

具有慢速时滞机动目标三维跟踪

保 宏, 段宝岩, 陈光达

(西安电子科技大学 机电工程学院, 陕西 西安 710071)

摘要: 目标运动状态模型的建立是机动目标跟踪的关键问题. 本文首先通过对目标加速度的运动建模, 建立了具有时滞的目标状态运动学模型, 然后, 应用 H_∞ 滤波算法进行了跟踪. 大射电望远镜50 m模型实验结果表明馈源舱在恒定速率运动的条件下, 本文算法显著提高了徕卡(Leica)的测量精度.

关键词: 机动目标跟踪; 大射电望远镜; 时滞

中图分类号: TP277 **文献标识码:** A

Three dimensional time-delay maneuvering target tracking in slow velocity

BAO Hong, DUAN Bao-yan, CHEN Guang-da

(School of Mechatronics Engineering, Xidian University, Xi'an Shaanxi 710071, China)

Abstract: The kinematical state model of the target is a key problem in the maneuvering target tracking. Based on the acceleration equation, we proposed for the target a kinematical time-delay state model in low velocity. An H_∞ recursive filter is applied to track the target. In the application of the 50m-model of a large radio telescope, the experimental results show that the algorithm remarkably improves the tracking performance of the Leica obviously when the speed of the cabin is constant.

Key words: maneuvering target tracking; large radio telescope; time-delay

1 引言(Introduction)

随着射电天文、深空通信及航天等学科的发展, 中国科学家拟建造口径约500 m新一代大射电望远镜(LT, 图1)^[1], 其中馈源空间运动精度要求4 mm, 位姿测量采用徕卡公司生产的激光全站仪, 但目前该仪器动态测量精度不满足LT的控制要求, 因此, 利用软件技术提升硬件的测量精度, 是大射电望远镜工程中需要解决的技术问题.

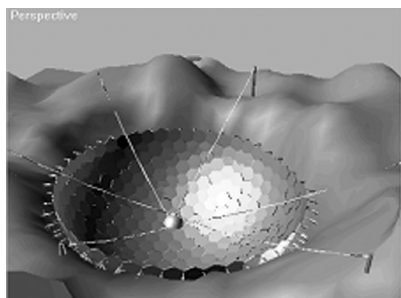


图1 LT500 m模型示意图

Fig. 1 Diagram of the LT500 m model

LT中馈源舱位姿的测量属于空间机动目标测量问题. 针对空间机动目标的测量, Singer提出了零均值、时间相关的机动加速度模型^[2]. 多年来, 该模型一直作为机动目标状态估计器的基础之一; 但是, 该模型仅对匀速直线或匀加速机动目标的测量有着较好的效果, 而对于其他机动运动的目标效果并不显著. 很多学者在此基础上根据所研究的对象提出了相应改进方法^[3~6], 文献[3]针对恒速度的机动目标, 提出了仅利用测量的跟踪算法; 文献[4]给出了推力方向已知的火箭动力学模型, 并在此基础上对火箭进行轨迹跟踪; 文献[5]则提出了在极坐标下对飞机跟踪算法; 文献[6, 7]系统阐述了机动目标数学建模的方法, 并给出了许多有益的结论. 然而, 总结这些成果, 笔者发现他们研究问题主要集中在两个方面: 一是如何建立更精确的数学模型; 二是如何给出更符合实际情况的统计规律. 因此, 本文工作主要是针对LT运动特点, 给出有效的数学模型和扰动的统计规律, 用以提高设备的测量精度.

2 测量点运动学建模(Kinematical model of measurement-point)

当馈源跟踪某一射电源运动时, 馈源中心点 P 理论运动轨迹可表示为^[8]

$$\begin{cases} x = 0.533\rho(\sin\varphi \cos\delta \cos H - \cos\varphi \sin\delta), \\ y = 0.533\rho \cos\delta \sin H, \\ z = R_1 - 0.533\rho[\cos\varphi \cos\delta \cos H + \sin\varphi \sin\delta]. \end{cases} \quad (1)$$

式中: φ 是地理纬度; δ 是赤纬角; H 是时角, 克服地球自转; ρ 是反射面曲率半径; R_1 是反射角的半径. 对式(1)求导, 可得中心点 P 运动速度,

$$\begin{cases} \dot{x}_p = -0.533\rho\dot{H} \sin\varphi \cos\delta \sin H, \\ \dot{y}_p = 0.533\rho\dot{H} \cos\delta \cos H, \\ \dot{z}_p = 0.533\rho\dot{H} \cos\varphi \cos\delta \sin H. \end{cases} \quad (2)$$

式中 ρ , δ 及 $\dot{H}$ ($\dot{H} = 15^\circ/\text{h}$) 均为常数, 这表明中心点 P 以恒速率运动. 由于馈源舱需要以一定的姿态运行, 因此, 需对馈源舱底面3个点进行测量(均布圆周上). 而建立测量点的动力学方程需要建立如下几个坐标系(见图2): $X_1 - Y_1 - Z_1$ 为原点在 P 且与大地坐标平行的坐标系; $X_0 - Y_0 - Z_0$ 为原点在 P , Z 轴由 P 点指向跟踪射电源且按右手规则坐标系(馈源舱局部坐标系).

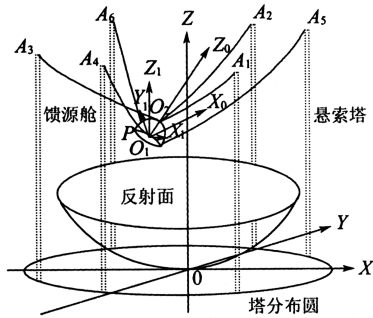


图2 LT坐标系示意图

Fig. 2 Reference frame diagram of LT

设 Z_0 轴及其在 $X_1 - Y_1$ 面上的投影与 Z_1 轴和 X_1 轴的夹角分别为 θ , ϕ , 则测量点位置向量为

$$\mathbf{r}_i = \mathbf{r}_p + \mathbf{R}\mathbf{B}_i (i = 1, 2, 3). \quad (3)$$

式中: $\mathbf{r}_i = (x_i, y_i, z_i)^T$ 表示第 i 个测量点; $\mathbf{r}_p$ 为馈源舱中心点; $\mathbf{B}_i$ 为测量点在馈源舱局部坐标系的坐标, 为常量; $\mathbf{R}$ 为坐标转化阵, 表达式为

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} c\phi c\theta & -s\theta & c\theta s\phi \\ c\phi s\theta & c\theta & s\phi s\theta \\ -s\phi & 0 & c\phi \end{bmatrix}. \quad (4)$$

$s\theta = \sin\theta$, $c\phi = \cos\phi$, 则它们有如下关系:

$$\sin\phi = \frac{b}{l}, \quad \cos\phi = \frac{a}{l}, \quad \sin\theta = \frac{Z}{L}, \quad \cos\theta = \frac{l}{L}. \quad (5)$$

这里: L 为 PO_2 段的长度, 是常量; O_2 为馈源舱顶点的坐标; $a = x_{O_2} - x_P$, $b = y_{O_2} - y_P$, $Z = z_{O_2} - z_P$, $l = \sqrt{a^2 + b^2}$.

式(3)对时间求一阶和二阶导可得第 i 个测量点速度和加速度(由式(2)可知 $\dot{\mathbf{r}}_p = 0$):

$$\dot{\mathbf{r}}_i = \dot{\mathbf{r}}_p + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{R}\mathbf{B}_i, \quad (6)$$

$$\ddot{\mathbf{r}}_i = \boldsymbol{\varepsilon} \times \mathbf{R}\mathbf{B}_i + \boldsymbol{\omega} \times (\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{R}\mathbf{B}_i). \quad (7)$$

其中 $\boldsymbol{\omega}$ 和 $\boldsymbol{\varepsilon}$ 分别为馈源舱的角速度和角加速度, 可分别表示为^[9]

$$\boldsymbol{\omega} = [-\dot{\theta}s\theta \quad \dot{\phi}c\theta \quad \dot{\theta}], \quad (8)$$

$$\boldsymbol{\varepsilon} = [-\ddot{\theta}s\theta - \dot{\theta}^2c\theta \quad \ddot{\phi}c\theta - \dot{\phi}\dot{\theta}s\theta \quad \ddot{\theta}]. \quad (9)$$

由于只能够对测量点的位置量进行测量, 因此 θ , ϕ 的值是已知的, 但 $\dot{\theta}$, $\ddot{\theta}$, $\dot{\phi}$, $\ddot{\phi}$ 确切的值是不知道的, 并且试验中发现Leica每次采用频率并非完全相等. 综合上面因素, 本文用 θ 和 ϕ 最近的3个的值分别估计出 $\dot{\theta}$, $\ddot{\theta}$, $\dot{\phi}$, $\ddot{\phi}$ 的值, 其一般表达式为

$$v_a(k) = \frac{3r_a(k) + r_a(k-2) - 4r_a(k-1)}{T(k) + T(k-1)}, \quad (10)$$

$$a_a(k) = \frac{2(r_a(k-1) - r_a(k-2))t_1 + (r_a(k-2) - r_a(k))t_2 + (r_a(k) - r_a(k-1))t_3}{(t_1 - t_2)(t_2 - t_3)(t_3 - t_1)}. \quad (11)$$

式中

$$t_1 = T(k) - T(k-3),$$

$$t_2 = T(k-1) - T(k-3),$$

$$t_3 = T(k-2) - T(k-3),$$

将 θ , ϕ , $\mathbf{r}_p$ 分别替代式(10)(11)中的 r_a 可得到它们的一阶和二阶导数; 进而, 可得当前测量点加速度的估计值. 考虑到馈源舱运动是在悬索牵引下完成的, 而悬索具有滞后性, 以及存在未知干扰(如风)对馈源舱加速度的扰动, 第 i 个测量点的加速度模型可表示为

$$a_i(t) = -\beta v_i(t) + \bar{a}_i(t) + \tilde{a}_i(t), \quad (12)$$

$$\dot{\tilde{a}}_i(t) = -\alpha \tilde{a}_i(t) + w(t).$$

这里: $\tilde{a}_i(t)$ 为有色加速度噪声; $w(t)$ 是白噪声; α 为相关时间常数得倒数, 具体含义见文献[2, 6]; β 为时滞系数, v 表示速度; $\bar{a}_i(t)$ 是当前的加速度均值, 由式(7)得到. 综合式(3)(7)(12), 测量点 X 方向的状态方程为

$$\dot{\mathbf{r}}_{ix} = \mathbf{A}\mathbf{r}_{ix}(t) + \mathbf{D}_1\bar{a}_{ix} + \mathbf{D}_2w(t). \quad (13)$$

式中

$$\mathbf{r}_{ix} = (x_i, \dot{x}_i, \ddot{x}_i)^T,$$

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & \beta & 1 \\ 0 & 0 & \alpha \end{bmatrix}, \mathbf{D}_1 = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix}, \mathbf{D}_2 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix},$$

$w(t)$ 为未知扰动. Singer^[2]给出了一般情况下模型的统计特性,但该统计特性是将机动目标的各种可能性全部予以考虑,这样每个具体机动方式在统计中出现的概率比较小,而实际中,测量点的某一时刻加速度应是以式(6)值为中心的分布,目标机动加速度的取值范围可以缩小.针对这种情况,采用文献[9]介绍的方法,可得到 w 的统计特性,

$$E\{w(t)\} = 0, E\{w(t)w^T(t)\} = \sigma_m^2.$$

$$\sigma_m^2 = \frac{4-\pi}{2}(\mu a_{dx} - \bar{a}_{ix}),$$

μ 是给定的常数, a_{dx} 为当前时刻 X 方向理论规划加速度.将 Y, Z 方向的数据分别代入式(13)即可得 Y, Z 方向的状态方程,为了简略起见,不再每次写出下角标 X .利用状态变量法以及考虑到徕卡本身的测量误差,可将式(13)重新写为

$$\mathbf{r}_k = \Phi \mathbf{r}_{k-1} + \Gamma_1 B + \Gamma_2 w_k, \quad (14)$$

$$Y_k = C \mathbf{r}_k + v_k. \quad (15)$$

其中

$$\Phi \stackrel{\text{def}}{=} e^{AT},$$

$$\Gamma_1 \stackrel{\text{def}}{=} \int_0^T e^{A\tau} D_1 d\tau, \Gamma_2 \stackrel{\text{def}}{=} \int_0^T e^{A\tau} D_2 d\tau,$$

Y 为输出位置量, v_k 为设备测量噪声,并且服从白噪声分布,即 $E\{v(t)\} = 0, E\{v(t)v^T(t)\} = \sigma_v^2, E\{w(t)v(t)\} = 0, \sigma_v = \frac{e_{\max} - e_{-\max}}{6}$, $e_{\max}$ 为动态测量误差上限.对于式(14)(15)表示的系统,最为常用的方法是采用Kalman滤波技术,然而对于不精确的模型, Kalman滤波器不仅能够造成精度上的损失,甚至有可能导致精度上的发散.由于式(13)只是近似模

型,因此,为提高测量精度和控制器的鲁棒性以及工程应用出发,采用具有控制作用的递推 H_∞ 滤波器^[10],

$$\hat{\mathbf{r}}_k = \Phi \hat{\mathbf{r}}_{k-1} + \Gamma_1 B + K_k [Y_k - C(\Phi \hat{\mathbf{r}}_{k-1} + \Gamma_1 B)],$$

$$K_k = \Phi \hat{\mathbf{P}}_{k-1} C (C \hat{\mathbf{P}}_{k-1} C^T + \sigma_v)^{-1},$$

$$\hat{\mathbf{P}}_{k|k-1} = \Phi \hat{\mathbf{P}}_{k-1} \Phi^T + \Gamma_2 \sigma_m \Gamma_2^T,$$

$$\hat{\mathbf{P}}_k = \Phi \hat{\mathbf{P}}_{k|k-1} \Sigma_k^{-1} \Phi^T + \Gamma_2 \sigma_m \Gamma_2^T,$$

$$\Sigma_k = I + (C^T \sigma_v^{-1} C - \gamma^{-2} I) \hat{\mathbf{P}}_{k|k-1}.$$

式中 γ 为 H_∞ 制因子.

3 LT50 m 模型实验(Experiment of LT50 m model)

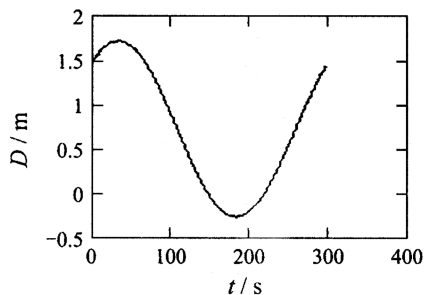
将本文所提方法应用于LT50 m室外模型中.实验塔均匀分布在直径为50 m的圆周上,假设场地内铺设了直径50 m的球反射面,射电源位于球心,令馈源舱以2 cm/s开环运行空间曲线(半径为7 m的水平圆弧),在馈源舱上均匀分布3个棱镜,分别用3台Leica(TCA1800)对棱镜进行实时跟踪,将3个棱镜扫描轨迹的坐标值记录下来,如图3所示:



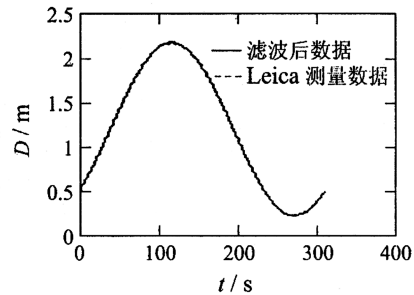
图3 LT50 m室外试验模型及检测设备

Fig. 3 Framework and measurement device of the LT 50 m experimental prototype

用本文的算法对这批数据进行处理,纪录下来处理后的数据.对这两组数据进行比较,从两个方面验证本文所提方法的有效性.首先,比较两组数据间 X, Y, Z 3个方向上的位置曲线,限于篇幅,仅给出1号棱镜位置曲线变化图(如图4所示).图中: D 表示位移.



(a) X方向



(b) Y方向

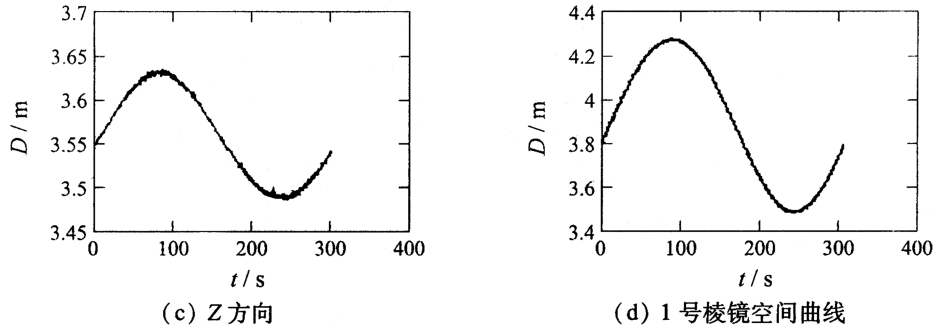


图4 Leica 测量数据和滤波后数据位置数据对比图

Fig. 4 Comparison data of the Leica measurement and the filter method

由于本文的滤波算法是依赖于所提出的测量点数学模型的,如果该模型和实际相差比较大,将导致滤波后数据的精度降低甚至发散,而Leica本身是高精密测量仪器,它的测量数据能够反映棱镜的位置,因此,对比这两组数据位置量可从一个方面验证本文测量点数学模型的有效性.从图4可以看出滤波后棱镜位置量和Leica测量数据吻合是很好的,比较两组数据发现最大位置上的差异在5 mm以内,这说明建立的运动学方程是符合实际的.

其次,比较两组数据间两两棱镜间的距离变化量.由于测量仪器本身存在误差,因此,利用记录下来测量数据求得的两两棱镜之间的距离是变化的,将它们减去棱镜之间实际的距离(已知固定的值),可得到TCA1800和本文算法处理后两两棱镜间的距离变化量 V_D (见图4).

图5中第1排是直接从TCA1800的测量数据得到距离变化量的,第2排是经过本文算法处理后得到的距离变化量,从图中可以看出,仪器测量棱镜之间的距离在 ± 1 mm之间变化.应用本文的方法后,误差从 ± 1 mm降低到 ± 0.5 mm(图5第2排),由于棱镜之间的距离应该是固定的值,可见本文的算法将TCA1800的测量精度提升了一倍,这从另一个方面说明本文方法的有效性.实验中参数取值有如下: α, β 分别反映目标机动的快速和时滞的程度.实验取 $\alpha = 1.3, \beta = 30$;由于TCA1800用户手册只给出了静态测量误差 $1 \text{ mm} + 2 \text{ ppm}$,但馈源舱运行速率缓慢,且LT50 m模型中棱镜与TCA1800最远距离约40 m,因此,综合考虑取动态测量误差 $e_{\max} = 2 \text{ mm}$,抑制因子 $\gamma = 0.01, P(0) = 10^5 I$.

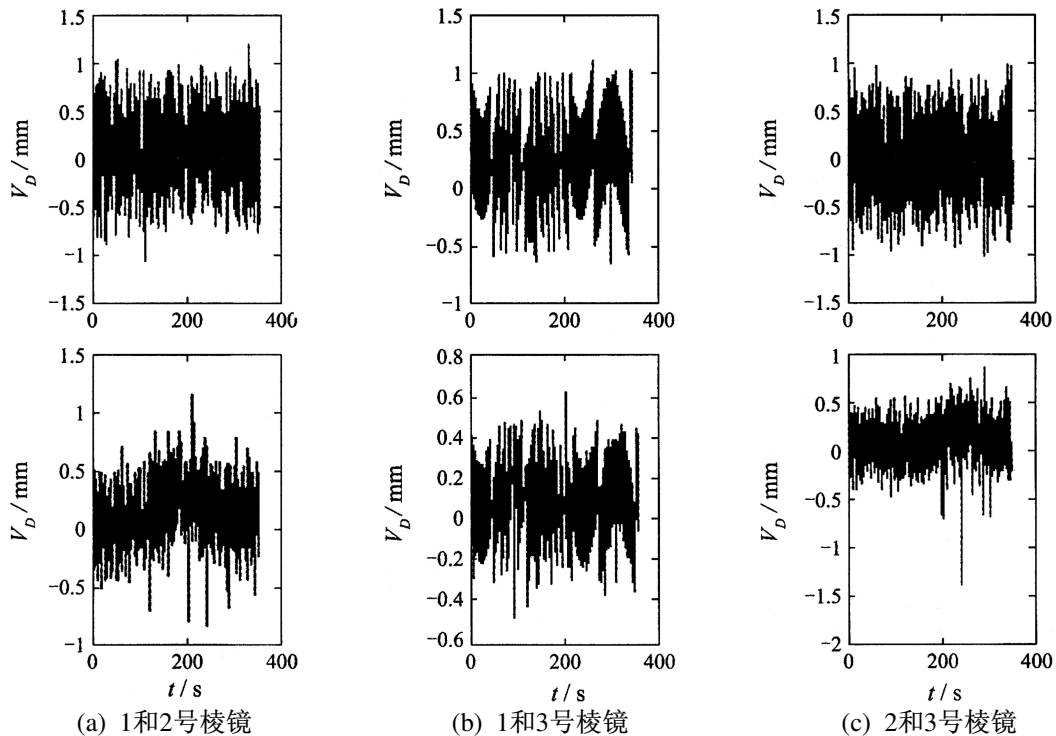


图5 两两棱镜之间距离变化对比图

Fig. 5 Comparative various of length among lens each other

4 结论(Conclusion)

1) 本文针对LT馈源舱的运动特点,提出了具有滞后特性测量点动力学模型跟踪算法.从上面实验结果中可以看出,该算法有效地提高了仪器的测量精度,这说明本文对测量点所建的数学模型是符合实际情况的.

2) 考虑到工程应用和算法鲁棒性,滤波器采用 H_∞ 递推公式组成,避免求解Riccati方程,因此花费计算少,这对有实时性要求的工程应用尤为重要.

3) 在现有设备条件下,通过软件手段提高设备的采样频率是下一步进行的工作.

参考文献(References):

- [1] DUAN B Y. A new design project of the line feed structure for large spherical radio telescope and its nonlinear dynamic analysis[J]. *Mechatronics*, 1999, 9(1): 53 – 64.
- [2] ROBERT S A. Estimating optimal tracking filter performance for manned maneuvering targets[J]. *IEEE Trans on Aerospace and Electronic Systems*, 1970, 6(4): 473 – 483.
- [3] LEVINE J, MARINO R. Constant-speed target tracking via bearings-only measurements[J]. *IEEE Trans on Aerospace and Electronic Systems*, 1992, 28(1): 174 – 182.
- [4] 李恒年, 祝转民, 李济生. 空间机动目标的跟踪和定位[J]. *中国空间科学技术*, 2003, (3): 13 – 18.
(LI Hengnian, ZHU Zuanmin, LI Jisheng. Tracking and navigating filter for maneuvering target[J]. *Chinese Space Science and Technology*, 2003, (3): 13 – 18.)
- [5] 许录平. 跟踪机动目标的自适应 α - β 滤波算法[J]. *西安电子科技大学学报*, 1998, 25(3): 314 – 317.
(XU Luping. An adaptive α - β filter algorithm for tracking the maneuvering target[J]. *J of Xidian University*, 1998, 25(3): 314 – 317)
- [6] Li R X, JIKOV V P. Survey of maneuvering target tracking, Part I: dynamic models[J]. *IEEE Trans on Aerospace and Electronic Systems*, 2003, 39(4): 1333 – 1363.
- [7] 马登武, 吴国良, 孙隆和. 空中机动目标数学模型的研究[J]. *电光与控制*, 2000, 78(2): 7 – 12.
(MA Dengwu, WU Guoliang, SUN Longhe. The study of maneuvering target mathematics models[J]. *Electronics Optics & Control*, 2000, 78(2): 7 – 12.)
- [8] ZHU W B, NAN R D, REN G X. Modeling of feed support system for fast[J]. *Experimental Astronomy*, 2004, (17): 177 – 184.
- [9] MICHEL G, ALBERTO C. *Flexible Multibody Dynamics: A Finite Element Approach*[M]. New York: Wiley, 2000.
- [10] HASHIRAO M, KAWASE T, SASATE I. A variable H_∞ filter for a maneuvering target tracking using acceleration estimate[C]// *Proc of IEEE Int Radar Conference*. Alexandria: IEEE Aerospace and Electronic Systems, 2000: 76 – 80.

作者简介:

保 宏 (1971—), 男, 副教授, 博士研究生, 主要研究方向为机构控制与结构优化, E-mail: bh-029@163.com;

段宝岩 (1956—), 男, 博士生导师, 主要从事结构优化、天线机电耦合方面的研究;

陈光达 (1966—), 男, 教授, 主要从事机电一体化方面的研究.