

空空导弹 SINS 飞行中对准技术

周本川, 鲁浩, 段朝阳

(中国空空导弹研究院 航空制导武器航空科技重点实验室, 河南 洛阳 471099)

摘要: 针对空空导弹捷联惯导系统传递对准的精度和快速性之间的矛盾, 设计一种利用弹载北斗卫星导航信息的捷联惯导系统飞行中对准算法, 详细推导了惯性系下基于北斗卫星伪距/伪距率的飞行中对准模型, 优化了飞行中对准的量测方程, 对北斗卫星接收机的钟差和钟漂进行了降维处理。相应的数学仿真试验结果表明, 所提算法能够在飞行过程中实现捷联惯导系统的初始对准, 在 10s 内对准精度优于 6', 同时该算法通过在线标定惯性传感器随机启动误差, 能够提高捷联惯导系统导航精度和导弹系统抗干扰能力。

关键词: 飞行中对准; 伪距/伪距率; 在线标定

中图分类号: U666.1 **文献标志码:** A **文章编号:** 2095-8110(2016)01-0009-04

In-flight Alignment for Air-to-air Missile

ZHOU Ben-chuan, LU Hao, DUAN Chao-yang

(Aviation Key Laboratory of Science and Technology on Airborne Guided Weapons,
China Airborne Missile Academy, Luoyang 471099, China)

Abstract: In order to solve the contradiction between precision and rapidity in SINS transfer alignment for air-to-air missile, a new in-flight alignment algorithm is proposed in this paper, according to the missile-borne BDS navigation information. The in-flight alignment model based on pseudo range/pseudo range rate in inertial frame is derived in detail, the model reduction of clock error and clock frequency drift of Beidou receiver is proposed, the measurement equation of in-flight alignment model is optimized. Simulation results show that the algorithm can realize SINS initial alignment during the flight, the alignment precision is better than 6 arc minutes in 10 second, and the algorithm can calibrate the random error of the inertial sensor online, it can increase navigation accuracy of missile-borne SINS and anti-jamming of air-to-air missile further.

Key words: In-flight alignment; Pseudo-range/pseudo-range rate; Online calibration

0 引言

空空导弹普遍装备捷联惯导系统用于导弹的中制导, 初始姿态误差严重影响中末制导交接班精度。初始对准问题是弹载捷联惯导系统的关键技术之一, 目前弹载捷联惯导系统一般通过传递对准技术提高初始姿态精度。传递对准就是利用载机的火控信息, 采用速度匹配、姿态匹配等方

法, 通过卡尔曼滤波估计并补偿初始姿态误差^[1-3]。隐身、超声速的飞行器已经出现在现代战争中, 空空导弹的攻击目标存在强烈的时敏性, 客观上要求空空导弹面对攻击目标时能够立即发射, 从而实现空空导弹的零秒反应, 最大限度地避免贻误战机, 而传递对准技术存在对准时间和对准精度之间的矛盾, 难以满足空空导弹对武器系统快速性的要求。

收稿日期: 2015 - 11 - 05; 修订日期: 2015 - 11 - 30。

作者简介: 周本川 (1984 -), 男, 高级工程师, 主要从事捷联惯性导航和卫星组合导航技术与应用方面的研究。

目前,随着我国自主研发的北斗卫星导航系统的逐步成熟,新型空空导弹已经装备北斗卫星接收机,利用北斗卫星接收机提供的导航信息对弹载捷联惯导系统进行飞行中对准^[4-5]成为可能。这种情况下,载机只需要对空空导弹捷联惯导系统进行简单快速的初始化,捷联惯导系统的对准过程在空空导弹飞行过程中进行,可以解决对准时间和对准精度之间的矛盾。同时,由于脱离了载机平台,飞行中对准也能够避免传递对准时载机振动、机翼变形等干扰的影响,与空空导弹传递对准互为备份,提高弹载捷联惯导系统初始对准的可靠性。

本文以北斗卫星导航信息辅助下的弹载捷联惯导系统飞行中对准算法为研究对象,设计惯性系下基于北斗卫星伪距/伪距率的飞行中对准模型,并通过数学仿真试验验证该算法的有效性。

1 飞行中对准模型建立

1.1 飞行中对准系统状态方程

导航坐标系(n系)选择发射惯性系,其原点位于导弹准备时刻载机下方的海平面上,导弹发射点处的北天东地理坐标系,该坐标系的坐标轴向保持惯性空间不变,弹体坐标系(b系)为常规的前上右坐标系。

惯性系下SINS的理想速度如式(1)所示

$$\dot{\mathbf{V}}^n = \mathbf{C}_b^n \mathbf{f}^b + \mathbf{g}^n \quad (1)$$

式中, \mathbf{V}^n 为惯性系下速度, \mathbf{C}_b^n 为姿态矩阵, \mathbf{f}^b 为载体系下比力, \mathbf{g}^n 为惯性系下重力。

根据叠加性误差模型,并忽略重力误差的影响与高阶小量,可以得到速度误差方程如式(2)所示

$$\dot{\delta \mathbf{V}}^n = (\mathbf{C}_b^n \cdot \mathbf{f}^b) \times \boldsymbol{\phi}^n + \mathbf{C}_b^n \cdot \delta \mathbf{f}^b \quad (2)$$

式中, $\delta \mathbf{V}^n$ 为惯性系下速度误差, $\boldsymbol{\phi}^n$ 为失准角, $\delta \mathbf{f}^b$ 为载体系下加速度计输出误差。

惯性系下SINS的位置误差 $\delta \mathbf{R}^n$ 只和速度误差 $\delta \mathbf{V}^n$ 有关,如式(3)所示

$$\dot{\delta \mathbf{R}}^n = \delta \mathbf{V}^n \quad (3)$$

姿态四元数 \mathbf{Q} 满足式(4)所示的微分方程

$$\dot{\mathbf{Q}} = \frac{1}{2} \mathbf{Q} \cdot \boldsymbol{\omega}_{nb}^b \quad (4)$$

根据叠加性误差模型,并忽略高阶小量,可以得到失准角方程如式(5)所示

$$\dot{\boldsymbol{\phi}}^n = -\mathbf{C}_b^n \cdot \delta \boldsymbol{\omega}_{ib}^b \quad (5)$$

式中, $\delta \boldsymbol{\omega}_{ib}^b$ 为载体系下陀螺输出误差。

综上,并考虑陀螺输出常值误差 $\boldsymbol{\varepsilon}^b$ 和加速度计输出常值误差 ∇^b ,飞行中对准系统状态选择 $\mathbf{X} = [\delta \mathbf{R}^n \ \delta \mathbf{V}^n \ \boldsymbol{\phi}^n \ \boldsymbol{\varepsilon}^b \ \nabla^b]^T$,系统状态方程如式(6)所示

$$\dot{\mathbf{X}} = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & (\mathbf{C}_b^n \mathbf{f}^b) \times & 0 & \mathbf{C}_b^n \\ 0 & 0 & 0 & -\mathbf{C}_b^n & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix} \mathbf{X} + \boldsymbol{\omega}_f \quad (6)$$

1.2 飞行中对准系统量测方程

北斗卫星接收机测量的第 j 颗卫星伪距如式(7)所示

$$\rho_s^j = \rho^j + \delta t_u + v_{\rho j} \quad (7)$$

式中, ρ^j 为理想距离, δt_u 为等效时钟误差相应的距离, $v_{\rho j}$ 为伪距测量噪声。

将第 j 颗卫星在CGCS2000系的位置 $(x_s^j \ y_s^j \ z_s^j)$ 转换到惯性系 $(x_{si}^j \ y_{si}^j \ z_{si}^j)$,则根据SINS位置 $(x_i \ y_i \ z_i)$ 得到第 j 颗卫星的计算伪距如式(8)所示

$$\rho_i^j = \sqrt{(x_i - x_{si}^j)^2 + (y_i - y_{si}^j)^2 + (z_i - z_{si}^j)^2} \quad (8)$$

将式(8)泰勒级数展开,忽略高阶项,并与式(7)作差,则第 j 颗卫星的伪距误差如式(9)所示

$$\delta \rho_i^j = e_{jx} \delta R_x + e_{jy} \delta R_y + e_{jz} \delta R_z - \delta t_u - v_{\rho j} \quad (9)$$

式中, $e_{jx} = \frac{x_i - x_{si}^j}{\rho_i^j}$, $e_{jy} = \frac{y_i - y_{si}^j}{\rho_i^j}$, $e_{jz} = \frac{z_i - z_{si}^j}{\rho_i^j}$ 。

为了消除卫星等效时钟误差影响,以仰角最大的那颗卫星(记作第1颗卫星)为基准,分别与其他卫星的伪距误差再次作差,构建第 k 颗卫星的伪距量测方程

$$\mathbf{Z}_{\rho k} = [z_{\rho k1} \ z_{\rho k2} \ z_{\rho k3}] \delta \mathbf{R}^n + v_{\rho k} \quad (10)$$

式中: $z_{\rho k1} = e_{jx} - e_{1x}$

$$z_{\rho k2} = e_{jy} - e_{1y}$$

$$z_{\rho k3} = e_{jz} - e_{1z}$$

$$(k = 2, \dots, j-1)。$$

同理可得第 k 颗卫星的伪距率量测方程

$$\mathbf{Z}_{\dot{\rho}k} = [z_{\dot{\rho}k1} \ z_{\dot{\rho}k2} \ z_{\dot{\rho}k3} \ z_{\dot{\rho}k4} \ z_{\dot{\rho}k5} \ z_{\dot{\rho}k6}] \begin{bmatrix} \delta \mathbf{R}^n \\ \delta \mathbf{V}^n \end{bmatrix} + \mathbf{v}_{\dot{\rho}k} \quad (11)$$

式中,

$$\begin{aligned} z_{\dot{\rho}k1} &= g_{jx} - g_{1x} & z_{\dot{\rho}k4} &= e_{jx} - e_{1x} \\ z_{\dot{\rho}k2} &= g_{jy} - g_{1y} & z_{\dot{\rho}k5} &= e_{jy} - e_{1y} \\ z_{\dot{\rho}k3} &= g_{jz} - g_{1z} & z_{\dot{\rho}k6} &= e_{jz} - e_{1z} \quad (k = 2, \dots, j - 1), \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} g_{jx} &= \frac{1}{\rho_i^j} (V_i^x - V_{six}^j - \dot{\rho}_i^j e_{jx}) \\ g_{jy} &= \frac{1}{\rho_i^j} (V_i^y - V_{siy}^j - \dot{\rho}_i^j e_{jy}), \\ g_{jz} &= \frac{1}{\rho_i^j} (V_i^z - V_{siz}^j - \dot{\rho}_i^j e_{jz}) \end{aligned}$$

其中, $(V_i^x \ y_i^y \ z_i^z)$ 为捷联惯导系统惯性系的速度, $(V_{six}^j \ y_{siy}^j \ z_{siz}^j)$ 为第 j 颗卫星惯性系下的速度, 根据 CGCS2000 系的速度 $(V_{sx}^j \ y_{sy}^j \ z_{sz}^j)$ 转换得到。

联立式 (10) 与式 (11), 构建单颗卫星基于伪距/伪距率飞行中对准的观测方程, 应用序贯滤波方法即可处理全部接收到的卫星信息。

2 仿真实验

通过数学仿真验证惯性系下, 基于北斗卫星伪距/伪距率信息的飞行中对准算法的有效性, 飞行中对准的滤波算法采用序贯卡尔曼滤波算法。

2.1 仿真条件

仿真条件设置如下:

1) 弹载捷联惯导系统误差设置: 陀螺常值漂移为 $3 (^{\circ})/h$, 刻度因数误差 3×10^{-4} , 加速度计常值偏置 $1.0mg$, 刻度因数误差 5×10^{-4} 。

2) 弹载北斗卫星导航信息输出误差设置: 伪距误差 $10m (1\sigma)$, 伪距率误差 $0.5m/s (1\sigma)$, 数据更新率 $10Hz$ 。

3) 初始姿态设置: 方位 0° , 俯仰 0° , 横滚 -45° 。

4) 初始姿态误差设置: 方位误差 1° , 俯仰误差 1° , 横滚误差 1° 。

5) 初始位置设置: 东经 120° , 北纬 40° , 高度 $15km$ 。

6) 初始速度设置: $600m/s$ 。

7) 飞行轨迹采用典型高抛远程弹道, 仿真时间 $300s$, 滤波周期为 $0.1s$ 。

2.2 仿真结果

捷联惯导系统的失准角估计误差曲线如图 1~图 3 所示, 根据误差曲线可知, 飞行中对准算法能够在 $10s$ 内收敛失准角, 有效估计捷联惯导系统的姿态误差, 统计 $10s$ 的失准角误差如表 1 所示。

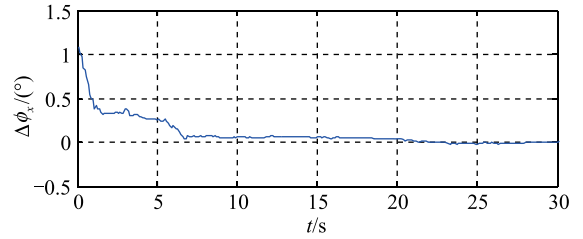


图 1 x 向失准角估计误差曲线

Fig. 1 Estimation error curve of misalignment angle ϕ_x

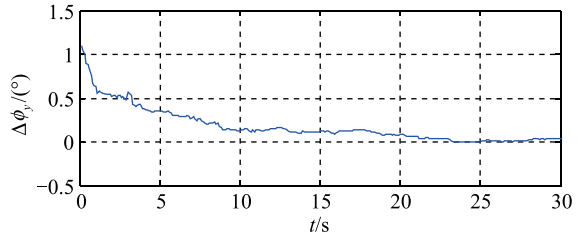


图 2 y 向失准角估计误差曲线

Fig. 2 Estimation error curve of misalignment angle ϕ_y

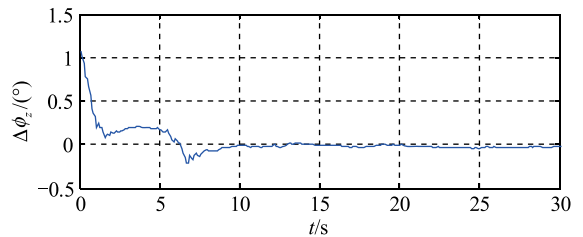


图 3 z 向失准角估计误差曲线

Fig. 3 Estimation error curve of misalignment angle ϕ_z

表 1 飞行中对准误差统计 (10s)

Tab. 1 Error statistics of in-flight alignment (10s)

	x 向	y 向	z 向
失准角误差/ (')	3.6	5.4	1.2

在实际空战环境中, 空空导弹必然面临电磁

干扰等复杂环境,空空导弹距离攻击目标越近,受到的干扰越强,那么弹载北斗卫星接收机受到干扰的概率也越大。特别是在中制导的后半段,北斗导航系统可能难以正常工作,此时只能依赖惯性导航,其导航误差因惯性传感器随机启动误差的制约而逐步发散。随着空空导弹射程越来越远,中制导段的飞行时间也相应增长,在中制导前半段对惯性传感器随机启动误差进行在线标定将成为可能。在线标定能够提高惯导系统的精度,抑制导航误差发散的程 度,保证中制导精度。下面通过 x 向陀螺常值漂移的估计说明惯性传感器随机误差的在线标定问题。 x 向陀螺常值漂移估计如图 4 所示。根据估计曲线可知,飞行中对准算法能够估计惯性传感器的随机误差,惯性传感器随机误差的估计相对失准角而言时间较长。 x 向陀螺常值漂移估计的快速性和精度统计如表 2 所示,估计精度用对陀螺常值漂移估计的百分比表示。

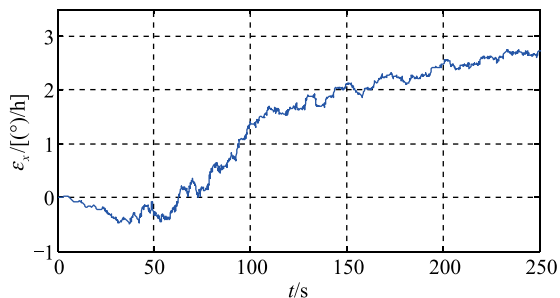


图 4 x 向陀螺常值漂移估计曲线

Fig. 4 Estimation curve of gyroscope constant drift ϵ_x

表 2 x 向陀螺常值漂移统计

Tab. 2 Statistical table of gyroscope constant drift ϵ_x

估计时间/s	100	150	200
估计精度/%	45	67	80

3 结论

针对空空导弹捷联惯导系统飞行中对准问题,利用弹载北斗卫星导航信息,建立了基于伪距/伪距率的飞行中对准模型,并对北斗卫星接收机钟差、钟漂进行了降维处理。仿真结果表明,在飞行过程中该算法 10s 内的对准精度优于 $6'$,可以解决传递对准的对准精度和对准时间之间的矛盾,满足空空导弹武器系统快速性的要求。同时,该算法在中制导前半段对惯性传感器随机启动误差进行在线标定补偿,保证中制导精度,提高实际空战中空空导弹的抗干扰能力。

参考文献

- [1] 唐庚梅,鲁浩.空空导弹惯导系统对准的原理与方法[J].航空兵器,1998,(1):4-7.
- [2] 鲁浩,位晓峰,徐剑芸,等.弹载捷联惯导空中传递对准中火控匹配信息精度研究[J].弹箭与制导学报,2011,31(5):61-64.
- [3] 曲法义,魏纪林,崔乃刚,郝淑梅.机载精确制导武器快速传递对准[J].哈尔滨工业大学学报,2014,46(1):7-10.
- [4] 王得朝,康鹏.基于Kalman滤波的飞行中对准技术研究[J].现代防御技术,2009,37(6):22-25.
- [5] 吉庆昌,孔星炜.大航向角误差情况下飞行中对准研究[J].航空电子技术,2012,43(1):15-19.
- [6] 郑辛,符梦印.SINS/GPS紧耦合组合导航[J].中国惯性技术学报,2011,(1):33-37.