

文章编号 1004-924X(2013)06-1456-08

# 带干扰观测器的航空相机前向像移补偿控制器

付金宝<sup>1,2,3\*</sup>, 丁亚林<sup>1,3</sup>, 仲崇亮<sup>1,2,3</sup>, 冷 雪<sup>1</sup>

(1. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所 中国科学院航空光学成像与测量重点实验室, 吉林 长春 130033;  
2. 中国科学院大学, 北京 100039; 3. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033)

**摘要:**研究了飞机姿态角速度变化的不确定性扰动对相机反射镜前向像移补偿效果的影响, 设计了带有干扰观测器的伺服控制方案来抑制干扰。介绍了一种基于力矩扰动作用的反射镜系统数学模型。采用干扰观测器将外部力矩干扰及模型参数变化造成的实际对象与名义模型输出的差异等效到控制输入端。然后, 在控制中引入等效的补偿来实现对干扰的抑制。最后, 应用该方法设计了带有干扰观测器的控制器对相机反射镜组件进行像移补偿控制。与先进的 PID 方法的比较结果表明: 在相同扰动作用下基于干扰观测器的补偿控制算法得到的干扰前向像移残差减小了 40%~60% 左右。该方法提高了相机反射镜前向像移的补偿精度和补偿控制的鲁棒性。

**关键词:**航空相机; 像移补偿; 前向像移; 观测器; 控制器; 先进 PID

**中图分类号:** TP273; V241 **文献标识码:** A **doi:** 10.3788/OPE.20132106.1456

## Compensation controller with disturbance observer for forward image motion of aerial camera

FU Jin-bao<sup>1,2,3\*</sup>, DING Ya-lin<sup>1,3</sup>, ZHONG Chong-liang<sup>1,2,3</sup>, LENG Xue<sup>1</sup>

(1. *Key Laboratory of Airborne Optical Imaging and Measurement, Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;*  
2. *University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100039, China;*  
3. *Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China*)  
\* *Corresponding author, E-mail: ciomp 2008\_fjb@sina.com*

**Abstract:** The influence of the uncertain disturbance from a variational aircraft attitude angular velocity on the forward image motion compensation of reflector in an aerial camera was researched and a disturbance observer was designed to observe the equivalent disturbance restrained by the corresponding compensation of the controller. The mathematic model for a mirror system was introduced based on the torque disturbance. Then, the external torque disturbance and the difference between nominal model and actual target caused by the variational model parameters were equivalent to the control input. The equivalent compensation was brought in the control to suppress the disturbance. Finally, the propose method was used to design a controller with a disturbance observer for an aerial camera mirror

收稿日期: 2013-01-05; 修订日期: 2013-03-17.

基金项目: 国家 863 高技术研究发展计划资助项目 (No. 2009AA7010102)

to achieve image motion compensation control. The experimental results show that as compared with advanced PID method, the compensation control algorithm based on the disturbance observer can reduce the forward image motion residuals by about 40%—60% under the same disturbance. In conclusion, the method improves the compensation precision and the robustness of compensation control for forward image motion of the reflector in the aerial camera.

**Key words:** aerial camera; image motion compensation; forward image motion; observer; controller; advanced PID

## 1 引言

航空相机对地面目标航拍成像需要一定的曝光时间以使记录介质获得足够的光能量,而机载平台的高速运动、姿态变化以及航空相机的摆动、震动等因素导致的曝光时间内感光介质与被照地物影像间存在相对运动会带来图像拖尾效应,导致图像模糊,即像移。像移的存在很大程度上影响了航空摄影图像的质量,包括图像边缘模糊,灰度失真,对比度和分辨率下降等。为了获得高质量的航空摄影图像,必须进行像移补偿,而在影响航空成像的各种像移中,由飞机的前向高速运动及飞机姿态角速度变化所引起的前向像移的影响最大<sup>[1]</sup>。像移补偿精度不仅与补偿机构本身的执行精度有关<sup>[2]</sup>,也与控制方法有关<sup>[3-4]</sup>。

在某些航空相机中位角反射镜控制系统可以补偿飞机前向飞行和姿态角速率引起的前向像移。在进行像移补偿时,变化的飞机姿态角速度成为像移补偿过程中的外界干扰源。为了减小或消除控制系统在输入信号和扰动信号作用下的稳态误差,通常需要增大系统开环增益或扰动作用点之前系统的前向通路增益,或在前向通道或主反馈通道设置串联积分环节。特别需要指出,在反馈控制系统中,设置串联积分环节或者增大开环增益以消除或减小稳态误差的措施,必然导致系统稳定性的降低,甚至造成系统的不稳定,从而恶化系统的动态性能。目前,航空相机伺服控制主要采用超前滞后校正负反馈控制,扰动作用点之前的前向增益对飞机姿态角速度变化扰动进行抑制,然而,权衡系统的稳定性、稳态误差与动态性能之间的关系决定了这种抑制作用是相当有限的。

在控制工程领域,曾经出现两个原理:“内模原理”和“绝对不变性原理”可以用于解决干扰问

题。所谓“内模原理”就是利用在系统内部复制一个参考输入和干扰输入的不稳定模型来达到完全的渐进跟踪和扰动抑制的原理。但是,由于扰动的不确定性且通常难于观测,所以很难生成扰动的模型,从而限制了内模原理的应用<sup>[5]</sup>。“绝对不变性”原理基于直接测量扰动的基础上来消除扰动的影响,这也限制了其在工程上的应用。

韩京清<sup>[5]</sup>教授指出,从完成控制的目的看,如果一种扰动作用对输出没有影响,那就不需要考虑这种扰动的影响,需要消除的是能够影响输出的扰动,既然某一种扰动能够影响输出,必然在输出信息中得以反映,从而就有可能以适当方式处理被控输出来估计扰动作用。借助现代控制中状态观测器的思想设计了多种非线性扩张状态观测器,进而开创了“自抗扰控制技术”。Atsuo K等<sup>[6]</sup>针对慢干扰系统,在滑模控制中设计了一种有效的观测器。王新华等<sup>[7]</sup>设计了一种扩张观测器来对非线性不确定系统进行输出跟踪, H. K. Khalil<sup>[8]</sup>对该扩张观测器的收敛性进行了分析。徐向波等人<sup>[9]</sup>设计了基于角加速度的陀螺框架伺服系统干扰观测器,其设计思想是:卡尔曼滤波器利用角位置估计出角速度并送往状态观测器以获取准确的角加速度,角加速度和电流作为干扰观测器的输入以获得补偿电流,补偿电流加到电流环的输入端以补偿各种干扰。总之,利用观测器对干扰进行观测来提高控制性能的方法工程实现比较容易,因而广受青睐。

文献[3-4]将外部力矩干扰及模型参数变化造成的实际对象与名义模型输出的差异等效到控制输入端,即观测出等效干扰。在控制中引入等效的补偿,实现对干扰的抑制。本文采用该方法对面阵相机位角反射镜速度补偿系统进行干扰观测,进而在控制器中加以抑制<sup>[10-11]</sup>,从而提高前向像移补偿精度。

## 2 飞机姿态角速度变化扰动的影响

### 2.1 前向像移

在曝光时间内,由于机载平台继续向前飞行,地面上的欲拍点  $A$  相对于机载平台向后运动到了  $A'$  点,该点通过光学系统成像于  $a'$  点,从而导致像点  $a$  变为像线  $aa'$ ,即产生前向像移,导致图像模糊不清。

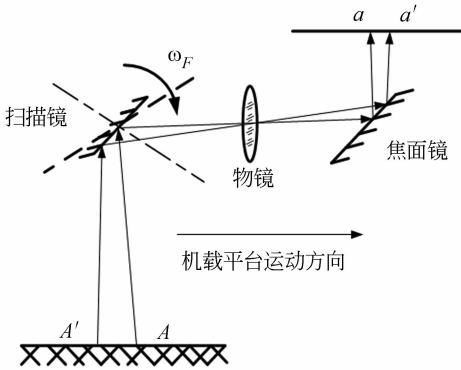


图 1 前向像移原理示意图

Fig. 1 Principle diagram of forward image motion

图 1(a)中地物点  $A$  经反射镜和透镜组后成像在焦平面  $a$  点,由于曝光的瞬时反射镜随飞机前行一段距离,则点  $A$  在焦平面上的像移动到  $a'$  点,在快门曝光的同时以一定的角速度旋转反射镜,使地物点在相机像面上的像点  $a$  保持在原位来实现前向像移速度补偿,如图 1(b)所示。

面阵 CCD 相机前向像移公式:

$$v_{FM} = \frac{v}{H} \times \cos \varphi \times \cos^2 p \times \cos \theta, \quad (2)$$

其中: $v_{FM}$ 为前向像移速度, $v$ 为飞机飞行速度, $H$ 为飞行高度, $\varphi$ 为飞机俯角, $p$ 为飞机俯仰角, $\theta$ 为飞机偏流角。在曝光时间  $t$  内,焦距为  $f$  时,相机的前向像移量  $S$  为:

$$S = \frac{v}{H} \times \cos \varphi \times \cos^2 p \times \cos \theta \times f \times t. \quad (3)$$

当焦距固定时面阵相机的前向像移量与飞机姿态、飞行速度、地物高度及曝光时间有关。

根据反射光线的转角等于二倍的平面反射镜转角的原理,故扫描反射镜的补偿角速度  $\omega_F$ :

$$\omega_F = \frac{\omega_c}{2} = \frac{v}{2H} \times \cos \varphi \times \cos^2 p \times \cos \theta. \quad (4)$$

当飞机在速高比  $v/H = 0.013$ ,假设  $\varphi = 1.5^\circ, p = 1.5^\circ, \theta = 1.5^\circ$  时,扫描反射镜的补偿角速度  $\omega_F = 0.372^\circ \cdot s^{-1}$ 。如果单纯将速高比指标折算到位角反射镜来看,位角反射镜的补偿速度为  $0.2 \sim 0.6876^\circ \cdot s^{-1}$ 。

### 2.2 飞机姿态角变化干扰分析

飞机姿态角速度变化扰动如图 2 所示,飞机姿态角速度变化的扰动分为两种,一种为直接作用在反射镜上的力矩扰动,它等效为控制端干扰;一种是被陀螺敏感而间接引入的测量扰动。

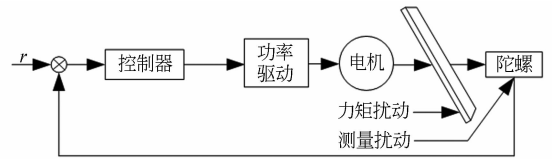


图 2 飞机姿态角速度变化扰动示意图

Fig. 2 Sketch map of variational aircraft gesture angle velocity

对反射镜系统而言,只有力矩电机受到力矩扰动才会导致像移速度波动<sup>[4]</sup>。反射镜和电机的总转动惯量为  $0.0414 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ ,假设俯仰姿态角加速度为  $6^\circ \cdot s^{-2}$ ,初始俯仰角速度为 0,则 0.1 s 内俯仰角速度将达  $0.6^\circ \cdot s^{-1}$ ,持续一段时间,后以  $-6^\circ \cdot s^{-2}$  的匀角速度开始减速,则 0.1 s 内俯仰速度减到 0,到则在匀角加速度下系统承受的等效力矩扰动为  $0.0036 \text{ N} \cdot \text{m}$ 。飞机俯仰角角速度扰动等效到施加到电机上的力矩扰动的曲线如图 3 所示。

$$T_d = J_d = 0.0414 \times \frac{6\pi}{180} = 0.00434. \quad (5)$$

反射镜转动惯量  $J = 4 \times 10^{-2} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ ,最大角加速度  $a = 1 \text{ rad} \cdot s^{-2}$ ,则需要相机反射镜最大工作力矩为:

$$M_a = 4 \times 10^{-2} \times 1 = 0.04. \quad (6)$$

则干扰力矩与反射镜最大工作力矩之比为:

$$\frac{T_d}{M_a} \times 100\% = \frac{0.00434}{0.04} \times 100\% = 10.84\%. \quad (7)$$

可见,这种力矩干扰是很显著的。然而,电机峰值堵转力矩为  $1.66 \text{ N} \cdot \text{m}$ ,干扰力矩仅为其  $0.26\%$ ,从这个角度看,只要控制器有足够抗扰能力,这个直接力矩干扰是可以得到有效抑制的。

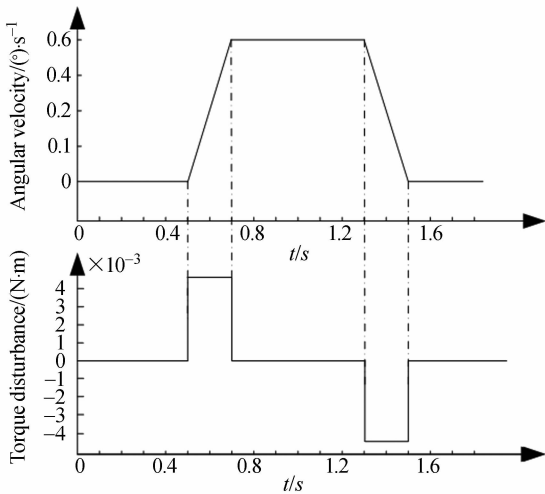


图 3 姿态角速度变化扰动与等效力矩

Fig. 3 Sketch maps of variational gesture angle velocity and equivalent torque

### 3 干扰观测器基本原理

干扰观测器的基本思想:将外部力矩干扰及模型参数变化造成的实际对象与名义模型输出的差异等效到控制输入端,即观测出等效干扰。在控制中引入等效的补偿,实现对干扰的抑制<sup>[10-11]</sup>。干扰观测器的基本结构如图 4 所示。

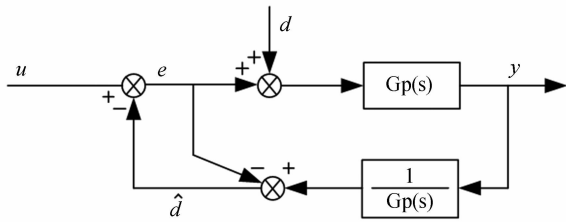


图 4 干扰观测器的基本结构

Fig. 4 Basic structure of disturbance observer

图 4 中  $G_p(s)$  为对象的传递函数,  $d$  为等效干扰,  $\hat{d}$  为观测的干扰,  $u$  为控制输入(控制器的输出),  $y$  为输出。由图 5 可以求出等效干扰的观测值  $\hat{d}$  为:

$$\hat{d} = (e + d) \times G_p(s) \times G_p^{-1}(s) - e = d \quad (8)$$

然而,对于实际的物理系统,其实现存在如下问题:通常情况下,  $G_p(s)$  的相对阶不为零,其逆在物理上不可实现;对象  $G_p(s)$  的精确数学模型无法得到,或者可以得到,但是模型精度不高;考虑测量噪声的影响,该方法的控制性能将下降。

C. J. Kempf 等<sup>[10]</sup>提出了解决上述问题的方法:在  $\hat{d}$  后面串入低通滤波器  $Q(s)$ ,并且用名义模型  $G_n(s)$  的逆来代替  $G_p(s)$  的逆,从而得到图 5 所示的基于干扰观测器的控制原理框图。

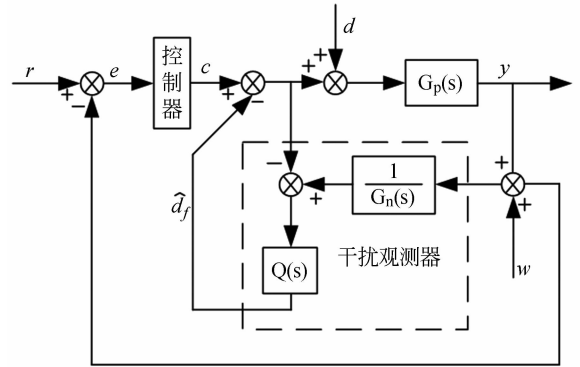


图 5 改进后的干扰观测器原理图

Fig. 5 Principle diagram of improved disturbance observer

C. J. Kempf 等<sup>[11]</sup>通过等效变换对观测器的抗干扰性能和滤波性能进行了分析,利用补灵敏度函数即鲁棒稳定性定理,对干扰观测器鲁棒性进行了说明。

从  $d$  到输出  $y$  的传递函数为:

$$G_{dy}(s) = \frac{G_p(s)G_n(s)[1-Q(s)]}{G_n(s) + [G_p(s) - G_n(s)]Q(s)} \quad (9)$$

从测量干扰  $w$  到输出  $y$  的传递函数为:

$$G_{wy}(s) = \frac{G_p(s)Q(s)}{G_n(s) + [G_p(s) - G_n(s)]Q(s)} \quad (10)$$

可见  $Q(s)$  是干扰观测器设计中一个非常重要的一环,  $Q(s)$  的相对阶应大于等于  $G_n(s)$  的相对阶,其次  $Q(s)$  带宽的设计应该同时满足观测器的鲁棒稳定性和干扰抑制能力。

### 4 带有干扰观测器的控制器设计

基于干扰观测器的控制方案如图 6 所示。其中位置控制采用位置外环和速度内环,  $\theta_0$  为期望角度位置,  $\omega_0$  为期望角速度,  $d$  为假设干扰,  $\hat{d}$  为观测器输出的干扰估计值,其中前向像移补偿由速度环来完成,本文的实验也是基于速度内环开展的。

#### 4.1 主控算法设计

位置控制算法采用串级 PID 控制,并且位置

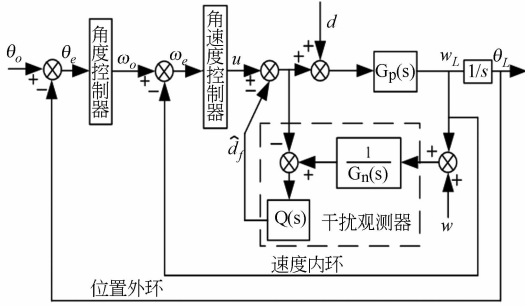


图 6 基于干扰观测器的控制方案

Fig. 6 Control scheme based on disturbance observer

环中采用变速积分 PID 算法、速度内环采用微分 PID 算法。

在普通 PID 控制中引入积分环节的目地,主要是为了消除静差,提高控制精度。由于积分系数是常数,所以在整个控制过程中,积分增量不变。尤其是在过程启动、结束或大幅度更改给定时,瞬时间会使得系统有很大偏差,会造成积分运算长时间积累,致使控制量超过执行机构控制极限,引起大的超调或振荡,因此如何根据系统偏差大小改变积分的速度和程度,对于提高系统品质至关重要。本文采用变速积分,其基本思想为偏差越大,积分越慢,偏差越小,积分越快。变速积分 PID 算法为:

$$u(k) = k_p e(k) + k_i \left\{ \sum_{i=0}^{k-1} e(i) + f[e(k)]e(k) \right\} T + K_d [e(k) - e(k-1)], \quad (11)$$

式中:  $f[e(k)]$  为变速积分比例因子,  $f[e(k)]$  与偏差  $e(k)$  的关系可以是线性的或者非线性的,本文采用如下形式的表达式<sup>[7]</sup>:

$$f[e(k)] = \begin{cases} 1 & |e(k)| \leq B \\ \frac{A - |e(k)| + B}{A} & B < |e(k)| \leq A + B \\ 0 & |e(k)| > A + B \end{cases} \quad (12)$$

此种算法对  $A$ 、 $B$  两个参数要求不苛刻,参数容易整定。

速度内环采用微分先行算法<sup>[10]</sup>,其特点是只对输出量进行微分,而对给定值不做微分,这样在给定值突变的情况下,被控量的变化通常比给定变化要缓和,可以避免给定值突变时引起系统的振荡,从而明显改善了系统的动态特性。

令微分部分的传递函数为

$$\frac{u_{vd}(s)}{y(s)} = \frac{T_d s + 1}{\gamma T_d s + T}, \quad (13)$$

式中:  $\frac{1}{\gamma T_d s + T}$  相当于低通滤波器,  $\gamma$  小于 1。由差分得到微分先行控制律为:

$$u_{vd}(k) = \frac{\gamma T_d}{\gamma T_d + T} u_{vd}(k-1) + \frac{T_d + T}{\gamma T_d + T} y(k) + \frac{T_d}{\gamma T_d + T} y(k-1), \quad (14)$$

速度内环微分先行 PID 控制律为:

$$u_v(k) = u_{vpi}(k) + u_{vd}(k). \quad (15)$$

## 4.2 观测器方案设计

为实现对低频干扰的有效观测和高频噪声的有效滤除,  $Q(s)$  的工程原则为在低频段,  $Q(s) = 1$ ; 在高频段,  $Q(s) = 0$ 。目前普遍使用的设计方法为 H. S. Lee<sup>[11]</sup>

$$Q(s) = \frac{\sum_{k=0}^N \frac{D!}{(D-k)!k!} (\tau s)^k}{(\tau s + 1)^D}, \quad (16)$$

式中:  $D$  为分母的阶数,  $N$  为分子的阶数。  $Q(s)$  的设计归结为确定参数  $D$ 、 $N$  和  $\tau$ 。  $D$  和  $N$  的选择要保证  $Q(s)G_n^{-1}(s)$  正则;  $Q(s)$  阶数不应太高,否则影响观测器稳定性;  $\tau$  决定了  $Q(s)$  的带宽,  $\tau$  越小,  $Q(s)$  带宽越宽,抑制外干扰能力越强,但对测量噪声敏感度增大;反之,  $\tau$  越大,  $Q(s)$  带宽越窄,对测量噪声不敏感,但抑制外干扰能力也变弱。

本文采用分母为三阶,分子为一阶的低通滤波器,  $D=3$ ,  $N=1$ ,  $k=0, 1$ , 带入式(16), 得低通滤波器:

$$Q(s) = \frac{3\tau s + 1}{(\tau s)^3 + 3(\tau s)^2 + 3\tau s + 1}. \quad (17)$$

$\tau$  取 0.001, 名义模型  $G_n(s)$  采用辨识模型, 采用频率特性辨识的办法获得位角伺服控制系统的传递函数为:

$$G_n(s) = \omega(s)_{motor} = \frac{10}{0.000637s^2 + 0.0737s + 1}. \quad (18)$$

位置外环  $K_p = 13.5$ ,  $K_i = 0.2$ ,  $K_d = 5$ , 并且采用变速积分的办法对积分项按照偏差大小进行控制, 变速积分比例因子系数  $A = 0.5$ 、 $B = 0.8$ , 速度内环采用微分先行 PID 控制算法中  $K_{vp} = 10$ ,  $K_{vi} = 0.2$ ,  $K_{pd} = 5$ ,  $\gamma = 0.8$ , 控制系统采样周期  $T = 0.001$  s. 本文涉到的离散化均采用零阶保持

离散化方法。

## 5 实验验证与总结

### 5.1 实验平台

本文实验以某型面阵相机位角伺服控制系统为被控对象,采用相机配套桌面调试系统实现控制方案,桌面调试系统见图 7 所示。采用 TMS320F2812 作为处理器,采用光电编码器作为位置传感器,采用光纤陀螺作为速率传感器。

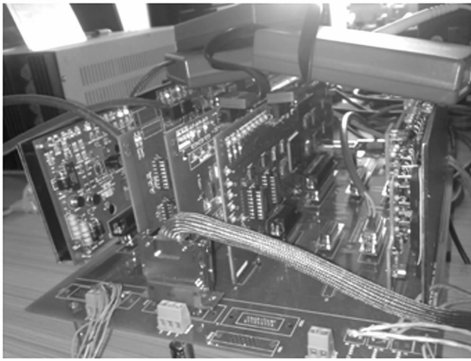


图 7 桌面调试系统

Fig. 7 Desktop debugging system

### 5.2 实验

实验一:针对某型面阵相机,采用图 6 中控制方案的速度内环进行像移补偿控制实验。假设飞机当前所需反射镜的补偿角速度为  $0.5^\circ \cdot s^{-1}$ ,采用不带干扰观测器的速度内环进行像移补偿控制所得速度误差曲线如图 8 所示,采用带干扰观测器的速度内环进行像移补偿控制所得速度误差曲线如图 9 所示。

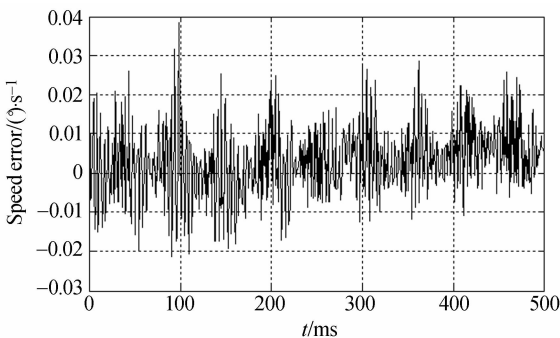


图 8 不带干扰观测器的速度误差曲线

Fig. 8 Velocity error curve without disturbance observer

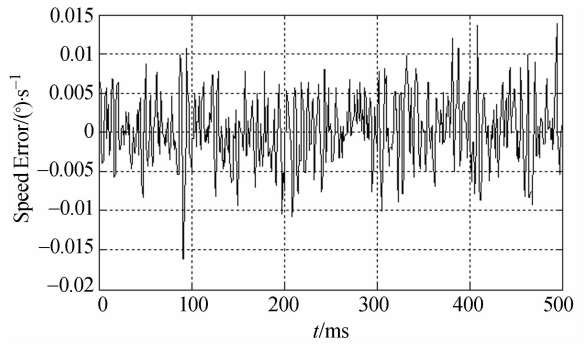


图 9 带干扰观测器的速度误差曲线

Fig. 9 Velocity error curve with disturbance observer

从图 8 和图 9 可以看出,加入干扰观测器后,系统速度稳态误差带由  $\pm 0.035^\circ/s$  减小到  $\pm 0.015^\circ/s$ ,假设曝光瞬时间为  $1/200 s$ ,则像面像移残差减小 60%,速度误差及像面像移残差结果见表 1。

表 1 实验一速度误差及像面像移残差结果

Tab. 1 Results of velocity error and image plane motion residual error in experiment 1

控制算法	稳速绝对误差/ $(^\circ) \cdot s^{-1}$	稳速相对 误差/(%)	像面像移残差 / $\mu m$
无观测器	0.035	7	5.74
带观测器	0.015	3	2.45

实验二:人为加入方波干扰信号,在控制器输出端即功率放大环节的输入端加入方波扰动信号,信号幅值为 0.5,信号周期为 1 s。在程序中对干扰进行记录。分别采用不带干扰观测器和带干扰观测器的速度内环进行速度控制,不带干扰观测器的速度响应曲线如图 10 所示,带干扰观测器的速度响应曲线如图 11 所示。

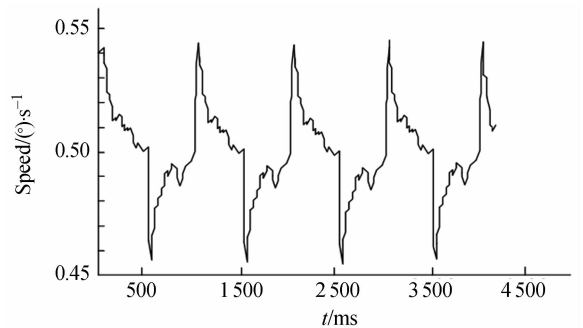


图 10 不带干扰观测器的速度响应曲线

Fig. 10 Velocity response curve without disturbance observer

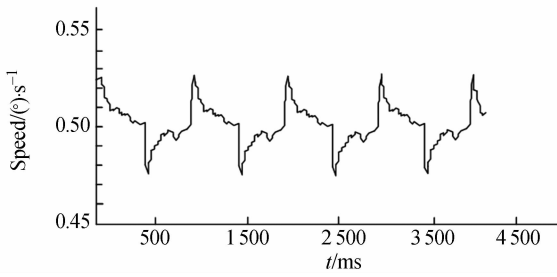


图 11 带干扰观测器的速度响应曲线

Fig. 11 Velocity response curve with disturbance observer

对比图 10 和图 11 可以看出,加入干扰观测器后,系统对方波干扰信号的抵抗能力明显提升,假设曝光瞬时间为  $1/200$  s,则像面像移残差减小 44%,速度误差及像面像移残差结果见表 2。

表 2 实验二速度误差及像面像移残差结果

Tab. 2 Results of velocity error and image plane motion residual error in experiment 2

控制算法	稳速绝对误差 ( $^{\circ} \cdot s^{-1}$ )	稳速相对 误差/(%)	像面像移残差 / $\mu\text{m}$
无观测器	0.050	10	8.2
带观测器	0.028	5.6	4.6

## 参考文献:

- [1] 黄浦, 葛文奇, 李友一, 等. 航空相机前向像移补偿的线性自抗扰控制[J]. 光学精密工程, 2011, 19(4): 812-819.  
HANG P, GE W Q, LI Y Y, *et al.*. Linear auto disturbance rejection control of forward image motion compensation in aerial cameras[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2011, 19(4): 812-819. (in Chinese)
- [2] 李延伟, 远国勤. 面阵彩色航空遥感相机前向像移补偿机构精度分析[J]. 光学精密工程, 2012, 20(11): 2439-2443.  
LI Y W, YUAN G Q. Accuracy analysis of forward image displacement compensation device for aerial scan color CCD camera[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2012, 20(11): 2439-2443. (in Chinese)
- [3] 黄浦, 修吉宏, 李军, 等. 航空相机镜筒位置控制

## 6 结 论

为了减小某型相机反射镜进行前向像移补偿时飞机姿态角速度变化的不确定性扰动对补偿效果的影响,设计干扰观测器来观测等效干扰,在控制器中加以补偿,实现干扰的有效抑制。采用干扰观测器的办法,将外部力矩干扰及模型参数变化造成的实际对象与名义模型输出的差异等效到控制端。然后,在控制中引入等效的补偿,实现对干扰的抑制。根据某型面阵相机反射镜组件补偿控制实验结果,得出以下结论:

- (1) 该方法不必精确知道系统传递函数,突破了其他方法需要依赖系统传递函数来对干扰进行观测和估计的局限性;
- (2) 实验结果表明在相同扰动作用下,与先进 PID 方法进行比较,基于干扰观测器的补偿控制算法前向像移残差减小了 40%~60%。该方法提高了相机反射镜前向像移的移补精度和补偿控制的鲁棒性;
- (3) 该方法容易实现,不需要复杂的编程算法,编程效率较高,适合于周期紧张的航空产品研制项目。

的扰动估计与补偿[J]. 光学精密工程, 2012, 20(4): 803-810.

- HUANG P, XIU J H, LI J, *et al.*. Disturbance estimation and compensation of position control of lensbarrels in aerial cameras[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2012, 20(4): 803-810. (in Chinese)
- [4] 扈宏杰, 王元哲. 机载光电平台的复合补偿控制方法[J]. 光学精密工程, 2012, 20(6): 1272-1281.  
HU H J, WANG Y Z. Composite compensation control scheme for airborne opto-electronic platform[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2012, 20(6): 1272-1281. (in Chinese)
- [5] 韩京清. 自抗扰控制技术——估计补偿不确定因素的控制技术[M]. 北京: 国防工业出版社.  
HAN J Q. *Active Disturbance Rejection Control Technique — the Technique Estimating and Compensating the Uncertainties* [M]. Beijing: National Defense Industry Press. (in Chinese)

- [6] ATSUO K, HIROSHI I, KIYOSHI S. Chattering reduction of disturbance observer based sliding mode control [J]. *IEEE Transactions on Industry Applications*, 1994, 30(2): 456-461.
- [7] 王新华, 陈增强, 袁著社. 基于扩张观测器的非线性不确定系统输出跟踪[J]. *控制与决策*, 2004, 19(10): 1113-1116.  
WANG X H, CHEN Z Q, YUAN ZH ZH. Output tracking based on extended observer for nonlinear uncertain systems [J]. *Control and Decision*, 2004, 19(10): 1113-1116. (in Chinese)
- [8] KHALIL H K. *Nonlinear System* [M]. 3th edition, Prentice Hall, Upper Saddle River, New Jersey, 2002.
- [9] 徐向波, 房建成. 基于角加速度的陀螺框架伺服系统干扰观测器[J]. *北京航空航天大学学报*, 2009, 35(6): 669-672.
- XU X B, FANG J CH. Disturbance observer based on angular acceleration for gyro gimbal servo system [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2009, 35(6): 669-672. (in Chinese)
- [10] 刘金琨. 先进 PID 控制 MATLAB 仿真[M]. 3 版. 北京: 电子工业出版社.  
LIU J K. Advanced PID control MATLAB simulation [J]. 3th Ed. Beijing: Publishing House of Electronics Industry. (in Chinese)
- [11] LEE H S. *Robust Digital Tracking controllers for high-Speed/High\_accuracy positioning systems* [D]. Mech. Eng, Univ. California, Berkeley, 1994.

#### 作者简介:



**付金宝**(1982—),男,吉林长春人,助理研究员,2006年于吉林大学获得学士学位,2008年于浙江大学获得硕士学位,主要从事航空成像与测量技术研究。E-mail: ciomp2008\_fjb@sina.com



**仲崇亮**(1985—),男,黑龙江哈尔滨人,博士研究生,于2009年在吉林大学获得工学硕士学位,主要从事航空成像与测量技术研究。E-mail: zcl441@yaho.com.cn



**丁亚林**(1964—),男,吉林长春人,研究员,博士生导师,主要从事航空成像与测量技术研究。E-mail: dingyl1964@sohu.com



**冷雪**(1976—),男,吉林长春人,助理研究员,1999年于大连海事大学获得学士学位,2006年于长春理工大学获得硕士学位。主要从事航空成像与测量技术方面的研究。E-mail: kramer@126.com

(版权所有 未经许可 不得转载)