformation of flexible antenna surface (Node 71)

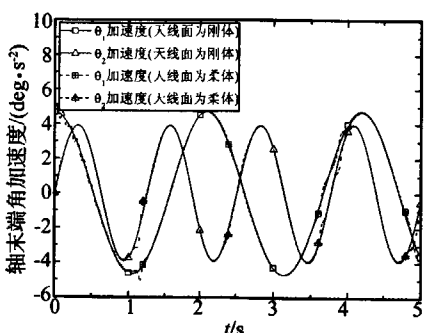


图6 轴末端指向角加速度  
Fig. 6 Pointing angle acceleration of axis end

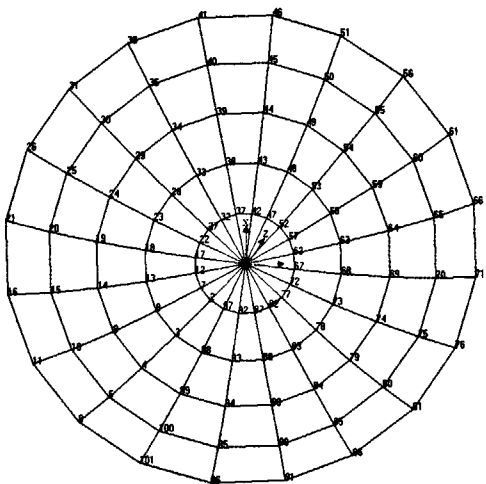


图3 天线面有限元网格划分  
Fig. 3 Finite element mesh on antenna surface

初始参数:卫星本体位置及速度均为0;轴关节角 $\theta_1 = \theta_2 = 0$ ,各关节速度均为0,卫星本体控制力/力矩 $F_b$ 和外力/力矩 $F_h$ 均为0,关节力矩 $\tau_1 = \cos(3t) \cdot \text{N} \cdot \text{m}, \tau_2 = \sin(5t) \text{N} \cdot \text{m}$ ,仿真步长0.001 s;仿真时间5 s。

(1) 柔性天线面动态分析

以天线面边缘上的节点71为分析对象,如图4、图5所示,可以看出各个时刻的振动加速度和弹性变形量的趋势。初始时刻,由于在关节驱动力 $\tau$ 突变启动下,激发了小幅振动幅值和弹性变形,随着 $\tau$ 的持续周期作用下,系统的转速平缓增大,在柔性反射面模态坐标的速度非线性项 $c_\xi$ 耦合作用下,趋于低频振动,产生相应的周期性弹性变形,在仿真时间5 s内,节点71的最大振动加速度为 $1.08 \times 10^{-3} \text{m} \cdot \text{s}^{-2}$ ,最大弹性变形为 $5.76 \times 10^{-5} \text{m}$ 。

(2) 柔性天线面对轴末端指向的影响分析

为了分析天线面对轴末端指向的影响,如图6至图9所示,分别考虑天线面为刚性体和柔性体情况下,轴末端沿着 $\theta_1, \theta_2$ 运动。由图6可知,当天线面为刚体时,系统未发生扰动;而天线面为柔性体时,其振动和弹性变形及刚柔耦合作用影响了轴末端的运动状态,引起轴末端相应抖动;由图7和图9可知,扰动周期性

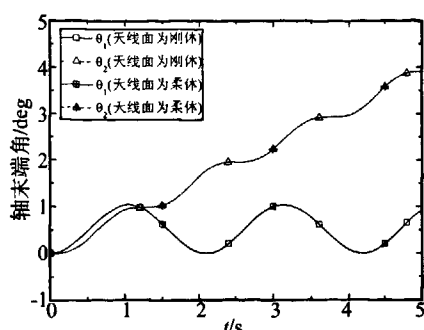


图7 轴末端指向角

Fig. 7 Pointing angle of axis end

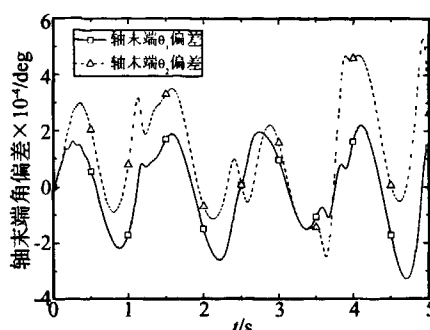


图8 轴末端指向角偏差

Fig. 8 Pointing angle deviation of axis end

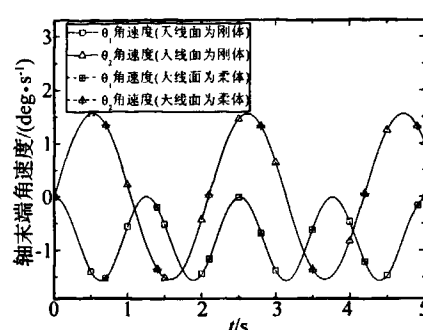


图9 轴末端指向角速度

Fig. 9 Pointing angle velocity of axis end

平缓变化,频率低,对轴末端指向角位置和速度影响不大,但随着驱动力矩的持续作用,其振幅值变大,造成天线指向位置偏差(见图8),严重降低了轴末端指向精度。

### (3) 柔性天线面对卫星本体扰动分析

卫星本体的姿态运动如图10至图12所示,柔性反射面抖动对卫星本体的角加速度较敏感,但由于卫

星本体的质量大,由图10可知,柔性反射面的抖动卫星本体姿态角加速度产生幅值很小,因此对姿态角位移影响很小(如图11所示),其曲线相对平滑,但随着时间流逝,柔性天线面与卫星本体的速度非线性耦合作用,随着速度的增大,反射面抖动对其姿态偏差变大(如图12所示),因此反射面挠性对卫星本体的扰动影响不可忽略。

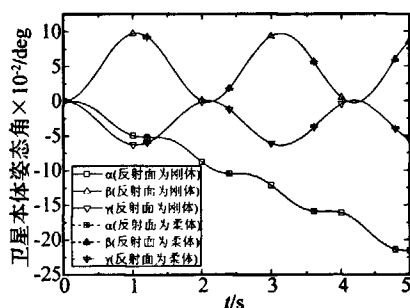


图10 卫星本体质心姿态角

Fig. 10 Euler angle of satellite base

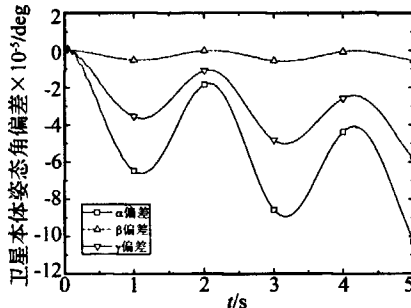


图11 卫星本体姿态角偏差

Fig. 11 Euler angular deviation of satellite base

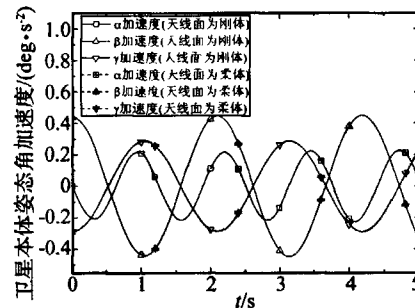


图12 卫星本体姿态角加速度

Fig. 12 Euler angular acceleration of satellite base

综上所述,关节驱动力激发天线面振荡,同时天线面的振荡反过来加剧自身的弹性振动,弹性振动进而又影响星载天线的整体运动,因此在星载天线动力学分析中,必须考虑天线面的挠性因素,并研究其大范围运动与弹性变形之间的耦合作用,仿真结果证实了星载柔性天线动力学模型的正确性。

## 4 结论

(1) 针对目前忽略挠性结构的天线面对卫星姿态和天线指向精度影响,本文将天线面考虑为柔性体,研究星载天线的大范围运动情况下柔性天线面对卫星本体和天线指向的扰动;

(2) 结合固定界面模态综合法和 Lagrange 方程,缩减柔性天线面内部自由度,并利用轴末端与柔性天线面的交界面协调关系,推导了大范围运动的星载天线的刚柔耦合动力学方程,大幅度提高计算效率;并克服了忽略天线面弹性变形对刚体大范围运动的影响;

(3) 天线面分别考虑为刚体和柔体情况下,对卫星本体和转轴的扰动分析;仿真结果表明,在施加关节力矩初始时刻,柔性天线面振动幅值和弹性变形产生小幅震荡,由于作用时间短,频率低,对轴末端的指向精度和卫星本体的姿态影响不大;但随着关节力矩的持续作用,加剧天线面的弹性振动,使得柔性天线面与转轴、卫星本体的速度非线性耦合作用变大,其抖动的频率和幅值变大,造成卫星姿态和天线指向的扰动,严重降低了星载天线的指向精度。

### 参考文献

- [1] 孙小松,杨 涤,耿云海,等. 中继卫星天线指向控制策略研究[J]. 航空学报, 2004, 25(4): 376-380.
- [2] 孙 京,马兴瑞,于登云. 星载天线双轴定位机构指向精度分析[J]. 宇航学报, 2007, 28(3): 545-550.
- [3] Silverberg L M, Park S. Interactions between rigid-body and flexible-body motions in maneuvering spacecraft[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1990, 13(1): 73-81.

(下转第132页)



表7 优化设计结果  
Tab.7 Optimization design results

对比指标	质量/kg	最大耦合应力/MPa	最大耦合变形/mm	一阶固有频率/Hz
初始方案	263.81	14.883	0.036 6	326.83
优化方案	270.63	13.422	0.030 6	355.05
变化率	+2.585%	-9.817%	-16.393%	+8.634%



图7 优化的主轴箱

Fig.7 The headstock after optimization design

#### 4 结论与展望

(1) 本文在 CAD/CAE 协同仿真设计平台下,将正交试验法和灰色关联分析法成功地运用于机床主轴箱多目标优化设计,拓展了这两种方法的应用领域,对于机床其他零部件的优化设计也具有借鉴作用。

(2) 在主轴箱优化设计过程中,为了解决提高静、动、热态综合性能与轻量化设计之间的冲突问题,将主轴箱质量的权重系数设置的最大,从而在控制主轴箱质量的前提下,热-力耦合性能明显改善,并且一阶固有频率得到较大提高。

(3) 对 MCH63 数控机床主轴箱进行多目标优化设计过程中,正交试验法减少了仿真次数,灰色关联分析法根据仿真试验结果求解出最优设计参数组合,这对于降低主轴箱的设计成本并提高静、动、热态综合性能具有重要的理论意义和工程应用价值。

(4) 本文的研究是以 MCH63 数控机床主轴箱主体部分的长度、宽度、高度为试验因素进行多目标正交优化设计,使主轴箱质量的静、动、热态综合性能得到明显提高。在今后的研究工作中,可针对主轴箱的整体结构、筋板的布置方式和厚度等进行优化设计,实现主轴箱结构的轻量化,降低机床制造成本,进一步提高机床产品的市场竞争力。

#### 参考文献

- [1] 庞晓琛,袁诚英. VDL1000 主轴箱结构分析及改进设计[J]. 组合机床与自动化加工技术,2009,(8):105-108.
- [2] 韩江,孟超,姚银鸽,等. 大型数控落地镗铣床主轴箱的有限元分析[J]. 组合机床与自动化加工技术,2009,(10):82-84.
- [3] 陈庆堂,汤文成. 基于 ANSYS 的 XK713 数控铣床主轴箱结构分析[J]. 机械,2004,34(3):49-51.
- [4] Mori M, Mizuguchi H, Fujishima M, et al. Design optimization and development of CNC lathe headstock to minimize thermal deformation [J]. CIRP Annals-Manufacturing Technology, 2009,58(1):331-334.
- [5] Jdrzejewski J, Kowal Z, Modrzycki W. High-speed precise machine tools spindle units improving [J]. Journal of Materials Processing Technology,2005,162-163:615-621.
- [6] 巫修海,马云芳,张建润. 高速高精度卧式加工中心动态优化设计[J]. 振动与冲击,2009,28(10):74-77.
- [7] 丛明,房波,周资亮. 车——车拉数控机床拖板有限元分析及优化设计[J]. 中国机械工程,2008,19(2):208-213.
- [8] 雷正保,余进修,颜海棋,等. 基于正交试验设计的间断式砼护栏研究[J]. 振动与冲击,2007,26(7):13-16.
- [9] 薛松涛,钱宇音,陈镨,等. 应用灰色关联度分析检测结构损伤的位置和程度[J]. 振动与冲击,2005,24(1):66-69.
- [10] Tsai H Y, Huang B H, Wang A S. Combining AHP and GRA model for evaluation property-liability insurance companies to rank[J]. The Journal of Grey System, 2008, 20(01):65-78.

(上接第111页)

- [4] Ryan R R. Simulation of actively controlled spacecraft with flexible appendages[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1990, 13(4):691-702.
- [5] 刘明治,高桂芳. 空间可展开天线结构研究进展[J]. 宇航学报,2003,24(1):82-87.
- [6] Guido S. Analysis of satellite multibeam antennas's performances[J]. Acta Astronautica, 2006, 59:166-174.
- [7] Itoh H, Ishikawa K, Kobayashi Y. Analysis of transverse vibration of antenna structure resonator using Bernoulli-Euler beam theory and quantum mechanical examination of its quantized displacement [J]. Japanese Journal of Applied Physics, 2008, 47(7):5734-2742.
- [8] Misawa M, Funamoto K. Dynamic characteristic prediction of large satellite antennas by component tests[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2005, 42(5):845-849.
- [9] Smet M D, Liefoghe C. Dynamic analysis of flexible

structures using component mode synthesis [J]. Journal of Applied Mechanics, 1989, 56(4):874-880.

- [10] Tran D M. Component mode synthesis methods using interface modes. Application to structures with cyclic symmetry [J]. Computers & Structures, 2001, 79(2):209-222.
- [11] Boutaghou Z E, G Erdman A, Stolarski H K. Dynamics of flexible beams and plates in large overall motions[J]. Journal of Applied Mechanics, 1992, 59(4):991-999.
- [12] Banerjee A K, Dickens J M. Dynamics of arbitrary flexible body in large rotation and translation [J]. Journal of Guidance, 1990, 13(2):221-227.
- [13] Liu A Q, Liew K M. Non-linear substructure approach for dynamic analysis of rigid-flexible multibody systems [J]. Computers Methods in Applied Mechanics and Engineering, 1994, 114(3):379-396.

## 如何学习天线设计

天线设计理论晦涩高深, 让许多工程师望而却步, 然而实际工程或实际工作中在设计天线时却很少用到这些高深晦涩的理论。实际上, 我们只需要懂得最基本的天线和射频基础知识, 借助于 HFSS、CST 软件或者测试仪器就可以设计出工作性能良好的各类天线。

易迪拓培训([www.edatop.com](http://www.edatop.com))专注于微波射频和天线设计人才的培养, 推出了一系列天线设计培训视频课程。我们的视频培训课程, 化繁为简, 直观易学, 可以帮助您快速学习掌握天线设计的真谛, 让天线设计不再难...



### HFSS 天线设计培训课程套装

套装包含 6 门视频课程和 1 本图书, 课程从基础讲起, 内容由浅入深, 理论介绍和实际操作讲解相结合, 全面系统的讲解了 HFSS 天线设计的全过程。是国内最全面、最专业的 HFSS 天线设计课程, 可以帮助你快速学习掌握如何使用 HFSS 软件进行天线设计, 让天线设计不再难...

课程网址: <http://www.edatop.com/peixun/hfss/122.html>

### CST 天线设计视频培训课程套装

套装包含 5 门视频培训课程, 由经验丰富的专家授课, 旨在帮助您从零开始, 全面系统地学习掌握 CST 微波工作室的功能应用和使用 CST 微波工作室进行天线设计实际过程和具体操作。视频课程, 边操作边讲解, 直观易学; 购买套装同时赠送 3 个月在线答疑, 帮您解答学习中遇到的问题, 让您学习无忧。

详情浏览: <http://www.edatop.com/peixun/cst/127.html>



### 13.56MHz NFC/RFID 线圈天线设计培训课程套装

套装包含 4 门视频培训课程, 培训将 13.56MHz 线圈天线设计原理和仿真设计实践相结合, 全面系统地讲解了 13.56MHz 线圈天线的工作原理、设计方法、设计考量以及使用 HFSS 和 CST 仿真分析线圈天线的具体操作, 同时还介绍了 13.56MHz 线圈天线匹配电路的设计和调试。通过该套课程的学习, 可以帮助您快速学习掌握 13.56MHz 线圈天线及其匹配电路的原理、设计和调试...

详情浏览: <http://www.edatop.com/peixun/antenna/116.html>



## 关于易迪拓培训:

易迪拓培训([www.edatop.com](http://www.edatop.com))由数名来自于研发第一线的资深工程师发起成立,一直致力和专注于微波、射频、天线设计研发人才的培养;后于 2006 年整合合并微波 EDA 网([www.mweda.com](http://www.mweda.com)),现已发展成为国内最大的微波射频和天线设计人才培养基地,成功推出多套微波射频以及天线设计经典培训课程和 ADS、HFSS 等专业软件使用培训课程,广受客户好评;并先后与人民邮电出版社、电子工业出版社合作出版了多本专业图书,帮助数万名工程师提升了专业技术能力。客户遍布中兴通讯、研通高频、埃威航电、国人通信等多家国内知名公司,以及台湾工业技术研究院、永业科技、全一电子等多家台湾地区企业。

## 我们的课程优势:

- ※ 成立于 2004 年, 10 多年丰富的行业经验
- ※ 一直专注于微波射频和天线设计工程师的培养,更了解该行业对人才的要求
- ※ 视频课程、既能达到了现场培训的效果,又能免除您舟车劳顿的辛苦,学习工作两不误
- ※ 经验丰富的一线资深工程师主讲,结合实际工程案例,直观、实用、易学

## 联系我们:

- ※ 易迪拓培训官网: <http://www.edatop.com>
- ※ 微波 EDA 网: <http://www.mweda.com>
- ※ 官方淘宝店: <http://shop36920890.taobao.com>