文章编号 1004-924X(2017)05-1281-10

航空光电稳定平台质量不平衡力矩的前馈补偿

申 帅[1,2],张 葆[1*],李贤涛[1],张士涛[1,2]
(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 100049)

摘要:讨论了旋翼直升机高频振动时产生的质量不平衡力矩对航空光电稳定平台性能的影响。基于传统光电稳定平台电流反馈、速度反馈、位置反馈的三闭环控制系统提出了一种基于系统模型的质量不平衡力矩前馈补偿方法。该方法通过标定平台质量偏心,利用加速度传感器获取平台加速度信号来对平台的质量不平衡力矩进行前馈补偿,实现对平台质量不平衡力矩的抑制,提高光电稳定平台的扰动抑制能力。实验结果表明:相对于传统三闭环控制系统,引入前馈补偿后系统的扰动隔离度至少提高了 6.4 dB;相对于利用扰动观测器对质量不平衡力矩进行补偿的传统补偿方案,引入前馈补偿的光电稳定平台系统不仅在低频段补偿效果提升约 12.9 dB,而且克服了扰动观测器在高频时不能补偿质量不平衡力矩带来的影响,使平台在全频段的扰动隔离度都大幅提高,视轴能更好地稳定在惯性空间内,具有较高的实用性和使用价值。

关 键 词:光电稳定平台;质量不平衡力矩;前馈补偿;高频振动;扰动隔离度
中图分类号:V243.5;TP273 **文献标识码**:A **doi**:10.3788/OPE.20172505.1281

Feedforward compensation of mass unbalance moment for airborne photoelectric stabilized platform

SHEN Shuai[1,2], ZHANG Bao[1*], LI Xian-tao[1], ZHANG Shi-tao[1,2]

(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* 100049, *China*)
** Corresponding author, E-mail: cleresky@vip.sina.com*

Abstract: The effect of mass unbalanced moment under high-frequency vibration of a helicopter on the performance of a photoelectrical stabilized platform was discussed. A system model based feedforward compensation method for mass unbalanced moment was proposed on the basis of a three closed-loop control system with current feedback, velocity feedback and position feedback on the traditional photoelectrical stabilized platform. By calibrating the mass eccentricity of the platform, the acceleration signals of the platform were obtained by a acceleration sensor to perform the feedforward compensation to suppress the mass unbalanced moment of the platform. The experiment results show that the disturbance isolation increases at least 6.4 dB after inducing the feedforward compensation

收稿日期:2016-07-21;**修订日期**:2016-10-18.
基金项目:国家"863"高技术研究发展计划资助项目(No. 2013AA122102)

system as compared with that of the traditional three closed-loop control system. Moreover, as compared with that of compensation scheme using a disturbance observer, the proposed photoelectrical stabilized platform system with the feedforward compensation not only increases its compensation ability about 12.9 dB at low-frequency, but also overcomes the problems that disturbance observer can not compensate mass unbalanced moment at high-frequency. It increases greatly the disturbance isolation at full frequencies, allows the visual axis to better keep in an inertial space and shows high practical values.

Key words: photoelectric stabilized platform; mass unbalance moment; feedforward compensation; high-frequency vibration; disturbance isolation

1 引　言

航空光电稳定平台一般挂载于侦察机底部的吊舱中，用于承载高精度的成像系统，可以实现多种光谱的探测捕获、存储分析和运算显示，是惯性导航、制导、测量的核心器件，其主要作用是隔离光学系统与外部扰动，保证视轴在惯性空间内稳定，使光学传感器的探测能力保持在理想范围内，从而完成对目标精确定位和稳定跟踪。因此，航空光电稳定平台在现代信息、武器、侦查等系统中得到了广泛的应用。

航空光电稳定平台一般采用两轴两框架结构形式[1-2]，且通常通过配重的方式克服框架结构的质量偏心，但是即使再精密的机械装调也会由于器件精度的限制使得平台存在一定程度的质心偏移，且质心偏移会跟随平台的转动而在一定范围内变化[3-4]。侦察机侦查过程中由于其自身姿态变化、对目标的追踪定位等因素会使得平台自身通过不断加速或减速进行调整，这就使质量偏心引起的质量不平衡力矩成为重要的干扰力矩。

质量不平衡力矩是由载机在空间 3 个方向产生的线加速度导致的。目前国内外学者大都在传统三闭环控制系统的基础上利用干扰观测器，并在平台与载机之间增加减振器来对质量不平衡力矩带来的干扰进行修正抑制。不过，减振器是一种非刚性结构，其减振的同时会使得视轴存在一定程度的偏移[5]。采用干扰观测器进行补偿最大的劣势就是存在时间滞后和噪声干扰。在对目标进行快速跟踪、定位时，时间滞后和噪声干扰可能会造成对目标信息的提取错误，而这种错误会直接导致对目标的跟踪、定位甚至打击出现致命性失误。因而如何补偿质量不平衡力矩给视轴带来的影响，已经成为影响航空光电稳定平台性能的重要研究目标。

考虑载机在空间内的加速度是可以被测量、滤波并补偿给电机的，如果建立加速度与电机间的关系，将线振动引起的质量不平衡力矩直接补偿给电机就能很大程度上对质量不平衡力矩进行抑制、衰减。因此，本文以传统光电稳定平台三闭环控制系统为基础，提出了一种基于系统模型的质量不平衡力矩前馈补偿方法。该方法通过标定平台质量偏心，并结合加速度传感器获取平台加速度信号对平台的质量不平衡力矩进行前馈补偿，实现了抑制平台质量不平衡力矩的目的。

2 航空光电稳定平台质量不平衡力矩

2.1 质量不平衡力矩

航空光电稳定平台结构如图 1，其工作模式是在假设平台框架的轴线和载荷的垂线是相互重合的理想状态下实现的，在这种转台下即使没有摩擦力平台的视轴也不会发生转动。但是这种状态是不可能实现的，再精密的配重也不可能使平台达到完全平衡的状态。

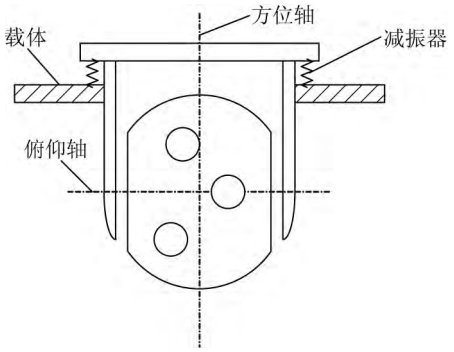
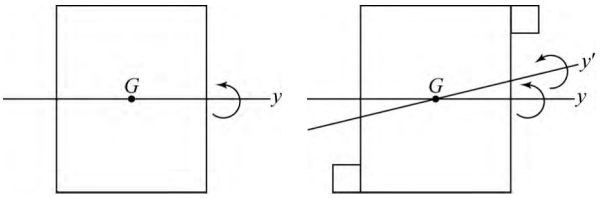


图 1　光电稳定平台平面图

Fig. 1　Plan of photoelectric stabilized platform

理想平台的质量是均匀分布的如图 2(a)，但是由于质量不平衡力矩的存在其质量分布可以描述为图 2(b)，这样平台在转动过程中会因为质心的偏移造成其转轴 y 有向 y' 运动的趋势，致使转轴承受质量偏心所带来的干扰[6]。



(a)平衡框架　(b)不平衡框架

(a)Balance framework　(b)Unbalanced framework

图 2　航空光电稳定平台的质量不平衡力矩

Fig. 2　Mass unbalance moment of aviation photoelectric stabilized platform

2.2　传统质量不平衡力矩克服方法

侦察机在对目标进行跟踪、定位的过程中，会面对目标位置随时或者时时的变化，因此侦察机和平台要时时调整自身位置以完成对目标的准确定位和稳定跟踪。此过程中转动、制动等引起的线振动使得质量不平衡力矩成为重要的干扰力矩。

航空光电稳定平台系统一般采用电流反馈、速度反馈、位置反馈的方式实现对目标的定位和跟踪。电流反馈使得电机不再受到电子噪声和反电动势的影响，从而力矩和电机呈线性关系[7]；速度反馈用于提供速率阻尼，提高系统的响应速度和稳定性；位置反馈则用于调整成像载荷视轴的精确指向，以实现对目标的跟踪定位。其原理框图(此处省略位置反馈环节)如图 3：

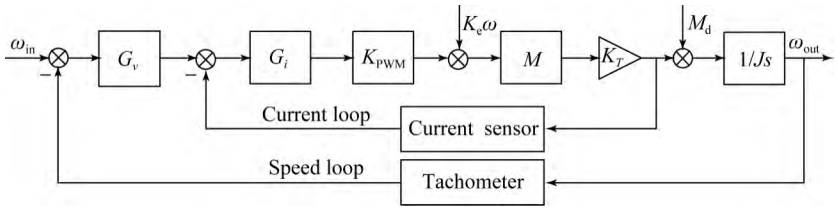


图 3　传统双闭环平台系统简化框图

Fig. 3　Simplified block diagram of traditional double closed loop system

其中，ω_{in} 为框架角速率给定，ω_{out} 为框架角速率输出，G_v 为速度环控制器，G_i 为电流环控制器，K_{PWM} 为 PWM 功率放大系数，K_T 为力矩电机力矩系数，J 为包括载荷在内的框架转动惯量，M_d 为干扰力矩(主要包括不平衡力矩和摩擦力矩)，$K_e\omega$ 为电机反电动势。

为了对平台中存在的质量不平衡力矩进行抑制，大多数平台在其本身和载机的连接处(如图 1)安装减振器，但是这种克服方法过于被动，而且由于其非刚性结构会造成视轴的指向不稳。针对这种情况，干扰观测器(Disturbance Observer，DOB)被用来对质量不平衡力矩进行补偿，其原理图如图 4 所示。

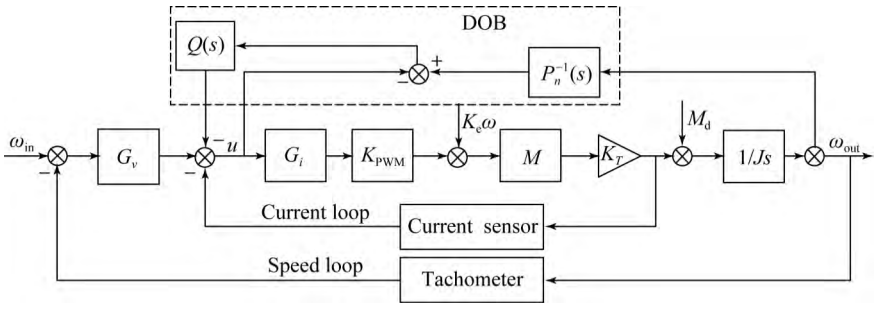


图 4　DOB 补偿后传统双闭环平台系统简化框图

Fig. 4　Simplified block diagram of traditional double closed loop system after DOB compensation

其中 u 为速度环控制器 G_v 的输出，$Q(s)$ 为低通滤波器，$P_n^{-1}(s)$ 为平台的标称逆模型。图中虚线框中的模块统称为 DOB[8-9]。利用 DOB 虽然能在一定程度上克服质量不平衡力矩，但是会存在两个问题严重影响 DOB 对系统质量不平衡力矩的补偿效果，第一就是光电稳定平台的被控对象存在积分项 K/S，对其求逆函数过程中会出现微分项。众所周知，在控制领域微分项会放大系统噪声，给系统带来额外的干扰[10-12]。对于噪声最直接的解决办法就是加滤波器，如此一来就会出现第二个问题，即滤波器会使信号产生延时。如果用这种滤波后的信号对时时进行跟踪定位的光电稳定平台系统进行补偿，滤波后的延时在平台高频转动过程中，可能会对质量不平衡力矩的补偿带来反效果。

3　质量不平衡力矩前馈补偿

针对减振器和 DOB 不能很好地对平台质量不平衡力矩进行补偿的问题，本文提出一种基于平台模型的质量不平衡力矩前馈补偿方法。

这种质量不平衡力矩补偿策略是基于数学模型的，且因不同平台其质量偏心也不尽相同，所以在此以一般平台为例加以分析。完整质量不平衡力矩补偿的数学模型需要方位轴和俯仰轴之间的耦合关系，但是从实际应用的目的出发，可以忽略其耦合关系而单独对每个轴进行分析，这样就可以建立一个简单的单轴系系统的数学模型了。

3.1　坐标系与矩阵变换

本文的数学模型主要依赖于坐标系之间的旋转变换关系。常用来描述位置坐标的坐标系有：笛卡尔坐标系、柱面坐标系、球面坐标系等。本文采用笛卡尔坐标系对坐标系与矩阵进行描述，根据右手法则在载体所在的空间内建立基坐标系 A。该坐标系的 X_A 轴指向正前方，Y_A 轴指向右侧。与载体直接固连的是方位框架，其坐标系 B 相对于坐标系 A 的 Z_A 轴旋转，即 Z_A 与 Z_B 重合，最内层的俯仰框架 C 的旋转轴 Y_C 与方位框架的坐标系 Y_B 重合，旋转后方位框架和俯仰框架对于载体坐标系的关系如图 5 所示：

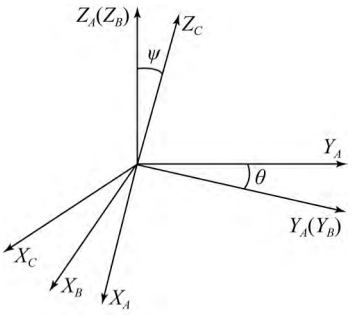


图 5　坐标变换示意图

Fig. 5　Schematic diagram of coordinate transformation

方位框架坐标系相对于载体坐标系的解析表达式如式(1)：

$$\boldsymbol{R}_A^B=\begin{bmatrix}\cos\theta & -\sin\theta & 0\\ \sin\theta & \cos\theta & 0\\ 0 & 0 & 1\end{bmatrix}, \tag{1}$$

式中：下角标 A 表示基坐标系，上角标 B 表示联体坐标系，即 $\boldsymbol{R}_A^B$ 表示框架 B 相对于框架 A 的旋转矩阵。

俯仰框架坐标系相对于方位框架坐标系的解析表达式如式(2)：

$$\boldsymbol{R}_B^C=\begin{bmatrix}\cos\psi & 0 & \sin\psi\\ 0 & 1 & 0\\ -\sin\psi & 0 & \cos\psi\end{bmatrix}. \tag{2}$$

根据“右乘联体左乘基”[13]的坐标变换原则，俯仰框架相对于载体坐标系的解析表达式如式(3)：

$$\boldsymbol{R}_A^C=\boldsymbol{R}_B^C\cdot\boldsymbol{R}_A^B=\begin{bmatrix}c\psi c\theta & -c\psi s\theta & s\psi\\ s\theta & c\theta & 0\\ -s\psi c\theta & s\psi s\theta & c\psi\end{bmatrix}. \tag{3}$$

上述矩阵的转置表示向相反的方向进行变换，如 $\boldsymbol{R}_A^C=(\boldsymbol{R}_C^A)^{\mathrm{T}}$ 可以将载体所在的基坐标系 A 变换到俯仰轴所在的联体坐标系 C 中。利用坐标变换矩阵载体的加速度 a_A 投影到方位框架的加速度 a_B 为：

$$a_B=\boldsymbol{R}_A^B\cdot a_A. \tag{4}$$

投影到俯仰框架的加速度 a_C 为：

$$a_C=\boldsymbol{R}_A^C\cdot a_A. \tag{5}$$

俯仰框架的质心加速度在该框架的旋转轴 y 轴处产生了扰动力矩：

$$\boldsymbol{T}_{Cy}=[\boldsymbol{r}_C\times m_C\cdot a_C]_y, \tag{6}$$

其中：r_C 为框架质心的位移矩阵，m_C 为俯仰框架的质量(包含载荷)。

同样，加速度 a_B 所引起的扰动力矩：

$$\boldsymbol{T}_{Bz}=[\boldsymbol{r}_B\times m_B\cdot a_B]_z. \tag{7}$$

如此，质量不平衡力矩 $\boldsymbol{T}$ 主要由两部分组成：

$$\boldsymbol{T}=\boldsymbol{T}_{Bz}+\boldsymbol{T}_{Cy}=$$
$$[\boldsymbol{r}_B(\boldsymbol{\theta})\times m_B\cdot a_B]_z+[\boldsymbol{r}_C\times m_C\cdot a_C]_y, \quad (8)$$

其中：第一项为方位框架的质量不平衡力矩，矩阵 $\boldsymbol{r}_B$ 取决于俯仰角度 $\theta(t)$，第二项为俯仰框架的质量不平衡力矩。

3.2　质量不平衡力矩的实验辨识

平台的质心会随着平台的转动而产生周期性的力矩干扰，从而影响平台的视轴。确定质心的位置成为补偿质量不平衡力矩的关键性因素。本文利用质心仪如图 6，对平台的质心位置进行测量。

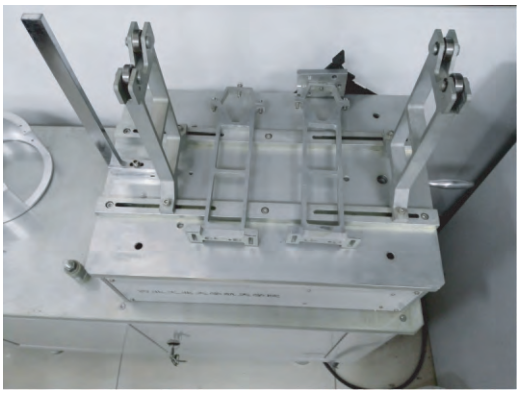


图 6　质心仪

Fig. 6　Instrument measuring the center of mass

具体测量过程：第一，通过编码器确定平台的某个位置为初始位置，将平台锁死（俯仰轴和方位轴均不能转动）；第二，将平台安装在质心仪上，并使其初始位置的方向和平台标示正方向一致，误差不超过 1°；第三，利用质心仪测量平台质量偏心。

质心仪是通过 3 个称重传感器共同完成对质量和质心的测量的。称重传感器在上平台上的垂直投影如图 7 所示：

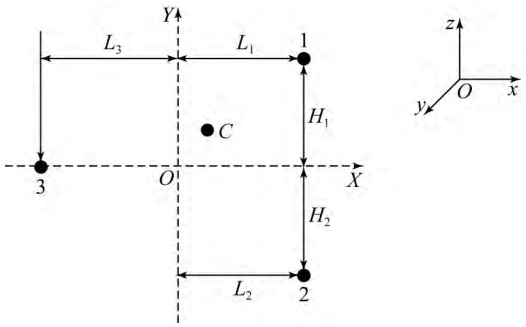


图 7　传感器安装位置示意图

Fig. 7　Schematic diagram of sensor installation position

其中点 1，2，3 分别表示 3 个称重传感器和上平台的接触点，OX、OY 为装置参考轴，原点 O 为装置的定位中心，H_1，H_2，L_1，L_2，L_3 分别为 3 个称重传感器和参考轴 OX、OY 的垂直距离。设 $oxyz$ 为光电稳定平台坐标轴，装置 OX 轴和平台轴 ox 重合，点 C 为平台在 oxy 平面的质心位置，有：

$$w=w_1+w_2+w_3, \quad (9)$$

式中：w 为平台质量，w_1，w_2，w_3 分别为 1，2，3 三点处传感器的实测值。

各点的分质量测出后，根据力和力矩平衡原理在平面 OXY 内对 OX 取矩可得平台在 oxy 平面内的径向质心 y_c 为：

$$y_c=\frac{1}{w}(w_1H_1-w_2H_2). \quad (10)$$

对 OY 取矩可得平台轴向质心 x_c 为：

$$x_c=\frac{1}{w}(w_1L_1+w_2L_2-w_3L_3). \quad (11)$$

将平台绕 x 轴转动 90°，使平台 oz 轴和装置 OY 轴平行，同理可得平台在 oxz 平面内的径向质心 z_c 为：

$$z_c=\frac{1}{w}(w_1',H_1-w_2',H_2), \quad (12)$$

式中：w_1'，w_2' 分别为平台在 90°状态时 1，2 两点处传感器的实测值。

为了尽量消除传感器定位不准（即 H_1，H_2 实际加工值和设计值有较大误差）而引起的平台径向测量误差 Δy_c，可用试件在相差 180°状态下进行两次测量取平均值。

设平台 oxy 平面和测试平台平行，其在 0°位置时径向质心测量值为 y_c^0，在 180°位置时径向质心测量值为 y_c^{180}，在 0°和 180°位置时的总质量均为 w，则有

$$y_c^0=\frac{1}{w}(w_1^0H_1-w_2^0H_2), \quad (13)$$

$$y_c^{180}=\frac{1}{w}(w_1^{180}H_1-w^2\ 180_2H_2), \quad (14)$$

式中：w_1^0，w_2^0，$w_2^{180}w_1^0$，w_2^0，w_1^{180}，w_2^{180} 分别为平台在 0°和 180°位置测得的传感器 1，2 的质量，则平台相对于其中心轴在 oxy 面的径向质心 y_c' 为：

$$y_c'=0.5(y_c^0-y_c^{180})=\frac{1}{2w}(\Delta w_1H_1-\Delta w_2H_2), \quad (15)$$

式中：$\Delta w_1=w_1^0-w_1^{180}$，$\Delta w_2=w_2^0-w_2^{180}$。

由此，通过计算出来的坐标位置和平台安装时的初始位置，以及平台本身的规格尺寸就可以

确定质心在平台的具体位置，这就是平台方位框架的质心位置。

因为旋翼直升机在执行任务的过程中会在惯性空间承受 3 个方向的线振动引起的加速度，可将 3 个加速度分解为：

$$\begin{cases}\boldsymbol{A}_x=[a_x \quad 0 \quad 0]\\ \boldsymbol{A}_y=[0 \quad a_Y \quad 0].\\ \boldsymbol{A}_z=[0 \quad 0 \quad a_z]\end{cases} \tag{16}$$

这里单独关注每个分量加速度，以 $\boldsymbol{A}_x$ 为例。平台只受 $\boldsymbol{A}_x$ 作用时，由于质量不平衡力矩的存在，在平台转动过程中，质心的位置会对视轴产生周期性的干扰。因为质心在平台的位置已经标出，所以只需根据 $\boldsymbol{A}_x$ 的方向和多组电机驱动力矩的值就可以拟合出质量不平衡力矩对电机干扰力矩 $\widetilde{\boldsymbol{T}}_{Cy}(\theta)$ 的形式如下式：

$$\widetilde{\boldsymbol{T}}_{Cy}(\theta)=\widetilde{A}'\sin\theta+\widetilde{B}'\cos\theta+\widetilde{C}', \tag{17}$$

其中：$\widetilde{A}'$ 和 $\widetilde{B}'$ 是由 $\boldsymbol{A}_x$ 按质心与基座标系中 X_A 和 X_B 的角度加权得到的，$\widetilde{C}'$ 是因为平台转动过程中摩擦力的存在而产生的。

电机正常工作时：

$$\boldsymbol{T}=\boldsymbol{F}\times D=\mu\times\varphi\times I\times D, \tag{18}$$

其中：$\boldsymbol{T}$ 表示电机力矩，$\boldsymbol{F}$ 表示电磁力、D 表示半径、φ 表示电机磁通、μ 表示电机常数、D 表示电机转矩。电机正常工作时 μ、D、φ 均为常数。设 K 为 μ、D、φ 的乘积，则有：$\boldsymbol{T}=KI$。再根据力矩和加速度的关系有：

$$\boldsymbol{T}=m\dot{\boldsymbol{\omega}}, \tag{19}$$

其中：m 表示平台质量，$\dot{\omega}$ 表示角加速度。

在速度环内拉氏域变换有：

$$KI=m\dot{\boldsymbol{\omega}}(s). \tag{20}$$

将 KI 按比例与系统电压 $U(s)$ 等效可知加速度输出 $\dot{\boldsymbol{\omega}}(s)$ 与输入电压 $U(s)$ 的关系为：

$$\frac{m\dot{\boldsymbol{\omega}}(s)}{U(s)}=K_m. \tag{21}$$

用 L 表示质心所在的位置，则：

$$\frac{L\times m\dot{\boldsymbol{\omega}}(s)}{U(s)}=\frac{\boldsymbol{T}}{U(s)}=\widetilde{K}_m. \tag{22}$$

因此式(17)可以转化为相应的电压形式，即补偿函数如式(23)：

$$U_{Cy}(\theta)=\overline{A}\sin\theta+\overline{B}\cos\theta+\overline{C}. \tag{23}$$

3.3 质量不平衡力矩的前馈补偿

通过上述方案，方位框架的质量不平衡力矩可得到辨识和补偿。但是侦察机在执行任务的过程中，作用在平台上的不仅有重力加速度，其在姿态变换的过程中，还会有振动产生的干扰加速度作用在平台上，因此需要再次用加速度传感器测量线振动产生的加速度。

利用加速度传感器对振动进行测量时，加速度传感器的安装位置十分重要。如果将加速度传感器与俯仰框架相固连，则可以直接测量到 a_A，但是要想得到准确的加速度值，加速度传感器必须准确地安装在轴系上[14-15]；否则，其测量值会混入轴系旋转所带来的向心加速度中。另一种安装方法是将加速度传感器安装在载体上，此时加速度传感器所采集到的加速度信号是载体所在的基座标系中的加速度 a_A，这样方位框架的加速度信号 a_C 必须经过坐标变换才能得到。从而利用变换后的加速度信号对系统进行前馈补偿的原理如图 8 所示。

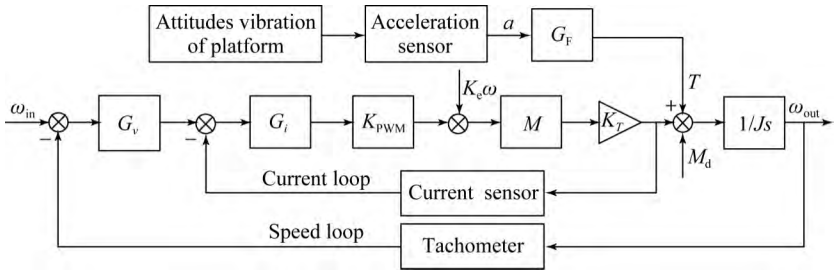


图 8　加入质量不平衡力矩前馈补偿的双闭环平台系统简化框图

Fig. 8　Simplified block diagram of double closed loop system with the feedforward compensation of unbalanced moment

从图 8 中可以看出，前馈控制器 G_F 是补偿质量不平衡力矩的核心所在，本文的前馈控制器就是通过质心仪和电机驱动力矩拟合出来的，它利用辨识得到的参数 $\overline{A}$ 和 $\overline{B}$ 计算需要补偿的电压 U，再经过比例系数将电压与力矩进行转换，从而实现质量不平衡力矩的补偿。这种扰动前馈抑制方法必须依赖对平台质量不平衡的准确模型辨识，模型的建立主要包括四个步骤：第一，将平台

锁定，并标定平台的某一初始位置；第二，利用质心仪标定平台质心位置；第三，利用质心位置和电机输出力矩的统计数据拟合补偿力矩函数；第四，通过比例系数对函数模型进行变换，并将其补偿到平台系统中去。

4　实验分析

为了验证光电稳定平台系统引入质量不平衡力矩前馈补偿策略后系统的扰动抑制能力，将平台安装在模拟飞机线振动的振动台上进行了模拟实验，实验台如图 9。



图 9　模拟飞机线振动的振动台

Fig. 9　Vibration shaker for simulating aircraft line

4.1　DOB 补偿速度稳定实验

为了测试传统平台控制系统加入 DOB 后系统视轴稳定精度的提高程度，设定振动台在 0.24g 的加速度下，以不同频率的正弦加速度进行振动。因振动台自身限制，其振动频率不能低于 5 Hz，其扰动隔离度的提高程度如表 1，图 10 是其各个频率视轴的波动曲线。

表 1　加入 DOB 后扰动隔离度的提高程度

Tab. 1　Improvement of disturbance isolation degree after DOB compensation

Disturbance frequency/Hz	Improvement of disturbance isolation degree/dB
5	3.4
6	2.7
7	1.3
8	0.36
9	−0.99
10	−2.1

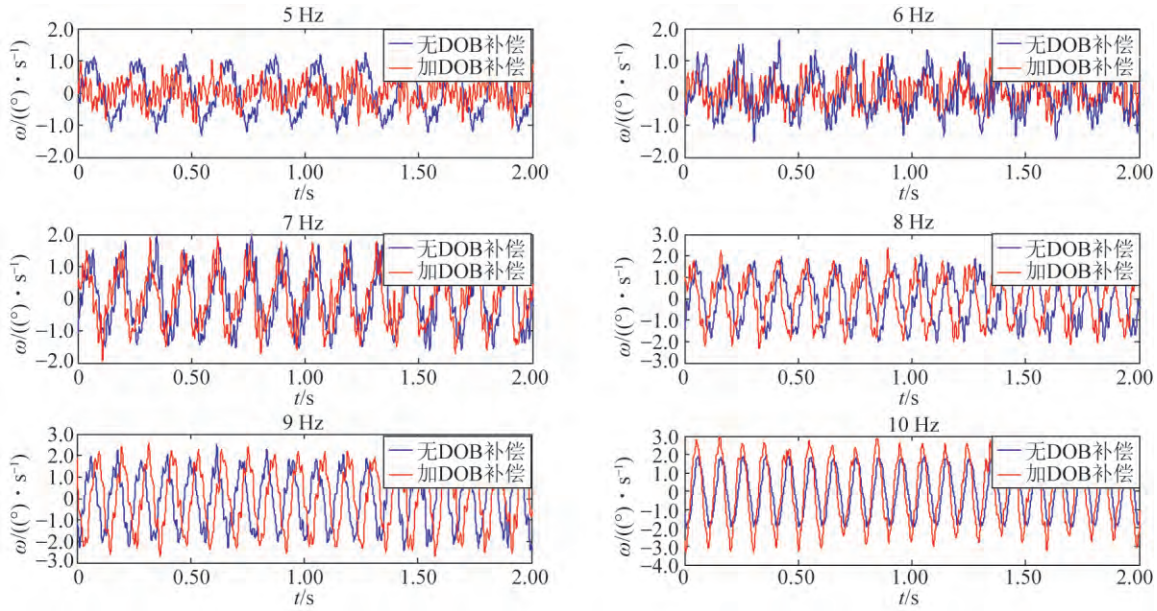


图 10　DOB 补偿后 5～10 Hz 的视轴波动曲线

Fig. 10　Fluctuation curves of visual axis from 5 to 10 Hz after DOB compensation

由表 1、图 10 可以看出将 DOB 引入传统平台控制系统后，平台的扰动抑制能力随着频率的

增加而降低。当频率到达 8 Hz 时，平台的补偿效果已经微乎其微；当频率到达 9 Hz 时 DOB 的加入会给平台的扰动抑制能力带来反效果，即加入 DOB 补偿后，其效果不如不加 DOB 的传统平台控制系统。

4.2　质量不平衡力矩前馈补偿速度稳定实验

为了验证文中给出的质量不平衡力矩前馈补偿方案的实用性，设定振动台在 0.24g 的加速度下，以不同频率的正弦加速度做模拟侦察机线振动的振动测试，其扰动隔离度的提高程度如表 2，各个频率视轴的波动曲线如图 11。

表 2　加入前馈补偿后扰动隔离度的提高程度

Tab. 2　Improvement of disturbance isolation degree after feed forward compensation

Disturbance frequency/Hz	Improvement of disturbance isolation degree/dB
5	16.2
10	14.8
15	12.3
20	10.4
25	8.7
30	6.4

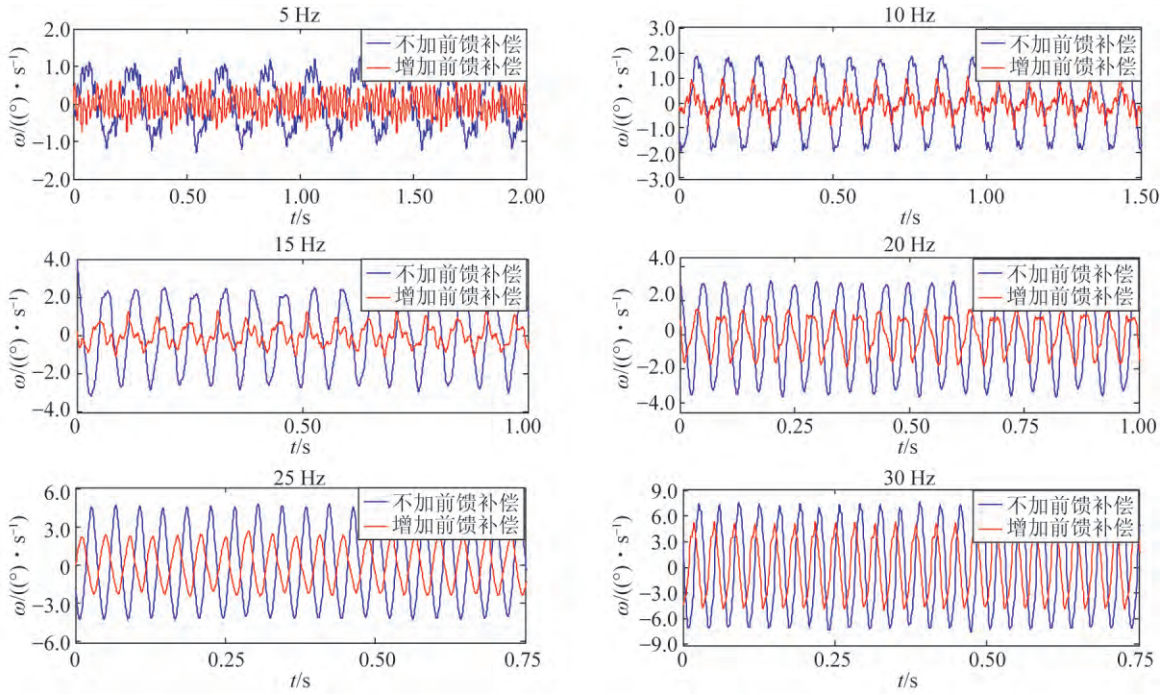


图 11　质量不平衡力矩前馈补偿后 5～30 Hz 的视轴波动曲线

Fig. 11　Fluctuation curves of visual axis from 5 to 30 Hz after mass unbalance torque feedforward compensation

由表 2 和图 11 可以看出：在系统中引入质量不平衡力矩前馈补偿方案后，系统在 30 Hz 以内对扰动均有很好的补偿效果。

比较表 1 和表 2 可以看出：相对于传统的 DOB 补偿方法，在系统中引入质量不平衡力矩前馈补偿方案后，系统在低频时不会出现补反的情况，即加入 DOB 反而不如加 DOB 之前的平台扰动隔离度，而且平台在高频时对系统依然有很好的补偿效果，大大提高了平台的扰动隔离度。

4.3　质量不平衡力矩前馈补偿速度稳定高低温实验

众所周知，温度是影响电子器件的重要因素，温度不同时器件的灵敏度、工作频率、甚至器件的体积都会发生变化[16]。侦察机在侦察过程中，光电稳定平台中的大量器件也会受到温度的影响，从而使得控制系统可能达不到预期目标。因而为了验证加入前馈补偿的光电平台控制系统对环境的适应能力，将振动台及光电稳定平台置于高低温箱中，如图 12。振动台以 0.24g 正弦运动加速度做模拟温度变化的高低温振动实验，其中－45～45 ℃时，15 Hz 振动的扰动隔离度的提高程度如表 3。



图 12　模拟飞机复杂环境的高低温振动台

Fig. 12　Simulation of high and low temperature shaking table in complex environment

为了更直观看出温度变化对加入前馈补偿平台控制系统的影响，将表 3 绘制成折线图，如图 13 所示。

由表 3 和图 13 可以看出：当温度变化时，加入前馈补偿平台控制系统的扰动隔离度都在 10.5 dB 以上，能很好地补偿质量不平衡力矩，因而该控制系统能很好地适应侦察过程中环境的变化。

表 3　加入前馈补偿温度变化下扰动隔离度的提高程度

Tab. 3　Improvement of disturbance isolation degree after feedforward compensation at changed temperatures

Test temperature/℃	Improvement of disturbance isolation degree/dB
−45	11.2
−35	12.1
−25	11.7
−15	11.4
−5	12.9
5	11.6
15	12.1
25	11.3
35	10.8
45	10.5

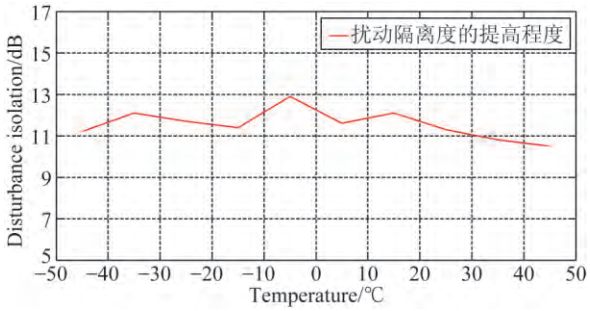


图 13　平台 15 Hz 时不同温度的扰动隔离度

Fig. 13　Disturbance isolation of platform at 15 Hz with different temperatures

5　结　论

本文介绍了基于系统模型的质量不平衡力矩前馈补偿方法的设计和结构原理，并通过实验证明：将基于系统模型的质量不平衡力矩前馈环节引入到传统光电稳定平台系统后，对原本电流环、速度环、位置环等反馈环节的影响基本可以忽略不计，但其扰动隔离度提高了 6.4～16.2 dB；相对于 DOB 补偿的平台系统，前馈补偿后的平台系统的扰动隔离度不仅在低频段提高了至少 12.9 dB，而且在高频段也能很好地补偿质量不平衡力矩带来的影响。

为了在地面更加真实地复现实际工作过程中复杂多变的工作环境，本文利用配备高低温箱的振动台对平台进行了高低温振动实验，结果表明：加入前馈补偿的平台控制系统对环境有很好的适应能力。综上所述，将基于系统模型的质量不平衡力矩前馈环节引入到传统光电稳定平台系统后，平台的扰动抑制能力大大增强，从而使得平台的视轴能更好地稳定在惯性空间内。

参考文献：

[1] 谭淞年，李全超，张洪伟，等. 某航空光电稳定平台方位框架设计和分析[J]. 应用光学，2016，37(3)：327-331.
TAN S N，LI Q CH，ZHANG H W，*et al*.. Design and analysis of azimuth-gimbal in aerial opto-electronic stabilized platform [J]. *Journal of Applied Optics*，2016，37(3)：327-331. (in Chinese)

[2] 王晶东，于化东，李妍. 小型无人机载光电稳定平台框架结构研究[J]. 机械科学与技术，2014，33(10)：1604-1608.
WANG J D，YU H D，LI Y. Research on the frame structure of small opto-electronic stabilized platform assembled on a UAV [J]. *Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering*，2014，33(10)：1604-1608. (in Chinese)

[3] 丛爽，孙光立，邓科，等. 陀螺稳定平台扰动的自抗扰及其滤波控制[J]. 光学 精密工程，2016，24(1)：169-177.
CONG SH，SUN G L，DENG K，*et al*.. Active disturbance rejection and filter control of gyro-stabilized platform [J]. *Opt. Precision Eng.*，2016，24

(1):169-177. (in Chinese)

[4] 赵明. 半捷联光电稳定平台误差分析与补偿研究[D]. 北京：中国科学院大学，2014.
ZHAO M. *Study on Error Analysis and Compensation of Semi-Strapdown Photo-Elec-tricity Stabilized Platform* [D]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2014. (in Chinese)

[5] 付密果，刘源，崔敏亮，等. 空间飞行器用金属橡胶减振器[J]. 光学 精密工程，2013，21(5)：1174-1182.
FU M G, LIU Y, CUI M L, *et al*.. Metal-rubber vibration absorber for aerocraft [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2013, 21(5): 1174-1182. (in Chinese)

[6] 吴海龙，贾宏光，魏群，等. 滚仰式稳定平台质量不平衡分析[J]. 西安交通大学学报，2015，49(5)：108-115.
WU H L, JIA H G, WEI Q, *et al*.. Analysis of mass imbalance for roll-pitch inertial stabilized platform[J]. *Journal of Xi'an Jiaotong University*, 2015,49(5):108-115. (in Chinese)

[7] 张黎黎，黄一，吕俊芳. 机载光电跟瞄平台伺服系统中电流环的设计与仿真[J]. 航空计测技术，2003，23(6)：15-17,21.
ZHANG L L, HUANG Y, LÜ J F. Design and simulation of current-loop for servo of airborne electro-optical pointing and tr-acking platform [J]. *Aviation Metrology &Measurement Technology*, 2003, 23(6): 15-17,21. (in Chinese)

[8] 王福超，田大鹏，王昱棠. 基于简化干扰观测器的光电平台稳定与评估[J]. 国外电子测量技术，2015，34(12)：13-17.
WANG F CH, TIAN D P, WANG Y T, Inertial stability and evaluation of photoelectric platform based on a simplified DOB [J]. *Foreign Electronic Measurement Technology*, 2015,34(12):13-17. (in Chinese)

[9] 汪永阳，戴明，丁策，等. 光电稳定平台中高阶扰动观测器的应用[J]. 光学 精密工程，2015，23(2)：459-466.
WANG Y Y, DAI M, DING C, *et al*.. Application of high order observer in EO stabilized platform [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2015, 23(2): 459-466. (in Chinese)

[10] 李贤涛，张葆，沈宏海. 基于自抗扰控制技术提高航空光电稳定平台的扰动隔离度[J]. 光学 精密工程，2014，22(8)：2223-2231.
Li X T, ZHANG B, SHEN H H. Improvement of isolation degree of aerial photoelectrical stabilized platform based on ADRC [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2014,22(8):2223-2231. (in Chinese)

[11] 蔡立华. 高精度光电稳定平台的控制系统设计[J]. 数字技术与应用，2015(11)：181-182.
CAI L H. Design of control system for high precision photoelectric stabilized platform[J]. *Digital Technology and Application*, 2015(11):181-182. (in Chinese)

[12] 丁策，戴明，李嘉全，等. 机载光电陀螺稳定平台的伪微分反馈控制[J]. 光电工程，2012，39(10)：128-134.
DING C, DAI M, LI J Q, *et al*.. The PDF control of airborne photoelectric gyro stabilized platform [J]. *Opto-Electronic Engineering*, 2012, 39(10): 128-134. (in Chinese)

[13] 谭民，徐德，侯增广，等. 先进机器人控制[M]. 北京：高等教育出版社，2007：20-39.
TAN M, XU D, HOU Z G, *et al*.. *Advanced Robot Control* [M]. Beijing: Higher Education Press, 2007:20-39. (in Chinese)

[14] 范成叶，李杰，景增增，等. 旋转弹用三轴加速度计安装位置误差标定补偿技术[J]. 传感技术学报，2013，26(10)：1352-1356.
FAN Y CH, LI J, JING Z Z, *et al*.. Calibration and compensation method on installation position error of tri-axis accelerometer units used in spinning projectiles [J]. *Chinese Journal of Sensors and Actuators*, 2013, 26(10): 1352-1356. (in Chinese)

[15] 闫利军，赵亚娟，高志远. 压电加速度传感器在机载测试领域中的安装研究[J]. 电子测量技术，2014,37(7):130-134.
YAN L J, ZHAO Y J, GAO ZH Y. Study on installation of piezoelectric acceleration sensor in the airborne test [J]. *Electronic Measurement Technology*, 2014,37(7):130-134. (in Chinese)

[16] 雷芸，邱云峰. 基于温度变化的电子元器件参数响应研究[J]. 计算机与数字工程，2015，43(1)：155-158.
LEI Y, QIU Y F. Parameter changes of electron components based on temperature variation [J]. *Computer & Digital Engineering*, 2015, 43(1): 155-158. (in Chinese)

作者简介：



申　帅(1991－)，男，河北保定人，博士研究生，2014 年于哈尔滨工业大学获得学士学位，主要从事航空光电稳定平台视轴稳定研究。E-mail: shenshuaiharry@163.com

导师简介：



张　葆(1966－)，男，吉林磐石人，研究员，博士生导师，1989 年、1994 年于长春光机学院分别获得学士、硕士学位，2004 年于中国科学院长春光学精密机械与物理研究所获得博士学位，主要从事航空光电成像技术研究。E-mail: cleresky@vip.sina.com

（本栏目编辑：马　健）