

一种机载平台数字接收系统波束指向 补偿算法研究

卢长海, 张建立, 何府强, 肖明凯

(中国人民解放军 91550 部队 42 分队, 辽宁 大连 116000)

摘要: 机载数字阵列接收系统由于机载平台位置及载体姿态角的实时变化, 同时天线系统受高空环境因素影响较大, 在实际波束调度过程中不可避免地产生波束指向角误差, 从而影响所探测目标的跟踪测量; 传统采用加装隔离平台的方法来减少姿态角带来的影响, 但由于隔离平台较为笨重且价格昂贵不适用大部分机载平台, 一般通过建立指向角变换模型和设计相控阵扫描移相码来解决动平台波束指向精度问题; 但对于以测量为目的空基平台来讲, 需要对多个目标进行搜索、跟踪, 并完成测量任务, 任务中对目标的位置参数、分辨率等指标的精度要求较高; 因此, 除了关注坐标转换模型和移相码设计外, 需通过 GNSS/INS 组合定位测姿融合处理建立高精度时空基准, 采用系统级联合标定及误差分离、宽带空间相位补偿等手段保证目标稳定连续跟踪; 经过动态飞行测试验证, 该补偿算法实现了高动态、复杂运动条件下目标的高精度跟踪测量, 指向精度测试结果满足技术指标要求。

关键词: 机载平台; 波束指向; 时空基准; 定位测姿; 动态补偿

Research on Beam Pointing Compensation Algorithm for Digital Receiving System on Airborne Platforms

LU Changhai, ZHANG Jianli, HE Fuqiang, XIAO Mingkai

(Sub Unit 42, Unit 91550, PLA, Dalian 116000, China)

Abstract: Due to the real-time variations in the position of the airborne platform and the attitude angles of the carrier, and the significant influence of high-altitude environmental factors on the antenna system, beam pointing angle errors are generated in the airborne digital array receiving system during the actual beam pointing process, which affects the tracking measurement of the detected targets. However, traditional methods for installing an isolation platform are used to reduce the influence of attitude angles. Nevertheless, isolation platforms have the features of large weight and high cost, which are suitable for most airborne platforms. Typically, the beam pointing accuracy on a moving platform is addressed by formulating a pointing angle transformation model and designing a phased array scanning phase code. For airborne measurement platforms, it is necessary to search and track multiple targets while completing measurement tasks, which require high precision in the position and resolution of targets. Therefore, the coordinate transformation model and phase code design require attention, and it is essential to establish a high-precision spatio-temporal reference through the integrated processing of GNSS/INS positioning and attitude measurement. Moreover, the system-cascaded calibration, error separation, and wide-band spatial phase compensation are used to track targets stably and continuously. Through dynamic flight tests, the compensation algorithm achieves the high-precision tracking and measurement of targets under high-dynamic and complex motion conditions, and its pointing accuracy fully meets the requirements of technical specifications.

Keywords: airborne platform; beam pointing; spatio-temporal reference; positioning and attitude measurement; dynamic compensation

收稿日期:2025-07-08; 修回日期:2025-09-02。

作者简介:卢长海(1977-),男,硕士,高级工程师。

引用格式:卢长海, 张建立, 何府强, 等. 一种机载平台数字接收系统波束指向补偿算法研究[J]. 计算机测量与控制, 2025, 33(11):308-315.

0 引言

在地基测控系统中引导跟踪时, 由高精度全球导航卫星系统 (GNSS, global navigation satellite system) 设备测得地基测控站的站址坐标及地理坐标系下的指北方向, 完成地基测控站指向标定, 实现引导跟踪模式下目标跟踪的波束指向解算。但机载平台由于其位置及载体姿态角的实时变化^[1], 加之高空环境因素导致的天线形变, 在实际波束调度过程中不可避免地产生波束指向角误差。传统方法是加装隔离平台减少机载平台姿态变化的影响^[2-3], 文献 [1] 探讨了一维相扫机载雷达保持扫描空域稳定的波束控制方法, 通过建立指向角变换模型和设计相控阵扫描移相码来研究动平台波束指向精度问题。但对于空基测量平台来讲, 需要对多个目标进行搜索、跟踪, 并完成测量任务, 任务中对目标的位置参数、分辨率等指标的精度要求较高。传统隔离平台笨重、价格昂贵不适用本机载平台, 除了关注坐标转换模型和移相码设计外, 建立高精度时空基准、保证阵面精确加工和装配精度、宽带空间相位补偿都是保证目标稳定连续跟踪的重要因素。

1 跟踪原理

机载数字阵列接收系统主要包括机载平台、定位测姿分系统、数字阵列天线和数字阵列处理分系统、任务管理分系统。对于引导跟踪模式, 需以外部引导或内部已有轨迹的目标数据作为指向依据, 并结合当前载体位置姿态情况以及载体位置姿态与天线位置姿态间的修正值计算最终补偿修正天线波束指向。

数字阵列处理分系统接收波束指向、工作频点等控制信息, 由时序模块及数字波束形成 (DBF, digital beam forming) 分机产生时序及控制指令, 向数字天线单元发送控制码, 如图 1 所示。天线单元收到的信号, 经放大滤波、下变频和中频直接 A/D 采样后形成数字 I/Q 信号, 然后进行数字下变频和抽取滤波, 在波束合成预处理单元完成通道均衡和初级波束合成, 根据存储的通道均衡滤波器系数对各通道进行幅相补偿后, 根据波控指令发送的方位和俯仰角度信息乘以对应的相位加权因子, 数字波束形成板 (DBF) 再根据子阵划分进行分数阶时延补偿后, 分别合成和波束、方位差波束和俯仰差波束。

时序是数字阵列接收系统的重要组成部分, 它提供有严格时序关系的定时脉冲信号, 实现位置姿态时间与系统内部各计算机处理时间的统一。接收波束调度送来的时序控制字, 产生系统所需的各种时序, 根据时序关系产生信号处理控制字给 DBF 和频率控制码给数字阵列模块 (DAM, digital array module)。

当目标被跟踪时, 角度跟踪回路向任务管理分系统

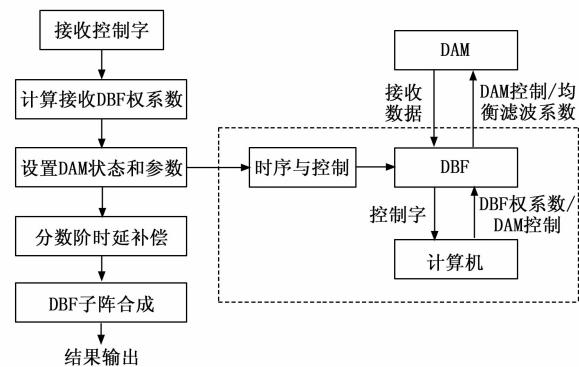


图 1 数字阵列接收工作流程及信号流程

发出跟踪请求, 由任务管理分系统向波束形成分系统发送跟踪波束指向 (即被跟踪目标的方位和俯仰), 从而完成角度跟踪。因此, 对于数字阵列接收系统, 波束指向信息对于完成目标跟踪至关重要。

2 指向补偿算法

在引导跟踪模式下, 机载平台需要实现天线阵面坐标系、载体坐标系与大地坐标系下的角度转换, 波束指向软件利用机载平台位置和姿态数据, 通过坐标变换方法, 并利用机载惯导和 GNSS 融合计算获取高精度时间、位置、姿态信息, 同时利用子阵级分数延迟滤波器核心算法完成宽带空间相位补偿来完成指向偏差的修正, 如图 2 所示。

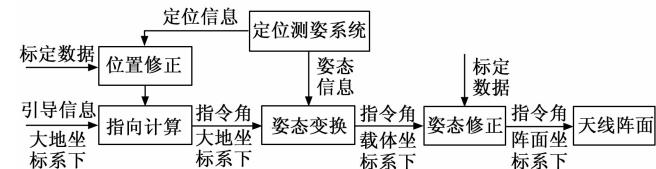


图 2 机载平台波束指向补偿算法框图

通常导航中所说的姿态指的是载体坐标系 (b 系) 和导航坐标系 (n 系) 的旋转角度关系^[4-5]。在姿态测量中, 平移只是改变坐标轴的原点位置, 不影响姿态角变化, 所以只进行坐标系旋转的研究。本系统涉及到的坐标系主要有: 惯性坐标系、地心地固 (ECEF) 坐标系、导航坐标系、机体坐标系以及天线阵面坐标系。

1) 惯性坐标系 (i 系):

在空间静止或做匀速直线运动的坐标系称为惯性坐标系 (ICS, inertial coordinate system)。在卫星导航中的地心惯性坐标系指原点位于地球中心, X 轴指向春分点, Z 轴指向正北, 坐标本身不随地球自转的坐标系。在惯导系统中, 惯性传感器以惯性坐标系为基准。

2) 地心地固 (ECEF, earth-centered earth-fixed) 坐标系 (e 系):

在 GNSS 系统中, 星历的卫星轨道参数、计算的卫

星位置和接收机位置都采用地心地固坐标系 ECEF。地心地固直角坐标系原点在地球质心上, X 轴指向零度经线与赤道交点, Z 轴指向正北, X_e 、 Y_e 、 Z_e 轴构成右手坐标系, 随地球自转运动。大地坐标系是以经纬高表示的一种地心地固坐标系, 如图 3 所示。

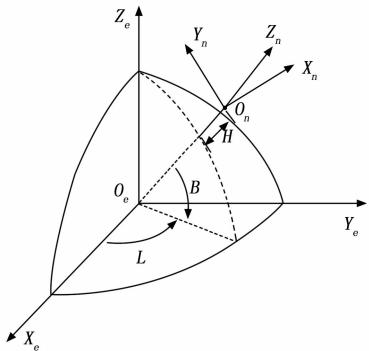


图 3 大地坐标系、地心地固坐标系和东北天导航坐标系

3) 导航坐标系 (n 系):

导航坐标系通常以用户所在位置为原点^[6], 3 个坐标轴 X_n 、 Y_n 、 Z_n 分别指向东、北、天, 或指向北、东、地, 故又称为东北天 (ENU, east north UP) 或北东地 (NED, north east down) 坐标系。当地地理坐标系是以静止基准点作为原点的导航坐标系。

4) 载体坐标系 (b 系):

载体坐标系指由用户定义的以载体为中心且固定在载体上的坐标系。载体坐标系往往以载体几何中心为原点, 载体正前方为 Y 轴, 正上方为 Z 轴, 且 X_b 、 Y_b 、 Z_b 轴满足右手定则。载体坐标系与导航坐标系间的旋转关系反映机体的姿态状态。

5) 天线阵面坐标系 (a 系):

天线阵面坐标系包括直角坐标系和极坐标系, 如图 4 所示。

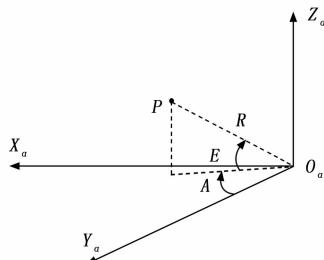


图 4 阵面坐标系

阵面直角坐标系的原点 O_a 设在阵面天线相位中心, X_a 轴与阵面垂直, Y_a 轴与 Z_a 轴分别指向阵面的长轴和短轴方向, 且 3 个坐标轴满足两两正交关系。

在阵面极坐标系中, R 为阵面中心与目标点 P 的距离; 方位角 A 是空间点 P 和原点的连线在 $O_aX_aY_a$ 平面内的投影与 X_a 轴的夹角。从 Z_a 轴向下俯视, 由 X_a

轴为起点, 顺时针方向为正, 逆时针方向为负, 范围 $-180^\circ \sim 180^\circ$; 俯仰 E 为空间点 P 和原点的连线与 $O_aX_aY_a$ 平面的夹角, 在 $O_aX_aY_a$ 平面之上为正, 范围 $-90^\circ \sim 90^\circ$ 。

2.1 高精度时空基准

高精度时空基准是机载探测的基础, 定位测姿系统采用 GNSS+INS 组合方式进行, 姿态测量系统一般采用惯性导航系统 (INS), 它是一种完全独立的自主式导航系统, 能够独立实时的输出载体位置、速度以及姿态信息, 不受外界干扰, 具有良好的隐蔽性^[1]。GNSS 除了提供高精度授时基准和定位信息外, 多天线 GNSS 姿态测量系统可融合传统惯性姿态测量系统, 组合定位测姿方式优势互补, 实现更精准的位置、速度、姿态数据。

2.1.1 惯导测姿精度

捷联惯性导航系统是利用陀螺和加速度计的输出建立起导航坐标系, 原理如图 5 所示, 根据陀螺和加速度计测量载体的角运动速度和线运行信息解算出载体位置、速度和姿态信息^[7]。数学平台建立的方法是利用陀螺测量的载体相对于惯性坐标系的角速度, 经过补偿后扣除地球自转产生的角速度和载体相对于导航坐标系的运动产生的角速度等有害角速度, 通过积分得到载体的姿态信息。得到载体的姿态信息后从加表的输出中扣除万有引力以及哥氏加速度等有害加速度, 并且通过得到的姿态方向余弦矩阵将载体的线性运动信息转换到导航坐标系中, 通过积分得到导航坐标系下的速度信息再通过二次积分即可得到载体的位置信息。在实际的导航信息中, 不断地利用上一历程的位置信息和陀螺、加速度计的输出来不断地推算载体的位置、速度和姿态信息。

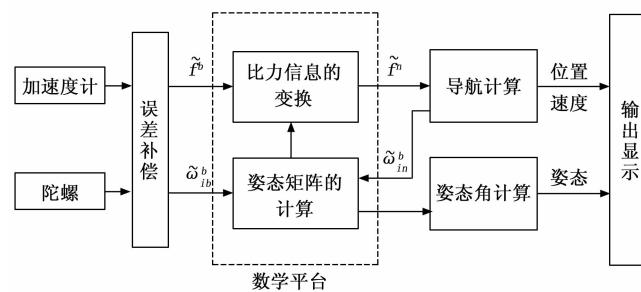


图 5 捷联式惯导系统原理

考虑惯性器件标定补偿后的安装误差和标度因数误差, 器件实际输出的角速度信息和比力信息为:

$$\begin{aligned}\tilde{\omega}_b^b &= [I + S_g + (\Delta C_g^{g'})^T] \omega_b^b + \epsilon^b + w_g^b \\ \tilde{f}_{bf}^b &= [I + S_a + (\Delta C_a^{a'})^T] f_{bf}^b + \nabla^b + w_a^b\end{aligned}\quad (1)$$

式中, ω_b^b 和 f_{bf}^b 分别是陀螺和加速度计的输入; S_g 和 S_a 分别是陀螺和加速度计的标度因数误差, 是由 3 个标度因子误差量组成的对角阵; $\Delta C_g^{g'}$ 和 $\Delta C_a^{a'}$ 分别是陀螺和加

速度计的安装误差, 由非正交坐标系转换至正交坐标系的误差系数组成的矩阵; ϵ^b 和 ∇^b 分别是陀螺测量零漂和加速度计测量零偏在载体系下的投影; w_g^b 和 w_a^b 分别表示陀螺和加速度计的随机噪声。

经变换可得到陀螺和加速度计的误差:

$$\begin{cases} \delta\omega_{gb}^b = \tilde{\omega}_{gb}^b - \omega_{gb}^b = [S_g + (\Delta C_g^{gb})^T] \omega_{gb}^b + \epsilon^b + w_g^b \\ \delta f_{bf}^b = \tilde{f}_{bf}^b - f_{bf}^b = [S_a + (\Delta C_a^{bf})^T] f_{bf}^b + \nabla^b + w_a^b \end{cases} \quad (2)$$

2.1.2 GNSS 姿态测量精度

对于基线长为 4 米的姿态测量, 对流层、电离层等空间相关性很强的误差可以通过双差观测值进行消除。至于天线相位中心偏差 (PCO, phase center offset) 和天线相位中心变化 (PCV, phase center variation), PCO 可以通过参数改正或者通过天线指北消除; PCV 也因为基线长较短, 基线两端的信号受到的影响大致相同而差掉。因此定向误差主要是基线两端残余的的多路径效应的差值和双差观测噪声误差, 以及观测时的相对定位精度因子 (RDOP, relative positioning accuracy factor) 等。

由载波相位解算所得的基线向量的各分量均为相关观测量, 相关系数一般都达到 ± 0.5 左右。假定基线分量是相互独立的, 即 $\Delta X, \Delta Y, \Delta Z$ 相互独立, 且在 $\sigma_{X_g} = \sigma_{Y_g} = \sigma_{Z_g} = \sigma_\Delta$ 的条件下, 对基线方位角进行近似的分析如下:

$$\begin{bmatrix} N \\ E \\ U \end{bmatrix}_{ij} = D_{ij} \begin{bmatrix} \cosh, \cos A \\ \cosh, \sin A \\ \sinh \end{bmatrix}_{ij} = R \begin{bmatrix} \Delta X \\ \Delta Y \\ \Delta Z \end{bmatrix}_{ij} \quad (3)$$

对上式进行微分可得:

$$D_{ij} \cosh_{ij} dA_{ij} = \begin{bmatrix} -\sin A_{ij} \\ \cos A_{ij} \\ 0 \end{bmatrix}^T \begin{bmatrix} dN \\ dE \\ dU \end{bmatrix}_{ij} \quad (4)$$

由上式可得:

$$\begin{bmatrix} dN \\ dE \\ dU \end{bmatrix}_{ij} = \begin{bmatrix} -\sin B \cos L & -\sin B \sin L & \cos B \\ -\sin L & \cos L & 0 \\ \cos B \cos L & \cos B \sin L & \sin B \end{bmatrix} \begin{bmatrix} d\Delta X \\ d\Delta Y \\ d\Delta Z \end{bmatrix}_{ij} \quad (5)$$

进一步得到:

$$D_{ij} \cosh_{ij} dA_{ij} = \begin{bmatrix} \sin A_{ij} \sin B \cos L - \cos A_{ij} \sin L \\ \sin A_{ij} \sin B \sin L + \cos A_{ij} \cos L \\ -\sin A_{ij} \cos B \end{bmatrix} \begin{bmatrix} d\Delta X \\ d\Delta Y \\ d\Delta Z \end{bmatrix}_{ij} \quad (6)$$

据此, 可以得到:

$$\sigma_{A_g} = \sigma_\Delta / D_{ij} \cosh_{ij} \quad (7)$$

由于一般情况下, h_{ij} 都很小, 故可近似认为 $\cosh_{ij} = 1$, 所以可得:

$$\sigma_{A_g} = \sigma_\Delta / D_{ij} \quad (8)$$

根据 $D_{ij} = \sqrt{\Delta X^2 + \Delta Y^2 + \Delta Z^2}$, 则 $\sigma_\Delta = \sigma_D$, 于是:

$$\sigma_{A_g} = \sigma_D / D_{ij} \quad (9)$$

2.1.3 姿态测量融合处理精度

系统采用多天线测姿与惯导组合滤波, 在 GNSS/INS 组合算法中, 常用精度更高、稳定性较好的紧组合方式, 且能够在少于 4 颗卫星时仍能够进行估计和修正^[2], 组合定位测姿算法架构如图 6 所示。

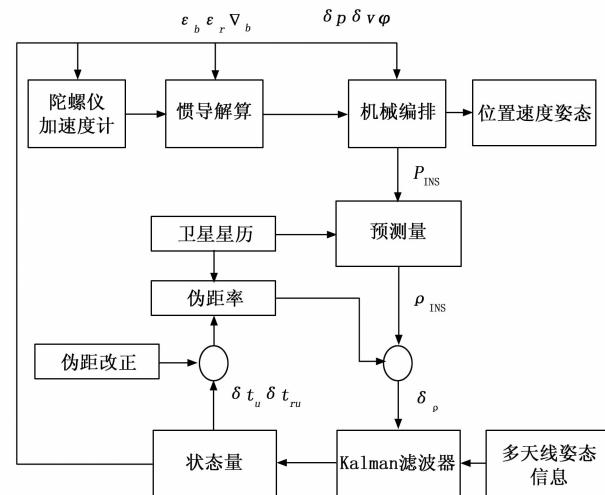


图 6 载波相位测姿紧组合算法架构图

根据惯性传感器的误差特性, 状态参数包括: 陀螺仪常值零偏、零值漂移、加速度计的偏置, 对于紧组合模式需要将 GNSS 接收机钟差等效距离和钟漂等效速度作为状态参数进行估计。选取状态量如下:

$$X(t) = [\delta p \delta v \epsilon_b \epsilon_r \nabla_b \delta t_{ugps} \delta t_{rugs} \delta t_{ubds} \delta t_{rbds}]^T \quad (10)$$

上述选取的状态量中, δp 分别代表载体的位置误差, δv 代表载体速度误差, φ 代表载体平台失准角, ϵ_b 依次代表陀螺常值零偏, ϵ_r 代表陀螺零值漂移, ∇_b 表示加速度计偏置, $\delta t_{ugps} \delta t_{rugs}$ 代表 GPS 系统的接收机钟差等效距离和钟漂等效速度, $\delta t_{ubds} \delta t_{rbds}$ 代表 BDS 系统的接收机钟差等效距离和钟漂等效速度。

基于载波相位观测量估计姿态卡尔曼滤波模型:

$$X_k = \Phi_{k,k-1} X_{k-1} + W_k \quad (11)$$

其中: X_k 、 X_{k-1} 分别为 k 和 $k-1$ 时刻的状态向量, $\Phi_{k,k-1}$ 为离散后的状态转移矩阵, W_k 为状态的噪声向量, 在线性化过程中只取到一次项即可。在实际的观测中, 如果 GNSS 系统没有可见星数, 那么可以去掉系统对应的钟差等效距离和钟漂 X_k 等效速度项。

2.2 波束指向转换

目标的测量通常都是在阵面极坐标系中完成的, 而目标和平台载体的数据都是在地心地固 (ECEF) 直角坐标系下给出的, 因此需要进行坐标系的转换。

坐标变换主要有两种方式, 一种是平移变换; 另一种是旋转变换。平移变换只改变原点位置而不改变轴的方向, 旋转变换改变轴的方向而不改变原点的位置。任何系统的坐标变换都可通过这两种变换或其中一种变换方式完成^[6-9]。

2.2.1 从 ECEF 坐标系转换至 ENU 导航坐标系

ECEF 坐标系与 ENU 坐标系的坐标轴线之间旋转关系如图 3 所示, 设目标在 ECEF 坐标系下的坐标为 (x_e, y_e, z_e) , 空基平台在 ECEF 坐标系下的坐标为 (x_o, y_o, z_o) , 在大地坐标系下的坐标为 (L_o, B_o, H_o) , 则目标在以空基平台为原点的导航坐标系下的坐标 (x_n, y_n, z_n) 可表示为:

$$\left\{ \begin{array}{l} x_n = -\sin(L_o)(x_e - x_o) + \cos(L_o)(y_e - y_o) \\ y_n = -\sin(B_o)\cos(L_o)(x_e - x_o) - \sin(B_o)\sin(L_o)(y_e - y_o) + \cos(B_o)(z_e - z_o) \\ z_n = \cos(B_o)\cos(L_o)(x_e - x_o) + \cos(B_o)\sin(L_o)(y_e - y_o) + \sin(B_o)(z_e - z_o) \end{array} \right. \quad (12)$$

2.2.2 从 ENU 坐标系转至机体直角坐标系

载机横滚角表示机体相对水平面的倾斜程度, 右摇时横滚 r 为正; 载机机头抬起时俯仰角 p 为正; 载机的航向和正北方向之间的角度为偏航角 y , 航向右偏离正北方向时为正。

设目标在 ENU 坐标系下的坐标为 (x_n, y_n, z_n) , 根据两个坐标系轴线的旋转关系可确定 3 个基本旋转矩阵为:

$$\mathbf{T}_1(r) = \begin{bmatrix} \cos(r) & 0 & -\sin(r) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(r) & 0 & \cos(r) \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$\mathbf{T}_2(p) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(p) & \sin(p) \\ 0 & -\sin(p) & \cos(p) \end{bmatrix} \quad (14)$$

$$\mathbf{T}_3(y) = \begin{bmatrix} \cos(y) & -\sin(y) & 0 \\ \sin(y) & \cos(y) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (15)$$

则目标在机体直角坐标系下的坐标 (x_b, y_b, z_b) 可表示为:

$$[x_b, y_b, z_b]^T = \mathbf{T}_1(r)\mathbf{T}_2(p)\mathbf{T}_3(y)[x_n, y_n, z_n]^T \quad (16)$$

2.2.3 从载体直角坐标系转至阵面直角坐标系

天线阵面相对机体的安装横滚的角度为 r_e , 俯仰角为 p_e , 阵面法线方向和机头之间的角度为安装偏航角 y_e (其中横滚右摇、阵面抬升、当偏航角右偏时角度为正)。天线阵面相对载体的安装位置坐标为 (x_m, y_m, z_m) , 设目标靶机在载机直角坐标系下的坐标为 (x_p, y_p, z_p) 。与从 ENU 坐标系转至载体直角坐标系的转换方法相同, 根据两个坐标系轴线的旋转关系, 同样可以确定 3 个基本旋转矩阵 $\mathbf{T}_1(r_e)$ 、 $\mathbf{T}_2(p_e)$ 、 $\mathbf{T}_3(y_e)$ 。

则目标在阵面直角坐标系下的坐标 (x_a, y_a, z_a) 可表示为:

$$\begin{aligned} [x_a, y_a, z_a]^T &= \mathbf{T}_1(r_e)\mathbf{T}_2(p_e)\mathbf{T}_3(y_e) \\ [x_p - x_m, y_p - y_m, z_p - z_m]^T \end{aligned} \quad (17)$$

2.2.4 阵面直角坐标系转至阵面极坐标系

目标在阵面直角坐标系中的坐标位置记为 (x_a, y_a, z_a) , 则目标在阵面极坐标系中的坐标 (d, φ, θ) , 表示为:

$$\left\{ \begin{array}{l} d = \sqrt{x_a^2 + y_a^2 + z_a^2} \\ \varphi = \arctan^{-1}\left(\frac{x_a}{y_a}\right) \\ \theta = \arcsin\left(\frac{z_a}{d}\right) \end{array} \right. \quad (18)$$

φ 和 θ 即为目标在阵面坐标系下的波束指向方位、俯仰角。

2.3 联合标定与补偿修正

单脉冲测角是以电轴指向为基准的, 这一误差若不消除, 将导致目标测量的角度存在偏差, 甚至造成目标跟踪丢失。系统联合标校是机载设备探测工作的前提, 包括天线阵面状态检测及幅相误差补偿, 包括天线阵面检测、通道校正; 测量参数标校, 包含距离、角度、RCS 的标校。

波束指向误差主要包含以下几个方面。

2.3.1 阵面安装因素

制造过程中, 因工艺限制, 加工公差难以避免, 从而导致天线的几何中心与相位中心无法重合, 天线间的一致性也无法满足高精度的使用要求, 同时阵列天线的安装误差会造成阵元间距的误差^[10]。因此在天线阵面加工和装备过程中, 对包括辐射微带单元加工误差、天线反射板装配面加工误差、辐射微带单元装配误差需要严格控制, 要求定位孔的位置公差不大于 0.1 mm, 各方向装配间隙不大于 0.2 mm, 从而保证天线阵面加工和装配误差不大于 0.24 mm。

因此, 载体平台和天线阵面的相对姿态进行标校。根据天线阵面测量点的测量数据, 计算可以得到阵面相对载体的方位角、俯仰角、横滚角。将该角度值带入到阵面系到机体系的转换过程中, 可实现阵面姿态的标校。

2.3.2 通道幅相不一致因素

由于器件的不一致性、制造公差、装配误差、微波模块和器件加电后初始状态的不一致等多种原因, 数字阵列雷达通道间存在幅相偏差^[11]。因此, 在地面测试与总装阶段, 需要对天线的波束指向进行标定, 对于大瞬时带宽信号, 不能将波长 λ 当作常数, 需考虑信号频率变化对天线方向图的影响^[12]。

相控阵天线通道间幅度误差会使波束方向图的主瓣增益降低, 旁瓣电平升高; 而相位误差不仅会使波束主

瓣增益降低, 旁瓣电平抬高, 还会引起波束指向偏差^[13]。因此系统采用子阵级分数延迟滤波补偿, 子阵级分数延迟滤波器是宽带空间相位补偿的核心算法, 以射频载波调制的脉冲信号为例, 其数学表达式为:

$$x(t) = \text{rect}\left(\frac{t}{T_0}\right)e^{j2\pi f_0 t} s(t) \quad (19)$$

其中: f_0 为信号载波, T_0 为脉冲持续宽度, $s(t)$ 为基带信号。采用零中频处理的基带信号为:

$$x_b(t) = \text{rect}\left(\frac{t}{T_0}\right)s(t) \quad (20)$$

第 k 个阵元接收到的回波信号形式为:

$$x_k(t) = \text{rect}\left(\frac{t - \tau_k}{T_0}\right)e^{j2\pi f_0(t - \tau_k)} s(t - \tau_k) \quad (21)$$

相应基带表达式为:

$$x_{kb}(t) = \text{rect}\left(\frac{t - \tau_k}{T_0}\right)e^{-j2\pi f_0 \tau_k} s(t - \tau_k) \quad (22)$$

对于均匀线阵, 阵元间距为 d 、阵元数为 N , 第 k 个阵元的回波延迟为 $\tau_k = k\Delta\tau$, $\tau_k = \frac{kd \sin\theta}{c}$ 。

假设采样周期为 T_s , 第 k 个阵元的时延补偿可表示为 $\frac{\tau_k}{T_s} = L + \Delta$, 其中 L 表示整数倍采样周期延迟, Δ 表示分数倍的采样周期延迟。为了形成正确的波束指向, 首先对各个阵元信号进行相移补偿 $e^{-j2\pi f_0 \tau_k}$, 然后在每个子阵上延迟 τ_k 即可, 延迟 τ_k 由分数时延滤波器完成。

分数阶时延滤波器的设计方法一般有理想结构加窗法、最大平坦准则逼近法和 Farrow 实现结构等。经通道校正后, 通道幅度误差约为 0.5 dB, 相位误差约为 2°。文献 [13] 中指出, 对于均匀分布的阵列指向误差的方差可表示为:

$$\sigma_\phi \approx \frac{\sqrt{12}\sigma_\phi\lambda}{2\pi dN^{3/2}} \quad (23)$$

式中, σ_ϕ 为校正后的相位误差, λ 为波长, d 为阵元间距, N 为阵元数。

由上式可知波束指向误差主要与相位误差有关, 且与相位误差成正比。根据公式可得, 若 $N=100$, 经过通道校正后天线波束指向的误差方差约为 0.002°。

2.3.3 定位测姿算法因素

系统采用 INS+GNSS 惯性组合导航装置, 利用卡尔曼滤波融合方法使用 GNSS 信息修正惯导系统的误差, 减小系统误差, 使综合后的导航精度高于两个系统单独工作的精度, 既能克服 GNSS 的定位间断或失效缺的缺点, 又能克服 INS 随时间累积误差的缺点^[14], 最大限度的提取有用信息, 保障定位等数据精度及连续性。同时, 系统采用同一时间基准, 位置姿态时间信息直接与时序板交互。

若惯导系统不考虑标定补偿后的安装误差和标度因数误差, 仅考虑启动零偏和随机游走, 主要包含两个方面: 一是初始对准过程存在对准误差, 二是工作过程中传感器误差引起的姿态误差。初始对准过程引起的对准误差计算公式如下:

$$\varphi_{xss} = -\frac{\nabla_N}{g} \quad (24)$$

$$\varphi_{yss} = \frac{\nabla_E}{g} \quad (25)$$

$$\varphi_{zmin} = \frac{\epsilon_E}{\omega_{ie} \cos L} \quad (26)$$

式中, ∇_N 、 ∇_E 北向与东向加速度计零偏, ϵ_E 为东向陀螺零偏, ω_{ie} 为地球自转角速率, L 为所在地球纬度。由计算公式可知, 水平对准误差与东、北向加速度计误差有关系, 航向对准误差与东向陀螺零偏稳定性及所在地区纬度值有关系, 以 0.5 mg 加速度计零偏, 0.01 deg/hr 陀螺零偏可计算得到水平姿态角误差约为 0.03°, 航向误差约为 0.04°。

根据 2.1.2 节 GNSS 姿态测量精度公式, 如果载波相位测量精度达到 2 mm, 则可由 $\sigma_{A_i} = \sigma_D/D_{ij}$ 反算出不同长度的基线 D_{ij} 对应的方位角精度 σ_A 的数值。按照以上公式推理, 从理论上分析, 1 米的基线方位角精度可达到 0.115°。根据垂直方向误差较水平方向大, 俯仰角的精度基本可以达到 0.23°, 横滚角的精度 0.23°。根据姿态角误差与基线长成反比的关系, 可以得到 4 米的基线长方位角精度 0.04°, 俯仰角和横滚角精度基本可以达到 0.05°。实测精度还跟基线配置和卫星的几何分布有关。

2.3.4 其他影响因素

机载平台波束指向误差实际使用中还受到天线罩透波及其弧度影响、载体金属机身散射偏转等因素影响, 还会受大气折射和气象环境变化带来的随机扰动, 但由于影响较小, 可以不考虑。

2.3.5 标定流程及结果修正

为保证在机载平台运动条件下, 机载测控设备能够可靠捕获、跟踪高速运动目标, 必须通过标校准确确定在机体坐标系下各测量设备的相对位置关系, 建立起统一的高精度空间测量基准, 标定处理流程如图 7 所示。将惯导设备所测量的惯导轴向坐标系与 GNSS 天线测量的天线坐标系统一到用户所需要的机体坐标系上, 需要对载机自身、惯导设备轴向、GNSS 天线之间进行测量, 确定惯导设备、GNSS 天线在机体坐标系上的坐标, 进而确定惯导轴向、天线坐标系轴向与机体坐标系轴向之间旋转偏差角。

天线在微波暗室进行波瓣测试时, 对天线波束指向进行了校准, 校准精度可达 0.025°。当阵面安装到载机

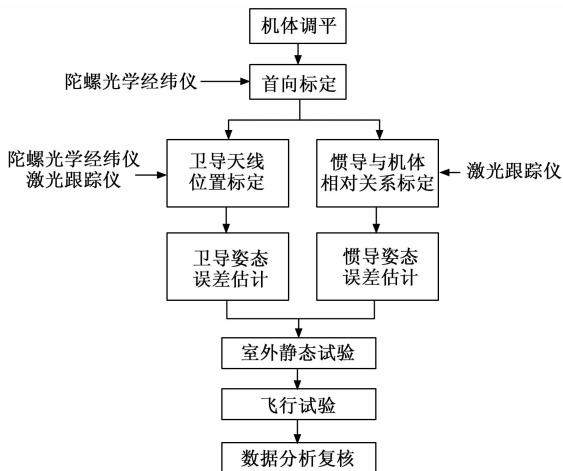


图 7 标定处理流程

上, 由于存在变形误差以及安装误差, 为检验或再次校准波束指向和测角误差, 可采用动态试飞的方法。经事后数据综合处理, 按照野值剔除、时间配准、真值比对、误差统计等步骤, 统计动态指向精度。标定结果修正量见表 1。

表 1 波束指向标定及修正参数

序号	标定与修正	测量项	修正量
1	姿态标定	横滚	-1.82°
		俯仰	9.52°
		偏航	89.59°
2	位置修正	X	-4.01 m
		Y	-1.02 m
		Z	6.28 m
3	系统误差	方位角	—
		俯仰角	-0.7°

3 动态验证

飞行试验前, 在机载平台上安装高精度差分流动站, 将接收天线通过功分器一路连接到流动站, 另一路正常提供给机载 GNSS/INS 测量系统, 高精度差分基准站架设在航线附近基准点上, 将高精度接收设备差分定位结果作为位置测量真值; 姿态数据分别采集 INS、GNSS/INS、GNSS 三种模式下的姿态测量结果, 由于惯导测量航向误差角会随运行时间发散, 因此重点评估初始 1 h 以内的测量数据。以两台 INS 姿态结果取平均作为参考比对基准姿态, 将 GNSS/INS 姿态测量误差和 GNSS 姿态测量与比对基准姿态同一时刻测量数据比对分析, 评估 GNSS/INS 姿态测量误差和 GNSS 姿态测量误差标准差。结果表明: GNSS/INS 组合测姿精度能够满足技术指标要求, 且输出结果稳定。GNSS 多天线测姿模式, 在平飞阶段, 双视卫星稳定, GNSS 多天线测姿能够满足技术指标要求。

经地面静态修正和空中动态飞行试验, 补偿后方位、俯仰测量精度满足 1/10 波束宽带的指标要求, 动态飞行实时惯导和指向数据见图 8 所示。

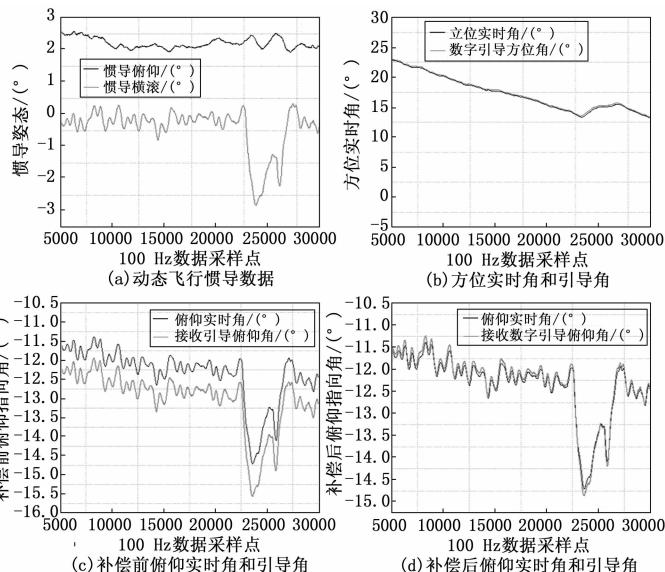


图 8 动态飞行惯导和补偿前后指向曲线

4 结束语

机载平台由于特殊的使用环境, 飞行姿态变化对波束指向影响明显, 除了考虑波束指向受天线阵面安装误差、电轴机械轴间指向误差、接收通道幅相不一致误差、坐标转换等因素影响^[15-16]外, 还需建立高精度的时空基准, 采用系统级联合标定及误差分离技术以及基于子阵级分数延迟滤波器的宽带信号空间相位补偿核心算法, 另需考虑天线形变进行动态形变修正, 通过补偿算法实现高动态、复杂运动条件下多目标的高精度连续跟踪测量。

参考文献:

- [1] 刘心成, 张林让, 张 涛. 机载一维相扫雷达空域稳定算法研究 [J]. 现代雷达, 2024, 46 (2): 86–90.
- [2] 朱鸿健, 周志峰, 俞竹青. 雷达天线稳定平台轴倾补偿研究 [J]. 机械科学与技术, 2019, 38 (6): 936–941.
- [3] 熊 峰. 机载雷达伺服系统研究与仿真 [J]. 电讯技术, 2003 (2): 39–40.
- [4] 田 源. GNSS/INS 定位测姿模型构建与算法研究 [D]. 郑州: 战略支援部队信息工程大学, 2018.
- [5] 杨 翠. 基于 BDS/GPS 的双模机载 GNSS/INS 高动态测姿方法研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2023.
- [6] 王 伟. 多传感器时空配准技术研究 [D]. 北京: 中国电子科学研究院, 2014.
- [7] 宫经宽. 航空机载惯性导航系统 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2010.
- [8] 薛 贞. 相控阵雷达目标跟踪时的波束调度方法研究

- [D]. 镇江: 江苏科技大学, 2017.
- [9] 翟玉健, 李敬. 稳定平台地理坐标系与空间大地直角坐标系的转换 [J]. 舰船电子对抗, 2020.
- [10] 张慧君, 谢伟, 李超, 等. 一种基于相位差的 DBF 阵列天线误差校正方法 [J]. 电子信息对抗技术, 2022.
- [11] 葛枫, 刘爱冬. 基于通道误差补偿的宽带相控阵天线波束控制方法 [J]. 通信技术, 2025, 58 (1): 26–28.
- [12] 罗晴丹. 宽带相控阵雷达子阵数字调制技术及其 FPGA 实现 [D]. 北京: 北京理工大学, 2015.
- [13] 韩小娟, 何兵哲, 等. 相控阵天线的通道误差对数字波
- (上接第 307 页)
- 参考文献:**
- [1] 王凌, 郑环宇, 郑晓龙. 不确定资源受限项目调度研究综述 [J]. 控制与决策, 2014 (4): 577–584.
- [2] 吴歇尔. 面向多无人机的协同任务预分配及重分配研究 [D]. 南昌: 南昌航空大学, 2018.
- [3] CHEN Z, DEMEULEMEESTER E, BAI S, et al. Efficient priority rules for the stochastic resource-constrained project scheduling problem [J]. European Journal of Operational Research, 2018, 270 (3): 957–967.
- [4] ZHOU T, LONG Q, LAW K M Y, et al. Multi-objective stochastic project scheduling with alternative execution methods: An improved quantum-behaved particle swarm optimization approach [J]. Expert Systems with Applications, 2022, 203: 117029.
- [5] LI H, WOMER N K. Solving stochastic resource-constrained project scheduling problems by closed-loop approximate dynamic programming [J]. European Journal of Operational Research, 2015, 246 (1): 20–33.
- [6] XIE F, LI H, XU Z. An approximate dynamic programming approach to project scheduling with uncertain resource availabilities [J]. Applied Mathematical Modelling, 2021, 97: 226–243.
- [7] 陈洁钰, 姚佩阳, 唐剑, 等. 多无人机分布式协同动态目标分配方法 [J]. 空军工程大学学报, 2014, 15 (6): 11–16.
- [8] 崔亚妮, 任佳, 杜文才. 战场环境下多无人机时敏任务动态分配算法 [J]. 系统工程与电子技术, 2016, 38 (4): 828–835.
- [9] 钟赟, 姚佩阳, 万路军, 等. 多任务执行中无人机行动联盟形成模型及算法 [J]. 系统工程与电子技术, 2017, 39 (10): 2248–2254.
- [10] 张瑞鹏, 冯彦翔, 杨宜康. 多无人机协同任务分配混合粒子群算法 [J]. 航空学报, 2022, 43 (12): 418–433.
- [11] HERROELEN W, LEUS R. Robust and reactive project scheduling: A review and classification of procedures [J]. International Journal of Production Research, 2004,

- 束形成的影响 [J]. 现代电子技术, 2014, 37 (1): 5–7.
- [14] 李大威. 卡尔曼滤波在 INS/GPS 组合导航中的应用研究 [D]. 太原: 中北大学, 2006.
- [15] 巫书航, 陈学锋, 陆志伟, 等. 一种相控阵雷达波束指向误差的外场高精度标定方法 [J]. 现代雷达, 2024, 46 (11): 64–67.
- [16] 张薇, 何宏伦, 王玮. 一种适用于北斗短报文通信的天线波束指向算法 [J]. 电子与信息学报, 2021, 43 (10): 2848–2850.
- [17] ARTIGUES C, MICHELON P, REUSSER S. Insertion techniques for static and dynamic resource-constrained project scheduling [J]. European Journal of Operational Research, 2003, 149 (2): 249–267.
- [18] DEBLAERE F, DEMEULEMEESTER E, HERROELEN W, et al. Robust resource allocation decisions in resource-constrained projects [J]. Decision Sciences, 2007, 38 (1): 5–37.
- [19] ZHANG J, SONG X, DÍAZ E. Critical chain project buffer sizing based on resource constraints [J]. International Journal of Production Research, 2017, 55 (3): 671–683.
- [20] TIAN W, ZHAO Y, DEMEULEMEESTER E. Generating a robust baseline schedule for the robust discrete time/resource trade-off problem under work content uncertainty [J]. Computers & Operations Research, 2022, 143: 105795.
- [21] 黄杰, 李幸星, 杨凡, 等. 基于图卷积神经网络的超密集物联网资源分配策略 [J]. 通信学报, 2024, 45 (10): 243–252.
- [22] CHRISTIAN A, PHILIPPE M, STÉPHANE R. Insertion techniques for static and dynamic resource-constrained project scheduling [J]. European Journal of Operational Research, 2003, 149 (2): 249–267.
- [23] SUTTON R S, MCALLESTER D, SINGH S, et al. Policy gradient methods for reinforcement learning with function approximation [C] // MIT Press. MIT Press, 1999.
- [24] GOODFELLOW I, POUGET-ABADIE J, MIRZA M, et al. Generative adversarial nets [C] // In Advances in Neural Information Processing Systems, 2014.
- [25] SCHULMAN J, WOLSKI F, DHARIWAL P, et al. Proximal policy optimization algorithms [C] // CoRR, abs/1707.06347, 2017.
- [26] KAKADE S, LANGFORD J. Approximately optimal approximate reinforcement learning [C] // In International Conference on Machine Learning, 2002.