

双星定位系统/SINS 深组合 导航系统研究^{*}

林雪原^{1,2} 张立民¹ 刘建业² 李玉光¹

¹(海军航空工程学院电子工程系 烟台 264001)

²(南京航空航天大学导航研究中心)

摘 要

以卫星模拟器为基础,介绍了一种双星定位系统定姿的基本原理,解决了双星定位系统存在的位置滞后即定位实时性较差的缺陷,把双星定位系统的位置与姿态信息和捷联惯导系统的位置、姿态信息进行组合后,可有效地提高系统的精度。

关键词 定姿; 双星定位系统; 位置补偿; 组合导航

1 引言

20世纪80年代中期,我国提出了“双星快速定位系统”发展计划,即利用两颗地球同步卫星进行载体高精度快速定位,是地球同步卫星应用的新领域,它具有精确导航定位、双向数据通信和授时功能,为扩展其应用领域,国内开展了对双星定位系统应用领域的研究^[1],文献[2]和[3]详细介绍了利用多天线接收机(一个接收机接有多个天线)和两颗卫星进行测姿的研究,最后给出3个定姿方程,其中2个为三元一次方程,一个为三元二次方程,上述系统的缺点是:在准确求解整周模糊度的情况下,上述3个方程存在两个解,给实时求解姿态角增加了困难;并且,多天线接收机在市场上难以买到。

众所周知,双星定位系统空间段由两颗地球同步卫星外加一颗备份卫星组成,若两颗工作卫星除转发中心站的定位信息外,同时与备份卫星像GPS卫星那样一起向用户以一定的频率发送载波信号,则接收机实时接收处理3颗卫星的载波信号,同时利用卫星模拟器可进行实时测姿,本文简要地介绍了利用双星定位系统进行定姿的基本原理,针对双星定位系统存在位置滞后即定位实时性较差的特点提出了一种解决方案,然后把双星定位系统和捷联惯导系统测得的位置与姿态信息进行融合,仿真结果证明该方案可以有效地提高系统的精度。

2 双星定位系统定姿的原理

在这里,重点引进了卫星模拟器的概念,实际上卫星模拟器并不是一个新的概念,它可发送类似于地球同步卫星的输出信号,可用于精密轨道卫星入轨前的地面性能指标测

^{*} 国防预研重点项目的资助

2002-11-28 收到原稿, 2003-07-22 收到修定稿

试, 卫星地面应用系统联调测试, 文献 [4] 描述了一种 GPS 卫星模拟器的设计与性能. 此模拟器能产生 P 码测距信号, 且调制在 L_1 、 L_2 频率上以作为校准信号输出, 校准信号通过自身的外接天线可发送给另一个近距的接收机天线, 利用适当的软件此接收机可实时、连续地跟踪校准信号, 该系统具有原理简单、体积小、使用灵活的特点, 以电源、5 MHz 的信号、 10^{-6} s 脉冲作为输入, 即可产生 L_1 、 L_2 信号, 现在该系统已成功用于对 TurboRogue 型号的 GPS 接收机内部频率偏差的检测.

2.1 定姿原理

在图 1 中, 设 φ_A 、 φ_B 为 A 、 B 点处 (同一个载体上安置的两个天线) 同时测得的载波相位, 则天线 A 、 B 同时对卫星 p ($p = 1, 2, 3$) 进行载波相位测量的观测方程为

$$\begin{cases} \varphi_A^p = \frac{f}{c}(\rho_A^p + \delta\rho_{\text{ion}A} + \delta\rho_{\text{trop}A} + \delta\rho_{\text{eph}} + \delta\rho_{\text{mp}A}) + fv_{t_a} - fv_{t_bA} - (N_0)_A^p + v_A^p, \\ \varphi_B^p = \frac{f}{c}(\rho_B^p + \delta\rho_{\text{ion}B} + \delta\rho_{\text{trop}B} + \delta\rho_{\text{eph}} + \delta\rho_{\text{mp}B}) + fv_{t_a} - fv_{t_bB} - (N_0)_B^p + v_B^p. \end{cases} \quad (1)$$

式中, f 为载波频率; c 为光速; ρ_A^p 为测量瞬间天线 A 到卫星 p ($p = 1, 2, 3$) 的距离; $\delta\rho_{\text{ion}}$ 、 $\delta\rho_{\text{trop}}$ 、 $\delta\rho_{\text{eph}}$ 和 $\delta\rho_{\text{mp}}$ 分别为电离层延时等效距离误差、对流层延时等效距离误差、卫星星历等效距离误差和多路径等效距离误差; fv_{t_a} 、 fv_{t_b} 分别为卫星钟差、接收机钟差引起的相位误差; v 为观测误差; N_0 为初始整周模糊度. 考虑 A 、 B 两点相距很近, 相对于同一颗导航卫星对天线 A 、 B 的相位观测值相减得虚拟观测值的单差观测方程为

$$\varphi_{AB}^p = \varphi_A^p - \varphi_B^p = \frac{f}{c}\rho_{AB}^p + (N_0)_{AB}^p - fv_{t_bAB} + v_{AB}^p. \quad (2)$$

其中,

$$\begin{aligned} \rho_{AB}^p &= \rho_A^p - \rho_B^p, & (N_0)_{AB}^p &= (N_0)_B^p - (N_0)_A^p, \\ v_{AB}^p &= v_A^p - v_B^p, & fv_{t_bAB} &= fv_{t_bA} - fv_{t_bB}. \end{aligned}$$

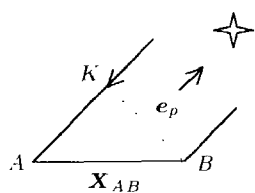


图 1 单差观测值示意图

Fig.1 Diagram of single difference observed value

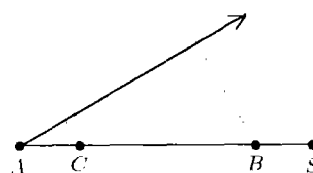


图 2 天线配置示意图

Fig.2 Diagram of antenna arrangement

若选择天线 A 为导航坐标系的原点, B 点在导航坐标系内可表示为 $[b_E, b_N, b_U]$, 由图 1 可知 [5],

$$|AK|_p = \mathbf{X}_{AB} \cdot \mathbf{e}_p = \rho_A^p - \rho_B^p. \quad (3)$$

上式考虑到基线长度远小于天线到卫星的距离, $\mathbf{e}_p$ 为天线 A 中点至卫星 p 的单位矢量, 由卫星位置和双星定位得出的载体位置计算; $\mathbf{X}_{AB}$ 为未知基线矢量.

将式 (3) 代入式 (2) 得:

$$\varphi_{AB}^p = \frac{1}{\lambda} \cdot \mathbf{X}_{AB} \cdot \mathbf{e}_p + (N_0)_{AB}^p - f v_{tbAB} + v_{AB}^p. \quad (4)$$

显然, 如果 $(N_0)_{AB}^p$ 已知, 式 (4) 中含有 4 个未知数, 由 3 个单差 (对应 3 颗卫星) 不能惟一确定未知的基线矢量, 为此, 本文引入能产生并发送类似于 GPS 卫星输出信号的卫星模拟器 S , 卫星模拟器 S 与天线 A, B 共线, 考虑到存在信号遮挡问题, 可考虑由电缆传输模拟器 S 的信号至天线 A, B , 如图 2 所示, 天线 A, B 可实时地接收卫星模拟器发送的载波信号, 则有如下的单差观测方程:

$$\varphi_{AB}^S = \frac{1}{\lambda} \cdot \mathbf{X}_{AB} \cdot \mathbf{e}_S + (N_0)_{AB}^S - f v_{tbAB} + v_{AB}^S. \quad (5)$$

因为 A, B, S 共线, 参照图 1 可以得出: $\mathbf{X}_{AB} \cdot \mathbf{e}_S$ 等于基线 AB 的长度, 设为 L , 则式 (5) 变为

$$\varphi_{AB}^S = \frac{1}{\lambda} L + (N_0)_{AB}^S - f v_{tbAB} + v_{AB}^S, \quad (6)$$

此时以 $p = S$ 时的载波相位单差观测方程为基准, 可求得 3 个载波相位双差观测方程:

$$\varphi_{AB}^{pS} = \varphi_{AB}^p - \varphi_{AB}^S = \frac{1}{\lambda} \mathbf{X}_{AB} \cdot \mathbf{e}_p - \frac{1}{\lambda} L + (N_0)_{AB}^{pS} + v_{AB}^{pS}, (p = 1, 2, 3). \quad (7)$$

式 (7) 消除了接收机时钟误差的影响, 由于 3 颗导航卫星位于赤道平面且呈三角形分布, 故 $\text{rank}([e_1^T e_2^T e_3^T]^T) = 3$, 所以方程 (7) 可惟一确定未知的基线矢量, 进而求得载体姿态角, 这就是双星定位系统定姿的基本原理.

2.2 整周模糊度的确立

为确定未知的整周模糊度, 在载体上配置共线的 3 个天线, 如图 2 所示, 构成短基线 $A \rightarrow C$, 长基线 $A \rightarrow B$. 其中短基线长度小于 0.5λ ^[6], 长、短基线的长度 d_{AB} 和 d_{AC} 为已知, 它们之间的比值 $k = d_{AB}/d_{AC}$. 参照式 (7), 有

$$(N_0)_{AB}^{pS} = \text{int} \left[\varphi_{AB}^{pS} + \frac{L}{\lambda} - k \left(\varphi_{AC}^{pS} + \frac{L}{\lambda} - (N_0)_{AC}^{pS} \right) \right], (p = 1, 2, 3). \quad (8)$$

式中, $\text{int}[\]$ 表示取最接近的整数, 由于 $d_{AC} \leq 0.5\lambda$, 所以

$$\varphi_{AC}^{pS} - (N_0)_{AC}^{pS} = (N_0)_{AC}^{pS} - \text{int}[\varphi_{AC}^{pS}]. \quad (9)$$

按式 (8)、(9) 可以求出长基线 $A \rightarrow B$ 的整周模糊度 $(N_0)_{AB}^{pS}$.

为避免计算整周模糊度时出现的偶尔失误, 可以采取长短基线/序列优化组合方法^[2].

3 提高双星定位实时性的方案

由双星定位原理可知, 用户接收机在 t_{k-1} 时刻发出定位申请, 经两颗地球同步卫星转发至地面控制中心, 控制中心解算用户的水平位置后通过卫星发给用户接收机, 接收机于 t_k 时刻收到定位信息, 便确定自己的水平位置, 由此可知, 对动态用户双星定位系统存在严重的定位位置滞后问题, 即现时刻接收机收到的定位信息实际上是上一时刻接收

机申请定位时所处的位置信息, 对于高动态用户, 如战术飞机、巡航导弹, 这一位置滞后现象会导致严重的位置误差, 高度信息由高度表实时获得, 不存在所谓的位置滞后问题。

利用纯捷联惯导短期内导航定位参数精度高, 以及卫星定位系统与捷联惯导进行位置组合后输出速度误差较小的特点^[7], 可以解决水平位置滞后的问题, 如图 3 所示, 在图 3 中, 水平位置延迟解算部分的主要功能是在时间区间 $[t_{k-1}, t_k]$ 内, 对初始时期纯捷联惯导的输出水平速度或经 Kalman 滤波器校正后的惯导输出的水平速度 (包含真实的水平速度和水平速度误差, 水平速度误差在 0.1 m/s 的量级) 进行积分, 得到水平位置延迟, 然后与双星定位接收机实际输出的水平位置信息相加, 可得校正后现时刻 t_k 的水平位置信息。经校正后, 现时刻 t_k 双星定位接收机综合输出的经、纬度可表示为

$$\lambda_S = \lambda_t + \frac{N_E}{R_N \cos L} + \frac{N_{Et}}{R_N \cos L},$$

$$L_S = L_t + \frac{N_N}{R_M} + \frac{N_{Nt}}{R_M}.$$

式中, λ_S, L_S 为校正后现时刻双星定位系统综合输出的经、纬度, λ_t, L_t 为现时刻真实的经、纬度; N_E, N_N 为校正后水平方向的位置误差 (单位: m), 可看做白噪声; N_{Et}, N_{Nt} 为校正后水平方向的位置误差 (单位: m), 可以看做一阶马尔可夫过程。

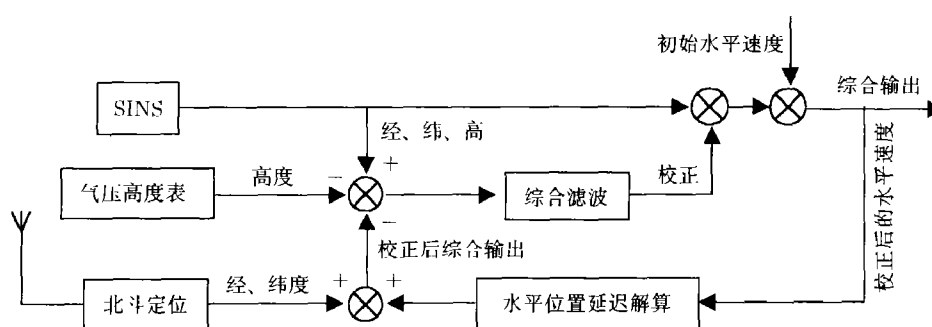


图 3 解决双星定位实时性差的方案

Fig.3 Scheme for solving bad positioning real-time of Double-Star system

4 位置和姿态组合

采用 Kalman 滤波器进行组合时, 系统的状态方程取为惯导的误差方程、一阶马尔可夫过程 $N_{E\lambda}, N_{N\lambda}$, 导航坐标系选为东、北、天坐标系, 系统状态方程为^[6]

$$\dot{\mathbf{X}}(t) = \mathbf{F}_I(t) \cdot \mathbf{X}(t) + \mathbf{G}_I(t) \cdot \mathbf{W}_I(t), \quad (10)$$

$$\mathbf{X} = [\phi_E \phi_N \phi_U \delta v_E \delta v_N \delta v_U \delta L \delta \lambda \delta h \varepsilon_{bx} \varepsilon_{by} \varepsilon_{bz} \varepsilon_{rx} \varepsilon_{ry} \varepsilon_{rz} \nabla_x \nabla_y \nabla_z N_{E\lambda} N_{N\lambda}]^T$$

其中, ϕ_E, ϕ_N, ϕ_U 为平台误差角; $\delta v_E, \delta v_N, \delta v_U$ 为惯导系统的速度误差; $\delta \lambda, \delta L, \delta h$ 为位置误差; $\varepsilon_{bx}, \varepsilon_{by}, \varepsilon_{bz}$ 为陀螺漂移误差的随机常数; $\varepsilon_{rx}, \varepsilon_{ry}, \varepsilon_{rz}$ 为陀螺漂移误差的一阶马尔可夫过程; $\nabla_x, \nabla_y, \nabla_z$ 为加速度计误差模型的一阶马尔可夫过程。

$\mathbf{W}_I(t)$ 为系统的噪声矩阵, $\mathbf{W}_I = [w_{gx}w_{gy}w_{gz}w_{rx}w_{ry}w_{rz}w_{ax}w_{ay}w_{az}w_{E\lambda}w_{N\lambda}]^T$. 其中, w_{gx}, w_{gy}, w_{gz} 为陀螺误差模型的白噪声; w_{rx}, w_{ry}, w_{rz} 为陀螺误差模型的一阶马尔可夫过程的激励白噪声; w_{ax}, w_{ay}, w_{az} 为加速度计误差模型的一阶马尔可夫过程的激励白噪声; $w_{E\lambda}, w_{N\lambda}$ 为一阶马尔可夫过程 $N_{E\lambda}, N_{N\lambda}$ 的激励白噪声.

系统方程的系统矩阵 $\mathbf{F}_I(t)$ 和系统噪声矩阵 $\mathbf{G}_I(t)$ 可根据平台误差角方程、惯导速度误差方程、惯导位置误差方程、惯性仪表误差方程来确定.

设惯导确定的经纬高为 λ_I, L_I, h_I , 高度表确定的高度为 h_S , 设定 h_S 包含真实的高度与高度误差 N_h , 假设 N_h 为白噪声, 定义如下位置观测方程:

$$\begin{aligned} \mathbf{Z}_p(t) &= \begin{bmatrix} (L_I - L_S)R_M \\ (\lambda_I - \lambda_S)R_N \cos L \\ h_I - h_S \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} R_M \delta L + N_{N\lambda} + N_N \\ R_N \cos L \cdot \delta \lambda + N_{E\lambda} + N_E \\ \delta h + N_h \end{bmatrix} = \mathbf{H}_p(t) \cdot \mathbf{X}(t) + \mathbf{V}_p(t). \end{aligned} \quad (11)$$

其中, 量测矩阵 $\mathbf{H}_p(t)$ 、与噪声矢量 $\mathbf{V}_p(t)$ 的确定可参考文献 [6].

记 $\mathbf{V}_\phi = [\delta\gamma_S \delta\theta_S \delta\psi_S]^T$ 为双星定位系统确定的姿态、航向误差, 则可表示双星定位系统测定的横滚角 γ_S 、俯仰角 θ_S 、航向角 ψ_S 为

$$\begin{bmatrix} \gamma_S \\ \theta_S \\ \psi_S \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \gamma \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \delta\gamma_S \\ \delta\theta_S \\ \delta\psi_S \end{bmatrix}. \quad (12)$$

其中, $[\gamma \ \theta \ \psi]^T$ 表示姿态、航向的真值.

惯导系统的平台误差角和航姿误差角在东、北、天坐标系下存在如下关系*:

$$\begin{bmatrix} \delta\gamma_I \\ \delta\theta_I \\ \delta\psi_I \end{bmatrix} = \frac{1}{\cos \theta} \begin{bmatrix} \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ \cos \psi \cos \theta & -\sin \psi \cos \theta & 0 \\ \sin \psi \sin \theta & \cos \psi \sin \theta & -\cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi_E \\ \phi_N \\ \phi_U \end{bmatrix}. \quad (13)$$

所以, 惯导系统的航向、姿态角信息 $\gamma_I, \theta_I, \psi_I$ 可表示为

$$\begin{bmatrix} \gamma_I \\ \theta_I \\ \psi_I \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \gamma \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} + \frac{1}{\cos \theta} \begin{bmatrix} \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ \cos \psi \cos \theta & -\sin \psi \cos \theta & 0 \\ \sin \psi \sin \theta & \cos \psi \sin \theta & -\cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi_E \\ \phi_N \\ \phi_U \end{bmatrix}. \quad (14)$$

由式 (12) 和 (14), 定义如下姿态观测方程:

$$\mathbf{Z}_\phi(t) = \begin{bmatrix} \gamma_I - \gamma_S \\ \theta_I - \theta_S \\ \psi_I - \psi_S \end{bmatrix} = \mathbf{H}_\phi \cdot \mathbf{X}(t) + \mathbf{V}_\phi(t). \quad (15)$$

综合式 (11) 和 (15), 有位置、姿态组合的观测方程:

$$\mathbf{Z} = \begin{bmatrix} \mathbf{H}_p \\ \mathbf{H}_\phi \end{bmatrix} \mathbf{X}(t) + \begin{bmatrix} \mathbf{V}_p(t) \\ \mathbf{V}_\phi(t) \end{bmatrix}. \quad (16)$$

* 冯绍军. 低成本 IMU/GPS 组合导航系统研究, 南京航空航天大学博士研究生学位论文, 1999

5 仿真与试验

对于运动的载体, 由于导航系统是时变的, 系统矩阵和量测矩阵的确定都与载体的位置、速度有关, 因而进行仿真前, 首先要设计飞行轨迹, 以提供仿真量测值.

本系统仿真时间共 1200 s, 采用的轨迹由平飞、转弯、爬升和加速等飞行状态构成.

仿真时, 取 3 颗卫星的位置分别为 $(80^{\circ}\text{E}, 0^{\circ}\text{N}, 36\,000\text{ km})$, $(110^{\circ}\text{E}, 0^{\circ}\text{N}, 36\,000\text{ km})$, $(140^{\circ}\text{E}, 0^{\circ}\text{N}, 36\,000\text{ km})$; 平台初始误差角取为东向 $100''$, 北向 $100''$, 天向 $200''$; 三维速度、水平位置误差、高度误差分别为 1 m/s , 100 m , 50 m ; 陀螺漂移为 $0.1(^{\circ})/\text{h}$, 等效加速度计零偏为 $10^{-4}g$, 陀螺时间相关漂移为 $0.1(^{\circ})/\text{h}$, 陀螺白噪声漂移为 $0.1(^{\circ})/\text{h}$, 飞机初始位置为 32°N , 118°E , 高度 $10\,000\text{ m}$, 初始航向 0° , 速度 300 m/s , 取天线阵列为 $1\text{ m}\times 1\text{ m}$, 当准确测定整周模糊度及不存在周跳, 载波相位的测量误差为 0.02λ ($\lambda = 0.12\text{ m}$) 时, 双星定位系统定姿的偏航方差为 0.3° , 俯仰为 0.2° , 横滚为 0.2° .

对上述飞行轨迹, 采用协方差分析法对组合后的系统进行仿真, 仿真后该系统的平台误差角、速度误差和位置误差曲线分别如图 4—6 所示.

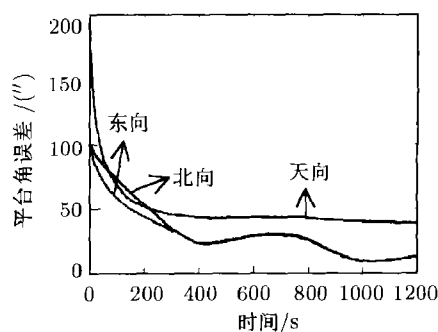


图 4 姿态角误差曲线

Fig.4 Curve of attitude error

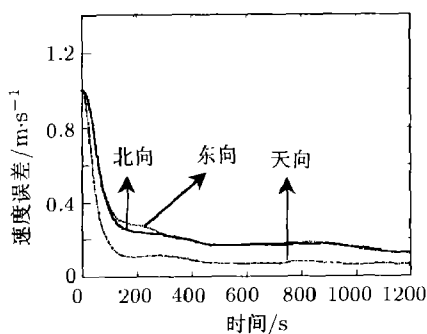


图 5 速度误差曲线

Fig.5 Curve of velocity error

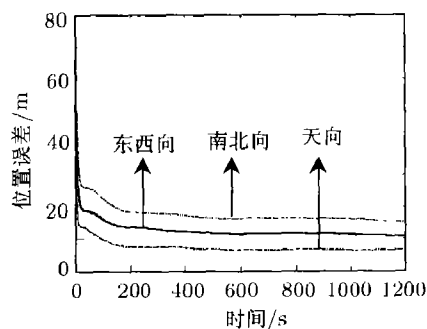


图 6 位置误差曲线

Fig.6 Curve of position error

从仿真结果可以看出, 惯导平台的北向、东向、方位误差角稳态值分别为 $12.8''$ 、 $13.1''$ 、 $38.5''$; 北向、东向、天向速度误差稳态值分别为 0.127 m/s 、 0.152 m/s 、 0.067 m/s ; 经、纬度、高度误差稳态值分别为 10.7 m 、 15.2 m 、 6.5 m 。仿真结果表明, 该组合系统有效地提高了导航的精度。

6 结论与展望

双星定位系统定姿技术将极大地提高双星定位系统的应用价值, 并拓展其应用领域, 同时也适用于可见星为 3 颗时的 GPS 测姿, 本文所提出的双星定位系统与捷联惯导的深组合导航系统克服了双星定位系统本身存在的定位实时性较差的缺陷, 同时可以极大地提高系统的精度。

随着各部门、各领域对双星定位系统研究的深入开展, 很多潜在的应用将被发掘出来, 双星定位系统将会得到越来越广泛的应用, 从而产生巨大的社会、军事和经济效益。

参 考 文 献

- [1] Lin Xueyuan, Liu Jianye. The Study on Improved of "Beidou" Double-Star Navigation System and It's Algorithm. *Chin. J. Space Sci.*, 2003, **23**(1):26—31. in Chinese (林雪原, 刘建业. 北斗双星定位系统改进及其算法的研究. 空间科学学报, 2003, **23**(1):26—31)
- [2] Wu Jie, Ren Xuan, Hu Xiaoping *et al.* Modeling and Simulation of Attitude Measurement Using Double-Star. *Chin. J. Space Sci.*, 1999, **19**(4):154—159. in Chinese (吴杰, 任萱, 胡小平等. 双星定姿的建模与仿真. 空间科学学报, 1999, **19**(4):154—159)
- [3] Zhen Wei, Wu Jie *et al.* Experiment and Study on Attitude Measurement Using Double-Star. *Chin. J. Space Sci.*, 2000, **20**(4):257—261. in Chinese (郑伟, 吴杰等. 双星定姿技术试验研究. 空间科学学报, 2000, **20**(4):257—261)
- [4] Duncan C *et al.* An Interfrequency Bias Calibrator for TurboRogue GPS Receivers. Proc. Nat. Tech. Meeting "Navigation 2000", 659—666
- [5] Van Grass F, Braasch M S. GPS interferometric attitude and heading determination. Proc. 47th Ann. Meeting, Institute of Navigation, 1991, 183—191
- [6] Ahmed El-Mowafy, Schwarz K P. Epoch-by-Epoch ambiguity resolution for real-time attitude determination using a GPS multi-antenna system. *Navigation*, 1995, **42**(2):391—408
- [7] Yuan Xin, YuJixiang, Chen Zhe. Navigation System. Beijing: Publishing House of Aeronautic Industry, 1994. in Chinese (袁信, 俞济祥, 陈哲. 导航系统. 北京: 航空工业出版社, 1994)

THE STUDY ON A DEEPLY INTEGRATED NAVIGATION SYSTEM OF DOUBLE-STAR POSITIONING SYSTEM/SINS

LIN Xueyuan^{1,2} ZHANG Limin¹ LIU Jianye² LI Yuguang¹

¹(*Electronic Department, Naval Aeronautics Engineering Academy, Yantai 264001*)

²(*Navigation research center, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*)

Abstract

Double-Star positioning system is one kind of regional satellite positioning system built up in China, it's aim is to provide more accurate position information for the user, but it's shortcoming is that the real-time positioning is difficult to get. It is one new concept to use the Double-Star positioning system to measure the attitude. This paper introduces one kind of the basic principles of attitude determination with Double-Star positioning system on the basis of the satellite simulator and gives the mathematic model of the attitude measurement. Thus the shortcoming mentioned above can be overcome. When the position and attitude information of Double-Star positioning system and strap-down inertial system are integrated, the state and measurement functions are built up, the simulation is made under specific orbit. The simulation results show that the system's accuracy can be improved effectively.

Key words Attitude determination, Double-Star position system, Position compensation, Integrated navigation.