

文章编号 1004-924X(2009)08-1993-06

# 导引头伺服系统隔离度与测试

朱华征, 范大鹏, 马东玺, 周晓尧

(国防科技大学 机电工程系, 湖南 长沙 410073)

**摘要:**角扰动隔离是导引头的一个重要功能,通常用隔离度来评价导引头的扰动隔离性能。为了实现导引头隔离度的快速测试,本文分析了导引头直接稳定和间接稳定的扰动隔离原理,建立了导引头的隔离度模型,最后通过分析导引头的稳定回路结构,提出了一种适用于导引头伺服系统调试阶段的,基于dSPACE半实物仿真系统的隔离度测试方法。该方法通过在稳定回路中施加干扰信号实现隔离度的快速测试,不需要使用飞行仿真转台模拟载体运动。与传统测试方法相比,具有系统组成简单、测试速度快的特点。采用该方法对某红外成像导引头稳定回路进行了隔离度测试,测试结果接近于传统测试方法的测试结果,其误差 $<2$  dB,表明使用该方法测量导引头或其他动载体光电平台的隔离度是可行的。

**关键词:**导引头;伺服系统;扰动隔离;隔离度;dSPACE

**中图分类号:**TJ765.331 **文献标识码:**A

## Disturbance isolation index of seeker servo system and its test

ZHU Hua-zheng, FAN Da-peng, MA Dong-xi, ZHOU Xiao-yao

(*School of Mechanical and Electronics Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China*)

**Abstract:** Angular disturbance isolation evaluated by a isolation index is an important function of a seeker. In order to realize a quick test of the isolation index, the principle of disturbance isolation of the seeker is analyzed, and a model of the isolation index is deduced. Then, by analyzing the structure of stabilization loop of the seeker, an isolation index test method based on the dSPACE hardware-in-the-loop simulation system is proposed to be used in the stage of controller adjusting. According to adding a disturbance signal in the stabilization loop, this method can test the isolation index quickly without simulating missile advantages in disturbance by the flight simulation turntable. Compared with the traditional methods, this method has simple structures and fast test velocities. Using this method, the isolation index of stabilization loop of an infrared imaging seeker is tested and the results show that the test error is less than 2 dB compared with that of the traditional method, which indicates that this method is feasible to test isolation indexes of seekers or other optoelectronic platforms on moving vehicles.

**Key words:** seeker; servo system; disturbance isolation; isolation index; dSPACE

收稿日期:2008-12-23;修订日期:2009-03-13.

基金项目:国防预研基金资助项目(No. 10401020202a)

## 1 引言

导弹在飞行过程中,由于发动机和空气阻力等因素的影响,弹体始终处于剧烈振动摇摆中。这种扰动不但会影响导引头的目标位置测量精度,而且会影响目标的识别甚至导致导引头无法捕获与跟踪目标<sup>[1-2]</sup>。导引头通常采用两轴两框架机构,利用陀螺的惯性速率测量功能构成稳定平台来隔离载体扰动并跟踪目标。隔离度是指导引头伺服系统对弹体扰动的去耦能力,是评价导引头伺服系统扰动隔离性能的一个重要指标。如何简单高效地测试隔离度对提高导引头伺服系统的开发效率具有重要意义。目前常用的测试法是使用飞行仿真转台模拟弹体扰动,使用 PSD 或 CCD 测量隔离后的扰动<sup>[3-4]</sup>,这种方法可以获得较高的测量精度,但是测试系统组成复杂,数据处理难度较高,测试过程耗时较长,比较适用于系统最后的性能检验,而不太适用于系统的开发过程。本文将从分析导引头伺服系统的扰动隔离原理入手,提出一种适用于伺服系统调试阶段的、基于 dSPACE 半实物仿真系统的隔离度测试方法。

## 2 导引头稳定平台扰动隔离原理

导引头通常采用方位俯仰型两轴两框架结构,根据框架和弹体之间的关系,可建立如图 1 所示坐标系。 $O_m-x_m y_m z_m$  为固联于导弹上的弹体坐标系, $x_m$  轴与导弹纵轴重合,指向导弹飞行方向,其余两轴符合右手定则; $O-x_o y_o z_o$  为外框坐标系,点  $O$  为平台方位轴和俯仰轴的交点(即平台的旋转中心), $y_o$  轴与平台方位轴重合,向上为正,其余两轴符合右手定则; $O-x_i y_i z_i$  为内框坐标系, $z_i$  轴与平台俯仰轴重合, $x_i$  轴为探测器光轴,指向目标为正。 $\lambda_y, \lambda_z$  分别为方位框架角和俯仰框架角。

定义导弹在惯性空间的角速度为  $\bar{\omega}_{m_x}, \bar{\omega}_{m_y}, \bar{\omega}_{m_z}$ , 外框在惯性空间的角速度为  $\bar{\omega}_{o_x}, \bar{\omega}_{o_y}, \bar{\omega}_{o_z}$ , 内框在惯性空间的角速度为  $\bar{\omega}_{i_x}, \bar{\omega}_{i_y}, \bar{\omega}_{i_z}$ , 根据姿态

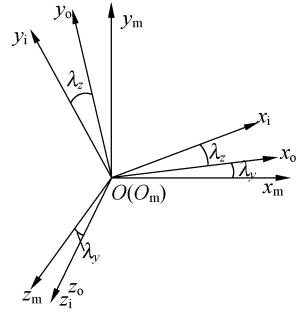


图 1 坐标系定义

Fig. 1 Definition of reference frame

关系可求得:

$$\begin{cases} \bar{\omega}_{o_y} = \bar{\omega}_{m_y} + \dot{\lambda}_y \\ \bar{\omega}_{i_z} = (\bar{\omega}_{m_x} \sin \lambda_y + \bar{\omega}_{m_z} \cos \lambda_y) + \dot{\lambda}_z \end{cases} \quad (1)$$

由式(1)可知,导引头伺服系统扰动隔离的目标是在只有弹体扰动作用时使  $\bar{\omega}_{o_y}$  和  $\bar{\omega}_{i_z}$  等于 0。导引头通常用速率陀螺测量惯性空间角速度,构成稳定回路隔离弹体扰动。根据陀螺安装的位置,导引头伺服系统可分为直接稳定和间接稳定两种稳定方式<sup>[5]</sup>。

陀螺安装在导引头框架上时,导引头伺服系统为直接稳定式。通常采用的方式是将两轴挠性陀螺安装在俯仰框架上,此时陀螺的俯仰输出  $\bar{\omega}_{gyro_z} = \bar{\omega}_{i_z}$ , 而因为俯仰框架角的存在,陀螺的方位输出  $\bar{\omega}_{gyro_y} = \bar{\omega}_{o_y} \cdot \cos \lambda_z$ 。故根据式(1)可得:

$$\begin{cases} \bar{\omega}_{o_y} = \bar{\omega}_{m_y} + \dot{\lambda}_y = \bar{\omega}_{gyro_y} \cdot \sec \lambda_z \\ \bar{\omega}_{i_z} = (\bar{\omega}_{m_x} \sin \lambda_y + \bar{\omega}_{m_z} \cos \lambda_y) + \dot{\lambda}_z = \bar{\omega}_{gyro_z} \end{cases} \quad (2)$$

采用直接稳定方式时,陀螺所测角速度经过去耦处理后直接构成稳定回路即可实现载体扰动的隔离。

陀螺安装在导引头壳体上时,导引头伺服系统为间接稳定式<sup>[6]</sup>。此时陀螺输出为弹体在惯性空间的角速度。由式(1)可得:

$$\begin{cases} \bar{\omega}_{o_y} = \bar{\omega}_{gyro_y} + \dot{\lambda}_y \\ \bar{\omega}_{i_z} = (\bar{\omega}_{gyro_x} \sin \lambda_y + \bar{\omega}_{gyro_z} \cos \lambda_y) + \dot{\lambda}_z \end{cases} \quad (3)$$

显然,将弹体扰动角速度通过姿态变换可获得框架在惯性空间的角速度,以此构成稳定回路即可实现载体扰动的隔离。由式(3)可知,间接稳定时,不但需要测量弹体在三个方向的惯性角速度,而且需要测量框架角速度和框架角位移。由

于传感器精度与噪声以及计算机舍入精度的影响,相对而言,直接稳定方式可以获得更高的扰动隔离度,现役导弹的导引头大多采用直接稳定的方式。

### 3 导引头稳定平台的隔离度模型分析

虽然直接稳定和间接稳定的陀螺安装位置不同,但两种稳定方式都是通过框架的惯性角速度(直接测试的或合成的)构成稳定回路,因此采取不同稳定方式的导引头伺服系统应具有相同的控制模型。导引头实现扰动隔离与目标跟踪功能的系统框图一般如图 2 所示。图中,  $\dot{\theta}_b$  为弹体扰动角速度(方位或俯仰方向),  $f(\dot{\theta}_b)$  为弹体扰动速度与干扰力矩之间的非线性函数;  $\dot{\theta}$  为框架在惯性空间的角速度;  $G_p(s)$  为跟踪回路控制器;  $G_v(s)$  稳定回路控制器;  $G_g(s)$  为陀螺传递函数;  $K_p$  为功率放大系数;  $K_t$  为电机转矩系数;  $K_e$  为电机反电动势系数;  $L_a$  为电枢电感;  $R_a$  为电枢电阻;  $J$  为系

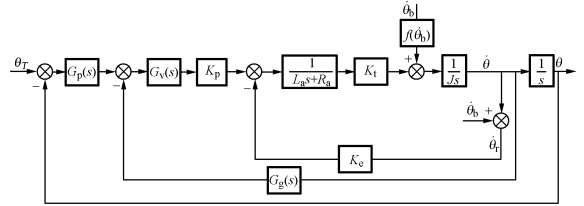


图 2 导引头的稳定与跟踪回路

Fig. 2 Stabilization and tracking loop of seeker

统转动惯量。

隔离度  $I$  一般可表示为<sup>[7]</sup>：

$$I = \frac{\theta}{\theta_b} \times 100\% ,$$

或

$$I = 20 \log \left( \frac{\theta}{\theta_b} \right) ,$$

其中:  $\theta$  为框架惯性空间角位移,  $\theta_b$  为载体角位移。

为了方便数据处理,本文使用隔离度的对数表达形式,由图 2 可求得导引头伺服系统隔离度模型的一般表示式为:

$$I = 20 \log \left| \frac{\left( f(\dot{\theta}_b) + \frac{K_t K_e}{(L_a s + R_a)} \right) \frac{1}{J s}}{1 + \frac{K_t K_e}{(L_a s + R_a) J s} + \frac{K_t K_p}{G_v G_g (L_a s + R_a) J s} + \frac{K_t K_p}{G_v G_p (L_a s + R_a) J s^2}} \right| . \quad (4)$$

由式(4)可知,弹体扰动可通过两种途径耦合到导引头伺服系统:电机的反电动势耦合和力矩耦合。其中力矩耦合包括摩擦力矩、导线干扰力矩、质量不平衡力矩以及框架的直接带动力矩。可通过两种方式提高系统的扰动隔离度:(1)从扰动的耦合途径着手,即优化系统,减少力矩耦合和反电动势,从来源上减少扰动,提高隔离度。由于系统的物理性质以及加工精度和装调工艺的限制,这种提高是有限的。另外,反电动势耦合产生的速度波动一般远小于力矩耦合带来的速度波动,工程设计中一般不考虑。(2)通过伺服控制进行扰动补偿。各回路控制器具有的低频高增益对扰动的衰减能力以及机械机构本身的高频衰减特性的共同作用决定了式(4)通常具有形如图 3 所示的幅频特性<sup>[8]</sup>。在低频段和高频段,系统可获得较好的隔离度,中频段隔离度一般较差。低频段的隔离度由伺服控制回路的增益决定,提高稳定回路和跟踪回路的增益都有利于提高系统隔离

度。同样由于系统物理特性的限制,这种提高也是有限的。采取上述两种措施后,设计合理的导引头伺服系统一般能满足其隔离度要求。

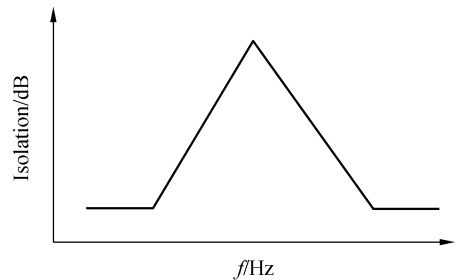


图 3 隔离度幅频特性

Fig. 3 Amplitude-frequency characteristic of isolation index

### 4 导引头稳定平台隔离度的测试方法

#### 4.1 隔离度回路等效测试原理

稳定回路比跟踪回路具有更高的增益和带

宽,系统的扰动隔离度主要由稳定回路提供。导引头伺服系统或其他动载体光电成像系统的隔离度(或稳定精度)测试主要是指稳定回路的测试,常采用图 4 所示方法测量。测试系统由三轴飞行仿真转台、目标生成器、PSD 或 CCD、待测系统以及数据处理计算机组成。三轴飞行仿真转台模拟载体运动;目标生成器产生的激光束经过安装在转台上的待测系统后投射到 PSD 或 CCD 的靶面上,由计算机采集并记录信息,最后将所得数据进行去漂移处理即可求得待测系统的隔离度(或稳定精度)。

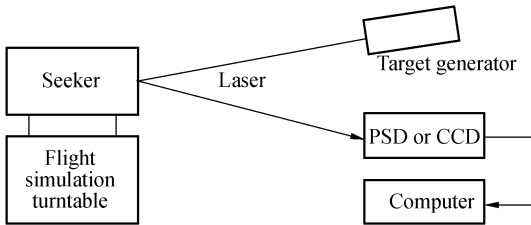


图 4 基于飞行仿真转台的隔离度测试

Fig. 4 Isolation index test based on flight simulation turntable

如前文所述,图 4 所示方法测试过程复杂,比较适用于系统最后的性能检验,而不太适用于系统的开发过程。针对导引头伺服系统快速设计的需要,以上文的模型分析为基础,提出一种基于

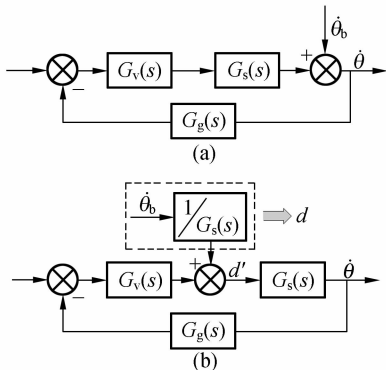


图 5 稳定回路框图变换

Fig. 5 Block diagram translation of stabilization loop

dSPACE 半实物仿真系统的隔离度回路等效测试方法。忽略反电动势的影响,图 2 中的稳定回路可简化为图 5(a)所示形式,其中  $G_s(s)$  为电机和功率放大模块传函的乘积。令  $d = \dot{\theta}_b / G_s(s)$ ,图 5(a)则可变换为图 5(b)的形式,可求得隔离度为:

$$I = 20 \log \left| \frac{1}{1 + G_v(s)G_s(s)G_g(s)} \right| = 20 \log \left| \frac{d'}{d} \right| \quad (5)$$

由式(5)可知,系统稳定回路对角速度扰动的隔离可以用对前向通道中某干扰信号的隔离来等效。因此,隔离度除了可以通过图 4 所示的方法测试外,还可以通过在前向通道中施加一定幅值的扰动来测试,即回路等效测试。

### 4.2 基于 dSPACE 的隔离度回路等效测试

dSPACE 半实物仿真系统是德国 dSPACE 公司开发的一套基于 MATLAB/Simulink 的控制系统开发及测试的工作平台,与 MATLAB/Simulink 完全无缝连接。dSPACE 半实物仿真系统不仅拥有高速计算能力的硬件系统,还拥有方便易用的实现代码生成\下载和试验\调试的软件环境。

本文使用 ds1103 型 dSPACE 系统,其与被测导引头的关系如图 6 所示。ds1103 处理板安装在工控机内,与工控机和 ds1103 接口板共同组成 dSPACE 系统。导引头的陀螺信号通过接口板的 AD 接口接入 dSPACE 系统,系统产生的 PWM 控制信号则通过 PWM 接口输出至导引头的功率放大模块。

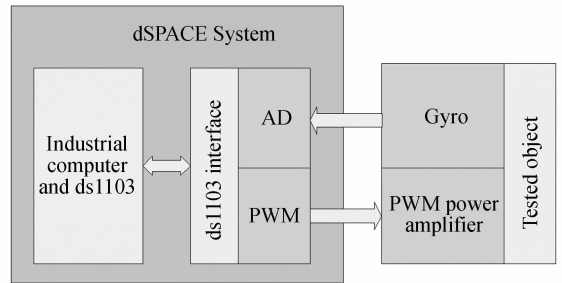


图 6 测试系统结构

Fig. 6 Structure of test system

dSPACE 的软件组件包括 Matlab、Simulink、RTW、RTI 和 dSPACE Tools(使用 ControlDesk 实现)。基于 dSPACE 的隔离度回路等效测试的步骤如下:(1)使用 Simulink 模块和 RTI 的硬件模块库在 Simulink 中搭建测试框图,通过 RTW 生成代码并下载至 dSPACE 运行。某两轴红外成像导引头样机采用力矩电机直接驱动,以两轴挠性陀螺作为惯性速率测量元件,并以 F2812 型 DSP 为核心构成数字控制系统,其稳定

回路的测试框图如图 7 所示。图中,Seeker 子系统由 RTI 实时接口模块构成,通过它可将 Simulink 与 ds1103 实时系统硬件联系起来,实现对 ds1103 上 AD、DA 及 PWM 通道的设置和读写,从而将待测系统信号接入 Simulink。控制器的输出通过 Seeker 子系统中的 PWM 模块生成频率为 5 kHz 的 PWM 信号经由 ds1103 硬件输出至导引头伺服控制板功率放大模块的前端。AD1 和 AD2 分别以 10 kHz 的采样率采集陀螺的方位输出和俯仰输出。Dynamic Signal Analyzer 子系统的功能是按照给定的干扰信号的幅度与频率列表生成离散正弦序列  $u(kT)$ ,并接收施加干扰后的控制量  $y(kT)$ ,其中 Channel1 为施加的扰动,Channel2 为施加扰动后的控制量。(2)在 Matlab 中利用 m 文件编写数据处理程序,主要是指扫频测试程序。程序主要包括设置干扰信号的频率和幅值,调用 MLIB 命令对实时处理器中正在运行的任务进行参数读写,获取实时数据,求取幅频特性(即  $20\log(d'/d)$ )并绘制其频率特性图。(3)使用 ControlDesk 编写应用程序,实现在线调参和测试过程的控制与监视。ControlDesk 在上位机运行,通过 MLIB/MTRACE 读写实时处理器中的数据。

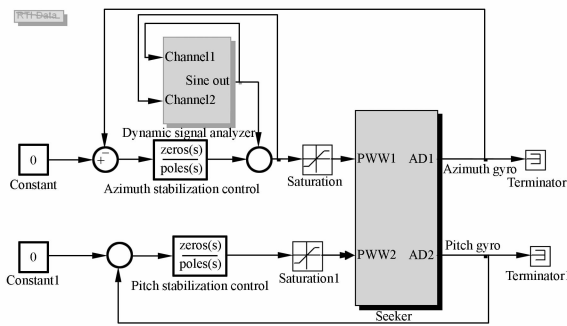
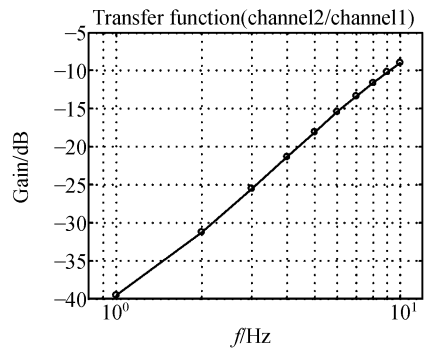


图 7 半实物测试框图

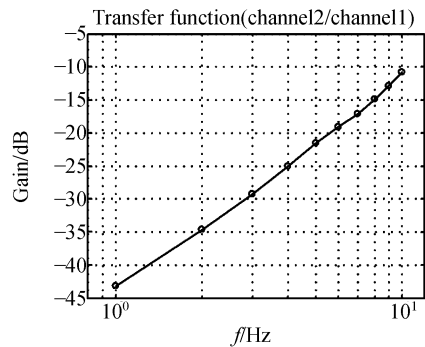
Fig. 7 Chart of hardware-in-loop test

其中 3 Hz 时方位稳定回路和俯仰稳定回路的隔离度分别为 -25.56 dB 和 -29.3 dB。由于稳定回路增益较高,为了避免损坏待测系统,只测试到了 10 Hz。图 8 中曲线类似于图 3 的低频部分,代表了稳定回路增益对扰动的抑制作用。该导引头样机在飞行仿真转台上测试时,方位稳定回路和俯仰稳定回路对频率为 3 Hz 的扰动的隔离度分别为 -24.3 dB 和 -27.8 dB,接近于回路等效测试的结果。本文的测试方法是针对系统调试过程的半实物测试,设计完成后实际系统的隔离度还需采用传统测试方法检验。



(a)方位轴测试结果

(a)Result of azimuth axis test



(b)俯仰轴测试结果

(b)Result of elevation axis test

图 8 隔离度测试结果

Fig. 8 Results of isolation index test

### 5 测试结果

导引头伺服系统通常以对频率为 3 Hz 的正弦扰动的隔离度作为系统扰动隔离性能的评价指标。采用上述方法对某红外成像导引头样机进行了稳定回路隔离度测试,得到了如图 8 所示结果((a)和(b)分别代表方位轴和俯仰轴测试结果),

### 6 结 论

本文从分析导引头伺服系统隔离度模型入手,提出了一种基于 dSPACE 的隔离度回路等效测试方法,并对某红外成像导引头样机稳定回路进行了测试,所得结果与传统方法的测试结果之

差小于 2 dB。所用设备为一套 dSPACE 系统,投入少,测试速度快,并可实现控制器设计与隔离度

测试一体化,非常适用于导引头或其他动载体光电平台在系统调试阶段的隔离度测试。

## 参考文献:

- [1] 刘永昌,李保平. 红外成像导引头稳像精度设计准则与回路优化研究[J]. 弹箭与制导学报,1994(4): 41-51.  
LIU Y CH, LI B P. Study of design Criteria of stabilization precision and loop optimization on infrared imaging seeker[J]. *Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance*, 1994(4): 41-51. (in Chinese)
- [2] 范大鹏,张智永,范世珣,等. 光电稳定跟踪装置的稳定机理分析研究[J]. 光学精密工程,2006,14(4):673-680.  
FAN D P, ZHANG ZH Y, FAN SH X, *et al.*. Research of basic principles of E-O stabilization and tracking devices[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2006,14(4):673-680. (in Chinese)
- [3] 刘正云,苏建刚. 瞄准线稳定精度的室内测试技术[J]. 光学精密工程,1999,7(5):96-99.  
LIU ZH Y, SU J G. Indoor measurement techniques for the stabilizing accuracy of aiming line of image stabilizer[J]. *Opt. Precision Eng.*, 1999,7(5):96-99. (in Chinese)
- [4] 张安锋. 光电稳定系统的稳定精度测试研究[D]. 长春:长春理工大学,2003.  
ZHANG A F. *Stabilization accuracy test of O-E*

- stabilized system*[D]. Changchun: Changchun University of Science and Technology, 2003. (in Chinese)
- [5] KENNEDY P J, KENNEDY R L. Direct versus indirect line of sight (LOS) stabilization[J]. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2003, 11:3-15.
- [6] 张跃,刘波,阎胜利. 捷联式光学导引头的稳定、跟踪原理与系统仿真[J]. 光学精密工程,2008,16(10):1942-1948.  
ZHANG Y, LIU B, YIN SH L. Strapdown optical seeker: stabilization, tracking principle and system simulation [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2008, 16(10):1942-1948. (in Chinese)
- [7] 崔莹莹,夏群力,祁载康. 导引头稳定平台隔离度模型研究[J]. 弹箭与制导学报,2006,26(1):22-25.  
CUI Y Y, XIA Q L, QI Z K. Seeker platform disturbance rejection mathematical model[J]. *Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance*, 2006,26(1):22-25. (in Chinese)
- [8] 胡浩军. 运动平台捕获、跟踪与瞄准系统视轴稳定技术研究[D]. 长沙:国防科技大学,2005.  
HU H J. *Line-of-sight stabilization of acquisition, tracking and pointing system on moving bed* [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2005. (in Chinese)

## 作者简介:



朱华征(1978—),男,湖南常德人,博士研究生,2001年于哈尔滨工业大学获得学士学位,2003年于国防科学技术大学获得硕士学位,主要从事精密光电跟踪平台的测控技术研究。E-mail: zhz5945@sina.com.cn



马东玺(1980—),男,河北昌黎人,博士研究生,分别于2002年,2004年在国防科学技术大学获得学士学位和硕士学位,现为国防科学技术大学机电工程系博士研究生。主要从事精密光电跟踪平台的测控技术研究。E-mail: madx@nudt.edu.cn



周晓尧(1982—),男,湖南永州人,博士研究生,分别于2004年,2006年在二炮工程学院获得学士学位和硕士学位,现为国防科学技术大学机电工程系博士研究生。主要从事惯性导航技术和精密光电跟踪平台的测控技术研究。E-mail:zhouxiaoyao@nudt.edu.cn

## 导师简介:



范大鹏(1964—),男,河南周口人,教授,博士生导师,1991年于华中科技大学获得博士学位,现为国防科学技术大学机电工程系教授,主要从事数控技术,嵌入式系统以及精密光电跟踪平台的测控技术研究。E-mail: fdp@nudt.edu.cn

(本栏目编辑:李树军)