

一种基于双星系统的导航定位新方法 在 CNS/ATM 中的潜在应用

于 耕, 王海芳

(北京航空航天大学电子工程系, 北京 100083)

摘 要: 本文基于我国自行研制的双星定位导航系统的基本工作原理, 提出了一种能够应用于未来 CNS/ATM 系统的新型定位导航模式。作者从星历误差、传播误差、站址误差、设备误差、卫星钟差(同步误差)等测量误差方面分析了该导航模式在满足一定的布站条件下, 所能达到的系统定位精度, 及其在 CNS/ATM 系统中的潜在应用前景。

关键词: CNS/ATM; 导航; 定位精度

中图分类号: TN96 **文献标识码:** A **文章编号:** 0372-2112(2001)12A-1816-04

A Potential Application in CNS/ATM Based on Dual Star System

YU Geng, WANG Hai-fang

(AVIC, Dept of Electronic Engineering, Beijing University of Aeronautics & Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Based on the basic principles of the Dual Star position and navigation system, this paper gives a new scheme of position and navigation, which can be applied for the ICAO's CNS/ATM system in the future. From the ephemeris error, propagation error, station address error, equipments error and the satellite clock error, the authors analyze the new system's precision if the distribution of the stations is satisfied, and forecast the potential application in CNS/ATM system.

Key words: CNS/ATM; navigation; precision of position

1 引言

目前, 基于星基通信、导航、监视和空中交通管理的新一代航行系统 CNS/ATM 已在国际民航组织(ICA0)的推动下在全球范围内逐步展开。

我国自行研制的“双星”卫星导航定位系统(以下简称“双星”)在对用户实施定位时需要获得用户的高程数据, 并且该系统的用户需要在接收到地面中心的卫星信号后向地面控制中心发送响应信息, 再由该中心计算用户的位置信息并发送给用户, 即用户的定位过程是有源定位。这种定位方式易使系统受到干扰, 并且实时性较差, 难以满足国际民航组织对未来 CNS/ATM 中的导航定位要求。

本文基于双星系统提出一种新型被动卫星导航定位方案, 并探讨了该方案提供的定位精度在未来 CNS/ATM 中应用的可行性。该方案的特点是从设计、组成、建设、维护均立足国内, 不依赖外国系统, 可用于我国全境大部地区, 具有成本低、精度高的特点, 能同时对大量飞机提供辅助导航, 具有较高的可用性。

2 改进方案工作原理简介

本文提出的改进方案将“导航卫星”由空间转移到地面, 称“伪卫星站”。在双星系统投入运营后, 各伪卫星站可在不

配备造价昂贵的原子钟的前提下, 无须建立伪卫星站之间的链路, 通过接收卫星星历信号, 由卫星原子钟或由卫星转发的地面控制中心的卫星信号(由地面控制中心通过卫星发往用户的信号定义为“卫星信号”)维持本地时钟基准。

改进方案的工作原理是: 在地面合理配置若干伪卫星站, 组成一定几何分布的伪卫星网。各伪卫星站接收双星卫星信号, 解算卫星的发信时刻, 通过计算卫星与伪卫星站的空间时延获取本地时钟在卫星时间系统内的精确时刻, 同时伪卫星站发射本站伪码扩频的导航电文。空中一定高度的机载接收机接收伪卫星和导航卫星的导航电文信号, 通过多球交汇测量原理解算出接收机的时间、位置和速度。该系统信号流程示意图如图 1 所示。

该方案的技术特点是根据导航卫星星历信号维持本地的时间系统, 通过对本地时间的测量监控本地时钟的变化规律, 并将变化规律以电文的形式提供给用户。各伪卫星站可据此获得与卫星原子钟或地面控制中心相同数量级的时间精度。

3 系统定位精度分析

3.1 基本观测量和定位模型

在该导航定位系统中, 机载导航接收机在 t 时刻接收卫星和伪卫星地面站的导航电文, 获得伪距观测值 ρ , 且 ρ 已

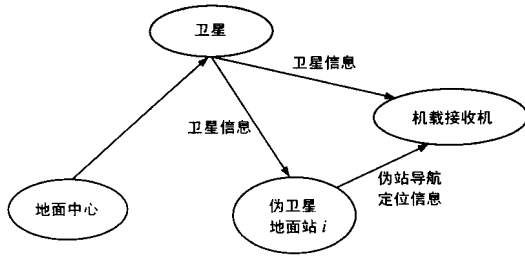


图 1 改进方案信号流程示意图

进行了各项误差的修正,如星历误差、传播误差等。 ε_i 为一列修正后的修正残差,则伪距基本观测方程为:

$$\hat{\rho}_i = \rho_i + c\Delta t_i + \varepsilon_i \quad (1)$$

其中: ε_i 为随机误差, $\varepsilon_i \sim N(0, \sigma^2)$; Δt_i 为机载接收机时钟相对双星系统的钟差; ρ_i 为真实距离。

则星到飞机的伪距基本观测方程为:

$$\hat{\rho}_{sj} = \rho_{sj} + c\Delta t_i + \varepsilon_i \quad (2)$$

伪卫星站 i 到飞机的伪距基本观测方程为:

$$\hat{\rho}_{jzi} = \rho_{jzi} + c\Delta t_i + \varepsilon_i \quad (3)$$

即

$$\hat{\rho}_{sj} = [(x_s - x_j)^2 + (y_s - y_j)^2 + (z_s - z_j)^2]^{1/2} + c\Delta t_i + \varepsilon_i \quad (4)$$

$$\hat{\rho}_{jzi} = [(x_{zi} - x_j)^2 + (y_{zi} - y_j)^2 + (z_{zi} - z_j)^2]^{1/2} + c\Delta t_i + \varepsilon_i \quad (5)$$

其中: $\hat{\rho}_{sj}$ 为飞机到双星卫星的观测量; ρ_{sj} 为飞机到双星卫星的真实距离量; $\hat{\rho}_{jzi}$ 为飞机到伪卫星地面站 i 的观测量; ρ_{jzi} 为飞机到伪卫星地面站 i 的真实距离量; (x_s, y_s, z_s) 为双星卫星的位置; (x_j, y_j, z_j) 为机载接收机的位置; (x_{zi}, y_{zi}, z_{zi}) 为第 i 伪卫星地面站的位置。

从式(4)、(5)可知,观测方程是个非线性方程,为简化计算过程,需将其线性化。

设机载接收机的概略坐标为 (X_0, Y_0, Z_0) ,改正数为 $(\Delta X, \Delta Y, \Delta Z)$,应用泰勒级数可将上式展开,并略去高次项,可得:

$$e_{sj1}\Delta x + e_{sj2}\Delta y + e_{sj3}\Delta z - b + \varepsilon_i = L_j \quad (6)$$

$$e_{jzi1}\Delta x + e_{jzi2}\Delta y + e_{jzi3}\Delta z - b + \varepsilon_i = L_{jzi} \quad (7)$$

其中:

$$e_{sj1} = \frac{(x_s - x_0)}{[(x_s - x_0)^2 + (y_s - y_0)^2 + (z_s - z_0)^2]^{1/2}}$$

$$e_{sj2} = \frac{(y_s - y_0)}{[(x_s - x_0)^2 + (y_s - y_0)^2 + (z_s - z_0)^2]^{1/2}}$$

$$e_{sj3} = \frac{(z_s - z_0)}{[(x_s - x_0)^2 + (y_s - y_0)^2 + (z_s - z_0)^2]^{1/2}}$$

$$e_{jzi1} = \frac{(x_{zi} - x_0)}{[(x_{zi} - x_0)^2 + (y_{zi} - y_0)^2 + (z_{zi} - z_0)^2]^{1/2}}$$

$$e_{jzi2} = \frac{(y_{zi} - y_0)}{[(x_{zi} - x_0)^2 + (y_{zi} - y_0)^2 + (z_{zi} - z_0)^2]^{1/2}}$$

$$e_{jzi3} = \frac{(z_{zi} - z_0)}{[(x_{zi} - x_0)^2 + (y_{zi} - y_0)^2 + (z_{zi} - z_0)^2]^{1/2}}$$

$$L_j = \hat{\rho}_{sj} - [(x_s - x_0)^2 + (y_s - y_0)^2 + (z_s - z_0)^2]^{1/2}$$

$$L_{jzi} = \hat{\rho}_{jzi} - [(x_{zi} - x_0)^2 + (y_{zi} - y_0)^2 + (z_{zi} - z_0)^2]^{1/2}$$

$$b = c\Delta t_i$$

现将方程组(6)、(7)写成矩阵形式

$$\varepsilon = Ax - L \quad (8)$$

式中 A 为观测方程的系数阵,即

$$A = \begin{bmatrix} e_{sj1} & e_{sj2} & e_{sj3} & -1 \\ e_{jzi1} & e_{jzi2} & e_{jzi3} & -1 \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ e_{jzi1} & e_{jzi2} & e_{jzi3} & -1 \end{bmatrix}$$

x 为未知参数向量

$$x = [\Delta x \quad \Delta y \quad \Delta z \quad b]^T$$

L 为常数项向量

$$L = [L_j \quad L_{j1} \quad \dots \quad L_{jzi}]^T$$

可求得 x 的最小二乘估计

$$x = (A^T A)^{-1} A^T L$$

估计协方差阵为

$$\sum x = (A^T A)^{-1} \sigma^2 \quad (9)$$

3.2 伪卫星配置

根据上节分析,当对某一目标进行定位,各等效测量误差大小相等,互不相关时,其定位精度通常可表达为式(9)。

这里 $(A^T A)^{-1}$ 矩阵主对角线元素之和的平方根值即为 PDOP 值。PDOP 值也被称为误差的几何放大系数,是在假设了各测量元素等精度且互为独立条件下的误差传播系数。 σ 为各类测量误差如星历误差、传播误差、站址误差、设备误差、卫星钟差(同步误差)等的测量统计均方根值。有了定位的 PDOP 值,又得到测量量的统计均方根值,则该点的定位精度可估计为: $\sigma_P = \text{PDOP} * \sigma$

从上式可知,PDOP 值越小,相对几何就越好,目标的定位精度也越高。因此,通过选择良好的布站几何和提高系统各项误差修正精度这两种途径,可以提高目标的定位精度。

在本文中,为简化计算过程,作者选择布站距离为 500km。对于某一条航路,可以用多个 500km 边距的正方形四站布站,使航路全部落在四站所围成的空间区域内。对于改进方案,天顶卫星是 36000km 高的 GEO 卫星,因此地面布站位置一旦确定,由伪卫星地面站、天顶卫星、飞机构成的定位几何在百千米级范围内 PDOP 值变化不大。地面理想布站几何如图 2 所示。在该布局下,伪卫星地面站成正方形布局,飞机某段航路中心的投影位于地面伪卫星站的几何中心。

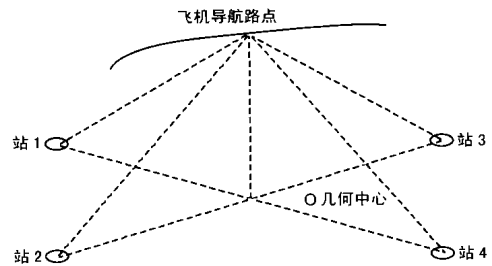


图 2 四站理想布局

根据某一航路,在航路两侧布设边长为 500km 的伪卫星地面站,通过仿真计算,得到在理想布站条件下,不论是使用哪一颗卫星,PDOP 值均不大于 4。其中该计算结果是在海拔

0km 的高度上得到的. 经计算分析, 地面站高度对测量系统精度影响甚微.

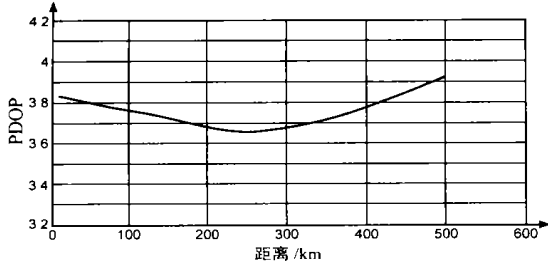


图 3 PDOP 仿真结果(500km)

3.3 伪距定位的误差

有了定位的 PDOP 值, 又有了测量量的统计均方根值, 则该点的定位精度可用下式估计:

$$\sigma_p = \text{PDOP} * \sigma$$

式中 σ 为各类测量误差的统计均方根值. 这些误差都对定位产生影响. 为了确保系统定位精度要求, 一方面要对各项误差源实行有效控制, 另一方面在定位计算中要设法削弱系统误差影响.

由图 2 可以看出, 机载接收机接收的导航定位信号有两种: 一种是直接接收的卫星导航定位信号; 一种是由伪卫星地面站接收卫星信号后自己产生导航定位信息发送给机载接收机. 由于这两种导航定位信号都参与机载接收机的定位运算. 这两种导航定位信号到达机载接收机的路径不同, 带来的测量误差稍有差别, 3.1 节的式(2)、式(3)组成的测量定位方程组为:

$$\begin{cases} \rho_j = \rho_j + c\Delta t_i + \varepsilon_i \\ \rho_{jzi} = \rho_{jzi} + c\Delta t_i + \varepsilon_i \end{cases}$$

在测量定位方程组中, 卫星到飞机的测距方程(2)和伪卫星地面站到飞机的测距方程(3)参与定位解算, 星到飞机的测距误差和伪卫星地面站到飞机的测距误差很接近, 因此在定位精度分析中, 我们可以认为星到飞机的测量误差与伪卫星地面站到飞机的定位测量量是等精度的, 即方程式(2)、(3)中的 ε_i 一致, 在定位精度分析中均为从地面站到飞机的路径上的定位测量误差.

3.3.1 测距中的设备误差 设备的测量误差是改进方案中的主要误差源之一. 在改进方案中, 伪卫星地面站和机载接收机共视卫星, 共同接收地面中心的卫星信号, 伪卫星地面站以地面中心的卫星信号为时标, 向机载接收机发送导航电文. 因此改进方案的测量误差包括地面中心设备、卫星设备、伪卫星地面站、机载接收机设备等子系统的测量误差. 这些测量误差可分为系统误差和随机误差两部分.

系统误差是因为受各种因素的限制不能给出准确值而引起的测量残差, 以及设备随时间、环境变化引起的设备固有时延值的变化量. 地面中心设备和卫星设备引起的测量残差对伪卫星地面站和机载接收机是相同的, 在有测量冗余量的条件下这部分误差可以抵消.

随机误差主要是由信道内热噪声以及测量过程中电路随

机抖动引起的, 这部分误差是不能消除的, 各项误差如下:

机载接收机测量随机误差 $\leq 15\text{ns}$;

伪卫星地面站测量随机误差 $\leq 15\text{ns}$;

伪卫星地面站通道不一致产生的测量随机误差 $\leq 5\text{ns}$.

因此设备随机测量总误差为

$$\sigma_1 = \sum [(\sigma_j)^2]^{1/2} = [15^2 + 15^2 + 5^2]^{1/2} = 21.8\text{ns}$$

3.3.2 星历误差 双星系统的卫星位置误差通过差分技术可得以较好的消除.

设卫星星历误差方差为 σ^2 的零均值正态分布. 在地心直角坐标系下, 设卫星的坐标为 (x, y, z) , 伪卫星地面站和机载接收机的坐标为 (x_i, y_i, z_i) , i 为伪卫星地面站和机载接收机的编号, 卫星的偏差为 $(\Delta x, \Delta y, \Delta z)$. 卫星到伪卫星地面站或机载接收机的距离为 ρ_i , 理论距离为 ρ_{i0} , 则:

$$\rho_i = [(x - x_i + \Delta x)^2 + (y - y_i + \Delta y)^2 + (z - z_i + \Delta z)^2]^{1/2}$$

$$\rho_{i0} = [(x - x_i)^2 + (y - y_i)^2 + (z - z_i)^2]^{1/2}$$

将上式进行泰勒展开, 得:

$$\rho_i = \rho_{i0} + e_{i1}\Delta x + e_{i2}\Delta y + e_{i3}\Delta z$$

设 $\Delta\rho_i = \rho_i - \rho_{i0}$

则 $\Delta\rho_i = e_{i1}\Delta x + e_{i2}\Delta y + e_{i3}\Delta z$

其中: $e_{i1} = (x - x_i)/\rho_{i0}$

$$e_{i2} = (y - y_i)/\rho_{i0}$$

$$e_{i3} = (z - z_i)/\rho_{i0}$$

在定位计算过程中, 伪卫星站的间距、飞机的飞行高度和飞机与伪卫星地面站的距离相对于卫星到伪卫星站的距离而言很小, 且伪卫星地面站和机载接收机共同接收卫星的信号, 因此星历误差对各个伪卫星站和机载接收机的影响可以认为是相关的, 我们取 i 分别为 u, v , 则 $\Delta\rho_u - \Delta\rho_v$ 的方差为:

$$E((\Delta\rho_u - \Delta\rho_v)^2) = \sigma_p^2 \approx \left(\frac{\Delta r}{\rho_i}\right)^2 \sigma^2$$

即: $\sigma_p \approx \frac{\Delta r}{\rho_i} \sigma$

式中: Δr 为伪卫星地面站间或站与飞机间距离; ρ_i 为卫星到伪卫星地面站距离.

通过计算可知星历误差 σ 对改进方案的定位测距影响的方差约为:

$$\sigma_2 = \sigma_R \approx (R_{\text{站间距}}/R_{\text{星站距离}}) \sigma$$

例如, 在改进方案中, 设 $R_{\text{站间距}} = 500\text{km}$, $R_{\text{星站距离}} = 36000\text{km}$, 设星历误差 σ 为 150m , 则 $\sigma_R = 2.08\text{m}$, 即约 6.25ns .

由此可见, 星历误差对定位精度的影响很小. 因此, 改进方案中双星星历误差对定位精度的影响可以通过差分的方法得到很好的消除.

3.3.3 对流层、电离层传播误差 如图 4 所示, 改进方案中导航定位信号到达机载接收机的传播路径有三: 第一是从卫星到伪卫星站, 第二是从卫星到机载接收机, 第三是从伪卫星地面站到飞机. 因此需要对这三种信号传播路径分别进行电波传播修正.

在电波传播修正方案中, 采用实时模型对系统电波传播中的附加时延进行修正, 模型中的参数将利用标校机群的测

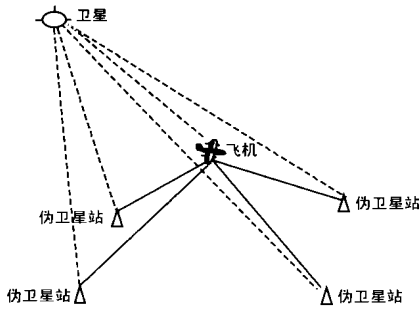


图 4 改进方案测量系统示意图

量实时修正。与传统的理论修正方法比较,以标校机群实时测量为基础的修正方法可大大提高传播修正的可靠性和修正精度。利用标校站的实测数据,建立自适应的传播修正模型,对电波传播、星历误差进行统一修正,修正后的残差在我国陆地区域内可控制在 20ns 内。因此从双星到伪卫星地面站之间的传播路径可采用双星系统播发的电波修正参数进行传播时延修正。由于伪卫星地面站共视卫星,且各地面站之间以及地面站与机载接收机之间相互距离同与卫星的距离相比非常小,该残差是相关的,考虑 90% 的相关影响,在定位计算中该误差系统定位精度的影响小于 5ns。

双星系统播发的电波修正参数是适用于地面用户的,而飞机的飞行高度是 10km 左右,穿越部分对流层,采用修正参数进行修正的同时,还应采用其他对流层修正模型同时修正飞机到地面这一段的对流层时延。

在改进方案中,需进行对流层时延修正的测量元素有卫星-伪卫星地面站、卫星-机载接收机、机载接收机-伪卫星地面站、卫星-机载接收机-地面路径上的飞机到地面这一段的伪距观测。经过综合分析,电波传播误差 σ_3 取为 10ns。

3.4 系统精度

除以上分析的各种误差外,还有伪卫星地面站站址误差、多径效应造成的误差以及计算误差。其中计算误差可忽略不计,伪卫星地面站站址误差在本文中取为 $\sigma_4 = 2\text{ns}$,多径效应造成的误差 $\sigma_5 = 2\text{ns}$ 。

经过对以上误差项的分析,我们可以计算出选用双星时的定时误差

$$\sigma = \left(\sum \sigma_i^2 \right)^{1/2} = (\sigma_1^2 + \sigma_2^2 + \sigma_3^2 + \sigma_4^2 + \sigma_5^2)^{1/2} = 25\text{ns}$$

在此基础上,考虑一定的工程余量, σ 可控制在 28ns。改进方案能达到 42m (σ) 定位精度要求。在系统精度分析中,设备误差等取值是参考相关资料,给出一定的数值进行了分析。在实际应用中,可以结合相关的具体指标进行取值。

4 结束语

针对中高动态用户如军民航飞机,通过在局部区域布设一定数量的伪卫星地面站,该系统可实现接近 GPS 系统的测量精度。在这种定位模式下,用户接收机可实现自主被动测量并达到较高的数据更新率,满足未来 CNS/ATM 对飞机位置的实时测量要求,即航路飞行的 0.5 海里精度要求。并且该系统可为实现自组织时分多址数据通信系统 VDL-4 提供精确的时钟同步信号。

作为我国第一代自主卫星导航系统的双星系统本身,由于其系统设计的特殊性和局限性,不能实现被动定位,本文提出的“伪卫星”设想能够解决被动、高精度定位,在我国大部分地区能够充分利用双星系统实现未来 CNS/ATM 在通信、导航、监视和空中交通管理的主要任务。尤其是在利用星历报文实现航空器的定位、移动通信中的时隙同步提供了新的思路。

参考文献:

- [1] 张守信. GPS 测量定位理论与应用 [M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1996.
- [2] International Civil Aviation Organization (ICAO), International Standards and Recommended Practices and Procedures for Air Navigation Services [S]. Aeronautical Telecommunications (Annex 10), Mar., 1995.
- [3] 帕金森(美)等编著, 曲广吉等译. 导航星全球定位系统 [Z]. 北京: 测绘出版社, 1983, 7.
- [4] 干国强. 导航与定位: 现代战争的北斗星 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2000, 2.

作者简介:



于 耕 男, 1973 年 12 月生于陕西省三原县。北京航空航天大学电子工程系硕士研究生, 从事通信与信息系统专业, 主要研究方向为卫星导航、航空数据通信。



王海芳 女, 1976 年 7 月生于山东潍坊。现于北京航空航天大学攻读博士研究生, 从事专业为通信与信息系统, 主要研究方向为扩频通信、多载波 CDMA 和 OFDM 技术。