

文章编号 1004-924X(2011)04-0812-08

航空相机前向像移补偿的线性自抗扰控制

黄 浦^{1,2}, 葛文奇¹, 李友一¹, 李 军^{1,2}, 修吉宏¹

(1. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033;

2. 中国科学院 研究生院, 北京 100039)

摘要:为消除飞机姿态角速度变化对摆扫式航空相机反射镜组件进行前向像移补偿时的扰动,设计了线性自抗扰控制器(LADRC),研究了角速度扰动与力矩扰动的等效关系和扰动估计及补偿方法。首先,分析了飞机姿态角速度扰动对像移补偿的影响;然后,建立了有力矩扰动作用时反射镜系统的数学模型,设计了用于扰动观测与估计的线性扩张状态观测器及带扰动补偿环节的控制律。最后,在反射镜组件上对 LADRC 的控制性能进行了实验,并与目前航空相机常用的滞后超前校正进行了比较。实验结果表明,与滞后超前校正相比,施加同样的扰动,线性自抗扰控制的扰动残差在 1.4% 以内,减小了 75% 左右,稳速精度达到 0.25%,提高了扫描反射镜的稳速性能和鲁棒性。

关键词:像移补偿;角速度扰动;扰动估计;扩张状态观测器;线性自抗扰控制

中图分类号: V447.3; TP273 **文献标识码:** A **doi:** 10.3788/OPE.20111904.0812

Linear auto disturbance rejection control of forward image motion compensation in aerial cameras

HUANG Pu^{1,2}, GE Wen-qi¹, LI You-yi¹, LI Jun^{1,2}, XIU Ji-hong¹

(1. *Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;*

2. *Graduate University of the Chinese Academy of Sciences, Beijing 100039, China*)

Abstract: A Linear Auto Disturbance Rejection Controller(LADRC) is designed to eliminate the disturbance from the variational aircraft gesture angle velocity on forward image motion compensation of the reflector in an aerial camera. The research includes the equivalent relation between angle velocity and torque disturbance, as well as the estimation and compensation methods of disturbance. Firstly, the influence of angle acceleration on the image motion compensation is analyzed. Then, a mathematic model of reflector system is established with consideration of the torque disturbance, and a linear extended state observer to estimate the disturbance and a control law with disturbance compensation link are designed. Finally, an experiment on the reflector is performed to test the control performance of the LADRC. Experiment results indicate that residual error of LADRC is within 1.4%, which has reduced 75% as compared with that of traditional lag-lead compensation method. Furthermore, the stable state speed precision of the LADRC reaches 0.25%. In conclusion, the control method improves the

收稿日期:2010-08-04;修订日期:2010-08-30.

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

reflector performance of cameras in speed precision and robustness.

Key words: image motion compensation; angle velocity disturbance; disturbance estimation; extended state observer; Linear Auto Disturbance Rejection Control(LADRC)

1 引言

航空相机在进行航空摄影时,大气条件、像移、离焦、曝光量、图像传感器噪声等因素都会影响相机成像质量,其中,像移对图像质量的影响较大,而产生像移的原因主要有载机的运动、姿态角速度变化、振动及相机摆扫等。要获得高清晰和高分辨力的航拍图像必须进行像移补偿,而进行像移补偿时,由飞机的前向运动及飞机姿态角速度变化所引起的前向像移是需要重点考虑的问题^[1-3]。

摆扫式航空相机中的反射镜控制系统可用于补偿由于飞机飞行及俯仰/偏航方向姿态角速度变化所产生的前向像移。其中,前者所产生的像移速度值由飞行速度和高度参数计算,并作为速度给定量输入到系统中,属于像移主动输入量;后者作为像移补偿过程中的外部扰动,由俯仰/偏航速率陀螺敏感出来作为速度反馈,依靠伺服系统自身调节能力进行补偿,属于像移被动输入量。目前,航空相机中广泛采用的滞后超前校正利用负反馈特性对角速度扰动进行补偿的。负反馈对扰动有一定的抑制作用,但由于没有对扰动进行估计和补偿,对扰动的抑制能力主要取决于扰动作用点之前的系统前向通道增益,并不能完全消除其影响,像移补偿残差较大。在扰动补偿研究领域,控制工程上出现过两个原理:其一是“绝对不变性原理”,即在直接测量扰动的基础上消除扰动影响;其二是“内模原理”,它以生成扰动的准确模型为基础。但由于扰动的不可观测及模型的不确定性,这两种思想在工程上并未得到有效运用^[4]。

自抗扰控制技术是最近几年在数字控制领域发展起来的一种新型扰动补偿技术,其突出特征就是把作用于被控对象的所有不确定因素都归结为“未知扰动”,用对象的输入输出数据对其进行估计并给予补偿,并不需要直接测量外扰和事先知道扰动模型,本质上彻底突破了“绝对不变性原

理”和“内模原理”的局限性^[5-7]。本文运用线性自抗扰控制技术,利用线性扩张状态观测器对系统扰动总和进行估计并生成扰动补偿量,设计了合理简单的控制律,所产生的控制量和扰动补偿量组合决定最终控制量,用于消除由飞机姿态角速度变化导致的像移速度波动,减小扰动残差,提高控制系统的抗干扰能力和鲁棒性。

2 飞机姿态角速度扰动分析

摆扫式航空相机反射镜在补偿由于飞机飞行及姿态变化引起的前向像移过程中,速率陀螺感应到的飞机俯仰/偏航角速度信号也会反馈到系统输入端,当飞机姿态角速度变化时,像移补偿速度就会产生波动。为保证成像质量,反射镜对地速度应保持不变,因此要求反射镜系统尽可能减小或消除飞机姿态角速度变化对像移补偿速度的影响。

当飞机在典型速度 $v=800$ km/h,典型高度 $H=4\ 500$ m 参数下飞行时,根据扫描反射镜进行像移补偿时,反射光线的转角二倍于平面反射镜转角的原理,反射镜实际应补偿的前向像移角速度满足如下关系:

$$\omega_{\text{FMC}} = \frac{1}{2} \times \frac{v \times 180}{H \times 3.6 \times \pi} \approx 1.41 \text{ (}^\circ\text{)/s}.$$

设飞机姿态角速度变化曲线如图1所示。飞机初始角速度为零,补偿过程中某点开始产生角速度,且角加速度为 $\alpha=5$ ($^\circ$)/s²,最终稳定在1 ($^\circ$)/s,则扰动时间为0.2 s,持续一段时间后以相等的负加速度减速到零。对于反射镜系统而言,只有对电机的力矩扰动才会导致像移速度波动。已知力矩电机与反射镜组件的总转动惯量 $J=0.071\ 4$ kg·m²,则该匀角加速度下对系统等效的力矩扰动为:

$$M_{\text{d}} = J_{\alpha} = 0.0714 \times \frac{5\pi}{180} = 0.006\ 23 \text{ N} \cdot \text{m}.$$

根据以上分析,飞机姿态角速度扰动等效到施加在电机上的力矩扰动的曲线如图2所示。对

于以匀角加速度变化的姿态角速度扰动,可以等效为施加于反射镜系统电机上的幅值约为 $0.006\ 23\ \text{N}\cdot\text{m}$ 的方波力矩扰动。当角加速度为零时,虽然飞机存在角速度,但对系统而言,不存在力矩扰动,因此对系统输出没有影响,即只有变化的飞机姿态角速度才会对电机产生力矩扰动,从而使像移补偿速度产生波动。

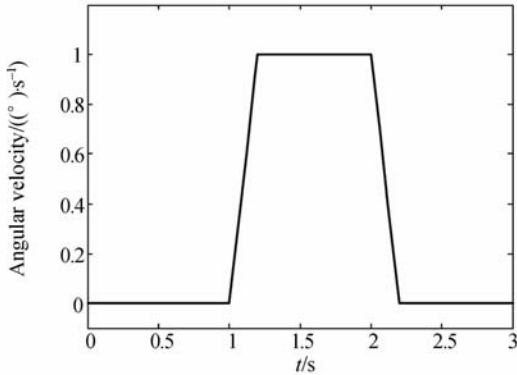


图 1 飞机姿态角速度扰动

Fig. 1 Disturbance of airplane gesture angle velocity

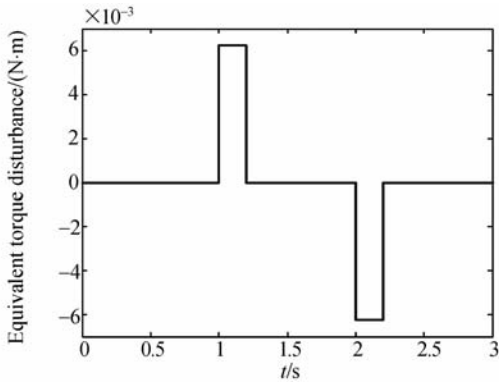


图 2 等效力矩扰动

Fig. 2 Equivalent torque disturbance

3 模型建立与线性扩张状态观测器设计

3.1 反射镜模型建立

反射镜控制系统是由直流力矩电机直接驱动的系统,在同时施加给定前向像移速度输入和力矩扰动输入时,被控对象的输出传递函数为式(1),式中 $y(s)$, $u(s)$, $d(s)$ 分别为速度输出、反射

镜控制器输出控制量和系统外部扰动力矩输入的拉氏变换。

$$y(s) = \frac{1\ 122}{s^2 + 1\ 657.3s + 1\ 963.5} u(s) + \frac{14s + 23211}{s^2 + 1\ 657.3s + 1\ 963.5} d(s), \quad (1)$$

将式(1)以微分方程的形式可表示为:

$$\ddot{y} = -1\ 657.3\dot{y} - 1\ 963.5y + 14\dot{d} + 23\ 211d + 1\ 122u, \quad (2)$$

令

$$f = 1657.3\dot{y} - 1963.5y + 14\dot{d} + 23211d + (1122 - b_0)u, \quad (3)$$

则式(2)可以简化为:

$$\ddot{y} = f + b_0 u. \quad (4)$$

式(4)中的 b_0 称为扰动补偿因子,是决定补偿强弱的因子,在控制器中作为可调参数使用。从式(3)可以看出, f 不仅包含了与力矩扰动有关的表征外部扰动的信息,也包含了与输出信息有关的表征系统内部动态特性的信息,因此, f 可以被称为一种广义的扰动,反映的是所有对系统输出有影响的扰动信息^[8]。

3.2 线性扩张状态观测器设计

将方程(4)写为状态空间形式为:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = x_3 + b_0 u \\ \dot{x}_3 = h \\ y = x_1 \end{cases} \quad (5)$$

由式(1)可知,反射镜系统为二阶被控对象, x_3 作为一个扩张的状态被加入到系统中, $x_3 = f$, 而 $h = \dot{f}$ 可以看作系统未知的扰动总和。因此, f 可以应用基于状态空间模型的三阶状态观测器进行估计。

状态空间形式(5)可写成:

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu + Eh \\ y = Cx \end{cases}, \quad (6)$$

$$\text{其中 } A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} 0 \\ b_0 \\ 0 \end{bmatrix}, C = (1 \ 0 \ 0),$$

$$E = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}.$$

假设 f 是完全未知的,即飞机角速度变化的模型是未知的,则为系统设计的线性扩张状态观

测器 (Linear Extended State Observer, LESO) 如下^[9-11]:

$$\begin{cases} \dot{\hat{z}} = \mathbf{A}z + \mathbf{B}u + \mathbf{L}(y - \hat{y}) \\ \hat{y} = \mathbf{C}z \end{cases}, \quad (7)$$

其中 \mathbf{L} 为观测器增益向量, $\mathbf{L} = \begin{bmatrix} \beta_1 \\ \beta_2 \\ \beta_3 \end{bmatrix}$.

由式(6)和式(7)可知,误差传递矩阵 $\mathbf{A}_e =$

$$\mathbf{A} - \mathbf{L}\mathbf{C} = \begin{bmatrix} -\beta_1 & 1 & 0 \\ -\beta_2 & 0 & 1 \\ -\beta_3 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \text{ 则 } \mathbf{A}_e \text{ 的特征方程为:}$$

$$\lambda(s) = s^3 + \beta_1 s^2 + \beta_2 s + \beta_3. \quad (8)$$

参考文献[8]提出了扩张状态观测器的带宽参数化方法,这种方法通过观测器带宽 ω_o 对观测器进行极点配置。根据这种方法,对本系统而言,需要将观测器的三重极点配置在 $-\omega_o$, 因此,式(8)可以写成:

$$\lambda(s) = s^3 + \beta_1 s^2 + \beta_2 s + \beta_3 = (s + \omega_o)^3, \quad (9)$$

比较系数可知: $\beta_1 = 3\omega_o, \beta_2 = 3\omega_o^2, \beta_3 = \omega_o^3$ 。

因此,系统的线性扩张状态观测器 LESO 具体形式如下:

$$\dot{z} = (\mathbf{A} - \mathbf{L}\mathbf{C})z + (\mathbf{B} \quad \mathbf{L}) \begin{pmatrix} u \\ y \end{pmatrix} =$$

$$\begin{bmatrix} -3\omega_o & 1 & 0 \\ -3\omega_o^2 & 0 & 1 \\ -\omega_o^3 & 0 & 0 \end{bmatrix} z + \begin{bmatrix} 0 & 3\omega_o \\ b_0 & 3\omega_o^2 \\ 0 & \omega_o^3 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} u \\ y \end{pmatrix}, \quad (10)$$

将该 LESO 离散化后为:

$$\begin{cases} z_1(k+1) = z_1(k) + T(-3\omega_o z_1(k) + z_2(k) + 3\omega_o y) \\ z_2(k+1) = z_2(k) + T(-3\omega_o^2 z_1(k) + z_3(k) + b_0 u + 3\omega_o^2 y), \\ z_3(k+1) = z_3(k) + T(-\omega_o^3 z_1(k) + \omega_o^3 y) \end{cases} \quad (11)$$

式(11)的 3 个观测器变量中, z_1 是对 y 的估计, z_2 是对 \dot{y} 的估计; z_3 是对 f 的估计值,即系统扰动总和的估计。观测器带宽 ω_o 作为控制器可调参数,可以采用仿真或实际系统测试的方式确定,方法是逐步加大 ω_o 值,直至观测器输出和噪声水平满足系统要求为止。

4 带扰动补偿的控制律设计

经典 PID 思想中的积分环节主要用来提高系统的稳态精度和限制系统的通频带,且当系统

前向通道受干扰作用时,在扰动作用点之前给系统串入积分环节可以在某种程度上补偿变化缓慢的干扰对系统的影响,但却会使系统的相位滞后,动态性能变差,引起条件稳定问题^[12]。因此,设计控制律时采用的是 PID 的思想,但取消了积分环节,而采用简单的 PD 控制律,并根据扰动估计值,通过扰动补偿环节的加入提高系统的稳速精度,减小或消除稳态误差,同时消除飞机姿态角速度的扰动影响。

本文采用的 PD 控制律如下:

$$u_0 = k_p(r - z_1) - k_d z_2, \quad (12)$$

其中 r 为速度输入值, k_p 为比例因子, k_d 为微分常数。需要注意的是,为了避免对速度输入信号进行微分,采用的是 $-k_d z_2$, 而不是 $k_d(\dot{r} - \dot{z}_2)$ ^[13-14]。此处,由 PD 控制律输出的 u_0 是误差反馈控制量,但还没有加入对扰动估计值 z_3 的补偿。考虑对扰动的补偿,在上文已设计的三阶线性扩张状态观测器的基础上,最终的控制量可取为:

$$u = \frac{u_0 - z_3}{b_0}, \quad (13)$$

综合误差反馈控制量和扰动补偿控制量两项,本系统设计的控制律如下:

$$u = \frac{k_p(r - z_1) - k_d z_2 - z_3}{b_0}. \quad (14)$$

根据以上设计结果,系统的自抗扰控制器设计如图 3 所示。由于状态观测器和控制律都采用线性设计方法,因此,将该控制器称为线性自抗扰控制器 (Linear auto Disturbance Rejection Controller, LADRC)。

系统最终采用的 LADRC 算法如下:

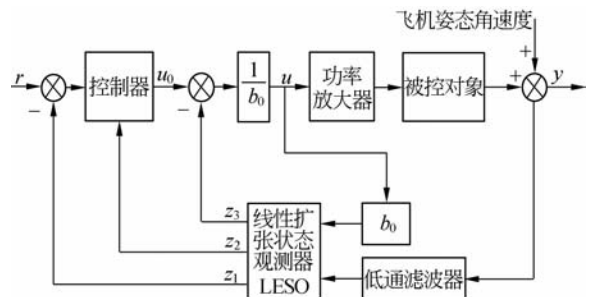


图 3 线性自抗扰控制器

Fig. 3 Linear auto disturbance rejection controller

$$\begin{cases} z_1 = z_1 + T(-3\omega_0 z_1 + z_2 + 3\omega_0 y) \\ z_2 = z_2 + T(-3\omega_0^2 z_1 + z_3 + b_0 u + 3\omega_0^2 y) \\ z_3 = z_3 + T(-\omega_0^3 z_1 + \omega_0^3 y) \\ u_0 = k_p(r - z_1) - k_d z_2 \\ u = (u_0 - z_3)/b_0 \end{cases}, \quad (15)$$

控制器的可调参数如下:比例因子 k_p , 微分常数 k_d , 观测器带宽 ω_0 , 扰动补偿因子 b_0 。选取参数时可以先确定 ω_0 及 b_0 , 再根据实际控制效果选择合适的 k_p 和 k_d , 一般情况下 $k_p \gg k_d$ 。

5 实验结果及分析

以某摆扫式 CCD 航空相机反射镜机构作为被控对象, 在实验室内分别对滞后超前校正(Lag-Lead Compensation)和 LADRC 的控制效果和扰动抑制能力进行验证。反射镜组件采用直流力矩电机驱动, 选用速率陀螺作为速度反馈元件, 实现控制算法的微处理器选用 TMS320F2812 型 DSP。在实验中, 飞机姿态角速度扰动信号通过编程方式模拟产生, 即在反射镜速率陀螺的输出信号中叠加图 1 所示的扰动信号。系统输出为反射镜对地的角速度, 其值为扰动值与陀螺输出信号之和。

对系统施加图 1 所示的姿态角速度扰动, Lag-Lead 校正的速度响应和误差曲线分别如图 4 和图 5 所示。结果表明, Lag-Lead 的稳速精度约为 1%, 系统对所施加的扰动有一定抑制作用, 但像移补偿速度波动明显, 扰动残差较大。

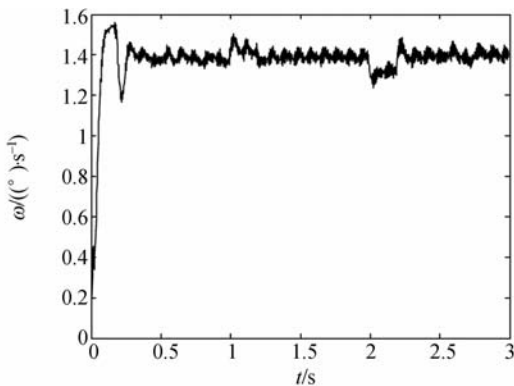


图 4 Lag-Lead 校正的速度响应

Fig. 4 Velocity response of Lag-Lead compensation

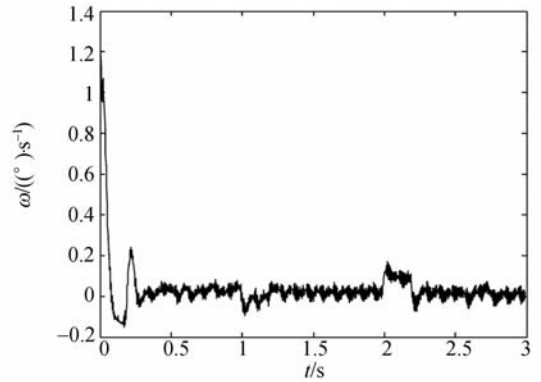


图 5 Lag-Lead 校正的速度误差

Fig. 5 Velocity error of Lag-Lead compensation

对系统施加同样的扰动, 采用 LADRC 算法进行实验。经过测试, 选取控制器相关参数如下: LESO 带宽 $\omega_0 = 200$ rad/s, 扰动补偿因子 $b_0 = 15$, 控制律参数 $k_p = 80\ 000$, $k_d = 1\ 200$ 。LADRC 根据 LESO 估计出的 f 值选取适当的控制量对扰动的作用进行抑制。LESO 对扰动 f 的估计值 z_3 曲线如图 6 所示。 f 值的变化反映了角速度扰动对系统输出的影响, 也是系统加速度的实时作用量。

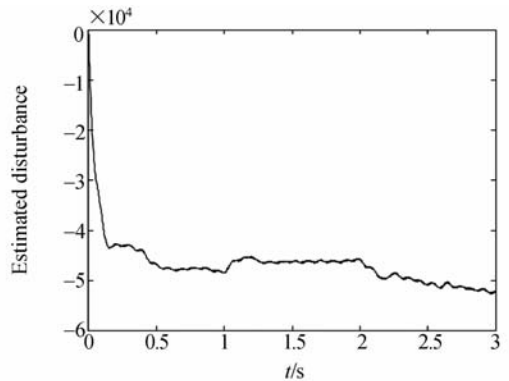


图 6 LESO 输出的扰动估计值

Fig. 6 Output estimated value of disturbance by LESO

采用 LADRC 进行控制时, 系统的速度响应曲线、误差曲线分别如图 7、图 8 所示。从图 7 中可以看出, LADRC 的扰动残差很小。扰动的残差直接反应了系统的抗扰能力。实验数据表明, LADRC 的稳速精度为 0.25%; 扰动期间, 飞机姿态角加速度为正时的扰动补偿残差约为 0.7%, 角加速度为负时的扰动补偿残差约为 1.4%。

Lag-Lead 与 LADRC 的控制性能比较如表 1 所示。

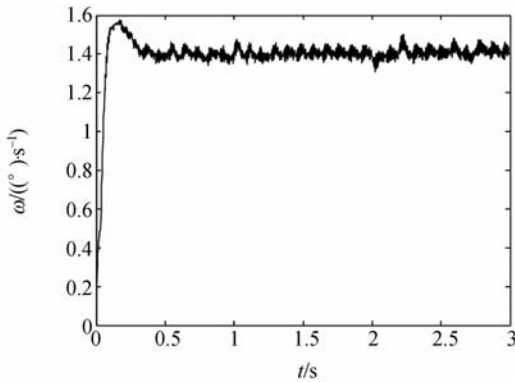


图7 LADRC的速度响应

Fig.7 Velocity response of LADRC

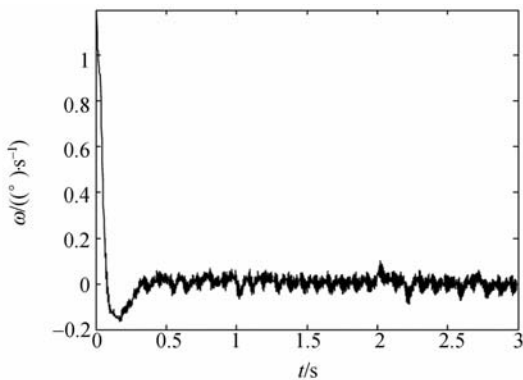


图8 LADRC的速度误差

Fig.8 Velocity error of LADRC

表1 Lag-Lead与LADRC控制性能比较

Tab.1 Control performance comparison of Lag-Lead and LADRC

算法名称	精度/ (%)	角速度扰动补偿残差/(%)	
		正加速度	负加速度
Lag-Lead	1	2.8	4.4
LADRC	0.25	0.7	1.4

通过对LADRC的控制效果和实验数据进行分析,可以得到如下结论:

(1) LADRC设计以PD控制律为基础,但

系统能迅速以接近零稳态误差达到速度给定值,稳速误差仅为0.25%,这是因为控制器包含主动扰动补偿项,这为系统设计时不采用积分校正的情况下尽可能减小或消除系统稳态误差提供了一种新思路,从而避免了采用积分校正对系统性能的不良影响。

(2) LESO能对施加于系统的扰动总和进行较准确的估计,其估计值不仅包含系统内部特性,也包含外部飞机姿态角速度扰动。因此,在扰动模型未知的情况下,对扰动进行估计与补偿是可以实现的。

(3)在LESO扰动估计的基础上,设计出的扰动补偿控制律能有效消除飞机姿态角速度变化引起的像移速度波动,像移补偿残差较小,逼近施加扰动之前的稳态值。

(4)经测试,过渡过程阶段峰值力矩为0.0125 N·m,扰动力矩为0.00623 N·m,扰动力矩约为瞬态响应过程峰值力矩的50%,属于比例比较大的力矩扰动。实验结果表明,LADRC对较大的力矩扰动具有很强的抑制能力。

6 结论

设计了一种LADRC,用于摆扫式CCD航空相机反射镜进行像移补偿时消除飞机角速度扰动的影响。设计了LESO用于估计扰动,并在控制律中进行实时补偿。实验结果表明,相比当前相机中普遍采用的滞后超前校正,LADRC未采用积分环节,能将系统稳速精度提高至0.25%,对于文中典型的飞机姿态角速度扰动,最大扰动残差在1.4%以内,扰动残差减小了75%,提高了稳速精度和系统鲁棒性,进一步改善了系统性能。该控制器能够提高摆扫式航空相机对机载环境的适应性能和改善相机成像质量,具有较高的实用价值。

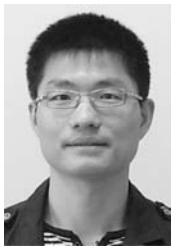
参考文献:

[1] 翟林培,刘明,修吉宏.考虑飞机姿态角时倾斜航空相机像移速度计算[J].光学精密工程,2006,14(3):490-494.
ZHAI L P, LIU M, XIU J H. Calculation of image motion velocity considering airplane gesture angle in

oblique aerial camera [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2006, 14(3): 490-494. (in Chinese)
[2] 刘明,匡海鹏,吴宏圣,等.像移补偿技术综述[J].电光与控制,2004,11(4):46-49.
LIU M, KUANG H P, WU H SH, *et al.*. Survey on the image motion compensation technology [J]. *Electronics Optics & Control*, 2004, 11(4): 46-49. (in Chinese)

- [3] 闫得杰,徐抒岩,韩诚山. 飞行器姿态对空间相机像移补偿的影响[J]. 光学精密工程, 2008, 16(11): 2199-2203.
YAN D J, XU SH Y, HAN CH SH. Effect of aircraft attitude on image motion compensation of space camera [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2008, 16(11): 2199-2203. (in Chinese)
- [4] 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, 2008.
HAN J Q. *Active Disturbance Rejection Control Technique - the technique for estimating and compensating the uncertainties* [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2008. (in Chinese)
- [5] 邱晓波, 窦丽华, 单东升, 等. 光电跟踪系统自抗扰伺服控制器的设计[J]. 光学精密工程, 2010, 18(1): 220-226.
QIU X B, DOU L H, SHAN D SH, *et al.*. Design of active disturbance rejection controller for electro-optical tracking servo system [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2010, 18(1): 220-226. (in Chinese)
- [6] 廉明, 韩振宇, 富宏亚. 自抗扰技术在卫星姿态模拟系统中的应用 [J]. 光学精密工程, 2010, 18(3): 616-621.
LIAN M, HAN ZH Y, FU H Y. Application of active disturbance rejection control technique to satellite attitude simulation system [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2010, 18(3): 616-621. (in Chinese)
- [7] 韩京清. 自抗扰控制器及其应用[J]. 控制与决策, 1998, 13(1): 19-23.
HAN J Q. Auto-disturbance-rejection controller and its applications [J]. *Control and Decision*, 1998, 13(1): 19-23. (in Chinese)
- [8] GAO ZH Q. Scaling and bandwidth-parameterization based controller tuning[C]. *Proceedings of American Control Conference*, 2003: 4989-4996.
- [9] 高志强. 控制器、观测器及其应用: 中国, 200680043153. 8[P]. 2009.
GAO ZH Q. Controller, observer and their applications; China, 200680043153. 8 [P]. 2009. (in Chinese)
- [10] GAO ZH Q, HU SH H, JIANG F J. A novel motion control design approach based on active disturbance rejection [C]. *Proceeding of the 40th IEEE Conference on Decision and Control*, 2001: 4877-4882.
- [11] RUAN J H, LI Z W, ZHOU F Y, *et al.*. ADRC based ship tracking controller design and simulations [C]. *Proceeding of the IEEE International Conference on Automation and Logistics*, 2008: 1763-1768.
- [12] 秦继荣, 沈安俊. 现代直流伺服控制技术及其系统设计[M]. 北京: 机械工业出版社, 2002.
QIN J R, SHEN AN J. *Modern DC Servo Control Technique and Its System Design* [M]. Beijing: China Machine Press, 2002. (in Chinese)
- [13] JEFFIEY C, GAO ZH Q. Uncertainty reduction through active disturbance rejection [C]. *Proceeding of the 2008 American Control Conference*, 2008: 3689-3694.
- [14] FRANK J. GOFORTH, GAO ZH Q. An active disturbance rejection control solution for hysteresis compensation [C]. *Proceeding of the 2008 American Control Conference*, 2008: 2202-2208.

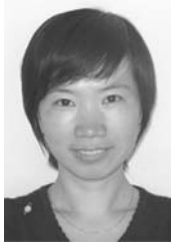
作者简介:



黄 浦(1981—),男,湖北仙桃人,博士研究生,2006年于北京航空航天大学获硕士学位,主要从事航空成像与测量技术及数字控制技术研究。E-mail: hpu8@163.com



李 军(1979—),男,辽宁葫芦岛人,博士研究生,2006年于吉林大学获硕士学位,主要从事航空成像与测量技术及数字控制技术研究。E-mail: junly8076@163.com



修吉宏(1976-),女,吉林白山人,博士,副研究员,2005年于中科院长春光学精密机械与物理研究所获博士学位,主要从事航空成像与测量的研究。E-mail:xiujihong0809@yahoo.com.cn



李友一(1968-),男,辽宁抚顺人,研究员,硕士生导师,2001年于中科院长春光学精密机械与物理研究所获硕士学位,主要从事航空成像技术的研究。E-mail:lyy_980205@yahoo.com.cn

导师简介:



葛文奇(1946-),男,吉林长春人,研究员,博士生导师,1982年于中科院长春光学精密机械与物理研究所获硕士学位,主要从事机载光电设备稳定与跟踪控制技术的研究。E-mail:hpu8@163.com

●下期预告

相关光子符合计数器的设计实现及修正方法

吕 亮^{1,2},林延东²

(1.北京理工大学 光电学院,北京 100086;

2.中国计量科学研究院 光学所,北京 100013)

为了实现利用非线性晶体自发参量下转换产生的相关光子测量光电探测器量子效率,对相关光子符合计数器的设计及符合计数结果修正方法进行了研究。首先,介绍了自发参量下转换相关光子的产生机理以及利用它进行光电探测器量子效率测量的原理。接着,设计了两种不同的符合计数装置,分别为“门控双通道光子符合计数装置”和“基于 TAC/MCA 的符合计数装置”。然后,对两种计数装置符合结果的偶然符合、丢失符合、符合器死时间、探测器死时间等误差进行了深入分析,并分别给出了修正因子及修正因子的计算和测量方法。实验结果表明:修正后两种方法量子效率测量结果的一致性小于 0.4%,均能满足量子效率符合测量的需要,并且修正方法具有很好的可操作性。