

基于动态杆臂补偿与速度积分的 GNSS 位置估计方法

吴 瑞 陈克振 康恒波

(中国飞行试验研究院 西安 710000)

摘要: 针对试飞过程中由于复杂空域环境或高动态机动导致的 GNSS 失锁问题,提出了一种基于杆臂效应将 INS 速度修正为 GNSS 速度的算法,与标准杆臂速度补偿模型不同的是,本文考虑了杆臂旋转时的角加速度与向心加速度来适应飞机的高动态机动动作。实现了将修正后的 GNSS 速度在 ECEF 坐标系上的欧拉积分,最后通过前后向同时积分来减小累积误差。本文通过真实的试飞数据验证了算法的有效性,模拟 GNSS 失锁 10 s 的实验结果表明:当飞机处于爬升或滚转的机动状态时,积分的累积误差未发散且该算法的计算结果与 GNSS 误差在厘米级到米级之间。

关键词: 杆臂效应;多源数据融合;误差补偿;坐标变换

中图分类号: TN96 文献标识码: A 国家标准学科分类代码: 590.35

GNSS position estimation via dynamic lever-arm compensation and velocity integration

Wu Yu Chen Kezhen Kang Hengbo

(Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710000, China)

Abstract: Aiming at the problem of GNSS signal loss caused by complex airspace environments or highly dynamic maneuvers during flight testing, an algorithm is proposed that corrects INS velocity to GNSS velocity based on the lever arm effect. Unlike standard lever arm velocity compensation models, this paper takes into account angular acceleration and centripetal acceleration during lever arm rotation to adapt to the highly dynamic maneuvers of aircraft. The Euler integration of the corrected GNSS velocity in the ECEF coordinate system is implemented, and cumulative errors are reduced through simultaneous forward and backward integration. The effectiveness of the algorithm is verified using real flight test data. Experimental results simulating 10 seconds of GNSS signal loss show that when the aircraft is in maneuvering states such as climbing or rolling, the cumulative integration error does not diverge, and the algorithm's calculated results maintain an error level relative to GNSS ranging from centimeters to meters.

Keywords: lever arm effect; multi-source data fusion; error compensation; coordinate transformatio

0 引言

在当今试飞领域快速发展的今天,对飞机进行精确、实时或事后的轨迹计算与预测,已成为试飞领域不可或缺的关键技术。全球导航卫星定位系统 (global navigation satellite system, GNSS) 作为现代航空导航的核心,为飞行器提供高精度定位、导航与授时服务。然而,在飞机高动态机动(如战机滚转、紧急爬升)过程中,GNSS 信号易受遮蔽、干扰,导致定位数据中断,影响了航迹完整性。在飞行试验与事后数据分析中,GNSS 信号失锁导致依赖精确轨迹的测试科目(如性能、操控、航电)无法进行或数据作废;数据记录不连续,影响飞行试验任务与数据质量^[1]。这些问题的核心需求在于:如何根据已知的初始状态(位置、速

度)和作用于物体上的动力学因素(加速度),可靠且高效地推演出其未来或过去的时空轨迹计算的精度与效率,直接决定了试飞任务所测试的相关系统性能边界。

惯性导航系统 (inertial navigation system, INS) 属于航位推算系统,其测量值误差逐步累积传播,从而导致系统导航解算的总误差随时间发散^[2]。INS 导航系统的误差源主要来自 3 个方面:初始化(即初始对准)误差;惯性传感器误差;INS 导航算法误差,包括算法近似处理和有限计算频率(时间离散化)导致的计算误差^[3-4]。GNSS 定位精度主要受 GNSS 卫星几何分布、GNSS 误差源以及 GNSS 定位模式等影响,相关研究成果已经较为丰富且成熟^[4-6]。

在实际的试飞过程中,除飞机上本身自带的惯性导航与卫星导航所构成的组合导航之外,一般还会在飞机上加

装一套 GNSS 设备, 科研人员在试飞结束后, 会将这套 GNSS 设备所记录的数据与当天空地地面基站的数据进行差分, 即可得到高精度的 GNSS 经纬高数据, 经过差分后的数据误差一般在厘米级, 该结果要显著由于组合导航的米级精度。因此若能够设计一种算法将 GNSS 失锁期间的飞机轨迹以不超过米级的精度计算出来, 即实现了高精度的 GNSS 轨迹重构。

针对 GNSS 信号缺失导致定位数据中断的问题, 学术界与工业界目前有下面几种解决方式。陈鑫鑫等^[7]设计 BP 神经网络辅助 Kalman 滤波, 在 GNSS 失锁期间预测惯性导航误差。900 s 仿真中速度误差不超过 0.5 m/s。该模型以惯性数据为输入, Kalman 滤波输出的导航误差为训练目标, 通过离线学习建立误差预测映射。但该方法具有训练数据依赖性, 即网络权重需要针对特定机型及特定机动模式定制, 通用性较差; 当遭遇未训练机动(如极端俯冲)时, 预测误差呈非线性增长。蒋玉辉^[8]提出了一种通用飞机(飞行高度低于 10 000 ft, 飞行速度小于 200 kn)上的 GNSS 空速校准的方法, 利用真空速矢量等于地速与风速的矢量和来计算, 但由于该研究所提出的算法依赖于静压, 因此只有对低速飞机以及气压高度较小时空气的压缩性影响才可忽略。陈克振等^[9]设计了一种基于 IMU 辅助的多通道快速捕获算法, 同时针对信号捕获后的组合导航系统基带信号信号处理时间过长的问题, 在多通道辅助捕获的基础上增加了惯性信息辅助快速帧同步, 从而实现信号失锁后的快速定位, 尽管该捕获算法能够大幅度减少卫星在失锁时重新定位的时间, 但对于已经发生失锁的 GNSS 轨迹却没有提及; 成果达等^[10]提出了基于自监督长短期记忆(long short term memory, LSTM)网络智能组合模型的导航误差补偿方法, 该模型中的自监督温变速率模块不受到温度传感器精度的限制, 从而实时计算更精确的温变速率, 进一步提升了模型导航误差辨识的能力, 但由于 LSTM 模型引入了门控机制和长期记忆机制, 因此计算复杂度更高且需要更多的数据训练来避免过拟合。如果训练数据不足, LSTM 可能面临泛化能力不足的问题^[11-13]。可见, 上述模型在 GNSS 缺失轨迹补全方面存在着模型通用性较差, 模型误差累积等问题。相较于上述模型, 本文提出了一种增强型杆臂补偿模型, 并基于该杆臂补偿模型实现了由 INS 速度向 GNSS 天线速度的转化。相较于标准杆臂模型^[14-16], 本文考虑了飞机在做紧急滚转等高动态机动过程中由于角加速度以及向心加速度产生的附加加速度, 弥补了标准模型在高动态机动情况下精度下降的不足。此外, 为了提高积分精度, 避免直接在 WGS84 坐标系(world geodetic system-1984 coordinate system)上积分导致由曲率半径所产生的误差, 本文实现了 WGS84 坐标系上的经纬(longitude, latitude, altitude, LLA)地心地固坐标系(earth-centered, earth-fixed coordinate system)的相互转化以及基于 ECEF 坐标系上的欧拉积分; 同时为了进一步减

少累积误差, 本文实现了前后向同时积分并根据时间赋予权重。综上, 通过增强型杆臂模型以及 ECEF 上前后向同时进行的欧拉积分过程^[17], 从而有效精确地计算出缺失时间段的飞机轨迹。

本文使用的数据来源于真实的试飞所记录的 GNSS 数据与 INS 惯性导航数据。首先根据飞机静止时刻的飞行试验所加装的 GNSS 经纬高与 INS 经纬高与姿态角计算杆臂向量; 然后分别选取飞机飞行的两个典型机动动作: 爬升、滚转的 10 s 差分所得 GNSS 数据进行剔除, 然后分别对这两种动作所缺失的时间段使用增强型杆臂模型将 INS 速度修正为 GNSS 速度, 再将得到的 GNSS 速度以及当前位置通过坐标系转化到 ECEF 坐标系上进行前后向同时积分, 以此来降低误差, 提升算法精度。

1 基于增强型杆臂模型的惯性导航速度修正

由于惯性测量单元(inertial measurement unit, IMU)和 GNSS 天线两个硬件无法安装在同一个点上, 即 IMU 测量中心与 GNSS 天线相位中心在空间上无法重合, 因此二者之间存在一个杆臂。对于采用 INS/GNSS 组合导航的系统, GNSS 能够提供较高精度的测量信息, 如果杆臂误差大于测量信息的精度水平, 则测量信息会被严重削弱。杆臂误差对组合导航输出的位置、速度和姿态都有影响, 是一个重要的误差源。

1.1 标准杆臂速度补偿模型

在 INS/GNSS 组合导航系统中, GNSS 天线相位中心与 IMU 测量中心的空间偏移(即杆臂矢量 $\vec{r}_b = [r_x, r_y, r_z]^T$)导致两者的运动状态存在差异。传统杆臂补偿模型仅考虑刚体旋转效应:

$$\vec{V}_{gnss} = \vec{V}_{ins} + \mathbf{C}_b (\vec{\omega}_b \times \vec{r}_b) \quad (1)$$

其中, \vec{V}_{gnss} 表示导航系中 GNSS 天线速度; \vec{V}_{ins} 表示导航系中 IMU 中心速度; $\vec{\omega}_b$ 表示机体坐标角速度; \mathbf{C}_b 表示机体系到导航系的坐标变换矩阵。若用 yaw、pitch、roll 表示航向角、俯仰角、横滚角, 记为:

$$\mathbf{R}_z = \begin{pmatrix} \cos(yaw) & -\sin(yaw) & 0 \\ \sin(yaw) & \cos(yaw) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (2)$$

$$\mathbf{R}_y = \begin{pmatrix} \cos(pitch) & 0 & \sin(pitch) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(pitch) & 0 & \cos(pitch) \end{pmatrix} \quad (3)$$

$$\mathbf{R}_x = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(roll) & -\sin(roll) \\ 0 & \sin(roll) & \cos(roll) \end{pmatrix} \quad (4)$$

则从机体系到导航系的旋转矩阵可以表示为:

$$\mathbf{C}_b = \mathbf{R}_z \mathbf{R}_y \mathbf{R}_x \quad (5)$$

传统杆臂速度补模型在静止或匀速旋转条件下成立, 但在高动态机动中存在显著误差, 原因在于忽略了角加速度

度与向心加速度:

$$\Delta \vec{V}_a = (\vec{\alpha}_b \times \vec{r}_b) \Delta t \quad (6)$$

$$\Delta \vec{V}_{cent} = [\vec{\omega}_b \times (\vec{\omega}_b \times \vec{r}_b)] \Delta t \quad (7)$$

式中: $\vec{\alpha}_b$ 表示角加速度。

1.2 增强型杆臂动力学模型

根据刚体运动学,杆臂末端点 P 的加速度为:

$$\vec{a}_P = \vec{a}_o + \vec{\alpha} \times \vec{r} + \vec{\omega} \times (\vec{\omega} \times \vec{r}) \quad (8)$$

式中: \vec{a}_o 为参考点的加速度; $\vec{\alpha}$ 表示角加速度; $\vec{\omega}$ 表示角速度。上式中的 $\vec{\alpha} \times \vec{r}$ 即表示切向加速度, $\vec{\omega} \times (\vec{\omega} \times \vec{r})$ 表示向心加速度。对上式两端关于时间 t 进行积分:

$$\vec{V}_P(t) = \vec{V}_o(t) + \int_{t_0}^t |\vec{\alpha}(\tau) \times \vec{r} + \vec{\omega}(\tau) \times (\vec{\omega}(\tau) \times \vec{r})| d\tau \quad (9)$$

考虑离散时间采集系统,设采样间隔为 Δt , 则由角加速度项产生的速度增量可近似为:

$$\Delta \vec{V}_a = \int_t^{t+\Delta t} \vec{\alpha}(\tau) \times \vec{r}(\tau) d\tau \approx [(\vec{\alpha} \times \vec{r})|_t + (\vec{\alpha} \times \vec{r})|_{t+\Delta t}] \quad (10)$$

当采集系统的 Δt 采样间隔很小时,进一步有:

$$\vec{V}_a(t) \approx (\vec{\alpha}(t) \times \vec{r}(t)) \Delta t \quad (11)$$

考虑由向心加速度所产生的速度增量:

$$\Delta \vec{V}_b = \int_t^{t+\Delta t} \vec{\omega} \times (\vec{\omega} \times \vec{r}) d\tau \approx \frac{\Delta t}{2} [(\vec{\omega} \times (\vec{\omega} \times \vec{r}))|_t + (\vec{\omega} \times (\vec{\omega} \times \vec{r}))|_{t+\Delta t}] \quad (12)$$

采集系统的采样间隔 Δt 很小时,进一步有:

$$\Delta \vec{V}_b(t) \approx (\vec{\omega}(t) \times (\vec{\omega}(t) \times \vec{r}(t))) \Delta t \quad (13)$$

因此 GNSS 天线速度可以表示为:

$$\vec{V}_{gnss} = \vec{V}_{ins} + \mathbf{C}_b [(\vec{\omega}_b \times \vec{r}_b) + (\vec{\alpha}_b \times \vec{r}_b) \Delta t + (\vec{\omega}_b \times (\vec{\omega}_b \times \vec{r})) \Delta t] \quad (14)$$

其中,角速度 $\vec{\omega}_b$ 与角加速度 $\vec{\alpha}_b$ 都是由机上 INS 直接输出所得。

1.3 角加速度与杆臂向量计算

考虑离散时间步长 $\Delta t = t_k - t_{k-1}$ ($k \geq 1$), 则角加速度通过对角速度差分求得:

$$\vec{\alpha}_b(t_k) = \frac{\vec{\omega}_b(t_k) - \vec{\omega}_b(t_{k-1})}{\Delta t} \quad (15)$$

设飞机在静止状态时的 GNSS 和 INS 下的 LLA 坐标分别为 (lon_g, lat_g, alt_g) 和 (lon_l, lat_l, alt_l) 。

对于杆臂误差,一般的组合导航应用会给出如下的定性描述:GNSS 天线杆臂必须精确测量和标定,杆臂测量误差会导致同等量级的组合导航位置误差,如厘米级的杆臂误差会导致厘米级的 GNSS/INS 组合导航误差^[18]。但由于不同飞机的杆臂向量一般是不同的,逐个测量费时费力且通用性较差。因此本文提出一种基于飞机在地面上静止的 INS 与 GNSS 数据来计算杆臂向量的算法,算法的输入

为:INS 与 GNSS 中的卫星导航经度、卫星导航纬度、卫星导航高度,INS 中的姿态角。算法步骤如下:

1) 将 INS 和 GNSS 中的经纬高转换为 ECEF 下的坐标。为此需要下面的地球的基本几何参数:

$$a = 6378137.0 \quad (16)$$

$$f = \frac{1}{298.257223563} \quad (17)$$

式中: a 表示地球的长半轴, f 表示扁率,则卯酉圈曲率半径为:

$$N = \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2(lat)}} \quad (18)$$

式中: $e^2 = 2f - f^2$, 即第一偏心率的平方,从而有下面的坐标转换:

$$\begin{cases} x = (N + alt) \cos(lat) \cos(lon) \\ y = (N + alt) \cos(lat) \sin(lon) \\ z = (N(1 - e^2) + alt) \sin(lat) \end{cases} \quad (19)$$

设 INS 和 GNSS 中的经纬高经过上述的坐标转换后的结果是 (x_g, y_g, z_g) 和 (x_l, y_l, z_l) 。

2) 计算 INS 与 GNSS 设备在 ECEF 坐标系下的位置差,即:

$$\Delta \vec{ecef} = (x_g - x_l, y_g - y_l, z_g - z_l) \quad (20)$$

3) 将这个位置差向量转换到以 INS 位置为原点 ENU 坐标(ENU, 东-北-天)。对于地球椭球面上任意一点 (φ, λ) , 固定纬度 φ , 变化经度 λ , 带入上文中的坐标变换公式可得:

$$\frac{\partial x}{\partial \lambda} = -N \cos \varphi \sin \lambda = -y \quad (21)$$

$$\frac{\partial y}{\partial \lambda} = N \cos \varphi \cos \lambda = x \quad (22)$$

$$\frac{\partial z}{\partial \lambda} = 0 \quad (23)$$

而 $|(-y, x, 0)| = \sqrt{x^2 + y^2} = N \cos \varphi$, 因此过 (φ, λ) 沿纬线的单位切向量为:

$$\vec{n}_1 = (-\sin \lambda, \cos \lambda, 0)^\top \quad (24)$$

同理可以计算出过 (φ, λ) 沿经线的单位切向量为:

$$\vec{n}_2 = \frac{\vec{u}}{|\vec{u}|}, \vec{u} \text{ 的定义如下:}$$

$$\vec{u} = \left(\frac{x}{a^2}, \frac{y}{a^2}, \frac{z}{b^2} \right)^\top \quad (25)$$

式中: $b = a(1 - f)$, $|\cdot|$ 表示欧几里德距离。容易验证 \vec{n}_1 与 \vec{n}_2 是正交的,因此需要的旋转矩阵可以写成如下形式:

$$\mathbf{R} = (\vec{n}_1, \vec{n}_2, \vec{n}_1 \times \vec{n}_2) \quad (26)$$

特别地,若取 (φ, λ) 为飞机在地面静止时的 INS 经纬度,则在导航坐标系下的位置差向量为 $\Delta \vec{ecef}$ 。

4) 通过 INS 位置为原点的导航坐标系到机体坐标系的旋转矩阵将杆臂向量转换到机体坐标系上。设飞机在静止状态下航向角、俯仰角、横滚角已知,则旋转矩阵与传统

杆臂模型的式(5)相同,由此得到了增强型杆臂向量:

$$\vec{r}_b = \Delta \overrightarrow{ecef} \mathbf{R} \mathbf{C} \quad (27)$$

为验证 INS 速度修正效果,以 GNSS 差分 30 s 所得东向速度为基准,相较于传统杆臂模型,增强型杆臂模型的 INS 速度修正的平均误差减小了约 37.7%,效果如图 1 所示。

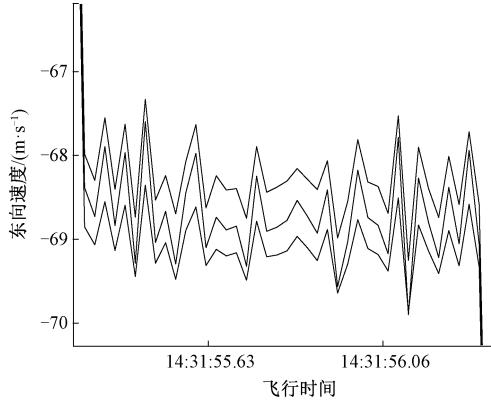


图 1 东向速度修正效果对比图

Fig. 1 Comparison of eastward velocity correction results

图 1 中的 3 条东向速度曲线由上到下依次是传统型杆臂模型补全结果、增强型杆臂模型补全结果、差分 GNSS 所得结果。

2 基于 ECEF 上欧拉积分的轨迹重构技术

2.1 坐标变换

由于 INS 与 GNSS 中采集的是熟知的经度、纬度、高度与东向速度、北向速度、天向速度。为了避免 WGS84 椭球上直接积分所涉及到复杂且同时会降低精度的曲率计算,因此将直接在更为直观的 ECEF 坐标系上进行积分,再将 ECEF 上的积分结果转化为熟知的经度、纬度、高度。ENU 速度转化为 ECEF 速度所需的旋转矩阵实际上就是在计算杆臂向量中所构造的旋转矩阵 $\mathbf{R} = (\vec{n}_1, \vec{n}_2, \vec{n}_1 \times \vec{n}_2)$ 的逆矩阵,而 \mathbf{R} 是正交的,即这里所需的旋转矩阵即为 \mathbf{R}^T 。经纬高转化为 ECEF 坐标的过程前文已经详细说明,这里不再赘述。因此本节只需要给出 ECEF 坐标转化为 LLA 坐标的过程。

对于已知 ECEF 坐标系上的任意一点 (x, y, z) ,设待求的纬度、经度、高度分别为 (φ, λ, h) ,则 (φ, λ, h) 与 (x, y, z) 也满足式(19),因此对于经度 λ ,显然有: $\lambda = \arctan(\frac{y}{x})$ 。

由式(19)经过计算可得:

$$p \tan \varphi = z + e^2 N \sin \varphi \quad (28)$$

式中: $p = \sqrt{x^2 + y^2}$,因此纬度 φ 可以写成如下形式:

$$\varphi = \arctan\left(\frac{z + e^2 N \sin \varphi}{p}\right) \quad (29)$$

同样地,由式(19)可得:

$$h = \frac{p}{\cos \varphi} - N \quad (30)$$

由于高度 h 的解依赖于纬度 φ ,因此必须先求解纬度,而关于式(31)中纬度 φ 同时出现在方程两侧,且卯酉圈曲率半径 N 本身就是纬度 φ 的函数,这种递归依赖关系使得该方程无法直接写出 φ 的显式表达式,因此本文采取迭代逼近的方式计算 φ ,具体步骤如下:

1) 迭代起点设置:假设 $\varphi_0 = \arctan(\frac{z}{p})$,即把地球看成一个球体。

2) 迭代修正:

$$\varphi_{k+1} = \arctan\left(\frac{z + e^2 N_k \sin \varphi_k}{p}\right) \quad (31)$$

$$N_k = \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 \varphi_k}} \quad (32)$$

3) 设置收敛精度:取充分小的 $\epsilon > 0$,当满足 $|\varphi_{k+1} - \varphi_k| < \epsilon$ 时停止迭代。

2.2 积分过程

基于上述坐标转换,只需要分别将 LLA 坐标与 ENU 速度都转化为 ECEF 坐标系下,再将速度对时间进行积分,即:

$$\begin{cases} x_{k+1} = x_k + v_k^x \Delta t \\ y_{k+1} = y_k + v_k^y \Delta t \\ z_{k+1} = z_k + v_k^z \Delta t \end{cases} \quad (33)$$

最后将 $(x_{k+1}, y_{k+1}, z_{k+1})$ 转化回 LLA 坐标即可。

当 GNSS 观测数据出现间断时,积分过程中的测量误差和计算误差会随时间逐步积累。这种误差积累具有显著的时变特性:初期由于积分时间较短,误差影响较小,但随着积分持续进行,误差将呈非线性增长趋势,最终导致定位结果超出允许范围。针对这个问题,本文采用前后向同时积分的方法,对前后向积分计算结果进行二次拟合修正,可有效提升算法精度。

根据缺失时间与前后向积分起点的时间差值添加动态权重。动态权重设置如下:

$$\begin{cases} \text{weight_forward} = \frac{t_{end} - t}{t_{end} - t_{start}} \\ \text{weight_backward} = \frac{t - t_{start}}{t_{end} - t_{start}} \end{cases} \quad (34)$$

为验证误差修正效果,以加装 GNSS 与地面站差分所得高度为基准对比,单向积分的平均高度误差为 0.06 m,双向积分的平均高度误差为 0.01 m,具体效果如图 2 所示。

2.3 整体算法流程

本文提出的算法整体可分为两个部分,即在地面上的杆臂向量计算与使用杆臂向量将 INS 速度修正为 GNSS 速度并在 ECEF 坐标系上进行积分,算法流程如图 3 所示。

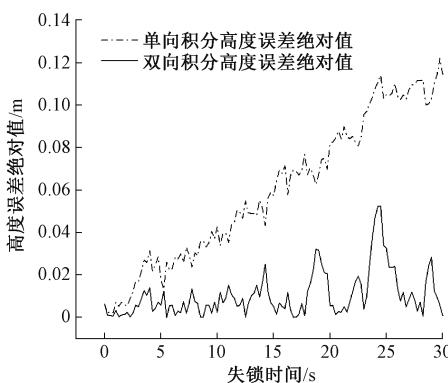


图 2 前后向积分误差对比

Fig. 2 Comparison of forward and backward integration errors

3 效果验证

本文选取真实的试飞数据进行计算, 为验证多种条件下该 GNSS 轨迹补全算法的补全效果, 挑取了飞机在爬升与滚转这两种机动状态下的 10 s 的 GNSS 差分数据进行剔除, 再完成杆臂向量的计算以及 INS 速度的修正, 最后将修正后的速度以及 LLA 坐标转化到 ECEF 坐标系上通过前后向积分来补全缺失的 GNSS 经纬高。由于在一般情况下 INS 与 GNSS 设备的采样率不同, 为验证算法计算的准确性, 每秒取 4 个 INS 与 GNSS 都记录的时间历程进行对比。

3.1 爬升阶段

图 4~6 分别展示该算法补全的经纬高与加装 GNSS

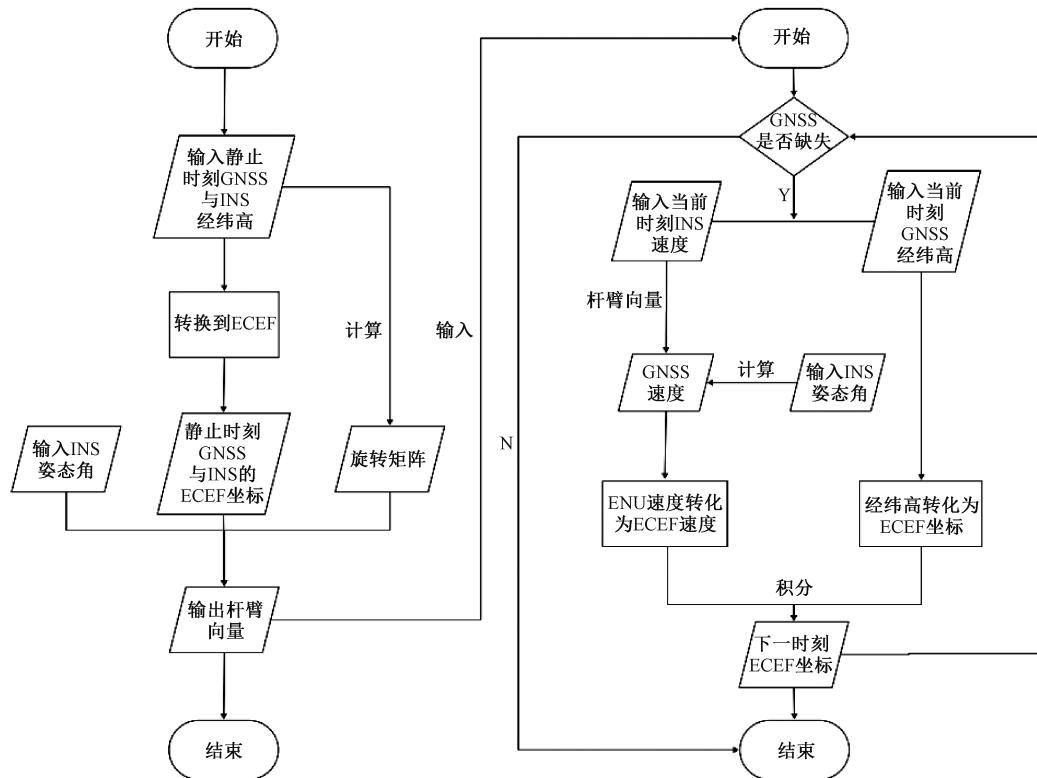


图 3 算法整体流程

Fig. 3 Flowchart of the overall algorithm

与地面站差分所得经纬高之间的误差随时间变化的趋势图, 可以看到模型输出的预测值较为准确。平均纬度误差为 7.40×10^{-6} °, 即由纬度误差所产生的平均距离误差约为 0.82 m; 平均经度误差为 7.43×10^{-6} °, 由经度误差所产生的平均距离误差约为 0.67 m; 平均高度误差为 0.32 m。

3.2 滚转阶段

图 7~9 分别展示该算法补全的经纬高加装 GNSS 与地面站差分所得经纬高之间的误差随时间变化的趋势图, 可以看到模型输出的预测值较为准确。平均纬度误差为

5.78×10^{-6} °, 即由纬度误差所产生的平均距离误差约为 0.64 m; 平均经度误差为 1.03×10^{-5} °, 由经度误差所产生的平均距离误差约为 0.93 m; 平均高度误差为 0.34 m。

由图 4~9 可知在 ECEF 坐标系下, 通过对增强型杆臂模型修正后的 INS 速度进行积分所得到的飞机轨迹与原始 GNSS 轨迹的误差在厘米级到米级之间, 证明本文所使用的各类算法在飞机 GNSS 缺失轨迹预测方面具有良好的适用性和精确度。

为了进一步评估本文所提出模型的预测性能, 基于同一架次的飞行数据, 分别测试 GNSS 缺失时间为 10 s、20 s

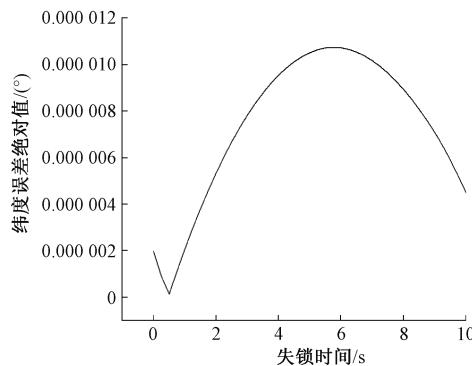


图 4 爬升阶段纬度误差绝对值

Fig. 4 Absolute value of latitude error during the ascent phase

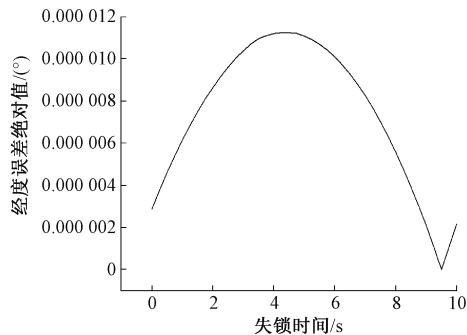


图 5 爬升阶段经度误差绝对值

Fig. 5 Absolute value of longitude error during the ascent phase

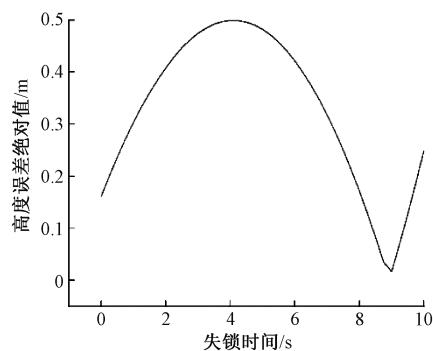


图 6 爬升阶段高度误差绝对值

Fig. 6 Absolute value of altitude error during the ascent phase

和 30 s 该算法的预测效果,结果如表 1 所示。

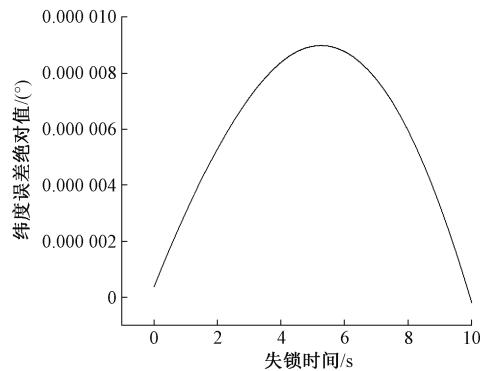


图 7 滚转阶段纬度误差绝对值

Fig. 7 Absolute value of latitude error during the roll phase

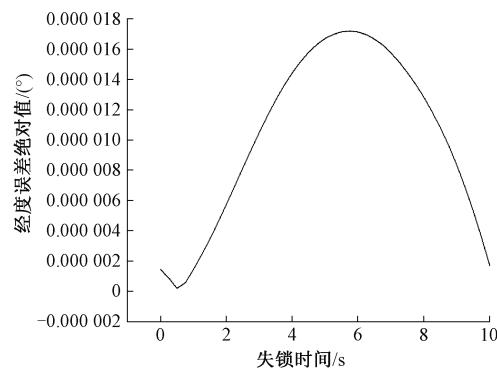


图 8 滚转阶段经度误差绝对值

Fig. 8 Absolute value of longitude error during the roll phase

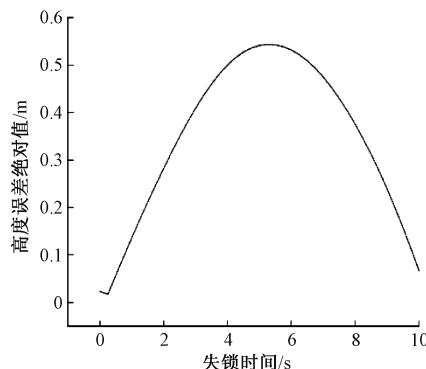


图 9 滚转阶段高度误差绝对值

Fig. 9 Absolute value of altitude error during the roll phase

表 1 算法误差对比

Table 1 Comparison of algorithm errors

GNSS 缺失 时间/s	纬度误差均值/(°)		经度误差均值/(°)		高度误差均值/m	
	爬升	滚转	爬升	滚转	爬升	滚转
10	7.40×10^{-6}	5.78×10^{-6}	7.43×10^{-6}	1.03×10^{-5}	0.32	0.34
20	9.13×10^{-6}	8.39×10^{-6}	1.79×10^{-5}	2.03×10^{-5}	0.68	0.77
30	3.06×10^{-5}	3.13×10^{-5}	2.33×10^{-6}	2.64×10^{-5}	0.87	1.04

结合表 1 可知,当 GNSS 失锁时间控制在 30 s 以内时,该算法中各个参数的平均误差没有呈现出发散的趋势,各个参数误差的量级均在厘米级至米级之间。

4 结 论

在试飞过程中,由于各种因素干扰导致 GNSS 信号中断的情况时常发生,然而 GNSS 中所包含的经纬高是试飞数据中十分重要的数据,缺失可能会导致科研人员对试飞数据的严重误判甚至影响试飞结论。为计算 GNSS 中所缺失的位置信息,本文提出了一种通过 INS 惯导数据中的速度、姿态角等数据来实现 GNSS 轨迹重构,并对传统速度修正模型进行改进,形成了更加精确的惯性导航算法。

首先,通过飞机静止在地面上的 INS 数据,包括 INS 经度、纬度、卫星导航高度、俯仰角、横滚角结合地面上的 GNSS 经纬高来计算出杆臂向量。通过杆臂向量结合飞机飞行时的姿态角就可实现将 INS 速度转化为 GNSS 速度。随后在 ECEF 上进行前后向积分得到缺失的 GNSS 经纬高,并在各种飞行姿态下进行误差分析。由于试飞过程中 30 s 以上的 GNSS 失锁较为少见,而当 GNSS 失锁时间在 30 s 以内时经度、纬度、高度所产生的距离误差都在厘米级到米级之间,证明了本文提出的算法在 GNSS 短时间预测结果可靠,且具有一定的鲁棒性和准确性。但是对于飞机 GNSS 长时间失锁或者由于飞机连续多次进行高动态机动动作导致的 GNSS 失锁,经过验证该算法的预测精度仍然有待提高。

参考文献

- [1] 韩春永,井哲. 飞机导航系统接收卫星信号断续问题分析与排查[J]. 电子测试,2015,7: 109-112.
HAN CH Y, JING ZH. Analysis and troubleshooting of intermittent satellite signal reception in aircraft navigation systems[J]. Electronic Test, 2015, 7: 109-112.
- [2] 冯培德. 论混合式惯性导航系统[J]. 中国惯性技术学报,2016,24(3): 281-284.
FENG P D. On hybrid inertial navigation system[J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2016, 24(3): 281-284.
- [3] ZIHAJEHZADEH S, LOH D, LEE T J, et al. A cascaded Kalman filter-based GPS/MEMS-IMU integration for sports applications[J]. Measurement, 2015, 73:200-210.
- [4] MAHMOUD T, TRILAKSONO B R. Integrated INS/GPS navigation system[J]. International Journal on Electrical Engineering and Informatics, 2018, 10(3):491-512.
- [5] 刘兴胜. 工程测量中 GPS 测量技术的运用[J]. 科技创新与应用,2020(32): 150-161.
- [6] LIU X SH. Application of GPS measurement technology in engineering survey [J]. Science and Technology Innovation and Application, 2020(32): 150-161.
- [7] 陈亮,李超,师鹏宇,等. BDS/GPS 组合导航定位研究[J]. 无线电工程,2020,50(3):227-231.
CHEN L, LI CH, SHI P Y, et al. Research on BDS/GPS Integrated navigation and positioning[J]. Radio Engineering, 2020,50(3): 227-231.
- [8] 陈鑫鑫,张复春,郝雁中. 神经网络辅助的组合导航滤波[J]. 电子技术应用,2015,5:84-87.
CHEN X X, ZHANG F CH, HAO Y ZH. Neural network aided integrated navigation filtering [J]. Application of Electronic Technique, 2015, 5: 84-87.
- [9] 蒋玉辉. GPS 空速校准法在通用飞机上的应用[J]. 广东科技, 2015,14:65-66.
JIANG Y H. Application of GPS airspeed calibration method in general aircraft[J]. Guangdong Science & Technology, 2015,14:65-66.
- [10] 陈克振,马明静,李俊. GNSS/SINS 超紧组合快速重定位技术[J]. 中国科技信息,2019,11:59-61.
CHEN K ZH, MA M J, LI J. GNSS/SINS ultra-tightly coupled fast reorientation technology[J]. China Science and Technology Information, 2019, 11:59-61.
- [11] 成果达,岳亚洲,韦彦一,等. 复杂环境下基于自监督 LSTM 网络的导航误差建模补偿[J]. 中国惯性技术学报, 2024, 32(2): 115-124.
CHENG G D, YUE Y ZH, WEI Y Y, et al. Modeling and compensation of navigation error based on self-supervised LSTM network in complex environment [J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2024,32(2): 115-124.
- [12] 张仪,冯伟,王卫军,等. 融合 LSTM 和 PPO 算法的移动机器人视觉导航[J]. 电子测量与仪器学报,2022, 36(8): 132-140.
ZHANG Y, FENG W, WANG W J, et al. Visual navigation for mobile robots by integrating LSTM and PPO algorithm[J]. Journal of Electronic Measurement and Instrumentation, 2022, 36(8):132-140.
- [13] 靳乐怡,王珏,叶红军,等. 基于 LSTM 的卫星导航系统服务性能监测方法研究[J]. 电子测量技术,2022, 45(22):149-156.
JIN L Y, WANG J, YE H J, et al. Research on service performance monitoring method of satellite navigation system based on LSTM [J]. Electronic Measurement Technology,2022, 45(22):149-156.
- [14] 朱栋,陶睿楠,陈威,等. 基于 LSTM 的无人船轨迹跟踪滑模控制算法研究[J]. 电子测量技术,2024,47(7): 61-68.

- ZHU D, TAO R N, CHEN W, et al. Research on sliding mode control algorithm for unmanned surface vehicle trajectory tracking based on LSTM [J]. Electronic Measurement Technology, 2024, 47 (7): 61-68.
- [14] 李歲, 曾宇恒. 机载武器传递对准中杆臂效应的建模与仿真[J]. 电路与系统, 2018, 7(3): 84-92.
- LI W, ZENG Y H. Modeling and simulation of lever-arm effect in airborne weapon transfer alignment[J]. Circuit and System, 2018, 7(3): 84-92.
- [15] MENG Q, SONG Y, LI SH Y, et al. Resilient tightly coupled INS/UWB integration method for indoor UAV navigation under challenging scenarios [J]. Defence Technology, 2023, 22: 185-196.
- [16] 江红, 张炎华, 赵忠华. 捷联惯性导航系统传递对准的杆臂效应分析[J]. 中国造船, 2006, 4: 71-75.
- JIANG H, ZHANG Y H, ZHAO ZH H. Lever-arm effect analysis in transfer alignment of strapdown inertial navigation system[J]. Shipbuilding of China, 2006, 4: 71-75.
- [17] 稽绍康, 沙少林, 高峰娟. ECEF 坐标定位下极区格网惯导误差算法研究[J]. 航空计算技术, 2023, 5: 57-61.
- JI SH K, SHA SH L, GAO F J. Research on error algorithm of polar grid inertial navigation under ECEF coordinate frame [J]. Aeronautical Computing Technique, 2023, 5: 57-61.
- [18] 郭忠平. GNSS/INS 组合导航系统中杆臂影响的定量分析[D]. 武汉: 武汉大学, 2016.
- GUO ZH P. Quantitative analysis of lever-arm effect in GNSS/INS integrated navigation system [D]. Wuhan: Wuhan University, 2016.

作者简介

康恒波(通信作者), 硕士, 工程师, 主要研究方向为飞行试验数据处理技术。

E-mail: 598017000@qq.com