

滚仰式光电吊舱地理导引实现与误差分析

董期林 张卫国 赵创社 王超 袁屹杰 伊兴国 刘万刚 程勇栋

Realization and error analysis of geographical guidance for roll-pitch electro-optical pod

DONG Qi-lin, ZHANG Wei-guo, ZHAO Chuang-she, WANG Chao, YUAN Yi-jie, YI Xing-guo, LIU Wan-gang, CHENG Yong-dong

引用本文:

董期林, 张卫国, 赵创社, 王超, 袁屹杰, 伊兴国, 刘万刚, 程勇栋. 滚仰式光电吊舱地理导引实现与误差分析[J]. 中国光学, 2024, 17(3): 630–639. doi: 10.37188/CO.2023–0188

DONG Qi-lin, ZHANG Wei-guo, ZHAO Chuang-she, WANG Chao, YUAN Yi-jie, YI Xing-guo, LIU Wan-gang, CHENG Yong-dong. Realization and error analysis of geographical guidance for roll-pitch electro-optical pod[J]. *Chinese Optics*, 2024, 17(3): 630–639. doi: 10.37188/CO.2023–0188

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.37188/CO.2023–0188>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

双面抛光晶圆干涉测量法及误差分析

Interferometry of double-sided polished wafer and error analysis

中国光学 (中英文). 2023, 16(4): 916 <https://doi.org/10.37188/CO.2022–0226>

空间光电跟瞄系统多光轴平行性标校研究

Multi-optical axis parallelism calibration of space photoelectric tracking and aiming system

中国光学 (中英文). 2021, 14(3): 625 <https://doi.org/10.37188/CO.2020–0133>

基于光机热集成分析的大规模拼接焦面误差分配

Large-scale splicing focal plane error distribution based on optical-structural-thermal integration analysis

中国光学 (中英文). 2022, 15(5): 1000 <https://doi.org/10.37188/CO.2022–0094>

基于数字高程模型高程快速迭代的航拍图像目标定位方法

A target location method for aerial images through fast iteration of elevation based on DEM

中国光学 (中英文). 2023, 16(4): 777 <https://doi.org/10.37188/CO.2022–0215>

基于航空单目相机的目标定位技术

Targeting technology based on aerial monocular camera

中国光学 (中英文). 2023, 16(2): 305 <https://doi.org/10.37188/CO.2022–0147>

计算全息法标定单光楔补偿检测系统误差

Calibration of single optical wedge compensation test system error by computer generation hologram

中国光学 (中英文). 2022, 15(1): 90 <https://doi.org/10.37188/CO.EN.2021–0004>

文章编号 2097-1842(2024)03-0630-10

滚仰式光电吊舱地理导引实现与误差分析

董期林, 张卫国*, 赵创社, 王超, 袁屹杰, 伊兴国, 刘万刚, 程勇栋
(西安应用光学研究所, 陕西 西安 710065)

摘要: 为了提升地理导引精度和成功率, 根据滚仰式光电吊舱的结构特点, 通过建立坐标系、目标坐标求解和框架角解算三个步骤, 完整构建了地理导引的数学模型, 并在此基础上引入了速度前馈和小区域搜索模式。同时, 对受惯导测量误差和目标距离影响的框架角解算误差进行了数据仿真。结果表明: 经纬误差和航向角误差对俯仰角的解算误差影响较大; 而高程误差和水平姿态角误差则对横滚角的解算误差影响较大。提升惯导的定位精度, 可进一步减小框架角解算误差, 从而提升地理导引精度, 而当航向角 $<0.1^\circ$, 水平姿态角 $<0.05^\circ$ 时, 姿态角误差的影响权重会变小, 再通过减小姿态角误差提升导引精度的作用已不明显。随着目标距离的增大, 框架角解算误差会急剧减小。最后进行了导引试验, 其俯仰、横滚角均方差均小于 0.12° , 表明了算法的准确性和仿真分析的有效性。

关键词: 滚仰式光电吊舱; 地理导引; 坐标转换; 误差分析

中图分类号: TN209 文献标志码: A doi: 10.37188/CO.2023-0188

Realization and error analysis of geographical guidance for roll-pitch electro-optical pod

DONG Qi-lin, ZHANG Wei-guo*, ZHAO Chuang-she, WANG Chao, YUAN Yi-jie,
YI Xing-guo, LIU Wan-gang, CHENG Yong-dong
(Xi'an Institute of Applied Optics, Xi'an 710065, China)

* Corresponding author, E-mail: zzwgg1975@163.com

Abstract: In order to improve the accuracy and success rate of geographical guidance, according to the structural characteristics of the roll-pitch electro-optical pod, a mathematical model of geographical guidance was developed through three steps: first, establishing the coordinate system; second, solving the target coordinates; and third, calculating the frame angle. Speed forward feed and small domain search modes were introduced on this basis. The frame angle calculation error affected by inertial navigation measurement error and target distance was simulated, and the results show that the longitude, latitude, and heading angle errors had a greater influence on the pitch angle calculation error; nonetheless, the errors of elevation and horizontal attitude angle had a greater influence on the calculation error of the roll angle. Improving the positioning accuracy of inertial navigation can further reduce the frame angle calculation error and improve the geographical guidance accuracy. However, when the heading angle decreases below 0.1 degrees and the horizontal atti-

收稿日期: 2023-10-24; 修订日期: 2023-11-17

基金项目: 国防装备预研项目(No. YY222021J0XX-X)

Supported by National Defense Equipment Pre-Research Project of China (No. YY222021J0XX-X)

tude angle decreases below 0.05 degrees, then the influence weight of the attitude angle error also decreases. The improvement in guidance accuracy is no longer evident when attitude angle errors are reduced. Increasing target distance sharply decreases the error of frame angle calculation. Finally, the guidance test with pitch and roll mean square errors of less than 0.12 degrees shows the algorithm's accuracy and the simulation analysis's effectiveness.

Key words: roll-pitch electro-optical pod; geographical guidance; coordinates transformation; error analysis

1 引言

随着人工智能、集群控制、数据融合、协同交互等技术的发展,大规模的小型化、智能化无人机集群作战已成为可能^[1]。而装备有光电载荷的无人机由于具备对战场纵深态势的侦察感知能力和对关键目标的进一步识别及独立攻击或引导打击能力^[2],在集群作战中扮演着极为重要的角色。不同于传统的方位-俯仰式光电吊舱,滚仰式光电吊舱由于具有体积小、重量轻、可实现前半球视场搜索及良好的气动布局等特点,正在无人机平台上的应用变得越来越广泛。

利用雷达、人工侦察等方式所获取的目标地理信息导引光电快速的指向目标并进行锁定是无人机光电平台常用的工作模式之一。如何实现精确的地理导引、完善误差分析和误差分配机制及评价准则,是研制高性能光电平台需要解决的问题^[3]。目前已取得一系列成果:文献[4]给出了无人机光电载荷地理跟踪时方位角、俯仰角的求取算法和伺服控制回路设计,并对地理跟踪时小视场下的视频抖动进行了定性分析;文献[5]给出了传统机载平台的地理跟踪算法和误差分析,并通过试验数据分析了部分惯导参数的影响权重;文献[6]主要是对地理跟踪过程中惯性定位的技术途径进行了探讨分析;虽然地理导引与目标定位为两个不同的近似互逆的过程,但文献[7-10]给出的机载光电平台目标定位精度影响因素分析及评价准则,对地理导引的误差分析依然有借鉴和参考意义。

目前,关于光电吊舱地理导引或跟踪技术的报道较少^[11-19]。本文根据滚仰式光电吊舱的结构特点,通过建立坐标系、目标坐标求解和框架角解算3个步骤,完整地构建了滚仰式光电吊舱地理导引数学模型,并分析了误差来源。通过数

据仿真分析讨论了惯导测量误差和目标距离对地理导引时框架角解算误差的影响。最后通过地理导引试验验证了本文算法的准确性和仿真分析的有效性。

2 地理导引实现过程

滚仰式光电吊舱地理导引的实现过程如图1所示。

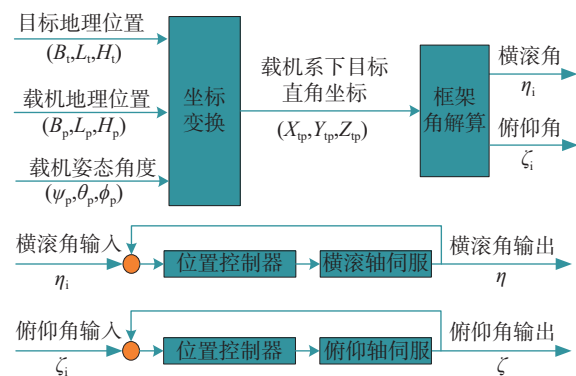


图1 地理导引实现过程

Fig. 1 Geographical guidance implementation process

首先,将目标地理位置坐标 (B_t, L_t, H_t) 及载机的地理位置坐标 (B_p, L_p, H_p) 转换到大地空间直角坐标系下,并求出目标相对于载机的空间直角坐标,再依据载机经纬高及惯导姿态 $(\psi_p, \theta_p, \phi_p)$ 将其转换到光电吊舱坐标系下 (X_{tp}, Y_{tp}, Z_{tp}) ,由该坐标经过框架角解算即可分别求出横滚角 η_i 和俯仰角 ζ_i ,并将其馈入光电吊舱作为位置环路的指令值,以驱动横滚轴、俯仰轴运动到该角度附近,即完成光电吊舱对目标的地理导引。

2.1 坐标系定义及约定

在地理导引的实现过程中,需要用到以下几个坐标系:

(1)地心空间直角坐标系 $G(O_g - X_g Y_g Z_g)$:地心空间直角坐标系 G 属于笛卡尔坐标,是一种重

要的空间坐标参考系统。其原点 O_g 与地球质心重合, Z_g 轴指向地球北极, X_g 轴指向格林尼治子午面与地球赤道的交点, Y_g 轴垂直于 $X_g O_g Z_g$ 平面构成右手坐标系。

(2)地心大地坐标系 $E(B, L, H)$: 地心大地坐标系 E 是以参考椭球面为基准建立起来的坐标系, 使用经度 L 、纬度 B 和高程 H 来表示空间点的位置。常见的地心大地坐标系有 WGS-84 和 CGCS2000, 两者的主要区别是所采用的参考椭球面的参数不同。本项目选用的是 WGS-84 坐标系, 其参考椭球面的主要参数为: 长半轴 $a=6378137\text{ m}$; 协议地球扁率 $f=1:298.257223563$ 。

(3)载机地理坐标系 $S(O_s - X_s Y_s Z_s)$: 载机地理坐标系 S 的原点定义在平台的质心, Y_s 轴在平台所处位置的当地水平面内指向正北; Z_s 轴为平台到当地水平面的垂线并指向天顶; X_s 轴在当地水平面内, 与 Y_s 轴和 Z_s 轴遵循右手螺旋定则。即本文中载机地理坐标系采用的是东北天坐标系。

(4)载机机体坐标系 $P(O_p - X_p Y_p Z_p)$: 机体坐标系 P 的原点定义在平台的质心与 S 系重合, Y_p 轴沿平台纵轴并指向前行方向; X_p 轴沿平台横轴并指向右; Z_p 轴沿平台竖轴并指向上。3 个轴遵循

右手螺旋定则。

(5)光电吊舱坐标系 $C(O_c - X_c Y_c Z_c)$: 光电吊舱坐标系 C 的原点定义在横滚旋转轴、俯仰旋转轴与瞄准线的交点, Y_c 轴垂直于镜面并指向外, 亦称光电吊舱的视轴或光轴; X_c 轴为光电吊舱俯仰旋转轴; Z_c 轴平行于横滚轴, 与 X_c 轴和 Y_c 轴形成右手坐标系。

为了应用统一和计算方便, 特做如下约定:

(1)在姿态角为 0 时, 载机地理坐标系 S 与载机机体坐标系 P 完全重合; 在框架角为 0 时, 载机机体坐标系 P 与光电吊舱坐标系 C 三轴均平行, 即两坐标系仅存在平移关系。

(2)当绕某轴旋转时, 面对旋转轴正向, 逆时针旋转为正角度; 顺时针旋转为负角度。

2.2 坐标求解

坐标求解是指依据目标的大地坐标 (B_t, L_t, H_t) 、载机的大地坐标 (B_p, L_p, H_p) 及惯导测得的载机姿态角 $(\psi_p, \theta_p, \phi_p)$ 经过坐标变换求出目标相对于载机的直角坐标 (X_{tp}, Y_{tp}, Z_{tp}) 的过程。其坐标变换过程如图 2 所示。

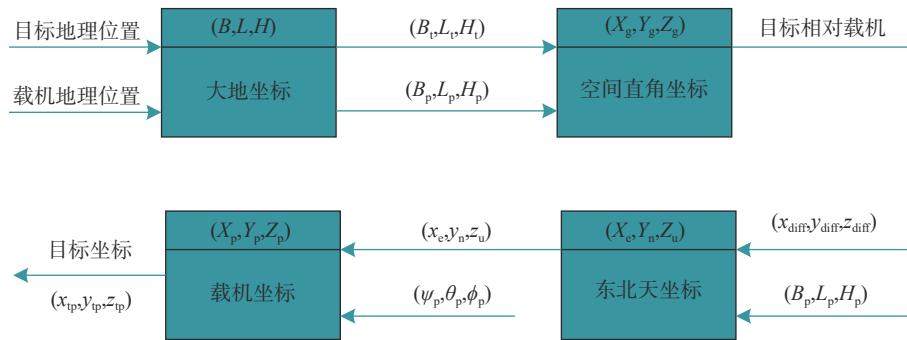


图 2 坐标变换过程

Fig. 2 Coordinate transformation process

目标的空间直角坐标为

$$\begin{cases} x_t = (N_t + H_t) \cos B_t \cos L_t \\ y_t = (N_t + H_t) \cos B_t \sin L_t \\ z_t = [N_t(1 - e^2) + H_t] \sin B_t \end{cases}, \quad (1)$$

式中: x_t, y_t, z_t 为目标的空间直角坐标; B_t, L_t, H_t 为目标的大地坐标值即目标的纬度、经度和高程; $N_t = a / \sqrt{1 - e^2 \sin^2 B_t}$ 为椭球卯酉圆曲率半径; $e = \sqrt{(a^2 - b^2) / a^2}$ 为椭球第一偏心率; a, b 为椭球的长半轴和短半轴。

载机的空间直角坐标为

$$\begin{cases} x_p = (N_p + H_p) \cos B_p \cos L_p \\ y_p = (N_p + H_p) \cos B_p \sin L_p \\ z_p = [N_p(1 - e^2) + H_p] \sin B_p \end{cases}, \quad (2)$$

其中: x_p, y_p, z_p 为载机的空间直角坐标; B_p, L_p, H_p 为载机的大地坐标值即载机的纬度、经度和高程; $N_p = a / \sqrt{1 - e^2 \sin^2 B_p}$ 为椭球卯酉圆曲率半径; e, a, b 与前述内容相同。

目标相对载机的空间直角坐标为

$$\begin{cases} x_{\text{diff}} = x_t - x_p \\ y_{\text{diff}} = y_t - y_p \\ z_{\text{diff}} = z_t - z_p \end{cases}, \quad (3)$$

其中: $x_{\text{diff}}, y_{\text{diff}}, z_{\text{diff}}$ 为目标相对载机的空间直角坐标; $x_t, y_t, z_t, x_p, y_p, z_p$ 为式(1)、式(2)求得的目标及载机的空间直角坐标。

目标在载机地理坐标系 S (东北天) 下的坐标

$$\begin{bmatrix} x_c \\ y_n \\ z_u \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin L_p & \cos L_p & 0 \\ -\sin B_p \cos L_p & -\sin B_p \sin L_p & \cos B_p \\ \cos B_p \cos L_p & \cos B_p \sin L_p & \sin B_p \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{\text{diff}} \\ y_{\text{diff}} \\ z_{\text{diff}} \end{bmatrix}, \quad (4)$$

其中: x_c, y_n, z_u 为目标在东北天系下的直角坐标;

直角坐标; B_p, L_p 为载机的纬度和经度。

$x_{\text{diff}}, y_{\text{diff}}, z_{\text{diff}}$ 为式(3)求得的目标相对载机的空间

目标在载机机体坐标系 P 系下的坐标为

$$\begin{bmatrix} x_{\text{tp}} \\ y_{\text{tp}} \\ z_{\text{tp}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \phi & 0 & -\sin \phi \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \phi & 0 & \cos \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta & \sin \theta \\ 0 & -\sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_c \\ y_n \\ z_u \end{bmatrix}, \quad (5)$$

其中: $x_{\text{tp}}, y_{\text{tp}}, z_{\text{tp}}$ 为目标在载机下的坐标; ψ, θ, ϕ 分别为惯导测得的载机的航向、俯仰、横滚三个姿态角; x_c, y_n, z_u 为式(4)求得的目标东北天系下的坐标。

的横滚角 η_i 、俯仰角 ζ_i , 以使设备视轴指向目标完成对目标的地理导引。

2.3 框架角解算

框架角解算是指依据前节求得的目标在载机下的坐标 $(x_{\text{tp}}, y_{\text{tp}}, z_{\text{tp}})$ 求解出光电吊舱需要运动

目标对载机的距离为 $L = \sqrt{x_{\text{diff}}^2 + y_{\text{diff}}^2 + z_{\text{diff}}^2}$, 则目标在光电吊舱坐标系下的坐标为 $(0, L, 0)^T$ 。它是由目标在载机下的坐标 $(x_{\text{tp}}, y_{\text{tp}}, z_{\text{tp}})^T$ 经过绕横滚轴 Y_c 旋转横滚角 η_i 再绕俯仰轴旋转俯仰角 ζ_i 实现的。其转换表达式为

$$\begin{bmatrix} 0 \\ L \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_{\text{tp}} \cos \eta_i - z_{\text{tp}} \sin \eta_i \\ x_{\text{tp}} \sin \zeta_i \sin \eta_i + y_{\text{tp}} \cos \zeta_i + z_{\text{tp}} \sin \zeta_i \cos \eta_i \\ (x_{\text{tp}} \sin \eta_i + z_{\text{tp}} \cos \eta_i) \cos \zeta_i - y_{\text{tp}} \sin \zeta_i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r_{11} \\ r_{22} \\ r_{33} \end{bmatrix}, \quad (6)$$

式中 r_{11}, r_{22} 和 r_{33} 为临时变量。由式(6) $r_{11}=0, r_{33}=0$ 并联立式(5), 可分别求得横滚角、俯仰角为

$$\begin{cases} \eta_i = \text{atan} 2(x_{\text{tp}}, z_{\text{tp}}) \\ \zeta_i = \text{atan} 2((x_{\text{tp}} \sin \eta_i + z_{\text{tp}} \cos \eta_i), y_{\text{tp}}) \end{cases}, \quad (7)$$

式中, 反正切函数 $\text{atan} 2(y, x)$ 是 $\arctan(y/x)$ 的升级版, 它根据变量 x, y 的符号将求得的角度值自动映射到相应象限且避免了 $\arctan(y/x)$ 中计算 y/x 时分母为 0 的异常情况出现。

对于空间的任一目标, 在不考虑光电吊舱运动范围受限情况下, 均有两套框架角的解可满足设备视轴指向目标的要求。本项目中另一套框架角 (η'_i, ζ'_i) 的解为

$$\begin{cases} \zeta'_i = -\zeta_i \\ \eta'_i = \begin{cases} \eta_i + \pi, \eta_i \leq 0 \\ \eta_i - \pi, \eta_i > 0 \end{cases} \end{cases}. \quad (8)$$

对于两套框架角的解, 可通过光电吊舱运动范围的限制进行择优选取, 从而提高了地理导引

的成功率。

2.4 速度前馈

当无人机高速低空飞行或目标相对光电吊舱有较高的切向运动速度时, 在对目标进行持续的地理导引时无法将目标导引到视场中心区域附近, 即存在较大的动态滞后误差, 给后期的目标识别带来困难。为解决该问题, 在原有地理导引的基础上引入了速度前馈, 其实现过程如图 3 所示。

速度前馈的具体实现过程为: 将目标的东北天速度 (V_{et}, V_{nt}, V_{ut}) 与载机的东北天速度 (V_{ep}, V_{np}, V_{up}) 的差值经过姿态角 (ψ, θ, ϕ) 与前节求得的框架角 (η_i, ζ_i) 两组旋转矩阵的坐标变换得到目标相对光电吊舱镜面的线速度 $(V_{x\text{tp}}, V_{y\text{tp}}, V_{z\text{tp}})$, 再结合前节求得的目标距离 L 可分别求得横滚角速度 ω_{roll} 和俯仰角速度 ω_{pitch} , 以此作为伺服速度环路的前馈速度。

目标相对光电吊舱镜面的线速度为

$$\begin{bmatrix} V_{x\text{tp}} \\ V_{y\text{tp}} \\ V_{z\text{tp}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c\zeta_i & s\zeta_i \\ 0 & -s\zeta_i & c\zeta_i \end{bmatrix} \begin{bmatrix} c\eta_i & 0 & -s\eta_i \\ 0 & 1 & 0 \\ s\eta_i & 0 & c\eta_i \end{bmatrix} \begin{bmatrix} c\phi & 0 & -s\phi \\ 0 & 1 & 0 \\ s\phi & 0 & c\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c\theta & s\theta \\ 0 & -s\theta & c\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} c\psi & s\psi & 0 \\ -s\psi & c\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V_{et} - V_{ep} \\ V_{nt} - V_{np} \\ V_{ut} - V_{up} \end{bmatrix}, \quad (9)$$

式中, c 代表 \cos , s 代表 \sin 。

则, 横滚、俯仰的前馈速度分别为

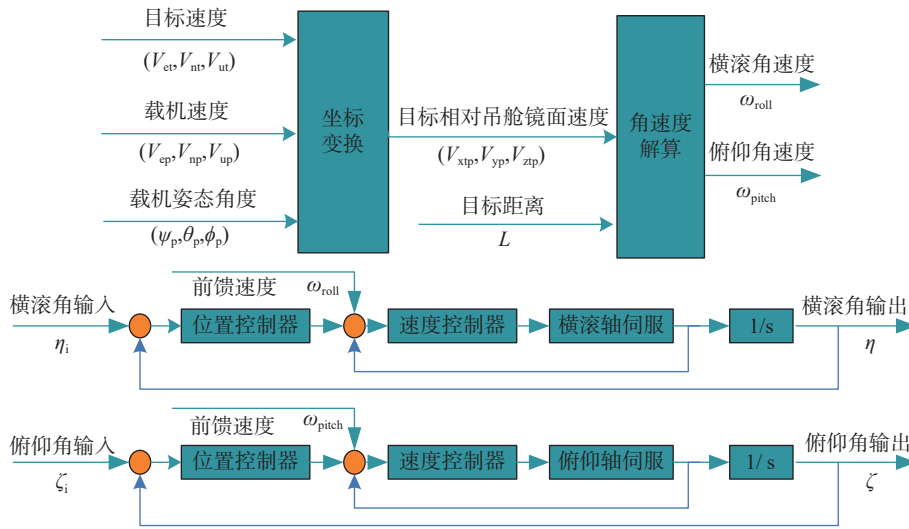


图 3 速度前馈的实现

Fig. 3 Realization of velocity feedforward

$$\begin{cases} \omega_{roll} = V_{xtp}/L \\ \omega_{pitch} = V_{ztp}/L \end{cases} \quad (10)$$

引入速度前馈后,可大幅减小无人机或目标高速运动时持续地理导引的动态滞后误差。

2.5 小区域搜索

在假定获取的目标地理信息比较精确的情况下,通过选取高精度的惯导可以实现较为精准的地理导引。然而,在实际工程中,受项目体积、重量及成本的限制,可能无法选取高精度的惯导;同时,通过雷达等手段所获取的目标地理信息也可能存在较大误差。在此种情况下,为了提升导引成功率,可进行小区域搜索。它是在地理导引到位后,若未发现或识别目标,则自动通过一定的扫描形式对目标所在区域进行小范围搜索。常见的扫描形式有回型扫描、螺旋扫描、折线扫描等。本项目中选用的是如图 4 所示的回型扫描形式。

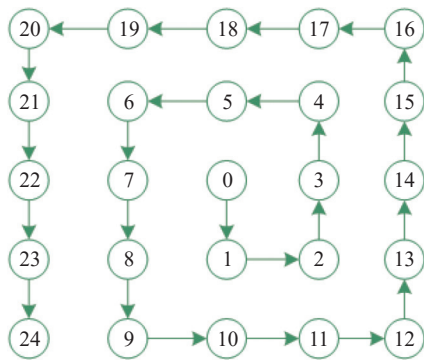


图 4 回型扫描曲线

Fig. 4 Back-shaped scanning curve

图中“0”所在的为目标地理位置,相邻点的横向、纵向间隔是依据光电视场大小、目标距离、

重叠率要求等因素综合选定的。在原有地理导引的基础上,引入回型扫描形式的小区域搜索后,可对目标所在区域进行较大范围的覆盖,从而可大幅提升地理导引的成功率。

3 误差分析与随机误差评价标准

3.1 误差分析

误差按性质和特点主要分为系统误差、随机误差和粗大误差三类。本项目中的系统误差主要来自惯导和光电吊舱的安装误差。对该类误差需在试验前进行系统级的标定,并按照式(1)~式(8)的运算形式进行相应的补偿修正,以消除或减小其带来的不利影响。粗大误差是明显偏离真值的异常数据,可通过中值滤波等算法予以消除。由式(1)~式(8)可知,框架角解算误差与惯导的位置随机误差 $(\delta B_i, \delta L_i, \delta H_i)$ 及姿态角随机误差 $(\delta \psi_i, \delta \theta_i, \delta \phi_i)$ 有关。因此,可定义地理导引时由随机误差带来的框架角解算误差模型为

$$\begin{cases} \delta \eta_i = f(\delta B_i, \delta L_i, \delta H_i, \delta \psi_i, \delta \theta_i, \delta \phi_i) \\ \delta \zeta_i = g(\delta B_i, \delta L_i, \delta H_i, \delta \psi_i, \delta \theta_i, \delta \phi_i) \end{cases} \quad (11)$$

3.2 随机误差评价标准

在概率统计中为了测量统计随机数据的分布程度,常用均方差和圆误差概率 (Circular Error Probable, CEP) 作为评价标准。其中,圆误差概率 CEP 是指落在置信度为 50% 误差圆内的半径大小。置信度不同,圆的半径大小也不同。常见的置信度有 50%CEP、90%CEP、95%CEP 和

99%CEP。对于二维随机数据不同置信度的圆概率误差与均方差存在一定的换算关系,如表 1 所示。

表 1 不同圆误差概率与均方差换算关系

Tab.1 Conversion relation between different CEPs and mean square error

圆概率误差	CEP50	CEP90	CEP95	CEP99
均方差	1.1774 σ	2.1459 σ	2.4477 σ	3.4393 σ

表 1 中, σ 为系统均方差 $\sigma = (\sigma_\eta + \sigma_\zeta)/2$, 其中, σ_η 为横滚角均方差, σ_ζ 为俯仰角均方差。本文采用的随机误差评价标准是横滚角均方差 σ_η 、俯仰角均方差 σ_ζ 和 CEP90。

4 影响因素仿真

本文使用 Matlab 对由惯导的经纬度、姿态角

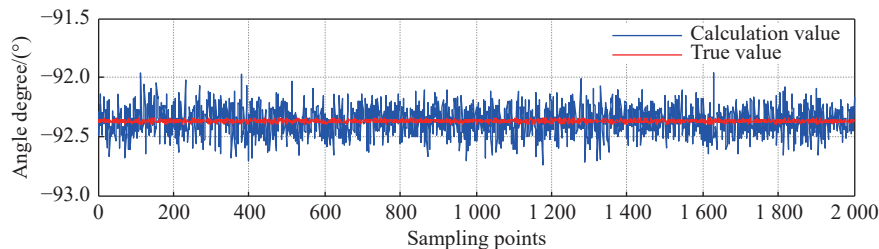
随机误差引起的框架角解算误差进行仿真分析, 惯导误差均服从正态随机分布。仿真时载机位置 (108.90779°, 34.211113°, 485 m)、目标位置 (108.93568075°, 34.23242°, 575 m)、姿态角 (-1.1181°, 0.24699°, 0.5826°) 是光电设备放置好后由惯导实际测量获得的。本文采用的惯导精度指标如表 2 所示。

表 2 惯导精度指标

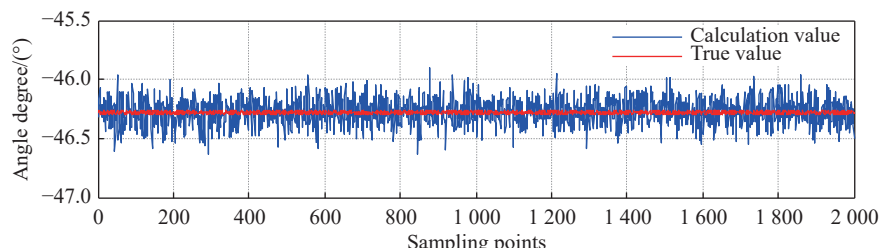
Tab.2 Inertial navigation system accuracy index

科目	水平位置	高程	航向角	水平姿态角
精度指标	3 m(50%CEP)	5 m(1 σ)	0.04°(1 σ)	0.01°(1 σ)

在上述仿真条件下, 对框架角解算误差进行了计算仿真, 其解算框架角与真值对比如图 5(彩图见期刊电子版)所示, 误差分布如图 6(彩图见期刊电子版)所示。



(a) 横滚角
(a) Roll angle



(b) 俯仰角
(b) Pitch angle

图 5 框架角解算与真值对比

Fig. 5 Comparison between calculated value of frame angle and true value

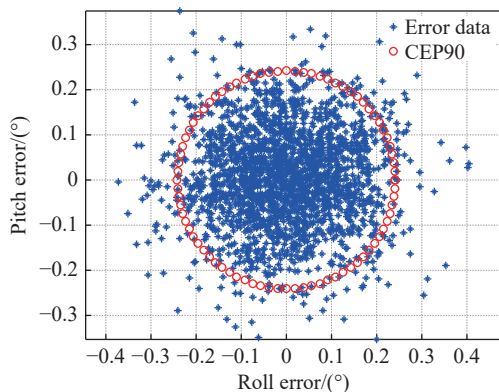


图 6 框架角解算误差分布

Fig. 6 Error distribution of frame angle calculation

其中, 框架角真值 (-92.37°, -46.28°) 是手动操控设备观瞄目标所得。所求得横滚角均方差 $\sigma_\eta = 0.114^\circ$, 俯仰角均方差 $\sigma_\zeta = 0.107^\circ$, 90% 置信度概率圆半径 CEP90=0.238°。

4.1 惯导测量误差的影响

为分析研究惯导各测量分误差对框架角解算误差的影响, 在上述仿真条件下, 依次改变表 2 中水平位置、高程、航向角、水平姿态角的误差大小(某项误差改变时, 其他项误差大小保持不变), 并求出相应横滚均方差、俯仰均方差及 CEP90。惯导不同测量误差影响曲线如图 7 所示。

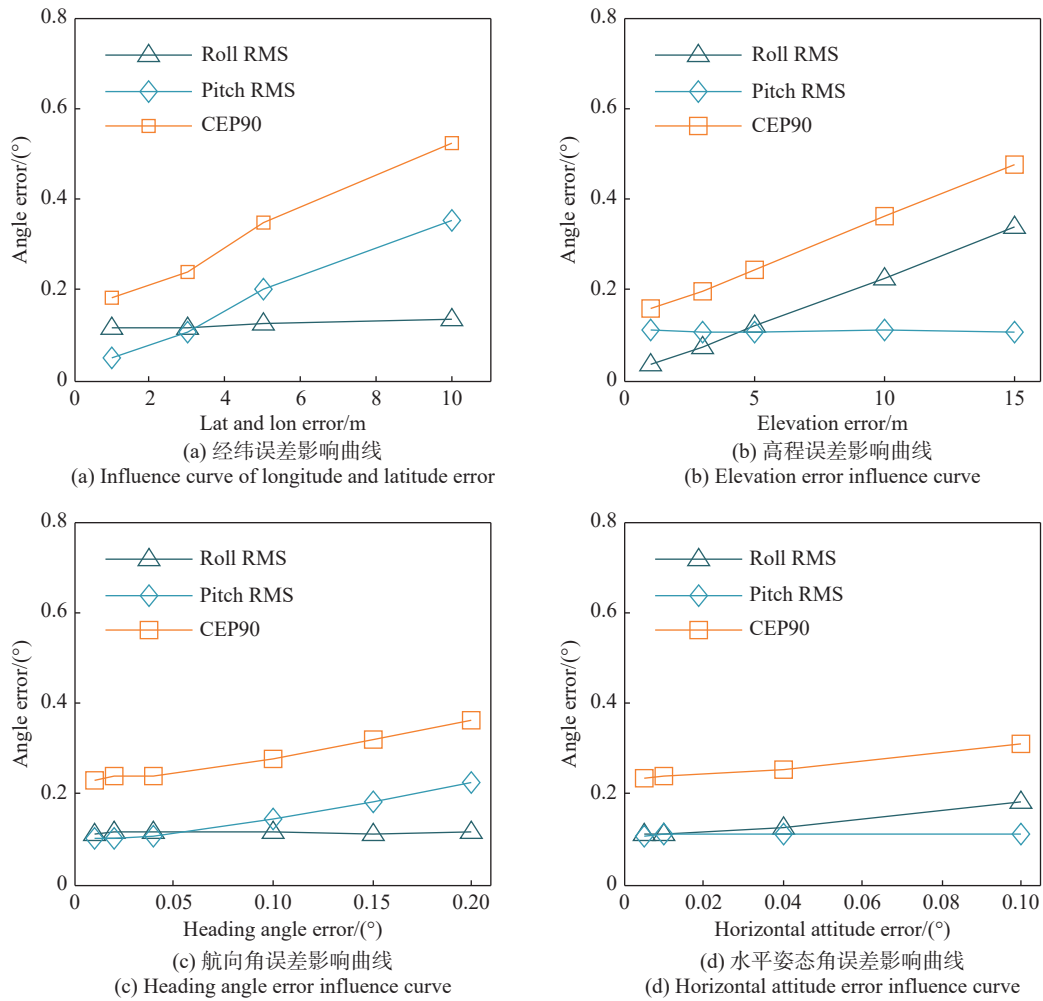


图 7 惯导各分误差影响

Fig. 7 Influence of each error with inertial navigation

由图 7(a)~(d) 可知:

(1) 在表 2 中其他误差保持不变的情况下, 当经纬误差变化(分别取 1 m、3 m、5 m、10 m)时, 其对应的俯仰均方差分别为 (0.053°、0.107°、0.206°、0.343°), 而横滚均方差则在 0.12° 附近小幅波动, 说明经纬误差对俯仰角解算误差影响较大;

(2) 当高程误差变化(分别取 1 m、3 m、5 m、10 m、15 m)时, 其对应的横滚均方差分别为 (0.036°、0.075°、0.119°、0.227°、0.337°), 而俯仰均方差则在 0.11° 附近小幅波动, 说明高程误差对横滚角解算误差影响较大且存在近似线性关系;

(3) 当航向角误差变化(分别为 0.01°、0.02°、0.04°、0.1°、0.15°、0.2°)时, 其对应的俯仰均方差分别为 (0.101°、0.103°、0.107°、0.143°、0.183°、0.223°), 而横滚均方差则在 0.113° 附近小幅波动, 说明航向角误差对俯仰角解算误差影响较大;

(4) 当水平姿态角误差变化(分别为 0.005°、0.01°、0.04°、0.1°)时, 其对应的横滚均方差分别为 (0.11°、0.113°、0.125°、0.18°), 而俯仰均方差则在 0.109° 附近小幅波动, 说明水平姿态角误差对横滚角解算误差影响较大。

综合上述内容及图 7(a)~7(d) 中 CEP90 的曲线变化, 可得出以下结论:

(1) 经纬误差和航向角误差对俯仰角解算误差影响较大; 而高程误差和水平姿态角误差则对横滚角解算误差影响较大。

(2) 提升惯导的定位精度即减小其位置误差, 可进一步减小框架角解算误差, 从而提升光电设备的导引精度。而当航向角误差 < 0.1°, 水平姿态角误差 < 0.05° 时, 横滚角均方差、俯仰角均方差及 CEP90 的曲线变化趋势较为平缓, 说明姿态角的影响权重变的越来越小, 想通过进一步减小姿态角误差来提升设备导引精度的作用已变得不明

显。说明在现有的惯导指标体系中, 惯导位置误差的影响权重大于姿态角误差, 是框架角解算误差的主要因素。

4.2 目标距离的影响

在表2中各项误差数据保持不变的前提下, 仅改变目标的距离, 其横滚均方差、俯仰均方差及 CEP90 随距离变化的曲线如图8所示。

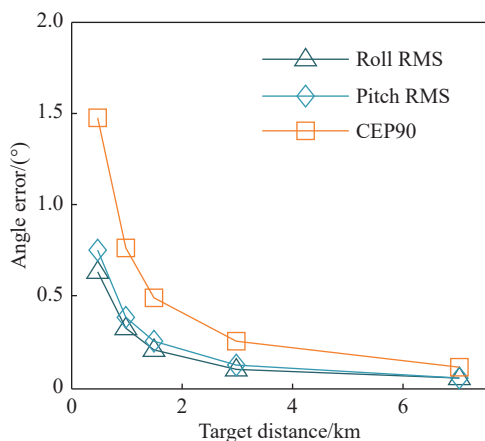


图8 目标距离影响

Fig. 8 Influence of target distance

由图8可知, 当目标距离变化(分别为 0.5 km、1 km、3 km、7 km)时, 其对应的 CEP90 圆概率误差半径分别为(1.478°、0.769°、0.25°、0.117°)。这说明随着目标距离的增大, 由惯导测量误差引起的框架角解算误差会急剧减小。且由图8可知, 目标距离对横滚、俯仰角解算误差的影响接近。因此, 在进行外场标定或地理导引试验时, 为减小惯导测量误差对地理导引精度的影响, 所选目标的距离不宜过近。就本项目而言目标距离应大于 1.5 km 为宜。目标距离值的选取与惯导的精度指标及光电视场的大小均有关。

5 地理导引试验

为了验证本文提出的地理导引算法, 在某光电平台上以不同的航向角对两个不同的目标分别多次进行静态地理导引试验。其中, 设备的地理位置及姿态角由与设备固联的惯导实时获取, 目标的地理位置则由地图拾取。导引试验结果如图9~图11所示。

地理导引试验时两个目标的距离均大于 3.3 km, 框架角的真值是光电设备放置好后手动

操控设备观瞄目标所得, 所选用惯导的精度指标如前节表2所示。每个航向角下每个目标各做 50 次导引试验, 记录下每次导引时的框架角值, 并求出对应的横滚、俯仰均方差, 其结果如表3所示。

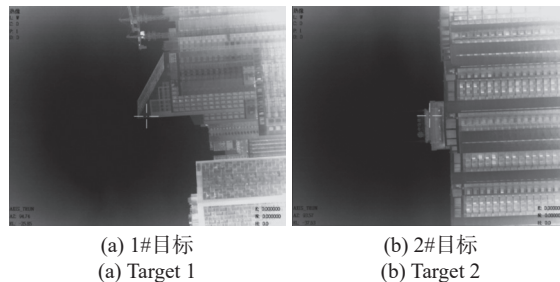


图9 航向角-84.5°导引结果

Fig. 9 Guidance results for the heading angle of -84.5°

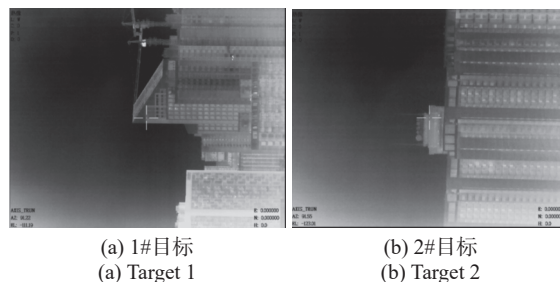


图10 航向角-169.9°导引结果

Fig. 10 Guidance results for the heading angle of -169.9°

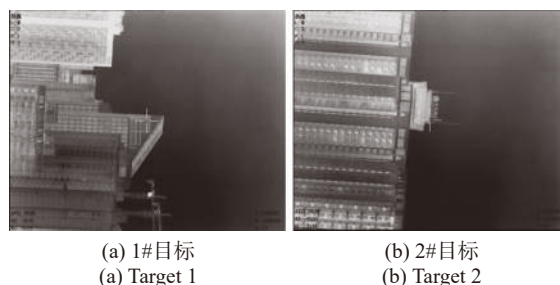


图11 航向角-7.4°导引结果

Fig. 11 Guidance results for the heading angle of -7.4°

由表3并结合图9~图11可知, 在3个变化范围较大的航向角下, 光电设备对两个不同的目标均可实现较为精确的地理导引且横滚、俯仰的均方差均小于 0.12°。这与前面惯导测量误差和目标距离对导引精度影响的仿真结果基本吻合, 从而验证了该导引算法的正确性及仿真分析的有效性。而实际的挂飞试验则证实了地理导引时速度前馈可以大幅减小由于无人机或目标高速运动所引起的动态滞后误差, 而小区域搜索模式对于提升导引成功率是有极大帮助的。

表 3 导引试验数据
Tab. 3 Guidance test data (°)

航向角	1#目标		2#目标	
	横滚均方差	俯仰均方差	横滚均方差	俯仰均方差
-84.5	0.115	0.106	0.110	0.106
-169.9	0.117	0.110	0.116	0.108
-7.4	0.113	0.104	0.115	0.107

6 结 论

本文根据滚仰式光电吊舱的结构特点,通过建立坐标系、目标坐标求解和框架角解算三个步骤,完整构建了光电吊舱地理导引的数学模型,并在此基础上引入了速度前馈和小区域搜索模式,有助于提升地理导引的精度和成功率。同时分析了地理导引的误差来源,给出了随机误差的评价标准。为研究分析惯导各测量分误差与框架

角解算误差间的关系,进行了数值仿真。仿真结果表明:经纬误差和航向角误差对俯仰角的解算误差影响较大;而高程误差和水平姿态角误差则对横滚角的解算误差影响较大。提升惯导的定位精度,可进一步减小框架角解算误差,从而提升地理导引精度。而当航向角 $<0.1^\circ$,水平姿态角 $<0.05^\circ$ 时,姿态角误差的影响权重会变小,再通过减小姿态角误差提升导引精度效果已不明显。同时,指出惯导的定位误差影响权重大于姿态角误差,是框架角解算误差的主因。这对于前期设计时惯导的选取及后期试验数据处理具有实际的指导意义。接着,又对目标距离的影响进行了数值仿真,结果表明随着目标距离的增大,框架角解算误差会急剧减小。这对于外场标定或地理导引试验时目标距离的选取有重要的指导意义。最后进行了地理导引试验,在三个航向角变化范围较大的情况下,对两个不同的目标均可实现俯仰、横滚角均方差均小于 0.12° 的精确地理导引。

参考文献:

- [1] 万华翔,张雅舰. 蜂群无人机对战场环境的影响及对抗技术研究[J]. 飞航导弹, 2019(4): 68-72.
WAN H X, ZHANG Y J. Research on the influence of bee colony UAV on battlefield environment and countermeasures[J]. *Aerodynamic Missile Journal*, 2019(4): 68-72. (in Chinese)
- [2] 刘召庆,张芳,朱镭,等. 巡飞弹目标定位精度分析[J]. 应用光学, 2022, 43(4): 592-598.
LIU ZH Q, ZHANG F, ZHU L, et al.. Target location accuracy analysis on loitering missile platform[J]. *Journal of Applied Optics*, 2022, 43(4): 592-598. (in Chinese).
- [3] 孙辉. 机载光电平台目标定位与误差分析[J]. 中国光学, 2013, 6(6): 912-918.
SUN H. Target localization and error analysis of airborne electro-optical platform[J]. *Chinese Optics*, 2013, 6(6): 912-918. (in Chinese).
- [4] 贾伟,孙美蕊,李大健. 无人机光电载荷地理跟踪控制研究[J]. 航空计算技术, 2012, 42(2): 117-119.
JIA W, SUN M R, LI D J. Geographical tracking algorithm of UAV EO/IR payload[J]. *Aeronautical Computing Technique*, 2012, 42(2): 117-119. (in Chinese).
- [5] 王惠林,杜佩,庞澜,等. 基于机载惯导系统的地理跟踪技术[J]. 应用光学, 2011, 32(S1): 5-8.
WANG H L, DU P, PANG L, et al.. Geo-tracking technique based on INS[J]. *Journal of Applied Optics*, 2011, 32(S1): 5-8. (in Chinese)
- [6] 陈文建,纪明,张建峰,等. 地理跟踪过程中光电吊舱惯性定位技术研究[J]. 应用光学, 2007, 28(6): 675-679.
CHEN W J, JI M, ZHANG J F, et al.. Electro-optical pod inertial orientation during geographic tracking[J]. *Journal of Applied Optics*, 2007, 28(6): 675-679. (in Chinese).
- [7] 徐诚,黄大庆. 无人机光电侦测平台目标定位误差分析[J]. 仪器仪表学报, 2013, 34(10): 2265-2270.
XU CH, HUANG D Q. Error analysis for target localization with unmanned aerial vehicle electro-optical detection platform[J]. *Chinese Journal of Scientific Instrument*, 2013, 34(10): 2265-2270. (in Chinese).
- [8] 史辉,郝晰辉,杨玉淳,等. 光电侦察系统目标定位精度评价指标研究[J]. 应用光学, 2012, 33(3): 446-451.
SHI H, HAO X H, YANG Y CH, et al.. Target location accuracy evaluation index of electro-optical reconnaissance system[J]. *Journal of Applied Optics*, 2012, 33(3): 446-451. (in Chinese).
- [9] 孙辉,李志强,张建华,等. 机载光电平台目标交会定位[J]. 中国光学, 2015, 8(6): 988-996.
SUN H, LI ZH Q, ZHANG J H, et al.. Target localization with intersection measurement for airborne electro-optical

- platform[J]. *Chinese Optics*, 2015, 8(6): 988-996. (in Chinese).
- [10] 王晶, 高利民, 姚俊峰. 机载测量平台中的坐标转换误差分析[J]. *光学精密工程*, 2009, 17(2): 388-394.
WANG J, GAO L M, YAO J F. Analysis on coordinate conversion error of airborne measuring device[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2009, 17(2): 388-394. (in Chinese).
- [11] 王向军, 万子敬, 王鑫, 等. 无人机地面目标实时自主视觉定位[J]. *红外与激光工程*, 2014, 43(2): 615-619.
WANG X J, WAN Z J, WANG X, *et al.*. Ground targets location of UAV using vision location method[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2014, 43(2): 615-619. (in Chinese).
- [12] 彭富伦, 王静, 吴颀雷, 等. 车载光电侦察系统目标定位及误差分析[J]. *应用光学*, 2014, 35(4): 557-562.
PENG F L, WANG J, WU Y L, *et al.*. Object positioning and error analysis of vehicular electro-optical reconnaissance system[J]. *Journal of Applied Optics*, 2014, 35(4): 557-562. (in Chinese).
- [13] 王东鹤, 陈定荣, 张绍君, 等. 直升机载光电平台目标定位误差分析[J]. *红外技术*, 2015, 37(11): 926-931.
WANG D H, CHEN D R, ZHANG SH J, *et al.*. Targeting error analysis on helicopter photoelectric platform[J]. *Infrared Technology*, 2015, 37(11): 926-931. (in Chinese).
- [14] 江云, 李友年, 王霞. 滚仰式捷联导引头视线角速度提取技术研究[J]. *电光与控制*, 2015, 22(4): 66-69.
JIANG Y, LI Y N, WANG X. Line-of-sight angle rate extraction for roll-pitch strap-down seeker[J]. *Electronics Optics & Control*, 2015, 22(4): 66-69. (in Chinese).
- [15] 吴海龙, 贾宏光, 魏群, 等. 滚仰式导引头跟踪回路角增量优化[J]. *光学精密工程*, 2014, 22(10): 2787-2795.
WU H L, JIA H G, WEI Q, *et al.*. Optimization of angle increments in tracking loop for roll-pitch seekers[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2014, 22(10): 2787-2795. (in Chinese).
- [16] 周俊鹏. 光电干扰吊舱复合轴控制的研究[D]. 长春: 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 2018.
ZHOU J P. *Research on optoelectric interference pod compound axis control*[D]. Changchun: Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, 2018. (in Chinese).
- [17] 王志伟, 祁载康, 王江. 滚-仰式导引头跟踪原理[J]. *红外与激光工程*, 2008, 37(2): 274-277.
WANG ZH W, QI Z K, WANG J. Tracking principle for roll-pitch seeker[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2008, 37(2): 274-277. (in Chinese).
- [18] 孟立新, 赵丁选, 张立中, 等. 机载激光通信稳瞄吊舱设计与跟踪精度测试[J]. *兵工学报*, 2015, 36(10): 1916-1923.
MENG L X, ZHAO D X, ZHANG L ZH, *et al.*. The test of tracking accuracy and design of airborne laser communication stabilized pod[J]. *Acta Armamentarii*, 2015, 36(10): 1916-1923. (in Chinese).
- [19] 陈雨, 赵剡, 张同贺, 等. 滚仰式捷联导引头跟踪原理与仿真[J]. *航空兵器*, 2010, 17(5): 55-58,64.
CHEN Y, ZHAO Y, ZHANG T H, *et al.*. Tracking principle and simulation for roll-pitch strap-down seeker[J]. *Aero Weaponry*, 2010, 17(5): 55-58,64. (in Chinese).

作者简介:



董期林(1979—), 男, 山东德州人, 高级工程师, 2006年于中国科学院长春光学精密机械与物理研究所获得硕士学位, 主要研究方向为光电系统设计与伺服控制研究。E-mail: fox503@163.com



张卫国(1975—), 男, 陕西武功人, 硕士, 研究员, 博士生导师, 主要从事光电系统设计及体系论证研究。E-mail: zzwwgg1975@163.com