中国科学: 技术科学 2023 年 第 53 卷 第 9 期: 1476 ~ 1492
SCIENTIA SINICA Technologica techcn.scichina.com
《中国科学》杂志社 SCIENCE CHINA PRESS
论 文 兵器科学与技术专辑

航空光电系统瞄准线惯性稳定技术研究

王惠林*, 姜世洲, 杜言鲁, 谢娜, 程刚

西安应用光学研究所, 西安 710065
* E-mail: whl205316@163.com

收稿日期: 2022-10-24; 接受日期: 2023-05-29; 网络版发表日期: 2023-07-21
陕西省领军人才特支计划基金项目资助

摘要 从航空光电系统瞄准线惯性稳定的内涵和应用需求入手, 以典型惯性稳定平台控制系统为例, 围绕伺服元件/电路噪声、结构特性和动态环境三个方面, 归纳总结了影响惯性稳定性能的主要因素. 着重分析了控制回路特性参数、控制器以及结构特性对瞄准线惯性稳定性能的影响, 指导惯性稳定平台结构与控制系统设计. 为满足航空光电系统远程探测的需求, 克服内部光学元件相对位移或变形引起的瞄准线抖动, 在惯性稳定平台基础上引入基于参考光的高精度瞄准线惯性稳定技术, 并开展了相关分析与实验工作, 最后对瞄准线惯性稳定技术的发展提出了几点建议.

关键词 航空光电系统, 瞄准线, 惯性稳定, 扰动因素, 控制回路, 结构特性

1 引言

航空光电系统瞄准线惯性稳定是指在惯性空间中稳定和控制光电系统与目标之间的瞄准线[1]. 瞄准线可以是光电系统出射的光束(如激光照射器出射的激光光束), 也可以是成像系统视场的中心, 或者是光学传感器的空间指向. 图1为典型航空光电系统惯性稳定技术的应用场景, 目标在光电传感器视场中的运动可用公式(1)描述[2]:

$$\omega_{\mathrm{T}}=V_{\mathrm{T}\perp}/R-V_{\mathrm{i}\perp}/R+\omega_{\mathrm{M}}-\omega_{\mathrm{i}}, \tag{1}$$

式中, ω_{T}表示目标在光电传感器视场中的角运动矢量, $V_{\mathrm{T}\perp}/R$与$V_{\mathrm{i}\perp}/R$分别表示垂直于瞄准线的目标和光电系统的线性运动引起目标像的相对角运动, ω_{M}表示因大气湍流扰动造成的目标像表现出的运动(一般航空光电系统默认接受此扰动影响, 而在高能激光武器、激光通信等特殊应用中, 需要采用自适应光学技术进行成像补偿和激光传输补偿[3,4], 本文对此不作重点讨论). ω_{i}是光电传感器的惯性旋转(包括扰动引起的绕瞄准线的转动和绕垂直于瞄准线轴的转动). 惯性稳定是对公式(1)所描述的目标在光电传感器视场中的运动分量进行补偿, 控制光电传感器在惯性空间中的多自由度旋转, 克服目标与光电系统之间的相对运动, 消除载体平台的扰动影响, 并响应系统瞄准和跟踪指令输入, 保持瞄准线在惯性空间的稳定指向[5~11]. 本文中的瞄准线惯性稳定主要包含两个方面: (1) 消除被稳定对象(光电传感器及其关联组件)在惯性空间不期望的运动, 即克服扰动, 保持图像稳定(对光电成像系统

引用格式: 王惠林, 姜世洲, 杜言鲁, 等. 航空光电系统瞄准线惯性稳定技术研究. 中国科学: 技术科学, 2023, 53: 1476–1492
Wang H L, Jiang S Z, Du Y L, et al. Research on line-of-sight inertial stabilization technology for airborne optoelectronic systems (in Chinese). Sci Sin Tech, 2023, 53: 1476–1492, doi: 10.1360/SST-2022-0347

© 2023 《中国科学》杂志社

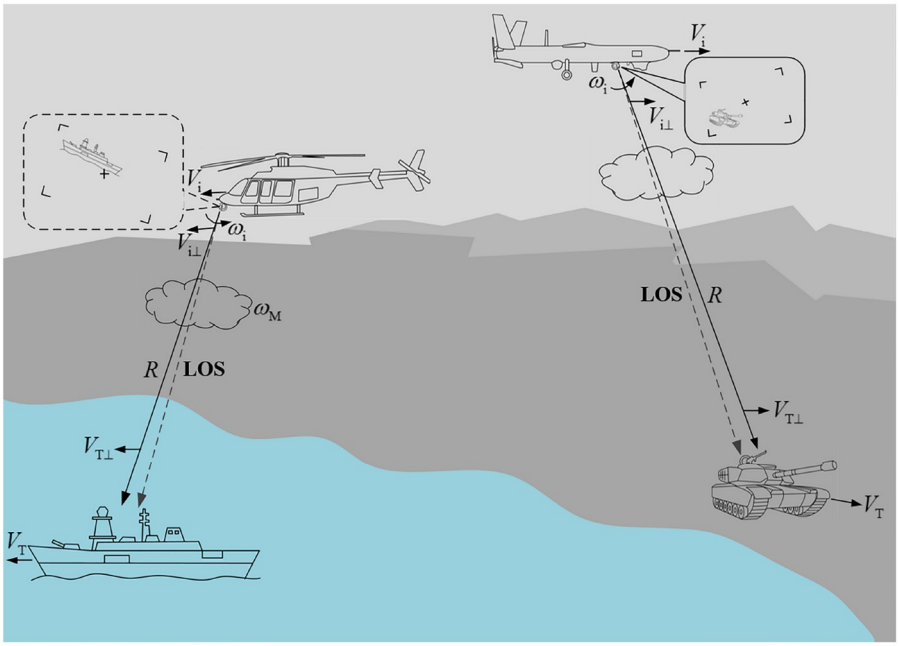

图 1　(网络版彩图)典型航空光电系统惯性稳定技术应用场景

Figure 1　(Color online) Application scenarios of inertial stabilization technology in typical airborne optoelectronic systems.

而言); (2) 控制瞄准线到达指定位置, 即将瞄准线保持在与光电系统存在相对运动的目标上(对运动目标, 需要图像跟踪器的配合; 对静止目标, 需要导航传感器的配合).

随着远程远海光学成像侦察监视、定向能激光武器、激光通信等军事需求的发展, 要求光电系统具有更远的目标探测距离、更高的分辨能力[12]. 以光电监视/瞄准系统为例, 工程中将稳定精度(以均方根统计探测器积分时间内瞄准线在惯性空间指向的抖动量)[13]约束为成像光学系统瞬时视场的1/3~1/2, 对稳定精度的要求从几百微弧度发展到几个微弧度, 甚至亚微弧度.

本文结合瞄准线惯性稳定的内涵和应用需求, 以典型航空光电系统惯性稳定平台控制系统为例, 对影响瞄准线惯性稳定的主要因素进行了归纳总结, 着重分析了控制回路特性、结构特性对惯性稳定控制系统性能影响, 指导惯性稳定平台结构和伺服系统设计. 针对现有惯性稳定平台无法满足远距离探测需求, 引入基于参考光的高精度瞄准线稳定技术, 介绍了其工作原理、相关分析与实验结果, 对未来瞄准线惯性稳定技术的发展具有指导意义.

2　惯性稳定系统构成及性能影响因素分析

惯性稳定系统通常以惯性稳定平台的形式出现, 惯性稳定平台是复杂瞄准或跟踪系统的基本组成部分, 一般包含一个由结构支撑体、轴承和电机组成的两个或多个相互垂直运动自由度的“万向架”. 在一些配置中, 光电传感器直接安装在万向架组件上; 在另一些配置中, 反射镜或其他光学元件安装在万向架上, 而光电传感器固定在载体平台上; 为提升瞄准线稳定性能, 新型配置中将光电传感器安装在万向架上, 同时光电传感器的光学镜头内集成两自由度高带宽轻质反射镜组件[14,15].

2.1　典型惯性稳定平台控制系统构成

图2为典型航空光电系统惯性稳定平台的控制框图(仅列出单轴控制框图), 内回路是高带宽速率稳定控制回路, 外回路是低带宽瞄准和跟踪位置回路[16,17]. 内回路用于消除基座传递的振动、摩擦力矩、线扰等干扰力矩, 避免光电传感器在惯性空间的旋转, 稳定光电系统瞄准线, 即消除公式(1)中第4项影响. 外回路响应图像跟踪、线性运动补偿[18]等指令, 克服目标和光

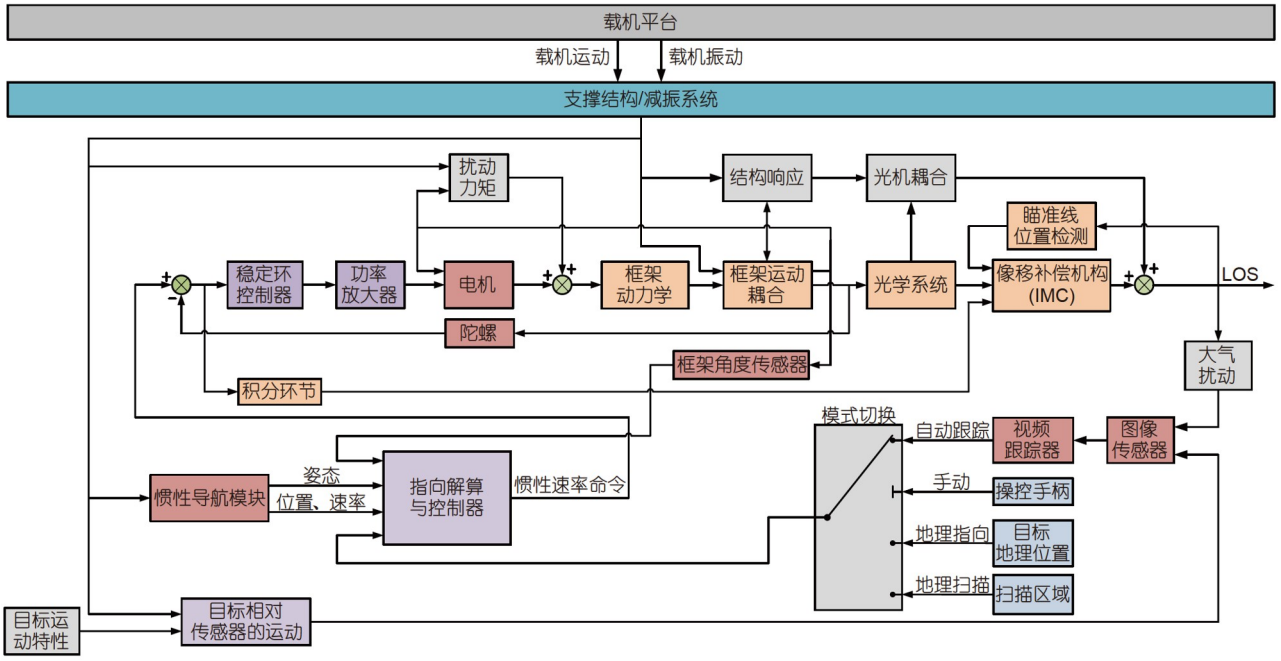

图 2 (网络版彩图)典型航空光电系统惯性稳定平台控制系统框图

Figure 2 (Color online) Control system block diagram of inertial stable platform in typical airborne optoelectronic systems.

电系统相对线性运动, 保持瞄准线指向目标, 即消除公式(1)中前两项影响, 或响应操作手单杆指令、指向指令(由协同的机载雷达给出, 或通过目标与光电系统地理坐标实时解算出目标指向[19])或扫描控制指令(相对载体平台的扫描指令, 或在导航传感器辅助下的地理扫描指令), 调转光电系统瞄准线到达指定位置.

2.2 惯性稳定性能影响因素分析

从典型航空光电系统惯性稳定平台控制系统框图中, 可以看出影响惯性稳定性能的因素主要有载机振动、扰动力矩、机电器件噪声、结构响应、光机耦合、大气扰动等[20]. 载机振动包括线振动和角振动; 扰动力矩包括不平衡力矩、摩擦力矩、线绕力矩和运动耦合力矩等; 机电器件噪声主要包括电机齿槽效应、陀螺和角度传感器噪声以及电路噪声; 结构响应包括结构谐振和结构变形以及结构变形引起的光学元件变形和相对位移. 对上述影响因素进行归纳总结, 分为伺服元件/电路噪声、结构挠性和动态环境三类, 如图3所示. 实际系统中所受的内外部扰动力矩是控制回路中伺服元件和电路产生的噪声、结构响应产生的挠性力矩、动态环境产生的复合干扰的总和.

3 控制回路与结构特性对性能的影响分析

航空光电系统瞄准线惯性稳定性能通常由伺服控制回路特性、结构响应特性和所处的动态环境共同决定[21]. 控制回路特性即伺服特性, 特征参量包括带宽、瞬态响应、幅值/相位裕度、稳态误差等, 由控制器设计和伺服元件(电机、陀螺、相对角位置传感器、补偿电子装置等)的选择决定. 结构特性决定了系统执行控制回路指令的能力, 特征参量包括固有频率、结构响应、摩擦、运动耦合等. 动态环境是指载体平台刚体运动以及环境产生的六自由度振动, 特征参量包括振动功率谱密度、冲击加速度、持续时间、温度、气压、湿度、恒加速度、气流速度等.

航空光电系统瞄准线稳定效果是动态环境扰动下惯性稳定控制系统控制回路和结构特性共同响应的结果, 以下重点对扰动下的控制回路特性和结构特性进行分析.

3.1 控制回路特性对惯性稳定性能的影响分析

图4为单轴惯性稳定平台速率稳定回路控制框图, 其中L和R分别为电机的电感和电阻, K_t为电机力矩系

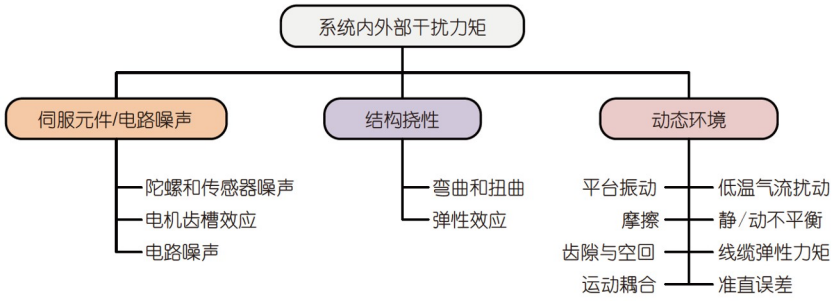

图 3　(网络版彩图)惯性稳定平台性能影响因素

Figure 3　(Color online) Influence factors of inertial stability platform performance.

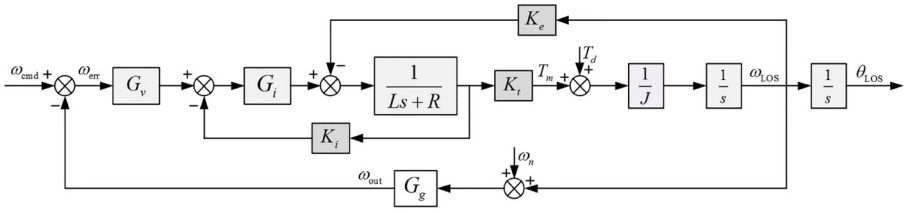

图 4　单轴惯性稳定平台速率回路控制框图

Figure 4　Block diagram of a single-axis inertial stabilized platform rate loop control block.

数, K_e为电机反电动势系数; K_i为电流反馈系数, G_i为电流环控制器; J为负载转动惯量, T_m为电机输出力矩, T_d为干扰力矩; G_v为速度回路控制器, G_g为陀螺模型, $\omega_{\rm cmd}$为惯性角速率指令, $\omega_{\rm LOS}$为瞄准线惯性角速率, ω_n为陀螺噪声, $\omega_{\rm out}$为陀螺输出的惯性角速率, $\theta_{\rm LOS}$为载荷瞄准线惯性角位置. 在控制回路特性中, 系统型别、开环增益、开环截止频率、相位裕度是需关注的关键控制参量. 分析系统型别、开环增益、开环截止频率、相位裕度对惯性控制系统性能的一般性影响, 对指导控制回路设计具有重要指导意义. 图5和6分别描述了不同开环增益、不同系统型别下系统开环传递函数、干扰误差传递函数和控制误差传递函数的幅频、相频曲线. 随着开环增益K和系统型别的增加, 系统对开环截止频率内的扰动抑制能力提升, 稳态误差减小, 但增益过大, 型别较高时, 系统相位裕度减小, 开环截止频率处谐振增强, 系统克服非确定性干扰的能力减弱, 不易稳定, 需要确定适宜的开环增益, 一般系统型别以II型为宜. 在一些对冲击扰动隔离能力要求高的场合(如武装直升机机头处的光学瞄准具下方装有航炮的情况)中可用III型系统, 并在控制回路中设计超前环节, 提高相位裕度, 以保证稳定性. 图7描述了不同开环截止频率和相位裕度下系统开环传递函数、闭环传递函数和阶跃响应曲线, 随着开环截止频率和相位裕度增加(为提高相位裕度, 控制器G_v加入了超前环节), 系统超调和调整时间减小, 系统响应运动控制指令的平稳性和快速性提升; 相位裕度的增加使系统克服非确定性干扰的能力增强. 关于系统型别、开环增益、开环截止频率、相位裕度与系统性能之间关系的理论已很成熟, 在此我们仅作一般性分析.

合理选定伺服元件后, 设计控制器G_v, 以保证系统克服扰动, 并快速准确地响应外部指令. 但受电机输出力矩、系统结构特性的影响, 惯性速率控制回路的带宽有限, 控制回路仅能对低频区域的扰动进行抑制, 因此主要从控制回路对低频扰动的抑制能力方面, 评估惯性速率控制回路对瞄准线惯性稳定性能的影响. 经典PID控制器或超前滞后校正器对特殊动态环境(如直升机主旋翼桅杆顶部的振动或旋翼转动带来的定频扰动)适应能力差, 为获得更高的低频干扰抑制能力和更优的指令响应动态性能, 设计了扰动观测器[22~25]、最优控制器[26]和谐振抑制控制器[27]等.

图8(a)为扰动观测器模型, 其中ξ和ω_g为陀螺模型的阻尼比和固有频率, K_g为陀螺比例系数, J为负载转

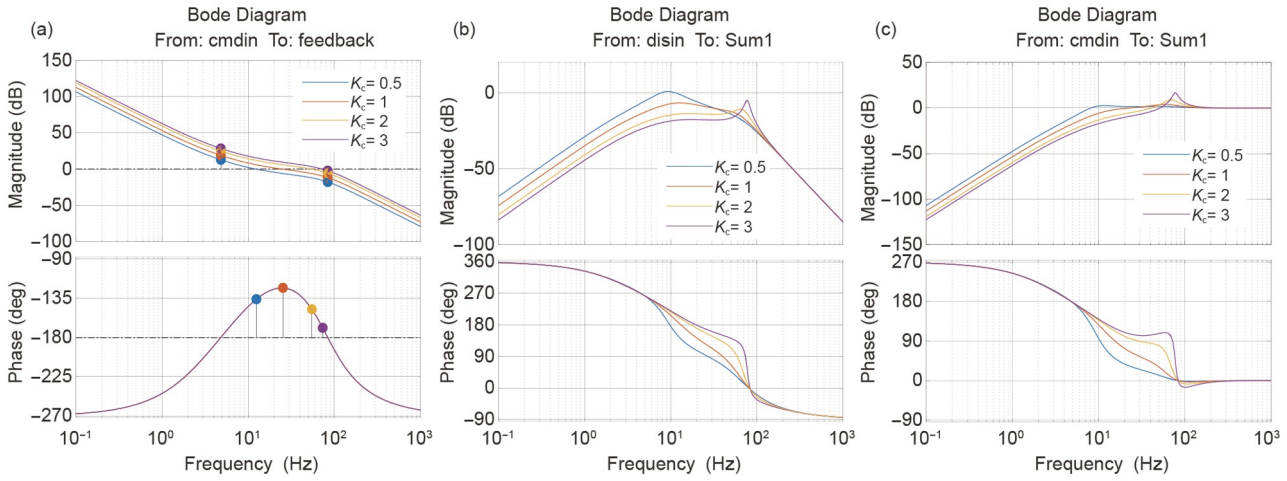

图 5 (网络版彩图)不同增益下的系统传递函数. (a) 开环传递函数; (b) 干扰误差闭环传递函数; (c) 控制误差闭环传递函数

Figure 5 (Color online) System transfer functions with different gains. (a) Open-loop transfer function; (b) disturbance error closed-loop transfer function; (c) control error closed-loop transfer function.

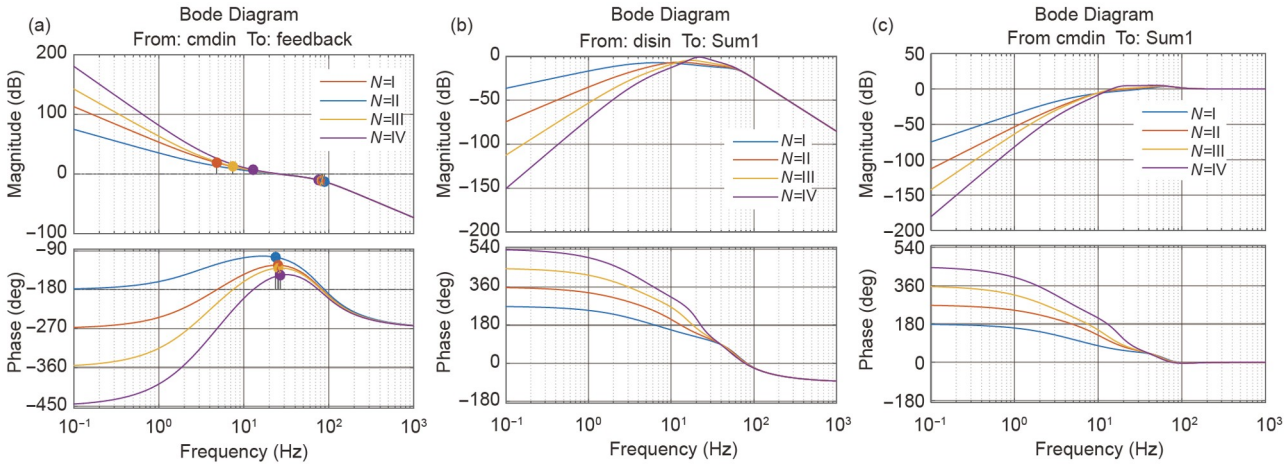

图 6 (网络版彩图)不同系统型别下的系统传递函数. (a) 开环传递函数; (b) 干扰误差闭环传递函数; (c) 控制误差闭环传递函数

Figure 6 (Color online) System transfer functions with different types. (a) Open-loop transfer function; (b) disturbance error closed-loop transfer function; (c) control error closed-loop transfer function.

动惯量, K_t为电机力矩系数, ω_d为干扰观测器带宽, 以稳定控制回路中陀螺测量的角速度ω_{out}和电流采样得到的电机电枢电流i作为输入, 扰动观测器的输出设定为干扰力矩产生的等效电流i_{d}, 将该前馈补偿量i_{d}作用在电流控制命令的加法结处, 实现对干扰引起误差量的抵消. 由于需要对扰动进行测量, 因此对系统建模的准确性要求高. 图8(b)为加入扰动观测器前后系统的开环传递函数曲线, 图8(c)为加入扰动观测器前后系统干扰误差的闭环传递函数, 可见在系统建模相对准确的条件下, 扰动观测器几乎不改变系统开环特性曲线的幅值和相位信息, 但对低频(10 Hz以内)干扰抑制能力明显提升.

最优控制属于现代控制理论范畴, 系统由状态空间方程(2)描述:

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t), \\ y(t) = Cx(t) + Du(t), \end{cases} \tag{2}$$

式中, x为系统的状态向量, u为输入向量, y为输出向量, A为状态矩阵, B为输入矩阵, C为输出矩阵, D为直

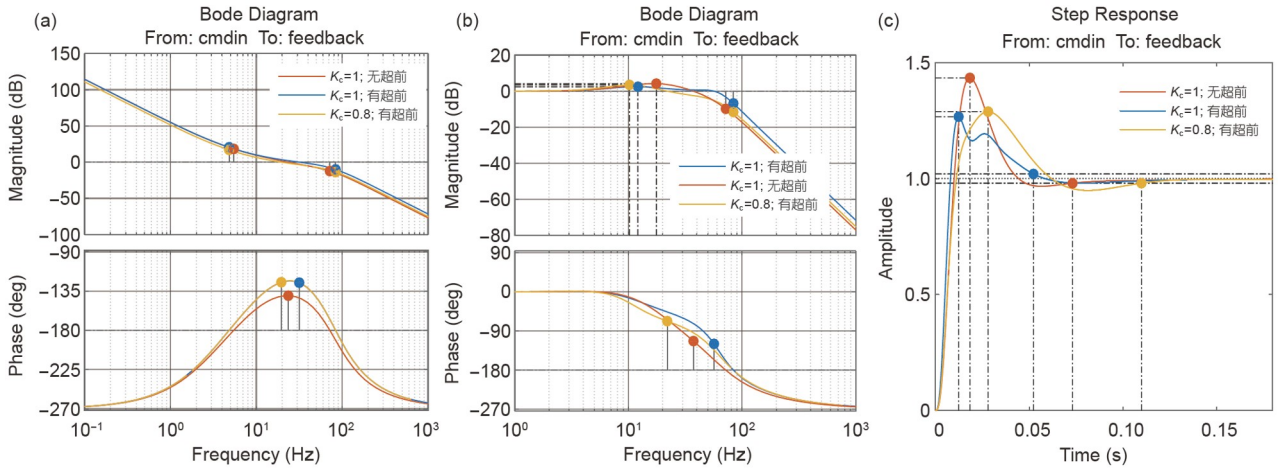

图 7　(网络版彩图)不同开环截止频率、相位裕度下的系统响应. (a) 开环传递函数; (b) 闭环传递函数; (c) 阶跃响应

Figure 7　(Color online) System responses with different open-loop cutoff frequencies and phase margins. (a) Open-loop transfer function; (b) closed-loop transfer function; (c) step response.

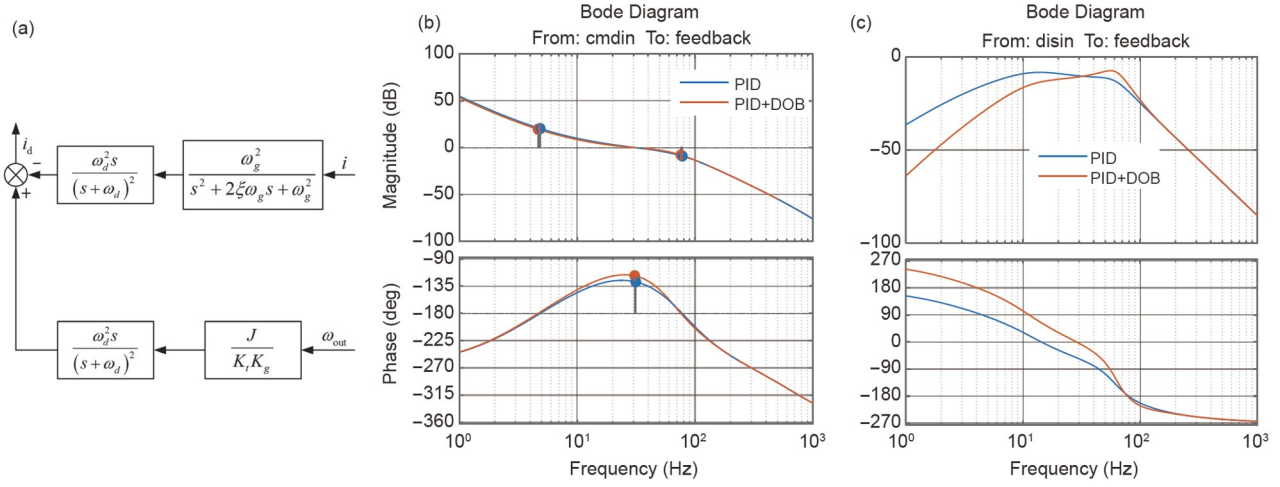

图 8　(网络版彩图)基于干扰观测器的控制方法. (a) 扰动观测器模型; (b) 有无扰动观测器的开环传递函数; (c) 有无扰动观测器的干扰误差闭环传递函数

Figure 8　(Color online) A control method based on disturbance observer. (a) Disturbance observer model; (b) open-loop transfer function with/without disturbance observer; (c) disturbance error closed-loop transfer function with/without disturbance observer.

接传输矩阵. 为兼顾状态调节特性和控制能量大小, 使用如公式(3)描述的性能指标:

$$J=\int_{t_0}^{t_f}[x^{\mathrm{T}}(t)Q(t)x(t)+u^{\mathrm{T}}(t)R(t)u(t)]\mathrm{d}t, \tag{3}$$

其中状态加权矩阵$Q(t)$为半正定矩阵, 控制加权矩阵$R(t)$为正定矩阵, 性能指标J达到极值时所求得的控制率$u(t)$称为系统的最优控制率$u^*(t)$. 最优控制器使系统某种性能(如控制指令响应快速性)指标达到极值, 从而使系统获得良好的控制指令响应和扰动抑制性能. 图9为最优控制仿真结果, 可以看出提升了系统开环截止频率和对干扰的抑制能力, 同时提高了系统阶跃响应快速性.

为对控制带宽内的低频或中频定频扰动(如飞机螺旋桨转动形成的扰动)进行较好的抑制, 在速率稳定回路中加入谐振抑制控制器, 谐振抑制控制器实际上

是一个反向陷波滤波器, 其传递函数为

$$R(s)=\frac{\frac{s^2}{\omega^2}+2K_1\frac{s}{\omega^2}+1}{\frac{s^2}{\omega^2}+2K_2\frac{s}{\omega^2}+1}, \tag{4}$$

式中, ω为谐振中心频率, K_1和K_2为可调节系数, K_1与K_2的比值决定谐振频率宽度, K_1或K_2的大小决定谐振峰值大小. 图10描述了增加谐振抑制控制器前后系统开环传递函数和干扰误差闭环传递函数曲线, 可见谐振抑制控制器在定频补偿点处增加了开环增益, 使得补偿频率点附近的扰动抑制能力明显提高, 但谐振抑制控制器引起定频点处相位发生变化, 设计中需要折中扰动抑制和相位变化关系, 避免系统稳定性下降.

3.2 结构特性对惯性稳定性能的影响分析

惯性稳定平台控制回路通常对控制带宽以内的低频扰动有衰减和抑制效果, 对超过带宽的干扰需要采取减振或提升结构刚性等措施, 由于结构刚性提升有限以及结构自身的谐振频率和谐振放大倍率影响, 控制带宽的设计需要与结构谐振频率权衡, 避免对谐振

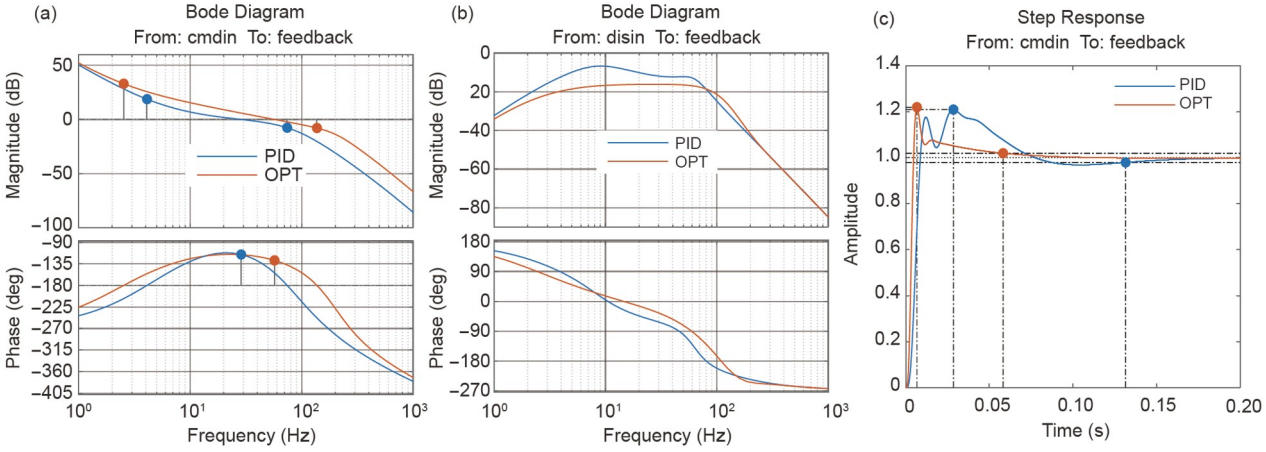

图 9 (网络版彩图)基于最优控制器的控制方法. (a) 开环传递函数; (b) 干扰误差闭环传递函数; (c) 阶跃响应

Figure 9 (Color online) Control method based on the optimal controller. (a) Open-loop transfer function; (b) disturbance error closed-loop transfer function; (c) step response.

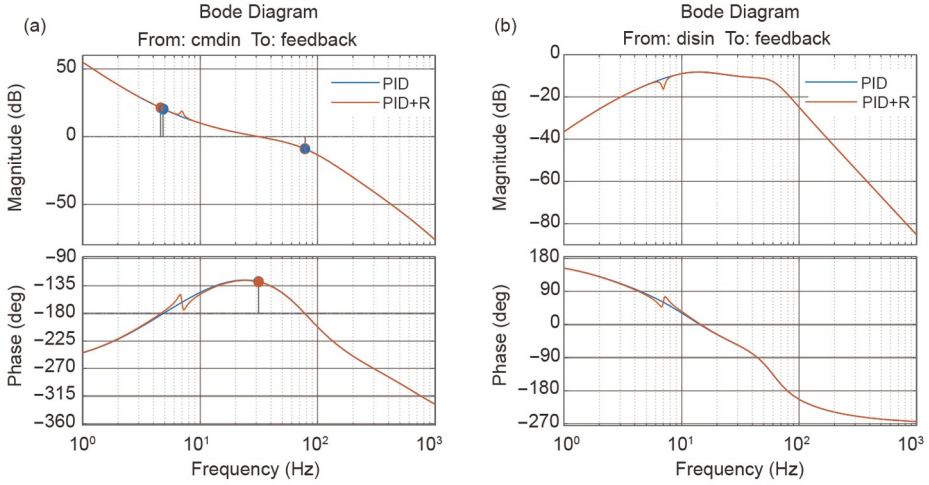

图 10 (网络版彩图)基于谐振抑制控制器的控制方法. (a) 开环传递函数; (b) 干扰误差闭环传递函数

Figure 10 (Color online) Control method based on a resonant suppression controller. (a) Open-loop transfer function; (b) disturbance error closed-loop transfer function.

频率附近的扰动放大. 如图11所示, 影响系统性能的结构响应主要表现在减振效应、结构谐振以及结构变形引起光学元件相对位移等方面. 航空光电系统所处的工作环境中通常存在宽频带、大幅值的随机振动, 而且载机类型不同, 振动环境会存在很大差别, 图12为螺旋桨飞机、喷气式飞机外挂设备的振动功率谱[28].

3.2.1　减振效应

目前航空光电系统采用的减振方式主要有外置减振和内置减振两种. 两轴万向架多采用载机安装接口与万向架之间配置减振的方式, 即外置减振方式, 如图13(a)所示, 其中K_o为外置减振器的刚度, K为载机安装接口处的刚度; 两轴多万向架通常采用内外万向架之间配置减振器的方式, 即内置减振方式, 如图13(b)所示, 其中K_i为内置减振器的刚度, K为载机安装接口处的刚度. 相比以往仅考虑减振单元的刚度特性, 本文对载机安装接口的刚度特性进行了分析, 评估两者刚度特性对减振性能的影响.

建立减振单元的振动模型, 以分析其隔振性能. 图14(a)为外置减振单元振动模型, 其中K为载机安装接口处的刚度, C为安装接口的阻尼系数, K_o为外置减振单元刚度, C_o为外置减振单元的阻尼系数, m为光电载荷质量, x_i为载机安装接口位移, x_o为光电载荷位移, 则$f_a = 1/(2\pi)\sqrt{K/m}$为载机安装接口无阻尼谐振频率, $f_n = 1/(2\pi)\sqrt{K_o/m}$为减振单元无阻尼谐振频率.

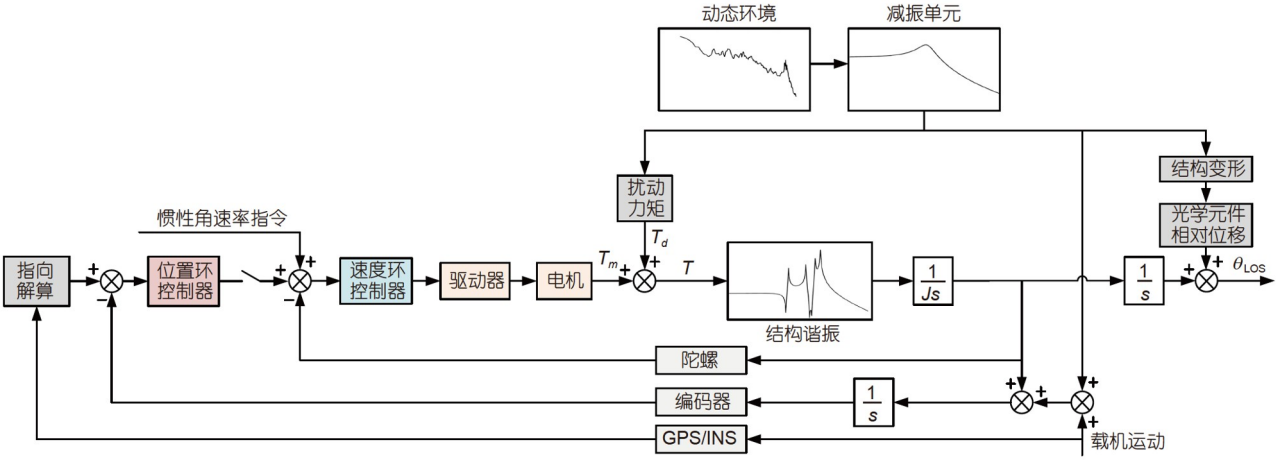

图 11　(网络版彩图)结构响应对稳定控制系统性能影响示意图

Figure 11　(Color online) Schematic diagram of the influence of structural response on the performance of the control system.

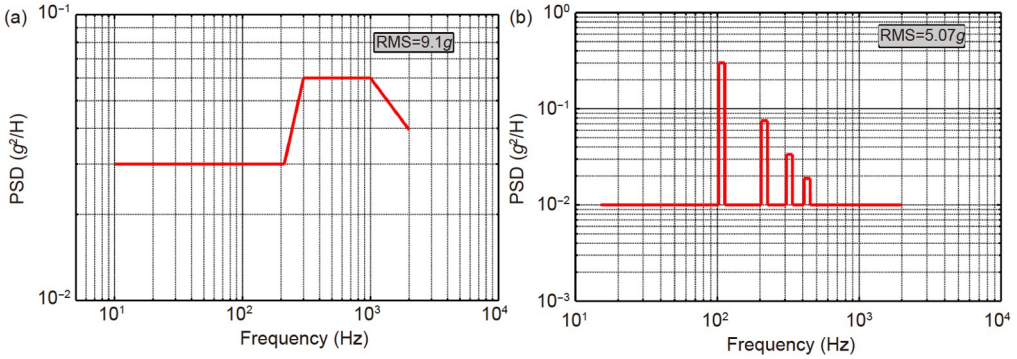

图 12　(网络版彩图)典型飞机外挂设备处的振动环境. (a) 喷气式飞机振动功率谱密度; (b) 螺旋桨飞机振动功率谱密度

Figure 12　(Color online) Vibration environments at attachment devices in typical aircrafts. (a) Vibration power spectral density of jet aircrafts; (b) vibration power spectral density of propeller aircrafts.

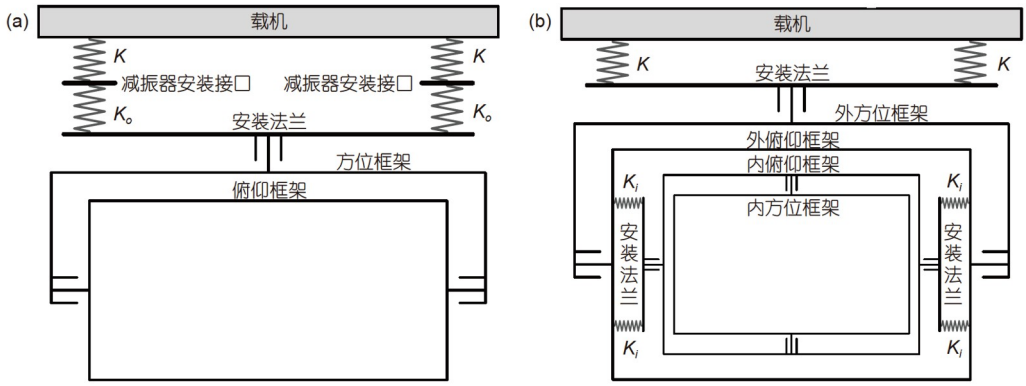

图 13 航空光电系统典型减振单元配置方式. (a) 外置减振方式; (b) 内置减振方式

Figure 13 Typical vibration damping unit configuration of an airborne optoelectronic system. (a) External vibration damping model; (b) internal vibration damping model.

图15(a)描述了不同f_a/f_n比值下的外置减振传递率$|X_o(s)/X_i(s)|$的曲线, 可以看出, 当载机安装接口的刚度不足时, 减振系统的谐振频率下降, 且谐振频率处的幅值变大; 当f_a/f_n大于4时, 可以忽略安装接口刚度对减振系统传递率的影响.

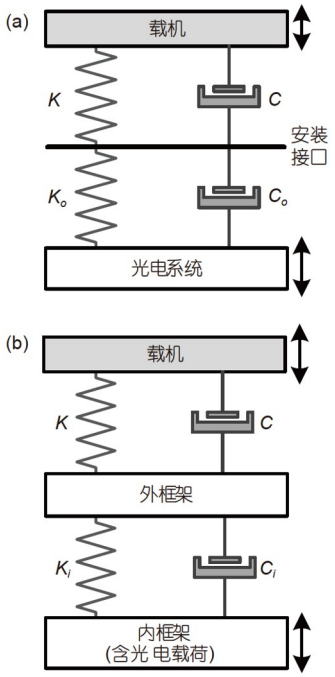

图 14 减振单元振动模型. (a) 外置减振单元振动模型; (b) 内置减振单元振动模型

Figure 14 Vibration model of vibration damping unit. (a) Vibration model of external vibration damping unit; (b) vibration model of internal vibration damping unit.

图14(b)为内置减振单元振动模型, 其中K为载机安装接口处的刚度, C为安装接口处的阻尼系数, K_i为内置减振单元刚度, C_i为内置减振单元阻尼系数, m_1为外万向架的质量, m_2为内万向架(包括内部光电载荷)的质量, x_i为安装接口位移, x_o为内万向架(包括光电载荷)位移, $f_a=1/(2\pi)\sqrt{K/(m_1+m_2)}$为安装接口无阻尼谐振频率, $f_n=1/(2\pi)\sqrt{K_i/m_2}$为减振单元无阻尼谐振频率. 图15(b)描述了不同f_a/f_n比值下的内置减振传递率$|X_o(s)/X_i(s)|$曲线, 可以看出, 当载机安装接口处的刚度不足时, 减振单元谐振频率下降, 且谐振频率处的幅值变大; 而且减振单元除在f_n附近存在谐振峰, 在高于f_n处存在次级谐振峰(这也是航空光电系统一般不同时采用外置减振与内置减振的原因), 且随着安装接口刚度增加, 次级谐振频率变高, 当f_a/f_n大于4时, 可以忽略安装接口刚度对减振系统传递率的影响.

假定载机安装接口刚度和万向架结构刚度足够的条件下, 进一步分析两种减振配置方式下载机线运动、角运动与光电载荷线运动、角运动之间的耦合关系. 如图16(a)所示, 采用4个减振器对称布局, 建立外置减振振动耦合模型. 设减振器的刚度、阻尼系数分别为k_1~k_4和c_1~c_4, 减振器在x向的安装跨距为a, y方向的安装跨距为b, 光电系统质心偏离减振器安装面距离分别为c和c', 以光电载荷质心为原点, 建立坐标系o-xyz, 设载机平动、转动位移矢量为$X_i=(x_i,y_i,z_i,\alpha_i,\beta_i,\gamma_i)^{\mathrm{T}}$,

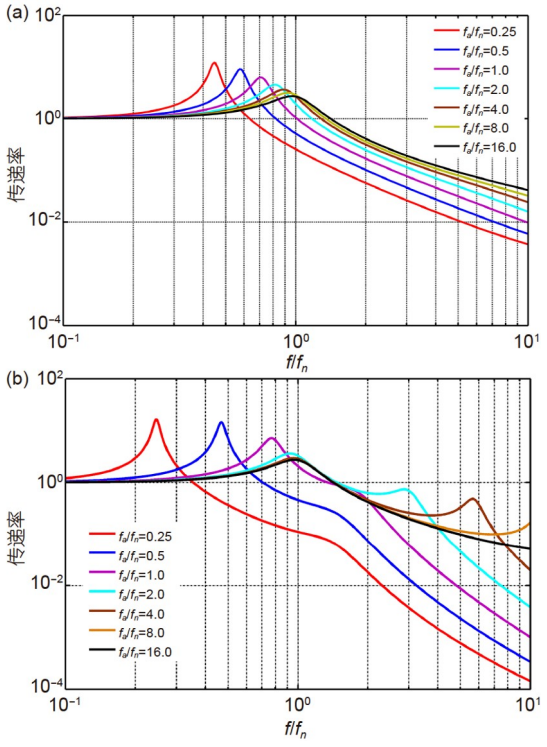

图 15　(网络版彩图)不同f_a/f_n比值下减振单元传递率曲线. (a) 外置减振单元传递率; (b) 内置减振单元传递率

Figure 15　(Color online) Transmittance curves of the vibration damping unit with different f_a/f_n. (a) Transmittance of the external damping unit; (b) transmittance of the internal damping unit.

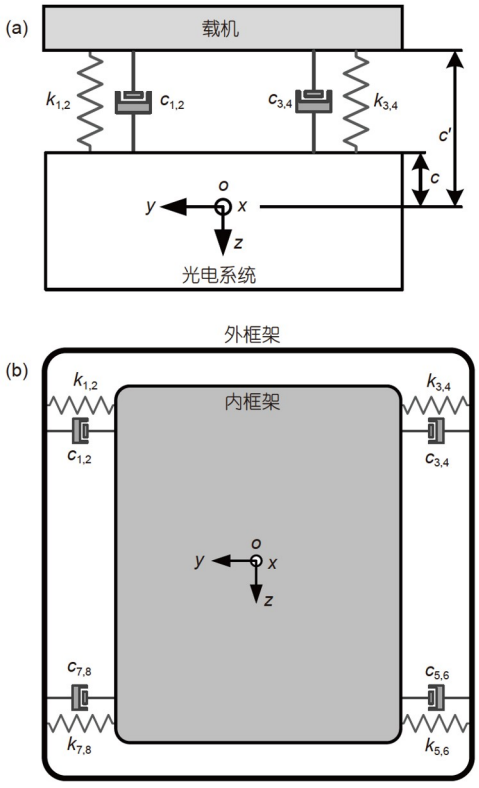

图 16　减振单元多自由度振动耦合模型. (a) 外置减振振动耦合模型; (b) 内置减振振动耦合模型

Figure 16　Multi degree of freedom vibration coupling model of the vibration damping unit. (a) Vibration coupling model of external vibration damping unit; (b) vibration coupling model of internal vibration damping unit.

光电载荷平动位移、转动位移为$X_o=(x_o,y_o,z_o,\alpha_o,\beta_o,\gamma_o)^{\mathrm{T}}$, 减振系统振动耦合模型见公式(5), 其中$M$为质量矩阵, C和C'为阻尼矩阵, K和K'为刚度矩阵, 且分别为上述参数的函数矩阵(受篇幅限制, 这里未列出矩阵的详细形式). 如图16(b)所示, 采用8个减振器对称布局, 建立内置减振振动耦合模型, 设各个减振器的刚度、阻尼分别为k_1~k_8和c_1~c_8, 减振器在x轴向的安装跨距为a, 在y轴方向的安装跨距为b, 在z轴方向的安装跨距为c, 以光电载荷质心为原点, 建立坐标系o-xyz, 设载机平动、转动位移矢量为$X_i=(x_i,y_i,z_i,\alpha_i,\beta_i,\gamma_i)^{\mathrm{T}}$, 光电载荷的平动、转动位移为$X_o=(x_o,y_o,z_o,\alpha_o,\beta_o,\gamma_o)^{\mathrm{T}}$, 振动耦合模型数学表达同样如公式(5)所示, 只是M, C, C', K, K'中的参数存在差异. 从振动耦合模型可以看出, 当各减振器刚度、阻尼系数等特征参量存在差异或被稳定载荷质心偏离减振单元几何中心时, 均会出现线振动与角振动间的耦合[29]. 图17以内置减振耦合模型分析了载机安装接口线振动与光电系统角运动的耦合传递率, 可以看出, 随着减振器差异和被稳定载荷质心偏离减振单元形成的几何中心程度的加剧, 线振动到角振动的耦合传递率逐渐增大.

$$M\ddot{X}_o+C\dot{X}_o+KX_o=C'\dot{X}_i+K'X_i. \tag{5}$$

当光电系统与惯性导航单元安装基座之间存在减振单元时, 如光电系统采用机上惯性导航单元执行目标地理定位和地理指向时, 载机与光电系统之间的运动耦合将对光电系统地理指向、目标定位等产生不良影响. 需要说明的是, 减振单元引起的线振动与角振动耦合关系未进入速率稳定和位置回路, 对系统稳定和视频跟踪性能不产生影响.

3.2.2　结构谐振

航空光电系统受到空间和重量的约束, 其惯性稳

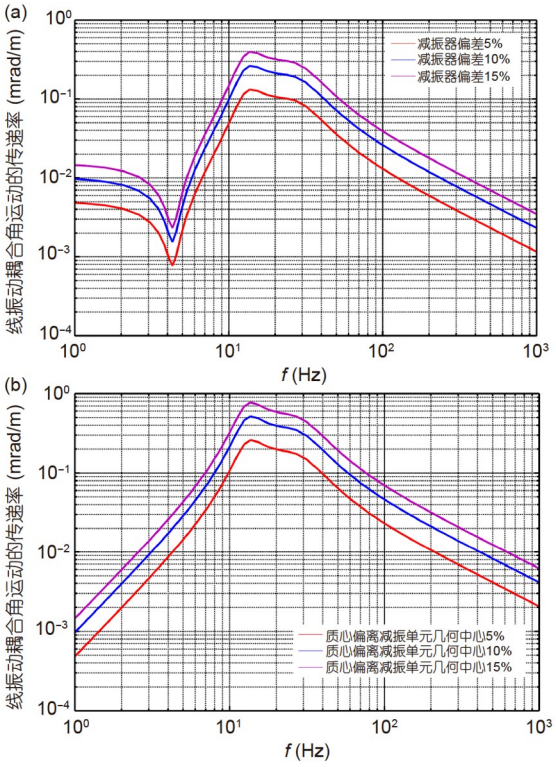

图 17 (网络版彩图)载机线振动到光电系统角振动的耦合传递率. (a) 减振器偏差引起的振动耦合; (b) 质心偏离减振器支撑中心引起的振动耦合

Figure 17 (Color online) Transmission rate between aircraft line vibration and optoelectronic system angular vibration. (a) Vibration coupling due to damper deviation; (b) vibration coupling caused by the center of mass deviating from the damper support center.

定平台的结构刚度有限, 表现在结构传递函数(陀螺输出与电机力矩的比值)上, 如公式(6):

$$\frac{\theta(s)}{T(s)}=\frac{1}{s}\sum_{k=1}^{n}\frac{\varphi_k\omega_k^2}{s^2+2\xi_k\omega_k+\omega_k^2}, \tag{6}$$

式中, ω_k为第k阶模态的谐振频率, ξ_k为结构阻尼系数, φ_k为第k阶模态参与系数, 结构传递函数曲线如图18所示. 惯性稳定平台通常采用金属材料, 其结构阻尼系数ξ_k很小, 谐振处的放大倍率可达15~25倍, 这些谐振峰限制了控制系统的增益, 将控制回路带宽限制到一阶谐振频率的1/10, 甚至更低.

为减小谐振放大倍率影响, 在控制回路中设计一个或多个正向陷波滤波器, 用于衰减高于控制带宽的谐振频率附近的回路增益. 图19描述了加入正向陷波滤波器前后系统开环传递函数和干扰误差闭环传递函

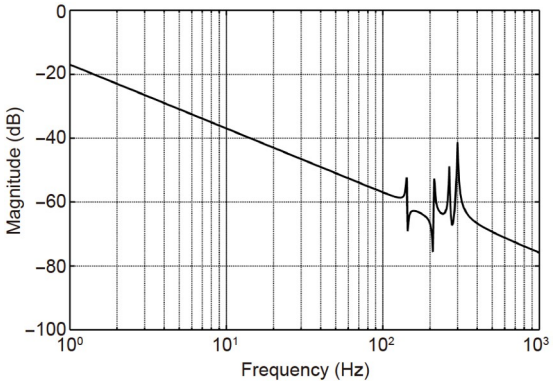

图 18 惯性稳定平台的结构传递函数曲线

Figure 18 Structural transfer function curve of the inertial stabilization platform.

数, 可以看出, 正向陷波器明显降低了谐振频率附近的控制回路增益, 但对扰动的抑制能力有限. 尽管如此, 控制带宽也通常被限制在一阶谐振频率的1/3以内. 陷波器带来的相位延迟降低了控制回路的相位裕度, 另外万向架结构模态随着其框架旋转发生漂移[30], 陷波器的凹槽需要足够宽以适应谐振频率的移动, 但这将降低其可达到的衰减深度. 为减小结构谐振对系统性能的影响, 最直接的方法就是提升结构刚度, 将谐振频率提高. 一方面通过有限元分析, 对局部结构进行拓扑优化; 另一方面设计合适的万向架结构形式. 例如两轴万向架的方位轴为单端大悬臂构型, 一阶谐振频率通常在40~60 Hz; 两轴多万向架的内万向架为“回”字构型或“工”字构型时, 一阶谐振频率可在100 Hz以上; 对于六自由度柔性支承“并联式万向架”[31,32], 其一阶谐振频率可以达到200 Hz以上.

3.2.3 光学元件相对位移或变形

航空光电系统面临空间和重量约束, 还要适应恶劣的振动环境. 有限的结构刚性易使光学元件产生相对位移(平移或转动), 引起光学系统瞄准线抖动, 这种情况在大口径长焦光学系统中表现得尤其突出. 通常采用基于光机联合仿真的方法(图20), 分析光学元件相对位移与变形引起的瞄准线抖动. 研究表明, 在典型的航空振动环境下, 大口径长焦光学系统内部光学元件相对位移或变形引起的瞄准线抖动量达到微弧级[33]. 由于陀螺无法测量到此抖动, 惯性稳定平台控制回路无法对该瞄准线抖动进行衰减.

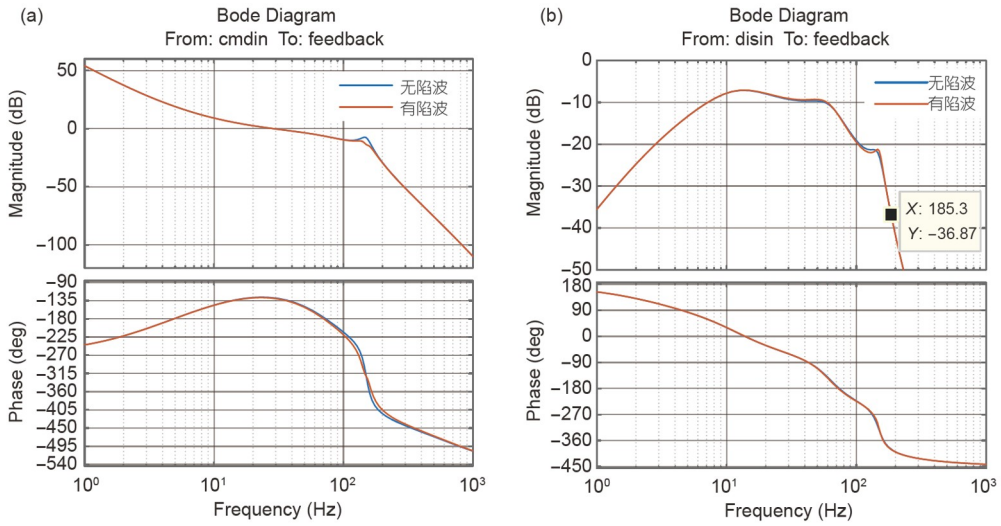

图 19　(网络版彩图)加入陷波器的控制回路传递函数曲线. (a) 开环传递函数; (b) 干扰误差传递函数

Figure 19　(Color online) Control loop transfer function curves with the notch filter. (a) Open-loop transfer function; (b) disturbance error transfer function.

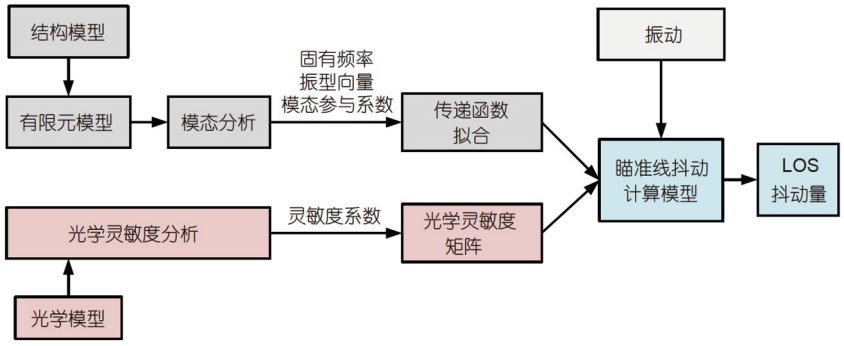

图 20　(网络版彩图)基于光机联合仿真的瞄准线抖动分析方法

Figure 20　(Color online) Line-of-sight jitter analysis based on the optical-mechanical co-simulation method.

4　基于参考光的瞄准线惯性稳定技术

随着机械设计加工水平的提高以及电机、陀螺等机电元件的进步，现阶段航空光电系统惯性稳定平台的稳定精度已达到20~30 μrad的水平. 为实现更远距离探测，光电系统的稳定精度需达到3~10 μrad，粗精组合瞄准线惯性稳定技术不断得到关注和应用，其是在传统惯性稳定平台粗级稳定的基础上，将陀螺残差作为前馈信号，控制光路中的快调反射镜组件运动，实现瞄准线精级稳定. 由于陀螺无法测量到光学系统内部光学元件抖晃引起的瞄准线抖动量，因此这种粗精组合的瞄准线惯性稳定方法无法通过控制快调反射镜组件运动对内部光学元件抖晃引起的瞄准线抖动进行补偿.

为解决上述问题, 在惯性稳定平台的基础上, 引入了基于参考光的瞄准线稳定技术[34~38]. 如图21所示, 即通过在光学系统内部引入一束参考激光，并在成像探测器的光学共轭位置处设置二维光斑微位移传感器，测量光学系统内部光学元件相对位移或变形产生的瞄准线抖晃量，激光光斑位移量作为反馈信号，经控制器计算后，驱动快速反射镜运动，对内部光学元件相对位移或变形引起的瞄准线抖动量进行实时补偿. 依据参考激光源的安装位置, 又分为基于捷联式参考光的瞄准线惯性稳定和基于惯性稳定平台参考光的

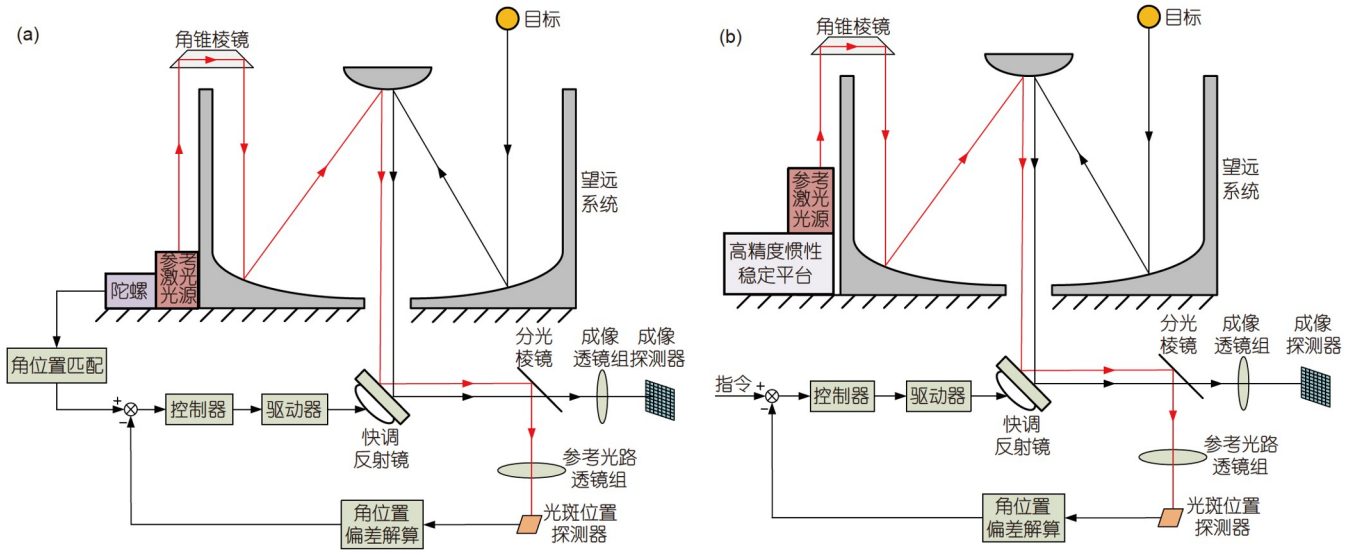

图 21 (网络版彩图)基于参考光的瞄准线惯性稳定示意图. (a) 基于捷联式参考光的瞄准线惯性稳定; (b) 基于惯性稳定平台参考光的瞄准线稳定

Figure 21 (Color online) Schematic diagram of line-of-sight inertial stabilization based on a reference light. (a) Line-of-sight inertial stabilization based on strap-down reference light; (b) line-of-sight stabilization based on inertial stabilization platform reference light.

瞄准线惯性稳定. 图21(a)为基于捷联式参考光的瞄准线惯性稳定示意图, 参考激光源与光电载荷的望远系统固连, 快调反射镜的控制器接收陀螺角速率残差和参考激光光斑的位置偏差, 接收陀螺角速率残差是补偿惯性稳定平台的稳定残差, 接收参考激光光斑位置偏差是补偿光学系统内部光学元件相对位移或变形引起的瞄准线抖动. 图21(b)为基于惯性稳定平台参考光的瞄准线惯性稳定示意图, 参考激光光源安装在一个高精度惯性稳定平台(其稳定精度可达到亚微弧度级), 可将参考激光源发出的激光束作为惯性基准, 测量此惯性基准激光束在光斑位置传感器的位置, 此光斑位置偏差是由光电系统惯性稳定平台稳定残差和光学系统内部光学元件相对位移或变形共同引起, 由光斑位置传感器解算的角度偏差作为瞄准线在惯性空间的抖动量, 经反馈给快调反射镜控制回路, 由快调反射镜进行补偿, 实现瞄准线在惯性空间稳定.

附录给出粗精组合瞄准线惯性稳定、基于捷联式参考光的瞄准线惯性稳定和基于惯性稳定平台参考光的瞄准线惯性稳定的控制框图和数学模型. 由表S1可知, 对于粗精组合惯性稳定和基于参考光的瞄准线惯性稳定而言, 框架稳定平台输出角速度ω_{B}、快调反射镜位置锁定误差θ_{F}、光学元件相对位移或变形引起的瞄准线误差θ_{d}以及高精度惯性稳定平台的稳定性能ω_{O}影响光电系统瞄准线稳定性能. 图22(a)描述了三种方法对框架稳定平台扰动的抑制能力, 可以看出, 基于惯性稳定平台参考光的惯性稳定方法对框架稳定平台扰动的抑制能力优于其他两种方法. 图22(b)描述了三种控制方法对光学元件相对位移或变形引起瞄准线抖动的抑制曲线, 可以看出, 传统二级组合稳定无法抑制该扰动, 基于捷联式参考光的惯性稳定方法和基于惯性稳定平台参考光的惯性稳定方法对此扰动具有相同的抑制能力.

在表S1中, 三种稳定方法均采用快调反射镜对瞄准线抖动进行稳定补偿. 粗精组合惯性稳定中, 快调反射镜组件采用其内部的位置传感器(如电涡流传感器)形成位置闭环. 基于参考光的瞄准线惯性稳定中采用参考激光光路中的二维光斑微位移传感器作为反馈, 形成位置闭环, 不再采用其内部的位置传感器进行闭环. 分析快调反射镜组件位置锁定误差对瞄准线的影响, 目前快调反射镜位置锁定精度可达2 μrad, 考虑光学放大倍率、快调反射镜偏转角与光线出射角度的传输比, 快调反射镜位置锁定误差对瞄准线稳定误差影响不大于0.4 μrad. 光斑微位移传感器通常选取响应速度快、分辨力高的位置敏感探测器或四象限探测器. 光斑微位移传感器的安装误差以及快调反射镜组件转动角与光斑微位移传感器测量输出关系, 需在光

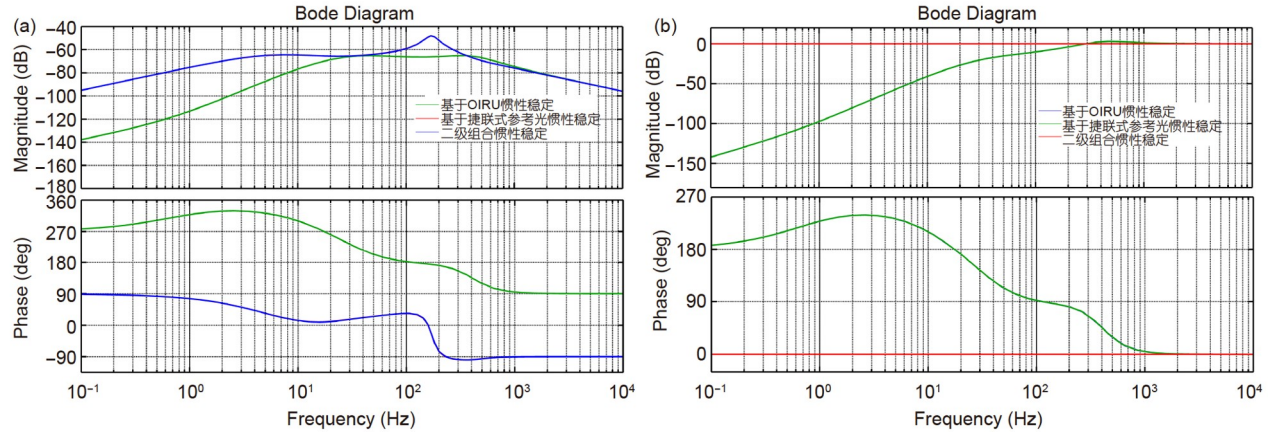

图 22　(网络版彩图)框架稳定平台扰动抑制和光学变形扰动性能对比. (a) 框架稳定平台扰动抑制能力; (b) 光学元件相对位移或变形引起瞄准线抖动的扰动抑制

Figure 22　(Color online) Comparison of frame stabilized platform disturbance suppression and optical deformation disturbance performance. (a) Frame stabilization platform disturbance suppression capability; (b) disturbance suppression of line-of-sight jitter caused by relative displacement or deformation of optical components.

路装调过程中标定和校正.

相比粗精组合惯性稳定和基于捷联式参考光的惯性稳定, 基于惯性稳定平台参考光的惯性稳定方法是以安装在高精度惯性平台的参考激光束作为惯性稳定基准, 光电系统瞄准线在控制回路的作用下与其“逼近”, 该方法对安放参考激光源的惯性稳定平台的稳定性能要求很高. 工程中, 多采用柔性铰链支撑, 由音圈电机驱动, 角速率由基于磁流体力学的角速率传感器与微机电陀螺数据融合后得到. 基于磁流体力学的角度传感器具有体积小、精度高和高带宽响应的特点, 微机电陀螺用于解决磁流体角速率传感器对低频(小于2 Hz)响应能力不足的问题. 通过磁流体角速率传感器与微机电陀螺数据融合, 实现宽频段(1000 Hz)高精度惯性角速度测量. 将磁流体角速率传感器和微机电陀螺采用锥形冗余安装的形式[39,40], 在提升可靠性的同时, 可进一步降低惯性角速率测量噪声.

对基于捷联式参考光的瞄准线惯性稳定方法开展了测试实验, 实验中采用安装有捷联式参考光测量补偿组件的共光路光电系统, 光电系统的瞬时视场为5 μrad, 选用振动频率5~100 Hz, 幅值0.01 g^2/Hz的随机振动谱进行振动实验, 原理样机振动实验如图23(a)所示, 平行光管内的十字靶标经光学系统成像在CMOS探测器上, 采用基于图像处理的图像光斑抖动检测方法, 得到振动条件下图像抖动量, 图23(b)为采集图像在水平和垂直两个方向上的抖晃量, 补偿前光斑抖动为1.5个像元, 基于捷联式参考光的惯性稳定回路补偿

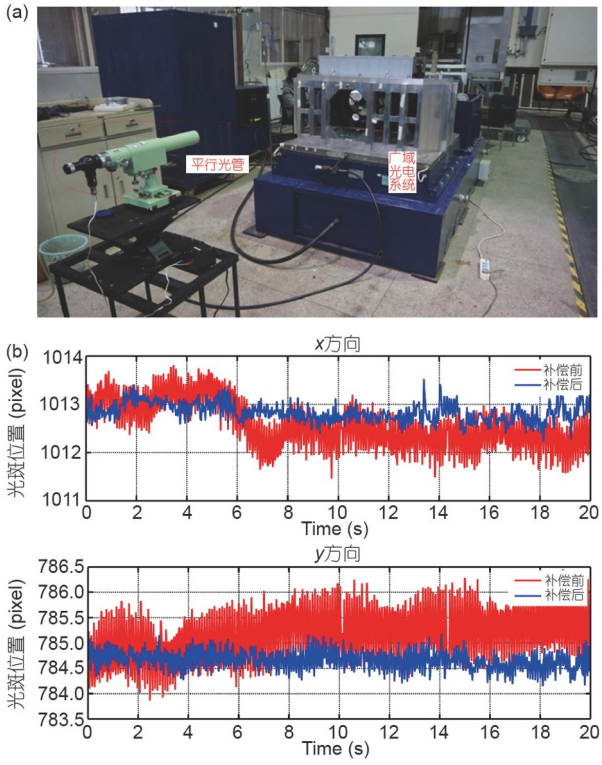

图 23　(网络版彩图)基于捷联式参考光的惯性稳定实验. (a) 原理样机测试实验; (b) 图像光斑抖动量

Figure 23　(Color online) Experimental results of inertial stabilization based on strap-down reference light. (a) Principle prototype test experiment; (b) image spot jitter statistics.

后光斑抖动为0.5个像元. 按照典型螺旋桨飞机振动谱, 对传统惯性稳定平台稳定、粗精组合惯性稳定以及基于捷联式参考光的惯性稳定三种方法进行了随机振动试验, 结果显示: 基于传统惯性稳定平台的稳定精度为17.70 μrad, 粗精组合惯性稳定方法的稳定精度为4.75 μrad, 基于捷联式参考光的惯性稳定方法的稳定精度为2.90 μrad. 可见基于捷联式参考光的瞄准线惯性稳定方法, 一方面补偿传统惯性稳定平台的稳定残差, 另一方面对光学系统内部光学元件相对位移或变形引起的瞄准线抖动进行补偿.

5 结论

综上分析, 航空光电系统瞄准线惯性稳定性能与其所处的动态环境密切相关. 当动态环境发生变化时, 系统稳定性能也会发生变化. 需明确航空光电系统使用的动态环境, 结合瞄准线稳定性能要求, 选择合适的瞄准线惯性稳定控制方案, 并充分考虑伺服元件/电路噪声、结构特性和动态特性等三个方面的因素, 开展结构和控制系统设计. 对于航空光电系统, 随着探测距离的不断增加, 大气湍流引起的瞄准线抖动约为15 μrad, 那么面临的问题是"需要为追求更高的稳定性能而不断探索新技术吗?". 本文认为答案是肯定的, 原因有两个: 一方面是技术的相关性, 可以让科研人员在创新控制技术的同时促进相关技术的进步, 甚至催生新的学科; 另一方面是兼顾最优使用性能, 最小资源消耗和使用成本的技术才是好技术, 从这个角度来说, 还有很多工作要做.

补充材料

本文的补充材料见网络版http://techcn.scichina.com. 补充材料为作者提供的原始数据, 作者对其学术质量和内容负责.

参考文献

1 Goktug G A, Galip S T. The future trends of EO/IR systems for ISR platforms. In: Proceedings of the SPIE 12091, Image Sensing Technologies: Materials, Devices, Systems, and Applications IX. Orlando, 2022. 12091: 120910B

2 Hilkert J M. Inertially stabilized platform technology. IEEE Control Systems Magazine, 2008, 28: 26–46

3 Liu L, Xu C Y, Zeng W B, et al. Multiparameter influence analysis of the target spot power distribution of airborne laser. IEEE Access, 2022, 10: 80639–80650

4 Muhsin C G, Yahya B, Yalcin A. Fiber-coupling efficiency of laser array beam from turbulent atmosphere to fiber link. J Lightwave Technol, 2023, 41: 59–65

5 Li Q C, Xu S Y, Xu Y L, et al. Nonorthogonal aerial optoelectronic platform based on triaxial and control method designed for image sensors. Sensors, 2019, 20: 10

6 Xiu J H, Huang P, Li J, et al. Line of sight and image motion compensation for step and stare imaging system. Appl Sci, 2020, 10: 7119

7 Wang Y T, Tian D P. Review of image shift and image rotation compensation control technology for aviation optoelectronic imaging (in Chinese). Optics Precision Eng, 2022, 30: 3128–3138 [王昱棠, 田大鹏. 航空光电成像像移与像旋运动补偿控制技术综述. 光学精密工程, 2022, 24: 3128–3138]

8 Che X, Jia P, Tian D P. A survey of line of sight control technology for airborne photoelectric payload (in Chinese). Opt Precision Eng, 2018, 26: 1642–1652 [车鑫, 贾平, 田大鹏. 机载光电载荷视轴指向控制技术综述. 光学精密工程, 2018, 7: 1642–1652]

9 Zhang L Z, Yang T, Wu Y, et al. Imaging measurement-based two-stage control of stewart platform (in Chinese). Opto-Electron Eng, 2022, 8: 220019 [张良总, 杨涛, 吴云, 等. 基于图像测量的Stewart平台双阶控制技术. 光电工程, 2022, 8: 220019]

10 Qiu Z W, Song L Q, Zhang B T. Research on the image rotation of the polar coordinates infrared inertial stable platform with four reflected mirrors. Infrared Laser Eng, 2017, 46: 1217004

11 Jia G W, Hou L K, Hong P. Research on model of image rotation of reflective two-dimensional fast-steering mirror (in Chinese). Opt Optoelectron Technol, 2021, 4: 86–92 [贾国伟, 侯良科, 洪普. 反射式二维快速控制反射镜的像旋模型研究. 光学与光电技术, 2021, 4: 86–92]

12 Zhang H W, Chen W N, Ding Y L, et al. Optical system design of oblique airborne-mapping camera with focusing function. Photonics, 2022, 9: 537

13 Xu F F, Du Y L, Zheng L, et al. Measurement method of stabilization accuracy of electro-optical pod based on time/frequency domain analysis (in Chinese). J Appl Opt, 2022, 4: 693–700 [徐飞飞, 杜言鲁, 郑蕾, 等. 基于时/频域分析的光电吊舱稳定精度测试方法研究. 应用光学, 2022, 4: 693–700]

14 Homero L G, Jason D G, Michael R N. Line of sight stabilization and back scanning using a fast steering mirror and blended rate sensors. In: Infotech@Aerospace 2011. St. Louis, 2011. AIAA 2011-1659

15 Sun J J, Ding Y L, Zhang H W, et al. Conceptual design and image motion compensation rate analysis of two-axis fast steering mirror for dynamic scan and stare imaging system. Sensors, 2021, 21: 6441

16 John L M, Scott W, Bruce E. Design challenges regarding high-definition electro-optic/infrared stabilized imaging systems. Opt Eng, 2013, 52: 061310

17 Masten M K. Inertially stabilized platforms for optical imaging systems. IEEE Control Systems Magazine, 2008, 28: 47–64

18 Yan M, Liu D, Wang H L, et al. Linear motion compensation algorithm for airborne electro-optic sighting system (in Chinese). J Appl Opt, 2016, 1: 1–5 [闫明, 刘栋, 王惠林, 等. 机载光电观瞄系统的瞄准线指向线性运动补偿方法. 应用光学, 2016, 1: 1–5]

19 Hilkert J M. Kinematic algorithms for line of sight pointing and scanning using INS/GPS position and velocity information. Proc SPIE, 2005, 5810: 11–22

20 Miller R, Mooty G, Hilkert J M. Gimbal system configurations and line of sight control techniques for small UAV applications. Proc SPIE, 2013, 8713: 871308

21 Hilkert J M, Amil D L. Structural effects and techniques in precision pointing and tracking systems—A tutorial overview. Proc SPIE, 2010, 7696: 76961C

22 Hilkert J M, Pautler B. A reduced-order disturbance observer applied to inertially stabilized line of sight. Proc SPIE, 2011, 8052: 80520H

23 Chen X G, Cai M, Dai N. A DOB based disturbance suppression method for airborne photoelectric stabilized platform (in Chinese). Electron Opt Control, 2020, 1: 98–101 [陈晓刚, 蔡猛, 戴宁. 基于DOB观测器的机载光电稳定平台扰动抑制方法. 电光与控制, 2020, 1: 98–101]

24 Miao S Q, Zhang B Q, Wang M C, et al. Adaptive exponential time-varying sliding mode control based on disturbance observer for photoelectric stabilized airborne platform (in Chinese). Acta Armament, 2022, 7: 1636–1645 [苗双全, 张宝泉, 王明超, 等. 基于扰动观测器的机载光电稳定平台自适应指数时变滑模控制. 兵工学报, 2022, 7: 1636–1645]

25 Liu A, Zhao C C, Hu H S, et al. Application of noise reduction disturbance observer in airborne electro-optical stabilized platform (in Chinese). Electron Opt Control, 2022, 9: 102–106 [刘按, 赵长春, 胡海升, 等. 降噪干扰观测器在机载光电稳定平台上的应用. 电光与控制, 2022, 9: 102–106]

26 Wang J Y, Guo Y M, Kong L, et al. Experimental demonstration of LQG control with disturbance mitigation on multiple modes in adaptive optics system. Optik, 2020, 202: 163594

27 Jiang X L. A study on high precision control of the electro-optical stabilization platform system under periodic disturbance (in Chinese). Dissertation for Master's Degree. Changsha: National University of Defense Technology, 2016 [江献良. 定频扰动下的光电稳定平台高精度控制问题研究. 硕士学位论文. 长沙: 国防科学技术大学, 2016]

28 Du Y L. Research of vibration isolation technique for a type of aerial camera with long focal length (in Chinese). Dissertation for Doctoral Degree. Changchun: Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, 2017 [杜言鲁. 一种长焦距航空相机振动隔离技术研究. 博士学位论文. 长春: 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 2017]

29 Qi K Q, Dai L, Wang S X, et al. Design methodology of a passive vibration isolation system for an optical system with sensitive line-of-sight. Photonic Sens, 2021, 11: 435–447

30 Yang H, Wang M, Xiao X, et al. Study on the frame inertia coupling of three-axis tracking platform (in Chinese). J Projectiles Rockets Missiles Guid, 2020, 5: 94–97 [杨辉, 王明, 肖曦, 等. 三轴跟踪平台框架轴的惯量耦合特性研究. 弹箭与制导学报, 2020, 5: 94–97]

31 Cheng G, Du Y L, Qi Y, et al. New type gimbal mount of airborne optoelectronic platform and its key technologies (in Chinese). J Appl Opt, 2022, 4: 577–582 [程刚, 杜言鲁, 齐媛, 等. 新型机载光电平台万向架及其关键技术. 应用光学, 2022, 4: 577–582]

32 Michael D L. Platform stabilization system. US Patent, 9 765 925, 2017-09-19

33 Stoeckel G P, Doyle K B. Integrated optomechanical analysis and testing software development at MIT Lincoln laboratory. Proc SPIE, 2013, 8840: 88400E

34 Baker D E, Sebesta H R. Optical line of sight pointing and stabilization system. US Patent, 6 653 611, 2003-11-25

35 Gilmore J P, Luniewicz M F, Sargent D G. Enhanced precision pointing jitter suppression system. Proc SPIE, 2002, 4632: 38–49

36 Jed E D, Bruce E S, Kirk A L, et al. Stabilization of a heliostat output mirror using an inertial reference beam. US Patent, 9 158 045, 2015-10-13
37 Wang H L, Xu F F, Jiang S Z, et al. A high-precision stabilization method for line of sight based on reference light (in Chinese). China Patent, 111665873, 2022-09-06 [王惠林, 徐飞飞, 姜世洲, 等. 基于参考光的瞄准线高精度稳定方法. 中国专利, 111665873, 2022-09-06]
38 Michael L D, Joshua E R, Philip H M, et al. System for active telescope alignment, focus and beam control. US Patent, 10 859 348, 2020-12-08
39 Steven W, Felix M, Dan E B. Embedded FPGA platform for fast steering mirror and optical inertial reference unit applications. Proc SPIE, 2011, 8052: 80520Q
40 Liu D, Wang H L, Lei L, et al. Design and application of gyro redundant installation in airborne electro-optical system (in Chinese). J Appl Opt, 2022, 5: 833–838 [刘栋, 王惠林, 雷亮, 等. 陀螺冗余安装在机载光电系统中的设计与应用. 应用光学, 2022, 5: 833–838]

Research on line-of-sight inertial stabilization technology for airborne optoelectronic systems

WANG HuiLin, JIANG ShiZhou, DU YanLu, XIE Na & CHENG Gang

Xi'an Institute of Applied Optics, Xi'an 710065, China

The control system of a typical inertial stable platform is taken as an example to analyze the connotation and application requirements of line-of-sight inertial stability of airborne optoelectronic systems. The main factors affecting the performance of inertial stability are summarized based on three aspects—servo component/circuit noise, structural characteristics, and dynamic environment. The influence of control loop characteristic parameters, controller characteristics, and structural characteristics on line-of-sight inertial stability is thoroughly examined to guide the design of an inertial stable platform structure and control system. To meet the requirements for long-distance detection in aeronautical optoelectronic systems and overcome the line-of-sight jitter caused by relative displacement or deformation of internal optical components, a high-precision line-of-sight inertial stabilization technology based on reference light was introduced on the basis of the inertial stabilization platform, and relevant analyses and experiments were carried out. Finally, directions have been provided for the future development of high-precision inertial stabilization technology.

airborne optoelectronic systems, line-of-sight, inertial stabilization, disturbance factor, control loop, structural characteristics

doi: 10.1360/SST-2022-0347