

文章编号: 1674-8190(2025)01-101-07

# 视觉引导误差对自动着舰性能影响研究

甄冲<sup>1</sup>, 曲晓雷<sup>1</sup>, 王翼丰<sup>1</sup>, 张宇翔<sup>2</sup>, 韩凤鸣<sup>2</sup>

(1. 中国航空工业集团公司沈阳飞机设计研究所, 沈阳 110035)

(2. 沈阳飞机设计研究所扬州协同创新研究院有限公司, 扬州 225000)

**摘要:** 引导系统的定位精度是决定自动着舰成败的关键。提出舰载机机载设备视觉引导架构, 分析机载视觉着舰引导系统的定位原理、测量误差及其对自动着舰性能的影响。研究在合作助降灯组辅助下共面P4P相对定位问题; 针对F/A-18A全自动着舰任务, 仿真计算舰载机开始下滑至触舰整个过程中机载视觉引导的定位测量精度; 引入自动着舰系统延迟、机体传感器误差、舰尾流、甲板运动多种干扰因素, 建立多因素耦合作用仿真模型, 通过蒙特卡罗试验统计各项干扰因素作用下最终着舰点的偏差等着舰性能指标。结果表明: 本文提出的机载视觉引导架构在最终进近阶段具有接近传统引导方式的定位精度和自动着舰性能, 该引导架构中甲板运动和舰尾流对最终着舰性能具有显著影响。

**关键词:** 自动着舰; 舰载机; 机载视觉引导; 共面P4P; 舰尾流; 甲板运动

**中图分类号:** V271.4<sup>+</sup>92

**文献标识码:** A

**DOI:** 10.16615/j.cnki.1674-8190.2025.01.12

## Impact of visual guidance error on automatic carrier landing performance

ZHEN Chong<sup>1</sup>, QU Xiaolei<sup>1</sup>, WANG Yifeng<sup>1</sup>, ZHANG Yuxiang<sup>2</sup>, HAN Fengming<sup>2</sup>

(1. AVIC Shenyang Aircraft Design and Research Institute, Shenyang 110035, China)

(2. Yangzhou Collaborative Innovation Research Institute Co., Ltd., Yangzhou 225000, China)

**Abstract:** The positioning accuracy of guidance system is the key factor of automatic carrier landing system to determine the success or failure of the carrier landing. The airborne equipment visual guidance architecture of carrier-based aircraft is proposed, and the positioning principles, measurement errors and effects on automatic carrier landing of airborne visual guidance architecture are investigated. The coplanar P4P relative positioning issue by means of cooperative landing aids is studied. Considering F/A-18A carrier-based aircraft automatic landing task, the simulated positioning measurement accuracy of airborne visual guidance from gliding to touchdown are estimated. The disturbances of automatic carrier landing system delay, airborne sensor noises, air-wake and deck motion are introduced, the multi-factor coupled simulation system is modeled, and the touchdown position standard errors are calculated based on Monte-Carlo simulations influenced by the disturbances. The results show that the positioning accuracy and automatic landing performance of the proposed airborne visual guidance architecture can achieve the performance of traditional guidance architectures. The deck motion and air-wake play important roles in automatic carrier landing performance.

**Key words:** automatic carrier landing; carrier-based aircraft; airborne visual guidance; coplanar P4P; air-wake; deck motion

收稿日期: 2023-10-11; 修回日期: 2023-10-26

基金项目: 某科技创新特区XX创新工作站项目(20-163-XX-XX-XXX-001-01); 江苏省“双创博士”资助计划(JSSCBS20231011)

通信作者: 韩凤鸣(1992-), 男, 博士, 高级工程师。E-mail: hfm\_1992@163.com

引用格式: 甄冲, 曲晓雷, 王翼丰, 等. 视觉引导误差对自动着舰性能影响研究[J]. 航空工程进展, 2025, 16(1): 101-107, 116.

ZHEN Chong, QU Xiaolei, WANG Yifeng, et al. Impact of visual guidance error on automatic carrier landing performance[J].

Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2025, 16(1): 101-107, 116. (in Chinese)

## 0 引言

视觉引导着舰架构具有抗电子干扰能力强、成像分辨率高等特点,具有良好适装性,有成为全自动着舰重要引导手段<sup>[1-3]</sup>的可能。

光电引导系统中综合了可见光/红外多传感器成像设备和激光测距/扫描设备的多设备架构,而视觉引导系统不依赖激光测距以及额外装配的反射球等相关设备,能够减轻改装适配成本,有望成为新一代着舰引导体制架构的重要组成部分。视觉引导着舰架构主要分为舰载设备引导和机载设备引导两类<sup>[4]</sup>,舰载设备引导由 2 个或以上的多传感器成像系统构成双目/多目视觉系统,不依赖激光测距即可获得被测舰载机目标的三维定位信息。国防科技大学孔维玮等<sup>[4-5]</sup>针对固定翼小型无人机的着陆/着舰设计了独立转台驱动的长基线双目立体视觉引导系统,该舰载视觉引导架构由于视觉单元间基线长度的限制,导致视觉系统对机舰间深度信息的估计精度不足,视觉单元间基线距离 20 m,纵向水平距离误差在舰载机距离 2 km 时最大误差可达到 200 m,不适用于全自动着舰应用场景中的引导律解算。机载设备引导通过机载视觉相机捕捉甲板上特征及合作标识,通过机器视觉识别检测算法捕捉目标对象特征,并解算确定机舰相对位置信息。美国 Near Earth Autonomy 公司的 Grocholsky 等<sup>[6]</sup>采用机载视觉引导方案用于慢速直升机识别合作标志着舰,但目前机载视觉应用于大型固定翼舰载机自动着舰的相关研究较少。

本文提出具有合作助降灯的舰载机机载设备视觉引导架构,基于已知的共面助降灯坐标研究机舰相对 P4P(Perspective-4-Point)定位原理,并分析机载成像系统下的机舰定位误差,包括误差类型、随机分布;通过建立定位系统到被测目标的坐标变换,基于蒙特卡罗法仿真分析视觉引导架构定位精度,并结合机体传感器误差、自动着舰系统延迟、舰尾流、甲板运动等其他干扰因素,综合分析各种干扰因素对最终着舰点分布的影响。

## 1 机载视觉引导定位

本文所考虑的机载视觉引导架构自动着舰系统架构如图 1 所示,在远距离时通过可见光识别航空母舰目标,建立初步的相对信息,靠近后通过对甲板上 4 个合作红外标志灯进行检测识别,根据标

志灯的固有空间关系和相机内参确定相平面坐标到世界坐标系的映射,从而求解相对位置。以 F/A-18A 舰载机着舰为例,舰载机着舰进场速度  $V_0 = 69.964 \text{ m/s}$ ,下滑道角度  $\gamma_0 = -3.5^\circ$ ,舰载机在距离甲板高度  $h_0 = 365 \text{ m}$  开始下滑,假设航空母舰前进速度  $V_s = 12.347 \text{ m/s}$ ,初始时刻舰载机距离航空母舰理想着舰点纵向水平距离为

$$x_0 = \frac{-h_0}{V_0 \sin \gamma_0} (V_0 \cos \gamma_0 - V_s) = 4912.61 \text{ m} \quad (1)$$

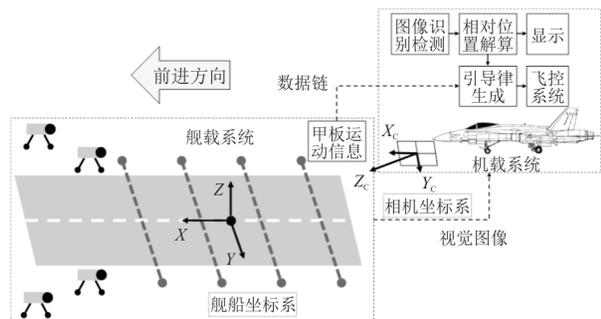


图 1 机载视觉引导架构示意图

Fig. 1 Diagram of airborne visual guidance architecture

机舰距离约为 5 km,在此距离内视觉引导系统对舰船轮廓进行识别检测,需要目标在视频图像中具有一定尺寸,假设准确识别大约需 50 个像素长度,像元尺寸设为  $L_{\text{cell}} \times L_{\text{cell}} (5 \mu\text{m} \times 5 \mu\text{m})$ ;美国航空母舰典型甲板宽度约为 70 m,甲板高于水平面高度约为 20 m<sup>[1,7]</sup>,根据小孔成像原理,视觉系统的焦距应为

$$\frac{50L_{\text{cell}}}{f} = \frac{20}{5000} \Rightarrow f = 62.5 \text{ mm} \quad (2)$$

选择  $f = 65 \text{ mm}$ ,假设图像中心为像素坐标系原点,由此可确定相机内参参数。

机载视觉成像设备在红外频段识别舰上的红外标志灯,解算相对位置,接入全自动着舰引导控制律中。根据斜角甲板尺寸,假设标志灯位于理想着舰点后方跑道两侧,标志灯相对于理想着舰点位置精确已知,且标志灯高度相同且可忽略不计。以理想着舰点为原点建立舰船坐标系,该坐标系中标志灯坐标:  $[x_1, y_1, 0] = [20, -15, 0]$ ,  $[x_2, y_2, 0] = [20, 15, 0]$ ,  $[x_3, y_3, 0] = [65, -25, 0]$ ,  $[x_4, y_4, 0] = [60, 30, 0]$ 。假设舰载机此时在舰船坐标系的坐标为  $[-4912.61, 0, 365]$ ,相机坐标系  $Z_c$  轴对准理想着舰点,为保证在远距离时标志灯能够被相关机器视觉算法稳定识别,假设标志灯在远距离光斑大小为  $3 \text{ pixel} \times 3 \text{ pixel}$ ,标志灯的像素坐标根据理想坐标系变换关系和内参,分别约为

[40, -4], [-40, -4], [65, -13], [-78, -12], 光斑间无重叠,能够进行识别区分。

将标志点转换到相机坐标系。

$$\begin{cases} x_{ci} = n_x x_i + o_x y_i + t_x \\ y_{ci} = n_y x_i + o_y y_i + t_y \\ z_{ci} = n_z x_i + o_z y_i + t_z \end{cases} \quad (3)$$

式中:  $[x_{ci}, y_{ci}, z_{ci}]$  为标志灯(视为点光源)在相机坐标系坐标;  $\mathbf{n} = [n_x, n_y, n_z]^T$ ,  $\mathbf{o} = [o_x, o_y, o_z]^T$  为坐标系间变换矩阵的前两列;  $\mathbf{t} = [t_x, t_y, t_z]^T$  为坐标平移向量。

在内参方程中,标志灯在像素坐标系中位置  $[X, Y]$  为

$$\begin{cases} \frac{x_{ci}}{z_{ci}} = \frac{X}{f} \\ \frac{y_{ci}}{z_{ci}} = \frac{Y}{f} \end{cases} \quad (4)$$

联立并结合  $\mathbf{n}, \mathbf{o}$ , 可以求解如下优化问题:

$$\min \left\| \begin{bmatrix} A_1 \\ \vdots \\ A_4 \end{bmatrix} \mathbf{n} + \begin{bmatrix} B_1 \\ \vdots \\ B_4 \end{bmatrix} \mathbf{o} + \begin{bmatrix} C_1 \\ \vdots \\ C_4 \end{bmatrix} \mathbf{t} \right\|^2 \quad (5)$$

$$\text{s. t. } \|\mathbf{n}\|^2 = 1, \|\mathbf{o}\|^2 = 1$$

$$\begin{cases} A_i = \begin{bmatrix} x_i & 0 & -x_i X/f \\ 0 & x_i & -x_i Y/f \end{bmatrix} \\ B_i = \begin{bmatrix} y_i & 0 & -y_i X/f \\ 0 & x_i & -y_i Y/f \end{bmatrix} \\ C_i = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -X/f \\ 0 & 1 & -Y/f \end{bmatrix} \end{cases}$$

式(5)中包含 8 个线性方程和 2 个二次型约束,由此确定  $\mathbf{n}, \mathbf{o}, \mathbf{t}$ , 其中  $\mathbf{t}$  即为机舰间的相对位置向量(合作点高度不为 0 时可以通过引入简单平移变换计算),旋转矩阵的第三列可以由前两列做叉乘得到。

## 2 机载视觉引导误差因素

假设测量设备相对于飞机变换关系是精确误差,且机体传感器测量误差不影响视觉测量,即本文只分析视觉引导设备误差的成因与构成。测量设备误差因素根据来源分为伺服机构误差和传感器测量误差,根据误差类型又分为可以确定为固定值的系统误差和在测量过程中时刻变化的偶然

误差<sup>[8-10]</sup>。参考文献[8],视觉引导系统测量误差形式与概率分布特性如表 1 所示。

表 1 成像设备与减振器误差  
Table 1 Errors of imaging device and absorber

误差因素	误差类型	具体误差	概率分布
减振器角 振动误差	伺服机构 误差, 偶然误差	$\Delta\phi, \Delta\theta$	$U(-0.1^\circ, 0.1^\circ)$
		$\Delta\psi$	$U(-0.05^\circ, 0.05^\circ)$
竖轴调平 误差	伺服机构 误差, 系统误差	$\Delta V_1, \Delta\alpha_{v1}$	$U(-5\sqrt{3}'' , 5\sqrt{3}'' )$
		$\Delta V_1, \Delta\alpha_{v1}$	$U(-5\sqrt{3}'' , 5\sqrt{3}'' )$
		$\Delta V_1, \Delta\alpha_{v1}$	$U(-\frac{5}{2}\sqrt{3}'' , \frac{5}{2}\sqrt{3}'' )$
竖轴晃动 误差	伺服机构 误差, 偶然误差	$\Delta\theta_{v1}, \Delta\phi_{v1}$	$U(-2\sqrt{3}'' , 2\sqrt{3}'' )$
		$\Delta\theta_{v2}, \Delta\phi_{v2}$	$U(-2\sqrt{3}'' , 2\sqrt{3}'' )$
		$\Delta\theta_{v3}, \Delta\phi_{v3}$	$U(-5\sqrt{3}'' , 5\sqrt{3}'' )$
横轴差	伺服机构 误差, 系统误差	$\Delta I_1$	$U\left(-\frac{\sqrt{3}''}{5}, \frac{\sqrt{3}''}{5}\right)$
		$\Delta I_2$	$N(0, (1'')^2)$
		$\Delta I_3$	$U\left(-\frac{\sqrt{3}''}{5}, \frac{\sqrt{3}''}{5}\right)$
		$\Delta I_4$	$N(0, (4.8'')^2)$
横轴晃动 误差	伺服机构 误差, 偶然误差	$\Delta\phi_{i1}, \Delta\psi_{i1}$	$U(-2\sqrt{3}'' , 2\sqrt{3}'' )$
		$\Delta\phi_{i2}, \Delta\psi_{i2}$	$U(-2\sqrt{3}'' , 2\sqrt{3}'' )$
		$\Delta\phi_{i3}, \Delta\psi_{i3}$	$U(-4\sqrt{3}'' , 4\sqrt{3}'' )$
照准差	伺服机构 误差, 系统误差	$C_1$	$U\left(-\frac{c_{\text{ell}}}{2f}, \frac{c_{\text{ell}}}{2f}\right)$
		$C_2$	$U\left(-\frac{c_{\text{ell}}}{f}, \frac{c_{\text{ell}}}{f}\right)$
视轴偏移 误差	伺服机构 误差, 系统误差	$\Delta d_1$	$N(0, (0.1 \text{ mm})^2)$
		$\Delta d_2$	$N(0, (1 \text{ mm})^2)$
		$\Delta d_3$	$N(0, (1 \text{ mm})^2)$
视轴晃动 误差	伺服机构 误差, 偶然误差	$\Delta C_1, \Delta\theta_{e1}$	$N(0, (2'')^2)$
		$\Delta C_2, \Delta\theta_{e2}$	$N(0, (3'')^2)$
竖轴/横 轴光电编 码器测量 误差	传感器测量 误差, 系统误差	$\Delta\alpha_1, \Delta\lambda_1$	$U(-2\sqrt{3}'' , 2\sqrt{3}'' )$
		$\Delta\alpha_2, \Delta\lambda_2$	$U(-\sqrt{3}'' , \sqrt{3}'' )$
		$\Delta\alpha_3, \Delta\lambda_3$	$U(-2\sqrt{3}'' , 2\sqrt{3}'' )$
		$\Delta\alpha_4, \Delta\lambda_4$	$N(0, (3'')^2)$
		$\Delta\alpha_5, \Delta\lambda_5$	$N(0, (3.5'')^2)$
电视脱靶 量测量 误差	传感器测量 误差, 偶然误差	$\Delta x_1, \Delta y_1$	$U\left(-\frac{c_{\text{ell}}}{2f}, \frac{c_{\text{ell}}}{2f}\right)$
		$\Delta x_2, \Delta y_2$	$U\left(-\frac{c_{\text{ell}}}{f}, \frac{c_{\text{ell}}}{f}\right)$

忽略飞机本体姿态导致的视觉测量误差,伺服机构误差应包括连接至成像设备减振器的角振动误差,忽略减振器的复杂运动形式,将其近似视为在三轴方向上的滚转、俯仰、偏航角度误差 $\Delta\phi$ 、 $\Delta\theta$ 、 $\Delta\psi$ ,该误差随飞机运动而时刻变化,视为服从均匀分布的偶然误差。

成像设备的伺服机构装置误差,即三轴误差:竖轴误差、横轴误差及视轴误差。竖轴系统误差即竖轴调平误差,包括倾斜误差 $\Delta V = \Delta V_1 + \Delta V_2 + \Delta V_3$ 和倾斜方位角 $\Delta\alpha_V = \Delta\alpha_{V1} + \Delta\alpha_{V2} + \Delta\alpha_{V3}$ ;竖轴偶然误差即竖轴晃动误差 $\Delta\theta_V = \Delta\theta_{V1} + \Delta\theta_{V2} + \Delta\theta_{V3}$ 和 $\Delta\phi_V = \Delta\phi_{V1} + \Delta\phi_{V2} + \Delta\phi_{V3}$ 。

横轴系统误差即横轴的回转轴与竖轴回转轴线不正交导致的横轴差,经修正后可认为均值为0,其残差 $\Delta I = \Delta I_1 + \Delta I_2 + \Delta I_3 + \Delta I_4$ 。横轴偶然误差即横轴晃动误差 $\Delta\phi_i = \Delta\phi_{i1} + \Delta\phi_{i2} + \Delta\phi_{i3}$ 和 $\Delta\psi_i = \Delta\psi_{i1} + \Delta\psi_{i2} + \Delta\psi_{i3}$ 。

视轴系统误差包括照准差 $C = C_1 + C_2$ 和视轴偏移误差 $\Delta d = (\Delta d_1, \Delta d_2, \Delta d_3)$ ,照准差与像元尺寸和焦距有关。视轴偶然误差即视轴晃动误差 $\Delta C = \Delta C_1 + \Delta C_2$ 和 $\Delta\theta_e = \Delta\theta_{e1} + \Delta\theta_{e2}$ 。

成像设备的传感器误差包括竖轴光电编码器测量误差、横轴光电编码器测量误差、电视脱靶量测量误差。竖轴光电编码器测量误差 $\Delta\alpha = \Delta\alpha_1 + \Delta\alpha_2 + \Delta\alpha_3 + \Delta\alpha_4 + \Delta\alpha_5$ 和横轴光电编码器测量误差 $\Delta\lambda = \Delta\lambda_1 + \Delta\lambda_2 + \Delta\lambda_3 + \Delta\lambda_4 + \Delta\lambda_5$ 均为系统误差。电视脱靶量测量在方位和仰角方向上产生相互独立偶然误差 $\Delta x = \Delta x_1 + \Delta x_2$ 和 $\Delta y = \Delta y_1 + \Delta y_2$ ,该误差与自身像元尺寸和焦距有关。

从光电跟踪测量设备基座坐标系将被测目标变换到上述误差情况下,记被测目标在设备基座坐标系下的真实距离、方位角、俯仰角分别为 $R_0$ 、 $a_0$ 、 $e_0$ ,被测目标在电视像面真实点位置为 $(X, Y)$ ,误差影响下电视像面点位置 $(X + \Delta x, Y + \Delta y)$ ,根据小孔成像原理可换算为相机坐

标系坐标。坐标转换关系如下:

1) 相机坐标系—沿俯仰角方向转动减振器角振动误差 $\Delta\theta$ —沿滚转角方向转动 $\Delta\phi$ —沿方位角方向转动 $\Delta\psi$ —基座坐标系;

2) 基座坐标系(竖轴坐标系)—沿方位角方向转动倾斜方位角 $\Delta\alpha_V$ ,沿俯仰角方向转动 $\Delta V$ —沿方位角方向转动 $(a_0 + \Delta\alpha - \Delta\alpha_V)$ —沿仰角方向转动 $\Delta\theta_V$ ,沿轴向方向转动 $\Delta\phi_V$ —照准部坐标系;

3) 照准部坐标系(横轴坐标系)—沿轴向转动横轴差与横轴晃动误差之和 $(\Delta I + \Delta\phi_i)$ ,沿方位角方向转动横轴晃动误差 $\Delta\psi_i$ —沿仰角方向转动包含横轴误差的仰角角度 $(e_0 + \Delta\lambda)$ —平移视轴偏移向量 $\Delta d$ —沿方位角转动照准差与视轴晃动误差之和 $(C + \Delta C)$ ,沿仰角方向转动 $\Delta\theta_e$ —望远镜坐标系;

4) 望远镜坐标系—沿Z轴方向平移距离 $R$ —调换三轴位置—目标坐标系(舰船坐标系)。

### 3 视觉引导定位仿真分析

根据仿真中舰载机与舰船位置真实信息,确定被测标志灯在相机坐标系下的真实坐标 $[x_{ci}, y_{ci}, z_{ci}]$ ,解算距离 $R_{0i}$ 、方位角 $a_{0i}$ 、俯仰角 $e_{0i}$ ;并根据式(4)预先确定标志灯在相机坐标系平面的真实脱靶量 $(X_i, Y_i)$ 作为标志灯在电视像面真实点位置。

根据第2节中的误差形式,通过对随机数采样模拟视觉引导各项误差因素,并代入坐标变换关系求解误差因素影响下的各标志灯在相机坐标系下坐标 $[\bar{x}_{ci}, \bar{y}_{ci}, \bar{z}_{ci}]$ 。联立式(3)~式(4)求解误差影响下的机舰相对位置信息。将相对位置误差接入自动着舰系统引导律环节进行闭环仿真。

视觉引导自动着舰仿真主要考虑其纵向线性子系统,F/A-18A舰载机着舰状态在平衡点 $\alpha_0 = 8.1^\circ$ , $V_0 = 69.964 \text{ m/s}$ 处纵向系统状态空间模型<sup>[11-12]</sup>为

$$\begin{bmatrix} \dot{V} \\ \dot{\alpha} \\ \dot{\theta} \\ \dot{q} \\ \dot{h} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.0705 & 3.3233 & -9.816 & 0 & -5.8 \times 10^{-5} \\ -0.00445 & -3.343 & 0 & 0.9913 & 1.5 \times 10^{-5} \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0.00312 & -1.166 & 0 & -0.2544 & 0 \\ 0 & -69.964 & 69.964 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V \\ \alpha \\ \theta \\ q \\ h \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -0.8466 & 16.2038 & 3.3233 \\ -0.0721 & -0.0338 & -0.343 \\ 0 & 0 & 0 \\ -1.815 & 0.0023 & -1.166 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_s \\ \delta_i \\ \alpha_w \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中:  $V$  为扰动空速;  $\alpha$  为无舰尾流影响下的飞机扰动迎角;  $\theta$  为飞机扰动俯仰角;  $q$  为扰动俯仰角速度;  $h$  为飞机扰动高度;  $\delta_s$  为扰动平尾升降舵偏转角;  $\delta_l$  为扰动油门杆偏转角;  $\alpha_w = W_z/V_0$  为舰尾流造成的突风迎角,  $W_z$  为舰尾流在垂直方向上的分量<sup>[13]</sup>。

控制架构采用垂直速率引导<sup>[14-16]</sup>, 区别为在垂直速率引导回路输出过载指令至纵向过载自动驾驶仪, 再输出关于纵杆的内环控制指令。外环引导律采用 PID 控制, 信号经过 AN/SPN-42 雷达  $\alpha$ - $\beta$  滤波器<sup>[17]</sup> 降低噪声并获得微分信号。

仅考虑表 1 中视觉引导各项误差因素, 对舰载机自动着舰进行仿真。理想下滑道航迹角  $\gamma_0 = -3.5^\circ$ , 假设舰载机在距离甲板高度  $h_0 = 365$  m 开始下滑, 航空母舰沿斜甲板方向前进速度为 12.347 m/s, 则初始时刻舰载机距离航空母舰理想着舰点纵向水平距离为  $x_0 = 4912.61$  m; 假定舰载机在横侧向始终对准着舰跑道中线, 即忽略横侧向控制带来的影响, 单次仿真得到视觉引导定位误差如图 2 所示, 可以看出: 横侧向和垂向定位误差在远距离时误差较大, 接入全自动着舰控制闭环中可能引入显著引导噪声, 影响相对距离较远的初始下滑阶段的控制性能。本文机载视觉定位精度优于文献[18]中无人机红外成像 P3P 定位着舰路基试飞数据(400 m 距离定位误差精度约为 5 m); 与文献[19]提出的扩展卡尔曼滤波融合无人机视觉定位方案在 400 m 机舰距离(在本文中对应为着舰前约 7 s)横侧向和垂向误差约为 0.2 m 的仿真结果接近。同时定位误差随机舰间距离的缩短而逐渐减少, 与文献[18-19]中相关结论一致。

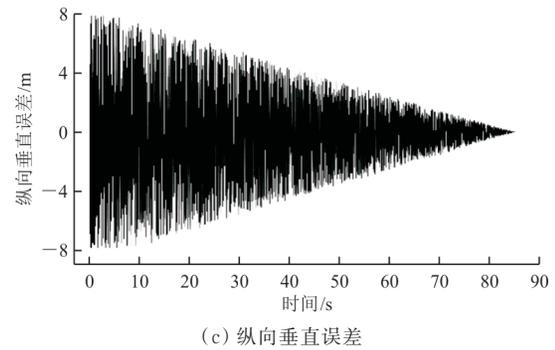
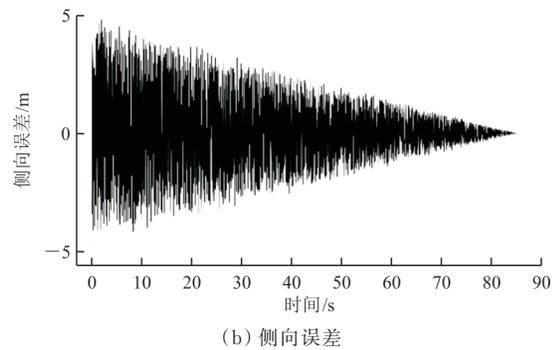
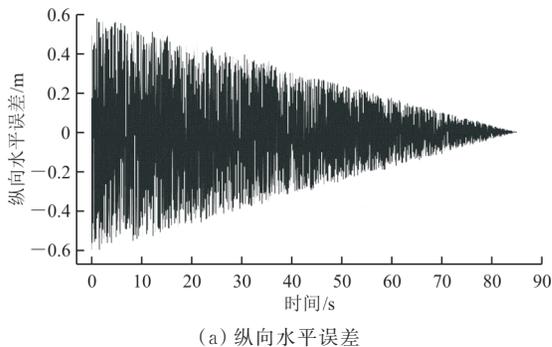


图 2 视觉引导着舰三轴定位误差  
Fig. 2 Three-axis positioning errors of visual guidance carrier landing

三轴坐标解算着舰过程中视觉引导系统的测角误差如表 2 所示。比较误差因素中概率分布形式可知, 减振器角振动误差中的俯仰和航向角误差  $\Delta\theta$ 、 $\Delta\psi$  是造成视觉引导误差的主要因素, 即舰载机机体的本身姿态变化及振动是影响自动着舰引导的关键要素。视觉引导定位误差接近服从均匀分布, 可以认为其误差范围属于 0.001 rad 量级, 与法国 DALLAS 光电着舰引导系统精度(俯仰角  $\pm 0.0003$  rad, 方位角  $\pm 0.0006$  rad)量级相近<sup>[1]</sup>。这说明视觉引导测量精度能够接近传统舰载设备光电引导的测量水平。视觉引导系统的测距误差并不显著, 这是由于本文忽略了焦距本身的误差。

表 2 视觉引导着舰测角误差  
Table 2 Angle measurement errors of visual guidance carrier landing

类别	误差范围/(°)	误差标准差/(°)
测方位角误差	-0.056 77~0.064 19	0.029 08
测仰角误差	-0.105 3~0.103 4	0.057 98

在机载视觉引导架构基础上, 引入机舰间自动引导着舰系统(ACLS)延迟、舰尾流和甲板运动其

他干扰因素,分析不同因素对最终着舰点散布的影响。假设 ACLS 延迟作用于机舰外环引导律,与雷达引导情况类似,具体延迟详见文献[1,14-15],本文通过  $\tau_d = 0.0235 + \tau_{d1}(t) + \tau_{d2}(t) + \tau_{d3}(t) + \tau_{d4}(t) + \tau_{d5}(t)$ ,  $\tau_{d1} \sim U(0, 0.05)$ ,  $\tau_{d2} \sim U(0.0125, 0.05)$ ,  $\tau_{d3} \sim U(0, 0.05)$ ,  $\tau_{d4} \sim U(0, 0.05)$ ,  $\tau_{d5} \sim U(0, 0.05)$  进行模拟,仿真中在所有时间步对随机变量进行上述采样获得随机时变的 ACLS 延迟干扰因素。

机体传感器噪声误差因素中主要考虑俯仰角速度、迎角、纵向过载信号噪声,噪声误差形式及洗出滤波器传递函数详见文献[20],采样频率详见文献[14]。

舰尾流纵向水平和垂直方向中,稳态分量随着机舰间距离的缩短由上洗转变为下洗,对着舰

下滑轨迹造成显著干扰<sup>[21]</sup>,仿真采用美军标 MIL-F-8785<sup>[22]</sup>和 MIL-HDBK-1797<sup>[23]</sup>中舰尾流模型。假定环境无定常风,甲板风速与航空母舰速度大小相等,即有  $V_{\text{wod}} = V_s = 12.347 \text{ m/s}$ 。

甲板运动因素参考平稳海况传递函数模型<sup>[24]</sup>通过单位功率白噪声模拟甲板在垂直方向上的高度变化,当仿真中舰载机高度减去甲板高度等于 0 时认为舰载机接触舰面,通过分析此时在纵向水平方向上与理想着舰点的偏差评估着舰质量。忽略横侧向运动,各执行 1 000 次自动着舰闭环仿真进行统计。纵向水平偏差在  $\pm 6.1 \text{ m} (\pm 20 \text{ ft})$  范围内为满意着舰区域,在  $\pm 12.2 \text{ m} (\pm 40 \text{ ft})$  范围内为允许着舰区域<sup>[7,25-26]</sup>。视觉引导各因素影响下自动着舰仿真结果如表 3 所示。

表 3 视觉引导各因素影响下自动着舰仿真结果

Table 3 Simulation results of visual guidance automatic carrier landing subject to different factors

误差因素类型	纵向水平偏差均值/m	纵向水平偏差标准差/m	满意着舰占比/%	允许着舰占比/%
无误差因素	0.165 00	0	100.0	100.0
视觉引导	0.294 50	0.015 230	100.0	100.0
ACLS 延迟	0.146 90	0.002 456	100.0	100.0
机体传感器误差	0.048 00	0.142 700	100.0	100.0
舰尾流	-0.543 80	3.254 200	95.2	100.0
甲板运动	-0.040 48	5.511 800	75.1	96.5
多因素综合作用	-1.803 50	7.106 000	60.3	90.0

综合分析着舰结果散布情况以及着舰成功情况,在视觉引导下影响着舰结果的主要因素为甲板运动和舰尾流,以独立因素影响下偏差值方差与多因素综合作用方差之比作为影响因素,甲板运动影响方差贡献占比为 60.2%,舰尾流影响方差贡献占比为 21.0%,其他因素独立存在时其作用可忽略不计,但多因素耦合影响对偏差值方差贡献占比为 18.8%。综合多因素耦合作用下的着舰偏差标准差与 F/A-18A 在 AN/SPN-42 雷达引导自动着舰统计的着舰点标准差 22 ft (6.705 6 m)<sup>[14]</sup>结果相近。

## 4 结 论

1) 机载视觉引导架构,在满足远距离舰船目标可识别检测条件时,典型误差因素影响下视觉引导误差范围约为方位角  $\pm 0.06^\circ$ ,仰角  $\pm 0.1^\circ$ ,垂

向和侧向偏差的测量误差随机舰相对距离的缩短而增加,在舰载机距离理想着舰点水平距离 4 912.6 m,高度 365 m 处下滑开始时侧向偏差误差范围为  $\pm 5 \text{ m}$ ,垂向偏差误差范围为  $\pm 8 \text{ m}$ 。在远距离时不宜通过视觉引导信息接入全自动着舰控制回路,可能引入显著的引导噪声。

2) 视觉引导架构下的自动着舰系统,甲板运动和舰尾流是影响着舰点偏离以及着舰率的最显著因素,因此在自动着舰系统设计中,应对甲板运动进行针对性补偿,设计具有优良性能的甲板运动补偿系统和甲板运动预报系统,并设计具有抗风扰动性能的自动着舰控制律。

## 参 考 文 献

- [1] 薛海中. 飞机着舰引导及监视系统技术[M]. 郑州: 河南科学技术出版社, 2008: 2-41.  
XUE Haizhong. Guidance for airplane landing and survil-

- lance system technology [M]. Zhengzhou: Henan Science and Technology Press, 2008: 2-41. (in Chinese)
- [2] 张志冰, 甄子洋, 江驹, 等. 舰载机自动着舰引导与控制综述[J]. 南京航空航天大学学报, 2018, 50(6): 734-744.  
ZHANG Zhibing, ZHEN Ziyang, JIANG Ju, et al. Review on development in guidance and control of automatic carrier landing of carrier-based aircraft[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018, 50(6): 734-744. (in Chinese)
- [3] 甄子洋, 王新华, 江驹, 等. 舰载机自动着舰引导与控制研究进展[J]. 航空学报, 2017, 38(2): 122-143.  
ZHEN Ziyang, WANG Xinhua, JIANG Ju, et al. Research progress in guidance and control of automatic carrier landing of carrier-based aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(2): 122-143. (in Chinese)
- [4] 孔维玮. 基于多传感器的无人机自主着舰引导与控制系统研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2017.  
KONG Weiwei. Multi-sensor based autonomous landing guidance and control system of a fixed-wing unmanned aerial vehicle [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2017. (in Chinese)
- [5] KONG W W, HU T J, ZHANG D B, et al. Localization framework for real-time UAV autonomous landing: an on-ground deployed visual approach [J]. Sensors, 2017, 17(6): 1437-1443.
- [6] GROCHOLSKY B, DEFRANCO P, COVER H. Robust autonomous ship deck landing for rotorcraft [C] // Proceedings of AHS International 72nd Annual Forum. US: AIAA, 2016: 1-6.
- [7] 邓娟. 舰载飞机自动着舰纵向控制系统设计的理论与仿真研究[D]. 上海: 复旦大学, 2010.  
DENG JUAN. Theory and simulation on design of the longitudinal automatic carrier landing system for carrier-based airplane[D]. Shanghai: Fudan University, 2010. (in Chinese)
- [8] 金光. 机载光电跟踪测量的目标定位误差分析和研究[D]. 长春: 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 2001.  
JIN Guang. Studying and analyzing on the error of positioning in airborne photo-electricity tracking survey equipment [D]. Changchun: Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics Chinese Academy of Sciences, 2001. (in Chinese)
- [9] 王家骥, 金光, 颜昌翔. 机载光电跟踪测量设备的目标定位误差分析[J]. 光学精密工程, 2005, 13(2): 105-116.  
WANG Jiaqi, JIN Guang, YAN Changxiang. Orientation error analysis of airborne opto-electric tracking and measuring device[J]. Optics and Precision Engineering, 2005, 13(2): 105-116. (in Chinese)
- [10] 李喜龙, 范海震, 史会丽. 光电引导系统在舰载机着舰引导中的作用分析[J]. 舰船电子工程, 2017, 37(7): 145-149.  
LI Xilong, FAN Haizhen, SHI Huili. Analysis of electro-optical guidance system used in carrier landing guidance[J]. Ship Electronic Engineering, 2017, 37(7): 145-149. (in Chinese)
- [11] SUBRAHMANYAM M B.  $H_\infty$  design of F/A-18A automatic carrier landing system[J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 1994, 17(1): 187-191.
- [12] SUBRAHMANYAM M B. Finite horizon  $H_\infty$  and related control problems[M]. US: Birkhauser Boston, 1995: 93-116.
- [13] 夏桂华, 董然, 许江涛, 等. 考虑扰流的舰载机终端进场线性模型[J]. 航空学报, 2016, 37(3): 970-983.  
XIA Guihua, DONG Ran, XU Jiangtao, et al. Linearized carrier-based aircraft model in final approach phase with air turbulence considered[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(3): 970-983. (in Chinese)
- [14] URNES J M, HESS R K. Development of the F/A-18A automatic carrier landing system [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 1985, 8(3): 289-295.
- [15] URNES J M, HESS R K. Integrated flight control system development: the F/A-18A automatic carrier landing system [C] // Proceedings of Guidance and Control Conference. Gatlinburg, TN, US: AIAA, 1983: 920-929.
- [16] 张杨, 周益, 颜仙荣, 等. 基于Hdot指令的舰载机两种动力补偿控制系统研究[J]. 航空工程进展, 2022, 13(4): 140-146.  
ZHANG Yang, ZHOU Yi, YAN Xianrong, et al. Research on two kinds of power compensator system of carrier-based aircraft based on Hdot command [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2022, 13(4): 140-146. (in Chinese)
- [17] 何霄阳, 张冬, 甄冲, 等. 全自动着舰系统  $\alpha\text{-}\beta\text{-}\gamma$  滤波器[J]. 飞机设计, 2022, 42(1): 4-10.  
HE Xiaoyang, ZHANG Dong, ZHEN Chong, et al.  $\alpha\text{-}\beta\text{-}\gamma$  filter of automatic landing system [J]. Aircraft Design, 2022, 42(1): 4-10. (in Chinese)
- [18] YAKIMENKO O A, KAMINER I I, LENTZ W J, et al. Unmanned aircraft navigation for shipboard landing using infrared vision[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2002, 38(4): 1181-1200.
- [19] MENG Y, WANG W, HAN H, et al. A visual/inertial integrated landing guidance method for uav landing on the ship [J]. Aerospace Science and Technology, 2019, 85: 474-480.