

某型飞机导航软件校正部分的国产化

郝顺义¹, 胡奕明²

(1. 空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038; 2. 空军工程大学 电讯工程学院, 陕西 西安 710077)

摘要:应用无线电近导系统测量的距离和方位校正惯导是一种新的综合导航方式。根据某型飞机无线电近导校正惯导的有关结论,给出了适用于国内惯导系统与无线电近导综合导航的新算法,其数学模型已被将要国产化的惯导系统所采用,此算法对塔康与惯导组合也具有一定的参考价值。

关键词:惯导系统;无线电近导系统;校正

中图分类号:V241.62⁺⁵ **文献标识码:**A **文章编号:**1009-3516(2000)03-0048-03

惯性导航系统不需要任何外来信息也不向外辐射任何信息,可在任何介质和任何外界环境条件下实现导航,导航输出数据平稳,短期稳定性好。但是,导航系统固有的缺点是导航精度随时间而积累,即长期稳定性差,提高导航系统精度的有效途径是采用组合导航技术^[1]。某型飞机参与组合的子导航系统主要是目前将要加装的GPS/GLONASS双卫星导航系统^[2],将GPS/GLONASS双卫星导航系统与惯性导航进行组合是目前最佳的组合方案,但该导航系统易受干扰和电子欺骗。因此,某型飞机利用无线电近程导航系统(以下简称近导系统)校正惯导作为提高定位精度的另一种手段。目前,国内飞机通常采用两套近导航系统进行定位,利用它校正惯导鲜有研究。本文就在用国内惯导系统代替某型飞机惯导系统的前提下,针对软件中近导系统校正惯导及其国产化这一问题作初步的讨论。

1 某型飞机惯导特点

该惯导系统有主平台,备平台,控制交联部件,纬度给定器,监控部件,磁差给定器,罗差补偿器,磁传感器等八个独立部件组成。它不计算位置等参数,但向外部设备传输速度,要完成导航定位的功能,必须借助导航计算机。飞机的位置,操纵等参数的计算及飞行任务的完成都集中在导航计算机中进行^[3]。

在导航计算机中,利用惯导系统测得的水平速度计算位置的过程,称为惯性方式计算。而利用近导系统的方位和斜距测量值对惯性方式计算的位置进行校正。采用惯性方式计算位置时以大圆系为计算系,首先计算大圆系经纬度,然后向地理系进行投影,得到地理经纬度。近导系统在校正时,也以大圆系为计算系,计算大圆误差,再对地理位置进行校正。

2 国内惯导特点

目前,国内惯导主要是以挠性陀螺,挠性加速度计为核心,采用微机控制和电子线路密集化的四框架全姿态平台式惯导系统为主,由加速度计,陀螺稳定平台,导航计算机,控制显示器,状态显示器及电源装置组成。向外界提供飞机的地理经纬度,速度,姿态和航向等主要参数^[4]。

3 软件更改需注意的问题

用国内惯导系统代替原来惯导系统,除导航计算机以及外部接口需重新设计外,在软件 面还需作以下

* 收稿日期:1999-12-17

作者简介:郝顺义(1973-),男,山西临猗人,博士生,主要从事导航与控制工程研究。

几点考虑。

- (1)除惯导以外,导航计算机对外交联的机载设备都没有改变,因此,软件必须保持原来所有功能。
- (2)导航计算机直接接收替代后的惯导系统的位置参数,因而不需再计算位置。
- (3)原有软件中采用大圆系作为计算系,而新的软件中采用地理系作计算系。

4 原软件近导系统校正位置的过程

在重新设计之前,首先引用原软件中近导系统校正位置的算法,其思路是:用惯性方式计算的位置去推算飞机当前点相对无线电标台的方位和斜距,与近导系统测得的方位和斜距进行比较,其差值由极坐标系向大圆系投影,求得大圆系位置误差,校正大圆位置,然后该误差向地理系投影,以校正地理位置误差。具体校正过程如下,首先计算大圆位置误差^[3],

$$\begin{bmatrix} \Delta\Phi_P \\ \Delta\Lambda_P \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\alpha_P & -\sin\alpha_P \\ \sin\alpha_P & \cos\alpha_P \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta g_1 \\ \Delta g_2 \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$\Delta g_1 = (g_a - g_P)/R, \quad \Delta g_2 = g_a(A_a - A_P)/R, \quad \alpha_P = A_a - \Psi_T$$

g_a, g_P 分别为自主计算和近导测量的当前位置到信标台的斜距; A_a, A_P 分别为自主计算和近导测量的当前位置到信标台的方位; R 为位置矢量半径; Ψ_T 为经线收敛角。其次计算地理位置误差,即大圆位置误差向地理系投影

$$\begin{bmatrix} \Delta\lambda\cos\varphi \\ \Delta\varphi_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\Psi_T & -\sin\Psi_T \\ \sin\Psi_T & \cos\Psi_T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\Phi_P \\ \Delta\Lambda_P \end{bmatrix} \quad (2)$$

最后,对地理经纬度进行误差补偿, $\lambda_T = \lambda_c + \Delta\lambda$, $\varphi_T = \varphi_c + \Delta\varphi_c$, λ_c, φ_c 为用近导系统校正前的经纬度; λ_T, φ_T 为用近导系统校正后的经纬度。

5 新算法设计

近导系统与导航计算机的交联关系不变,传输给导航计算机的仍然是方位和斜距。新的算法直接对地理经纬度进行校正,因而,利用近导的测量值计算经纬度是关键的一步。新的算法应该建立在原来软件的基础上进行考虑。首先对原软件中的算法进行演变。由式(1)和式(2)得

$$\begin{bmatrix} \Delta\lambda\cos\varphi \\ \Delta\varphi_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\Psi_T & -\sin\Psi_T \\ \sin\Psi_T & \cos\Psi_T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\Phi_P \\ \Delta\Lambda_P \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\Psi_T & -\sin\Psi_T \\ \sin\Psi_T & \cos\Psi_T \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\alpha_P & -\sin\alpha_P \\ \sin\alpha_P & \cos\alpha_P \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta g_1 \\ \Delta g_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\Psi_T + \alpha_P) & -\sin(\Psi_T + \alpha_P) \\ \sin(\Psi_T + \alpha_P) & \cos(\Psi_T + \alpha_P) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta g_1 \\ \Delta g_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos A_a & -\sin A_a \\ \sin A_a & \cos A_a \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta g_1 \\ \Delta g_2 \end{bmatrix} \quad (3)$$

设 $\Delta A = A_a - A_P$, 对式(3)作一阶小量处理得

$$\Delta\lambda\cos\varphi = g_a\sin A_a/R - g_P\sin A_P/R + \Delta A \cdot g_a\cos A_a/R - \Delta A \cdot g_P\cos A_P/R$$

$$\Delta\varphi_c = g_a\cos A_a/R - g_P\cos A_P/R - \Delta A \cdot g_a\sin A_a/R + \Delta A \cdot g_P\sin A_P/R$$

设 $\Delta g = g_a - g_P$, $\Delta\varphi_c$ 等式右边的后两项进行如下变换

$$\Delta A \cdot g_P\sin A_P/R - \Delta A \cdot g_a\sin A_a/R = -\Delta A^2 g_P\cos A_P/R - \Delta A\Delta g\sin A_P/R - \Delta A^2\Delta g\cos A_P/R$$

从上式可看出, $\Delta\varphi_c$ 等式右边后两项是关于 $\Delta A, \Delta g$ 的二阶和三阶小量,在新的算法中不予考虑,于是有

$$\Delta\varphi_c = g_a\cos A_a/R - g_P\cos A_P/R = \Delta\varphi_a - \Delta\varphi_P = \varphi_{PM} + \Delta\varphi_a - (\varphi_{PM} + \Delta\varphi_P) = \varphi_c - \varphi_P$$

$$\Delta\varphi_a = g_a\cos A_a/R \quad \Delta\varphi_P = g_P\cos A_P/R$$

其中 $\Delta\varphi_a, \Delta\varphi_P$ 分别为惯性方式计算和利用近导测量值计算的相对信标台的纬度偏差。 φ_{PM} 为信标台纬度,在飞行前由操纵台装入计算机内。

对于经度计算则为

$$\Delta\lambda\cos\varphi = g_a\sin A_a/R - g_P\sin A_P/R = \Delta\lambda_a\cos\varphi - \Delta\lambda_P\cos\varphi = [\lambda_{PM} + \Delta\lambda_a - (\lambda_{PM} + \Delta\lambda_P)]\cos\varphi = (\lambda_c - \lambda_P)\cos\varphi$$

$$\Delta\lambda_a = g_a\sin A_a/R\cos\varphi, \quad \Delta\lambda_P = g_P\sin A_P/R\cos\varphi$$

其中 $\Delta\lambda_a, \Delta\lambda_P$ 分别为惯性方式计算和利用近导测量值计算的相对信标台的经度偏差。 λ_{PM} 为信标台经度,在飞行前由操纵台装入计算机内。

上述结论表明,在软件中位置误差最终为自主计算和利用测量值计算的地理位置之差。

新的算法中不再计算位置,而是直接利用惯导系统给出的位置值 $\varphi_{\text{INS}}, \lambda_{\text{NS}}$ 代替原算法中的 φ_c, λ_c , 所要计算的是利用近导系统的测量值求取位置。根据上述推导的结论, φ_p, λ_p 的计算式如下

$$\varphi_p = \varphi_{\text{PM}} + g_p \cos A_p / R, \lambda_p = \lambda_{\text{PM}} + g_p \sin A_p / R \cos \varphi$$

从而,就有 $\Delta\varphi_c = \varphi_{\text{NS}} - \varphi_p, \Delta\lambda = \lambda_{\text{NS}} - \lambda_p$

6 对误差的处理

因为惯导系统的特点不一样,新算法不能再采取原有的算法,这是因为原惯导系统的位置计算及校正都在导航计算机中完成,误差随时被修正。新算法中的位置计算及校正分别在惯导和导航计算机进行,校正后的位置量不反馈到惯导系统,相对于惯导计算的位置而言,导航计算机的位置误差是积累的,所以应对位置误差进行求和。地理经纬度应采用下式计算,

$$\lambda_T = \lambda_{\text{INS}} + \sum_{i=0}^N \Delta\lambda_i, \quad \varphi_T = \varphi_{\text{INS}} + \sum_{i=0}^N \Delta\varphi_i$$

式中 i 表示计算周期; $\Delta\lambda_i, \Delta\varphi_i$ 分别表示第 i 个计算周期的经纬度误差。

7 结论

上述结果是在原导航软件已经破译和充分认识的基础上,并结合国内惯导系统的特点而得出的,具有一定的理论依据。对目前正在进行的惯导系统国产化而言,是一种可行的方案。

参 考 文 献

- [1] 秦永元,张洪钺,汪叔华. 卡尔曼滤波与组合导航原理[M]. 西安:西北工业大学出版社,1998.
- [2] 张宗麟,胡志强,郝顺义,等. 某型飞机惯性导航系统校正研究[J]. 空军工程大学学报(自然科学版),2000,1(1):6-8.
- [3] 郝顺义. 某型飞机惯导原理及导航计算机主要功能研究[D]. 西安:空军工程大学工程学院,1998.
- [4] 袁信,俞济祥,陈哲. 导航系统[M]. 北京:航空工业出版社,1992.

A Study about Correct Part of a Type of Airplane Navigation Software Made in Our Country

HAO Shun-yi¹, HU Yi-ming²,

(1. The Engineering Institute, AFEU., Xi'an 710038, China; 2. The Telecommunication Engineering Institute, AFEU., Xi'an 710077, China)

Abstract: It is new mode in integrated navigation that INS is corrected with distance and orientation measured by wireless navigation system. According to the correct conclusion of a type of airplane this paper presents a new arithmetic that is applicable to INS in our country and wireless navigation system integrated navigation, its mathematical model is already adopted in INS that will be made in our country, and it may be kept for reference to INS/TACAN integrated navigation.

Key words: INS; wireless navigation system; correct