

卫星引导自动着舰定位精度估计与终端误差影响

王翼丰¹, 房馨¹, 张宇翔², 韩凤鸣²

(1. 航空工业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, 江苏扬州 225000)

摘要: 分析了卫星引导自动着舰在最终进近段的定位精度及对最终着舰性能的影响; 针对海基精密进近与着陆系统所采用的两阶段无障碍导航算法, 根据着舰进近最终下滑段确定参数典型取值; 通过对宽巷组合信号预滤波处理后的整周模糊度和载波相位精度进行计算, 结合覆盖导航卫星重访周期的星座形式, 对卫星引导导航算法的定位精度得到上界估计; 在预滤波时间 20 min, 载波相位精度 0.007 m, 伪距精度 0.35 m 时估计得到的卫星导航性能符合垂直告警限对应完好性要求; 基于机上解算卫星引导架构全自动着舰纵向回路闭环仿真分析不同干扰因素对最终着舰性能的影响, 在选择适配卫星导航误差特征的引导律滤波器基础上, 最终得到着舰点水平偏差统计标准差为 6.928 8 m, 其中甲板运动为影响着舰性能的最主要因素。

关键词: 海基精密进近着陆系统; 全球定位系统; 全自动着舰; 宽巷组合; 测量误差; 数据链延迟; 舰尾流; 甲板运动

Positioning Accuracy Estimating and Terminal Error of Satellite Guidance Automatic Carrier Landing

WANG Yifeng¹, FANG Xin¹, ZHANG Yuxiang², HAN Fengming²

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

2. Yangzhou Collaborative Innovation Research Institute of Shenyang Aircraft Design and Research Institute Co., Ltd, Yangzhou 225000, China)

Abstract: The positioning accuracy and landing performance of satellite guidance automatic carrier landing during final approaching is investigated. The issue focuses on the two-phase fault-free navigation algorithm of Sea-Based Joint Precision Approach and Landing System. According to the typical parameters during automatic carrier landing, the precision of wide-lane cycle ambiguity after pre-filtering and wide-lane carrier phase from double-frequency differential global position system, are calculated. Based on the simulation covering satellite revisiting period, the upper bound of navigation algorithm positioning precision is estimated. It is concluded that when setting pre-filtering time 20 min, pseudo-range standard error 0.35m, carrier phase standard error 0.007m, the accuracy of Sea-Based Joint Precision Approach and Landing System satisfies the integrity demand corresponding to vertical alert limit. From airborne guidance ACLS closed-loop simulation and design the suitable filter subject to satellite guidance error, the statistical standard deviation of touchdown point horizontal errors is 6.9288m, and the deck motion contributes most in the performance of automatic carrier landing.

Keywords: sea-based joint precision approach and landing system; global position system; automatic carrier landing; wide-lane; measurement error; data link time delay; air-wake; deck motion

0 引言

海基精密进近着陆系统 (SB-JPALS, sea-based

joint precision approach and landing system) 是实现卫星引导进近着舰重要回路^[1-3]。该系统将取代舰载“塔康”系统, 其目标是整合美军现役固定翼/旋翼飞机、有人/

收稿日期: 2023-12-08; 修回日期: 2024-02-02。

基金项目: 江苏省“双创博士”资助计划(JSSCBS20231011)。

作者简介: 王翼丰(1993-), 男, 硕士, 工程师。

通讯作者: 韩凤鸣(1992-), 男, 博士, 高级工程师。

引用格式: 王翼丰, 房馨, 张宇翔, 等. 卫星引导自动着舰定位精度估计与终端误差影响[J]. 计算机测量与控制, 2025, 33(3): 161-166, 175.

无人机的进近着舰引导系统；能够实现复杂环境气候条件下的自动着舰，有效提升了舰载机的作战效能。为保证进近着舰过程中的定位精度需求，SB-JPALS 采用两阶段无故障导航算法，基于双频双差信号并通过预滤波固定整周模糊度实现舰载机相对于航空母舰的高精度定位^[4-5]。文献 [6-7] 中介绍 SB-JPALS 引导的 8 架次的 F/A-18A 自动着舰实测数据中，触舰时预估的舰载机尾钩距理想着舰点纵向水平偏移量统计均值为 4.697 m，标准差为 4.557 m；文献 [7] 阐明其具有不弱于当前雷达引导自动着舰系统（ACLS，automatic carrier landing system）的性能，但同样其指出相关飞行试验次数有限、甲板运动幅度很小，试验期间额定甲板风速为恒定的 25 节。不能完全反映卫星全自动着舰的性能。

目前关于卫星引导误差接入自动着舰控制闭环的相关研究较少，无法量化衡量卫星引导架构下不同干扰因素对着舰的影响。同时卫星引导信号频率的特殊性导致原雷达引导 ACLS 用于滤除引导噪声并估计微分信号的 $\alpha-\beta$ 滤波器不再适用。本文通过深入研究两阶段无故障导航算法原理，确定算法所涉及干扰因素误差形式与误差量级，该误差量级与文献 [7] 中统计的卫星引导 F/A-18A 飞机自动进近中最后一英里阶段定位误差相匹配。进而结合 F/A-18A 舰载机最终着舰的飞机纵向模型，在机载引导架构的基础上综合考虑机舰信号传输延迟、舰尾流干扰和甲板运动干扰因素，分析不同因素以及不同引导律滤波器对最终着舰质量的影响。能够对卫星引导自动着舰系统设计提供建议指导，协助提升系统鲁棒性，具有显著工程价值。

1 卫星引导自动着舰系统架构

卫星引导架构如图 1 所示，在自动着舰开始前分别由舰载和机载系统参考站独立进行预滤波处理固定整周模糊度。在舰载机进入航空母舰数据链路服务范围后，开始激活双差定位算法实现相对位置求解。不同于文献 [8] 中 F/A-18A 舰载机的自动着舰控制回路引导律由舰载设备计算的 ACLS 结构，本研究考虑机上引导解算架构^[2,9]，其无需配置舰上引导计算机，也可避免多舰

载机着舰时进行频繁引导律切换^[2]，同时差分卫星导航与机载惯性导航的融合也在机上进行^[6]。

2 SB-JPALS 两阶段无故障导航算法

基于全球定位系统（GPS，global positioning system）卫星 L1、L2 频段 P（Y）码实现宽巷组合两阶段无故障导航算法，P（Y）码作为军用信号相较民用信号具有更高的码率，能够有效降低信号的变形误差；更长的军用码序列导致卫星互相关效应相比民用应用可忽略不计；同时其在 L2 频段具有更高信噪比。双差算法架构可以修正缓解大部分误差因素如卫星时钟误差、卫星星历误差、电离层延迟、对流层延迟等^[4,10-11]。

2.1 阶段一——预滤波

预滤波用于对不受几何限制的宽巷组合信号的整周模糊度进行精确估计，该阶段由舰载设备实现并对每颗卫星信号均进行滤波；得到每颗卫星宽巷组合信号的整周模糊度滤波值，L1、L2 载波相位粗测量结果，以及相关的测量误差精度。在两频段伪距和载波相位误差标准差（分别记为 $\sigma_{\Delta PR}, \sigma_{\Delta \varphi}$ ）相同时，根据 L1 和 L2 频段的整周模糊度 $\Delta N_{L1}, \Delta N_{L2}$ 定义，通过联立两频段载波相位和伪距测量方程，消去不同定位卫星间对流层延迟、卫星时钟偏差、电离层延迟等误差，宽巷组合信号整周模糊度 $\Delta N_{\Delta w} = \Delta N_{L1} - \Delta N_{L2}$ 的方差表示为^[12]：

$$\sigma_{\Delta w}^2 = \left(\frac{1}{\lambda_{L1}^2} + \frac{1}{\lambda_{L2}^2} \right) \sigma_{\Delta \varphi}^2 + \left(\frac{1}{\lambda_{L1}^2} + \frac{1}{\lambda_{L2}^2} \right) \left(\frac{\lambda_{L2} - \lambda_{L1}}{\lambda_{L1} + \lambda_{L2}} \right)^2 \sigma_{\Delta PR}^2 \quad (1)$$

其中： $\lambda_{L1}, \lambda_{L2}$ 分别为 L1、L2 频段对应 GPS 信号波长，据此可以将直接组合的宽巷信号整周模糊度与接收机测量精度联系起来。

考虑对宽巷组合信号的整周模糊度的观测过程，能够在预滤波阶段有效降低整周模糊度的测量误差；在预滤波时间区间 $[0, T]$ 内对整周模糊度的测量统计学方差可以表示为^[12]：

$$\sigma_{\Delta w, WL}^2 = \frac{1}{T} \int_0^T \left(1 - \frac{\tau}{T} \right) R(\tau) d\tau \quad (2)$$

其中： $R(\cdot)$ 为零均值、与时间和 $\sigma_{\Delta w}$ 对应随机误差相关的自相关函数。类似地，将测量过程建模为一阶高斯-马尔科夫随机过程，对应自相关函数 $R(\tau) = \sigma_{\Delta w}^2 e^{-\beta|\tau|}$ ，其中 $1/\beta$ 为对应随机误差相关时间常数。结合上式并做分部积分得到

$$\sigma_{\Delta w, WL}^2 = \left[\frac{\sigma_{\Delta w}^2}{T\beta} + \frac{\sigma_{\Delta w}^2}{T^2\beta^2} (e^{-\beta T} - 1) \right] \quad (3)$$

随着预滤波时间的增加，宽巷组合的整周模糊度的方差减小，即具有更高的整周模糊度估计精度。一般而言宽巷组合要求的预滤波时间与时间常数比值 $T\beta$ 应不小于 20 ^[12]。

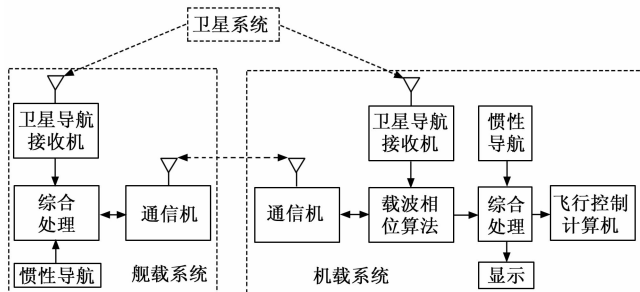


图 1 卫星引导着舰架构示意图

2.2 阶段二——双差算法

当舰载机进入航空母舰一定范围内, 可以对 GPS 信号展开差分形成双差宽巷组合的整周模糊度和载波相位测量。双差算法对应的多对卫星的载波相位测量方程与整周模糊度测量方程为^[12-13]:

$$\begin{bmatrix} z_{GF} \\ \varphi_{WL} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & I \\ G & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x/\lambda_{WL} \\ N \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} v_{GF} \\ v_{WL} \end{bmatrix} \quad (4)$$

其中: z_{GF} 为双差整周周期数量测量向量, φ_{WL} 为双差宽巷组合载波测量向量, x 为机舰相对位置向量, $\lambda_{WL} = \frac{c}{|f_{L1} - f_{L2}|}$ 为宽巷组合信号等价波长, c 为光速, $f_{L1} = \frac{c}{\lambda_{L1}}, f_{L2} = \frac{c}{\lambda_{L2}}$ 分别为 L1、L2 频段对应信号频率; N 为双差整周周期数量真实值; v_{GF}, v_{WL} 分别为整周模糊度、载波相位测量对应的噪声, 对应协方差矩阵为 V_{GF}, V_{WL} , 假设其均服从零均值正态分布且相互独立:

$$G = \begin{bmatrix} \vdots \\ -(e_i^T - e_j^T) \\ \vdots \end{bmatrix}_{i,j} \quad (5)$$

为由卫星对组成的视线坐标差矩阵, 其与此时卫星星座形式有关, e_i 为被测目标在舰船坐标系下视线向量。可以以距穹顶最近的卫星作为主卫星, 视线坐标差矩阵各行由其他卫星与主卫星间向量差构成。测量方程可以简写为:

$$z = Hu + v, v \sim N(0, V), V = \text{diag}\{V_{GF}, V_{WL}\} \quad (6)$$

则状态 u 的加权最小二乘估计 \hat{u} 可表示为:

$$\hat{u} = (H^T V^{-1} H)^{-1} H^T V^{-1} z \quad (7)$$

其中: $(H^T V^{-1} H)^{-1}$ 为加权估计的协方差矩阵。

对 V 矩阵中成分展开分析, 第一个对角块方阵:

$$V_{GF} = 2\sigma_{\Delta v, WL}^2 T_{dd} T_{dd}^T, T_{dd} = [-1, I] \quad (8)$$

T_{dd} 为将其他卫星与主卫星进行差分的变换矩阵, 其中 $1 = [-1, \dots, -1]^T$ 。第二个对角块方阵由三部分组成:

$$V_{WL} = T_{DD} (V_{RNM, SD} + V_{I, SD} + V_{T, SD}) T_{DD}^T \quad (9)$$

第一项 $V_{RNM, SD} = 2\sigma_{\Delta \varphi, WL}^2 I$ 为双差宽巷组合下载波相位测量误差自身协方差矩阵。当整周模糊度固定后, 宽巷组合下的信号载波相位误差标准差 $\sigma_{\Delta \varphi, WL}$ 可以根据下式进行估计^[11]

$$\sigma_{\Delta \varphi, WL} = \sigma_{\Delta \varphi} \sqrt{\left(\frac{f_{L1}}{|f_{L1} - f_{L2}|}\right)^2 + \left(\frac{f_{L2}}{|f_{L1} - f_{L2}|}\right)^2} \quad (10)$$

第二项 $V_{I, SD}$ 为电离层延迟梯度余项测量误差协方差矩阵, 该矩阵为对角阵; 根据 GPS 局域增强系统 (LAAS, local area augmentation system) 的精细模型^[14], 对角线元素:

$$(V_{I, SD})_{i,i} = \frac{\sigma_{VIG}^2 d^2}{1 + \left(\frac{R_e \cos E_i}{R_e + h_i}\right)^2} \quad (11)$$

其中: σ_{VIG} 为垂直电离层梯度的标准差, d 为舰载机到航空母舰的基准距离, R_e 为地球半径, h_i 为电离层壳空间高度 (约为 350 km), E_i 为对应卫星仰角。每颗卫星的电离层延迟梯度余项误差是相互独立的。

$V_{T, SD}$ 为对流层延迟余项误差协方差矩阵, 该矩阵为对角阵, 根据 LAAS 的精细模型有^[14]

$$(V_{T, SD})_{i,i} = \sigma_{\Delta n}^2 \frac{h_T^2 (1 - e^{-\frac{z}{h_T}})^2}{0.002 + \sin E_i} \quad (12)$$

其中: $\sigma_{\Delta n}$ 为对流层折射率误差指标标准差, h_T 为对流层标准高度, h 为舰载机与航空母舰间高度差。

综上所述, 由此得到了卫星引导过程中各误差项的表达式; 接下来将通过各因素典型取值确定卫星引导过程中误差量级并进行最终卫星定位误差精度的分析。

3 卫星引导误差分析

根据 GPS 卫星导航系统 L1、L2 频段特性, $f_{L1} = 1\,575.42$ MHz, $f_{L2} = 1\,227.6$ MHz。接收机性能、误差余项以及机舰间距离等各项参数取值设定为^[12-14]: $\sigma_{\Delta PR} = 0.35$ m, $\sigma_{\Delta \varphi} = 0.007$ m, $\frac{1}{\beta} = 60$ s, $d = 3$ nm = 5.556 km, $\sigma_{VIG} = 4$ mm/km, $\sigma_{\Delta n} = 10^{-5}$, $h_T = 7\,000$ m。

首先计算 V_{GF} 中 $\sigma_{\Delta v, WL}$ 取值, 将光速和上述参数代入 (1) 得到 $\sigma_{\Delta v}^2 = 0.085\,89$, 进而根据 (3) 有:

$$\sigma_{\Delta v, WL}^2 = \sigma_{\Delta v}^2 \left[\frac{60}{T} + \frac{3\,600}{T^2} (e^{-\frac{z}{h_T}} - 1) \right] \quad (13)$$

据此确定预滤波时间。文献 [11] 提供了无量纲时间比值 $\beta T \in \{20, 30, 40\}$ 的仿真结果, 在本研究中对对应预滤波时间 T 为 20、30、40 min。根据仿真计算 1~30 min 预滤波时间下 $\sigma_{\Delta v, WL}$ 的取值, 如图 2 所示。可以看到预滤波开始阶段宽巷组合信号的整周模糊度精度显著提升, 但随着预滤波时间的增加不能无限制地固定整周模糊度, 这是由于测量统计过程本身的特性导致的。选取预滤波时间 $T = 20$ min 时, 计算得到 $\sigma_{\Delta v, WL} = 0.063\,87$ 。

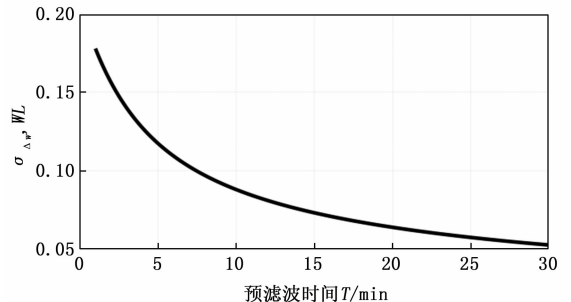


图 2 宽巷组合信号整周模糊度测量估计标准差与预滤波时间关系

右下分块矩阵 V_{WL} 中, 首先考虑 $V_{RNM,SD}$; 根据 (10), $\sigma_{\Delta p, WL} = 5.742\ 153\ \sigma_{\Delta p} = 0.040\ 20\ m$ 。在 $V_{I,SD}$ 中, 考虑令该项误差最大化的仰角 $\cos E_i = 0$ 情形, 此时 $(V_{I,SD})_{i,i} = 0.000\ 493\ 9\ m^2$ 。在 $V_{T,SD}$ 中, 卫星仰角最低时能够最大化该误差, 设置最小仰角为遮挡角 10° , 令机舰间高度差为舰载机开始下滑时高度 $h_0 = 365\ m$, 此时误差矩阵对角线元素 $(V_{T,SD})_{i,i} = 0.000\ 072\ 01\ m^2$ 。

综上所述, 记 $P = T_{DD} T_{DD}^T, \sigma_1 = 2\sigma_{\Delta p, WL}^2, \sigma_2 = 2\sigma_{\Delta p, WL}^2 + (V_{I,SD})_{i,i} + (V_{T,SD})_{i,i}$, 则噪声矩阵可表示为 $V = \text{diag}\{\sigma_1 P, \sigma_2 P\}$ 。

根据矩阵 G 的满秩要求, 卫星导航系统中需要至少有四颗可见卫星 (与文献 [7] 中要求使用的卫星数目不少于四颗相一致)。仅选择可见卫星中四颗卫星进行定位, 以其中一颗为主卫星, 考虑其他三颗与主卫星之间的双差测量结果, 此时 G, P 均为 3×3 方阵; 根据选星算法可以保证 G 是非奇异的, 经计算验证 P 也为可逆的, 因此加权估计的协方差矩阵:

$$(H^T V^{-1} H)^{-1} = \begin{bmatrix} (\sigma_1 + \sigma_2)(G^T P^{-1} G)^{-1} & * \\ * & * \end{bmatrix} \quad (14)$$

忽略互相关因素, 左上角分块矩阵的迹即为无量纲化后相对位置测量向量 x/λ_{WL} 对应几何精度因子, 即可以认为卫星位置定位三维误差均方差, 即 SB-JPALS 的定位标准差 σ_{JPALS} 为:

$$\sigma_{JPALS} = \lambda_{WL} \sqrt{(\sigma_1 + \sigma_2) \text{trace}[(G^T P^{-1} G)^{-1}]} \quad (15)$$

根据选取频段, 宽巷组合信号的等价波长 $\lambda_{WL} = c/|f_{L1} - f_{L2}| = 0.861\ 9\ m$ 。矩阵 G 与星座形式有关, 利用仿真估计非奇异阵 $(G^T P^{-1} G)^{-1}$ 的迹大致上界。选择观测地点坐标为北纬 $25.746\ 982^\circ$, 东经 $123.474\ 307^\circ$, 仿真时间 2020-08-01 00:00 至 2020-08-08 00:00 覆盖 GPS 卫星轨道重访周期^[15], 卫星遮挡角为 10° 。卫星仿真间隔为 5 min, 得出该段仿真时间内的上界约为:

$$\text{trace}[(G^T P^{-1} G)^{-1}] \leq 14.02 \quad (16)$$

据此代入 (15) 计算, 可以认为卫星引导回路三维定位误差标准差上限值 $\sigma_{JPALS} = 0.352\ 9\ m$, 与引述的 SB-JPALS 精度 $0.4\ m$ ^[4,16] 量级相匹配。进一步考虑对着舰影响最显著的垂直定位误差, 为简化考虑, 假设卫星引导系统在三维方向上定位误差相同, 则此时垂直方向定位误差标准差为三维定位误差标准差的 $\frac{1}{\sqrt{3}}$, 即

$\sigma_{JPALS,vert} = 0.203\ 7\ m$ 。文献 [6] 中统计的差分卫星引导 F/A-18A 的 10 次自动进近结果, 在最后 1 英里内导航传感器在垂直方向误差标准差为 $0.5\ ft$ 即约 $0.152\ 4\ m$, 与 $\sigma_{JPALS,vert}$ 相匹配。根据完好性风险要求 1×10^{-7} 对应的完好性乘数 $k_{fid} = 5.326\ 7$ (即对正态分布, 落在均值 $\pm k_{fid}$ 倍标准差之外的概率为 1×10^{-7}), 有:

$$k_{fid} \cdot \sigma_{JPALS,vert} = 1.085\ 3\ m < VAL \quad (17)$$

其中垂直告警限 $VAL = 1.1\ m$ 。上述结果说明本文所提供的卫星引导系统定位精度估计与 SB-JPALS 性能相吻合, 因此可以将该估计引入卫星引导自动着舰回路进行进一步仿真分析卫星引导误差等干扰因素的综合作用。另一方面, 若选择四颗以上可见卫星进行定位, 能够降低加权协方差矩阵的迹, 从而进一步降低定位误差, 提高系统定位精度。

4 卫星引导着舰仿真与分析

4.1 卫星引导与定位性能关系仿真

在算法框架与流程、选择频段组合均确定的情况下, 固定外在干扰因素误差如前述参数所示, 令卫星星座所决定的加权协方差矩阵 $(G^T P^{-1} G)^{-1}$ 的迹固定为仿真上界常数 14.02, 考虑主要误差影响因素为接收机原始载波相位测量信号标准差 $\sigma_{\Delta p}$ 、原始伪距测量信号标准差 $\sigma_{\Delta PR}$ 、预滤波时间 T , 仿真分析上述影响因素与卫星引导定位精度 σ_{JPALS} 间的关系。首先固定卫星导航系统 GPS 接收机的测量精度性能 $\sigma_{\Delta PR} = 0.35\ m, \sigma_{\Delta p} = 0.007\ m$, 考虑预滤波时间对最终定位精度的影响, 仿真结果如图 3 所示, 类似图 1, 预滤波时间较短时提升预滤波时间对提升卫星引导系统定位精度效果显著。预滤波时间在 $1\ 153\ s = 19\ min\ 13\ s$ 以上时可满足垂直告警限和完好性乘数 k_{fid} 对应的 σ_{JPALS} 精度要求。可以看到, 进一步增大预滤波时间不能有效提高卫星引导定位精度。

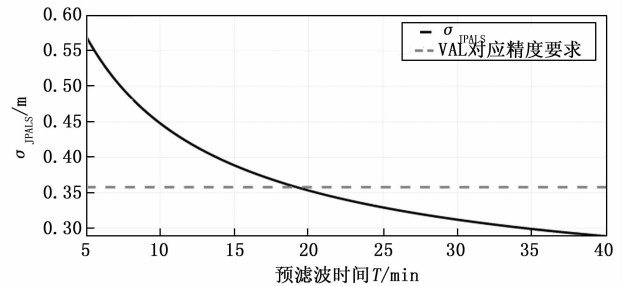


图 3 JPALS 定位精度与预滤波时间关系

接下来固定 $T = 20\ min, \sigma_{\Delta p} = 0.007\ m$, 考虑伪距精度对最终卫星定位精度的影响, 仿真结果如图 4 所示。伪距测量在无误差时最终定位精度约为 $0.2\ m$, 在 $\sigma_{\Delta PR} > 0.1\ m$ 时, $\sigma_{\Delta PR}$ 与 σ_{JPALS} 呈现近似线性关系。根据垂直告警限要求, $T = 20\ min, \sigma_{\Delta p} = 0.007\ m$ 时伪距测量误差标准差不应大于 $0.358\ m$ 。

固定 $T = 20\ min, \sigma_{\Delta PR} = 0.35\ m$, 考虑载波相位精度对最终定位精度的影响, 见图 5。载波相位在无误差时最终定位精度约为 $0.3\ m$ 。根据垂直告警限要求, $T = 20\ min, \sigma_{\Delta PR} = 0.35\ m$ 时载波相位测量误差标准差不应大于 $0.007\ 3\ m$ 。

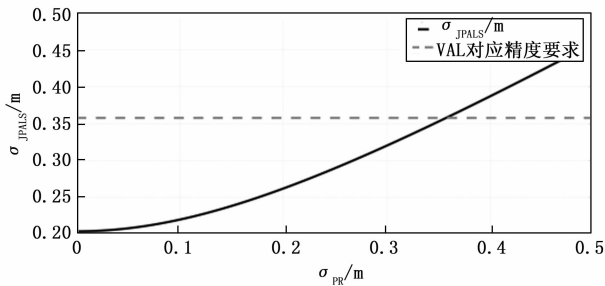


图 4 JPALS 定位精度与伪距精度关系

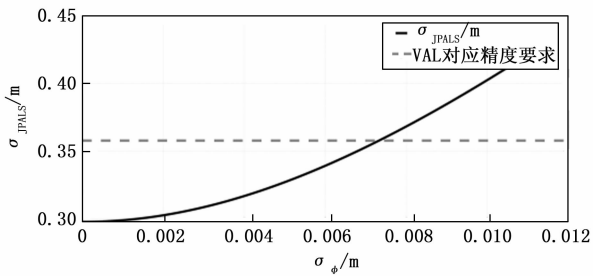


图 5 JPALS 定位精度与载波相位精度关系

实际测量中, $(G^T P^{-1} G)^{-1}$ 接近上界的可能性较小, 通过适当的选星策略可以避免出现恶劣的定位精度, 有效提升卫星引导的定位测量性能, 进而提高自动着舰的可靠性。

4.2 卫星引导自动着舰仿真

自动着舰的闭环仿真主要考虑舰载机纵向动态, 逼近着舰时动力学可以通过线性时不变系统状态空间方程表示。F/A-18A 舰载机在着舰模式平衡点 $V_0 = 136 \text{ kt} = 69.964 \text{ m/s}$, $\alpha_0 = 8.1^\circ$ 处的小扰动线性状态方程参考文献 [17]。

自动着舰闭环控制中, 外环引导律的滤波和解算由机载设备完成, 外环解算垂直速率指令信号直接接入飞机 ACLS 中垂直速率引导自动飞行控制系统, 实现更加可靠的控制效能。中环垂直速率引导自动飞行控制系统输出法向过载指令信号, 输出法向过载自动驾驶仪输出纵向杆指令, 实现更精确的纵向姿态操控。内环控制增稳系统采用俯仰角速度反馈和前向 PI 控制生成升降舵指令作用于系统状态方程。另外, 在推力回路通过迎角 PI 反馈的进场功率补偿系统 (APCS, approach power compensator system) 实现自动油门控制, 保证舰载机以近似恒定的迎角维持在下滑道上。

控制回路中考虑迎角、俯仰角速度、过载信号的机体传感器测量噪声作为误差因素影响闭环仿真, 误差形式及量级参考 [18], 误差更新频率参考 [8]; 在仿真中, 通过对真实信号叠加为固定常数的零位误差随机数; 进而根据信号采样频率在每个时刻叠加标准差为测量精度的正态分布随机噪声, 实现对带噪声机体传感器

测量信号的模拟。

外环引导律采用 PID 控制, 引导信号及各阶导数仍通过 AN/SPN-42 雷达 $\alpha - \beta$ 滤波器获得^[19]。假设机舰间 ACLS 延迟只作用于外环 PID 引导控制环节, 延迟时间 τ_d 由多个独立延迟因素组成, 根据文献 [8]:

$$\tau_d = 0.0235 + \tau_{d1}(t) + \tau_{d2}(t) + \tau_{d3}(t) + \tau_{d5}(t),$$

$$\tau_{d1} \sim U(0, 0.05), \tau_{d2} \sim U(0.0125, 0.05),$$

$$\tau_{d3} \sim U(0, 0.05), \tau_{d4} \sim U(0, 0.05), \tau_{d5} \sim U(0, 0.05)$$

上述延迟是由 ACLS 本身计算及传输特性决定的, 同时卫星信号的更新频率仅为 1 Hz; 需要通过与机体惯性传感器进行数据融合, 在卫星引导信息更新中间通过惯导系统估计滤波获得 20 Hz 频率的定位信息。在本研究中, 假设飞机本体惯性元件在引导定位中不引入额外误差, 即仅需考虑卫星信号带来的机舰间相对定位误差。

舰尾流模型参考美军标 MIL-F-8785C 相关功率谱模型进行仿真^[20-22]。记纵向垂直方向舰尾流分量为 W_z , 假设海面无定常风, 甲板风速即航空母舰速度, 设其为 12.347 m/s。纵向垂直方向舰尾流分量转化为突风迎角 $\alpha_w = \frac{W_z}{V_0}$ 作用于自动着舰纵向小扰动线性状态方程^[16]。

甲板运动因素通过单位功率白噪声驱动^[23]中 FOR-RESTAL 级航母六级海况沉浮运动传递函数模拟甲板在垂直方向上的高度变化。对应理想着舰点的垂直高度变化在 $\pm 2 \text{ m}$ 以内。

忽略横向运动, 每次执行 1 000 次自动着舰闭环仿真统计着舰性能, 关注仿真着舰点与理想位置的水平偏差及散步情况; 纵向水平偏差在 $\pm 6.1 \text{ m}$ 范围内为满意着舰, 在 $\pm 12.2 \text{ m}$ 范围内为允许着舰; 统计结果如表 1 所示。

表 1 卫星引导各因素影响下自动着舰仿真结果

| 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 /% |
|---------|--------------------|---------------------|--------------|------------------|
| 卫星引导 | 0.375 6 | 3.531 7 | 91.5 | 99.9 |
| ACLS 延迟 | 0.146 9 | 0.002 456 | 100.0 | 100.0 |
| 机体传感器误差 | 0.048 0 | 0.142 7 | 100.0 | 100.0 |
| 舰尾流 | -0.543 8 | 3.254 2 | 95.2 | 100.0 |
| 甲板运动 | -0.040 48 | 5.511 8 | 75.1 | 96.5 |
| 多因素耦合 | -0.705 4 | 8.623 7 | 52.3 | 84.6 |

仿真结果中卫星引导导致显著的着舰性能降低, 这是由于卫星导航信号的频率仅有 1 Hz, 其生成引导控制信号的 20 Hz 频率是依赖机载和舰载惯导设备测量信息融合获得的。忽略惯导设备测量机体加速度时的噪声, 假设卫星导航引导误差是机舰相对定位信息误差的

主要因素, 即可以认为引导信号的误差噪声也为 1 Hz 即 2π rad/s, 该频率十分接近 ACLS 本身的工作频率, 即针对 AN/SPN-42 着舰引导雷达特征设计的 $\alpha-\beta$ 滤波器可能不适用于该引导信号。针对于此, 考虑了通过微分器而非滤波器获得各阶微分信号的引导律, 以及基于文献 [19] 提出的 $\alpha-\beta-\gamma$ 滤波器的引导律 PID 控制 (参数 ξ 分别取 0.8 和 0.7, 其中预测步长仍选用与引导信号频率 20 Hz 匹配的 0.05 s), 对卫星引导下多影响因素综合作用各进行 1 000 次仿真, 分别统计舰载机偏离下滑道误差和着舰点偏差。

表 2 多因素耦合作用下不同滤波器下滑道偏离结果

| 滤波器形式与误差作用 | 下滑道垂直偏差均值/m | 下滑道垂直偏差标准差最大值/m |
|---------------------------------------|-------------------|-----------------|
| $\alpha-\beta$ 滤波器 | 0.036 58 | 0.384 0 |
| 微分器 | 0.028 09 | 0.325 2 |
| $\alpha-\beta-\gamma$ 滤波器 $\xi = 0.8$ | 0.028 88 | 0.368 6 |
| $\alpha-\beta-\gamma$ 滤波器 $\xi = 0.7$ | 0.026 27 | 0.325 1 |
| 最终 3 000 ft 进近段 8 次试飞数据[6] | ± 0.1727 m 以内 | <0.6 m |

表 2 统计了稳定下滑后至接通甲板运动信息前时间的下滑道垂直偏差, 根据文献 [6] 中 F/A-18A 在卫星导航引导下最终进近段 8 次试飞数据, 仿真结果均在实测数据范围内。改善 AN/SPN-42 雷达对应 $\alpha-\beta$ 滤波器对下滑道垂直偏差的响应有一定改进但不显著。

表 3 多因素耦合作用下不同滤波器自动着舰结果

| 滤波器形式 | 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 /% |
|---------------------------------------|-------------|-------------|-----------|-----------|
| $\alpha-\beta$ 滤波器 | -0.705 4 | 8.623 7 | 52.3 | 84.6 |
| 微分器 | -1.162 4 | 7.417 0 | 57.1 | 90.6 |
| $\alpha-\beta-\gamma$ 滤波器 $\xi = 0.8$ | -1.413 4 | 7.219 7 | 57.1 | 89.9 |
| $\alpha-\beta-\gamma$ 滤波器 $\xi = 0.7$ | -0.704 7 | 6.928 8 | 60.8 | 91.9 |

相比于原有 AN/SPN-42 雷达 $\alpha-\beta$ 滤波器, 选用微分器或 $\alpha-\beta-\gamma$ 滤波器能够显著提升卫星引导 ACLS 的最终着舰性能, 且滤波器参数选择 $\xi = 0.7$ 时优于 $\xi = 0.8$ 时结果, 这与文献 [19] 得到的结论一致。文献 [6-7] 中统计实际数据着舰纵向水平标准差为 4.556 8 m, 但由于该数据样本数仅为 8 个, 且甲板运动幅度很小, 不具有显著参考价值。通过 F 检验验证样本来源分布方差是否相同, 根据 0.05 显著性水平, 不拒绝该假设, 可以认为实际着舰点散布水平也符合本研究仿真结果。

$$F_{(999,7)}(0.025) < \left(\frac{6.9288}{4.5568}\right)^2 < F_{(999,7)}(0.975)$$

选用新滤波器后在卫星引导多因素耦合作用下自动着舰中, 对着舰结果主要影响因素为甲板运动, 因此在

ACLS 设计中应着重考虑补偿甲板运动带来的影响。常用的补偿方法包括超前校正与高频滤波器结合的甲板运动补偿 (DMC, deck motion compensator) 和甲板运动预测 (DMP, deck motion predictor), 或通过文献 [23] 中直接控制升力的策略实现对接通甲板运动着舰点浮沉变化对应理想下滑道的快速精密跟踪。

5 结束语

针对 SB-JPALS 双差宽巷组合导航算法, 分析了卫星引导误差因素的组成成分、数学模型; 并基于自动着舰任务, 在算法框架与流程、选择频段组合均确定的情况下计算了卫星引导定位误差标准差上界。进而将引导误差引入自动着舰闭环控制回路中, 综合分析了其于机体传感器误差、ACLS 延迟、舰尾流、甲板运动多种误差干扰因素对着舰结果的耦合影响。结果显示:

1) 根据 SB-JPALS 双差宽巷组合导航算法, 在典型参数取值下三维定位误差标准差约为 0.352 9 m, 符合文献 [4, 16] 中 SB-JPALS 进近着舰精度要求; 同时在假设三维方向误差相同条件下垂直向定位误差满足系统完好性要求。该结果与文献 [6-7] 中卫星引导着舰实测相关数据相匹配, 验证了本研究估计分析的可靠性。

2) 根据仿真结果, 提升预滤波时间不能显著提升定位精度, 但提升伪距精度和载波相位精度均可以有效提升定位精度。此外, 通过适当的选星策略避免协方差矩阵的迹达到上界, 是保证卫星引导自动着舰的可靠性的重要措施。

3) 综合各项干扰因素, 对 F/A-18A 舰载机自动着舰纵向动态模型进行仿真分析。 $\alpha-\beta-\gamma$ 滤波器能够有效适配卫星引导信号噪声频率。统计结果显示影响着舰最终结果的主要因素为甲板运动, 因此在设计 ACLS 时对甲板运动进行补偿或设计相关运动预报系统对提升最终着舰质量具有显著意义。

参考文献:

[1] 胡小兵, 周大鹏, 曲晓雷. 国外舰载机全自动着舰技术综述 [J]. 飞机设计, 2021, 41 (2): 32-36.
 [2] 苏大林, 肖静, 孙智孝, 等. 无人机全自动着舰卫星引导系统及架构 [J]. 飞机设计, 2021, 41 (5): 10-15.
 [3] 耿延升, 罗来彬, 刘希美, 等. 舰载机全自动着舰系统顶层架构研究 [J]. 航空科学技术, 2022, 33 (5): 1-11.
 [4] RIFE J, KHANAFSEH S, Pullen S, et al. Navigation, Interference Suppression, and Fault Monitoring in the Sea-Based Joint Precision Approach and Landing System [J]. Proceedings of the IEEE, 2008, 96 (12): 1958-1975.
 [5] 刘鸣, 严乾君, 仇启明. 基于差分卫星导航的着舰引导技术分析 [J]. 航空电子技术, 2021, 52 (4): 62-66.

(下转第 175 页)