

大气数据-惯性组合导航系统

西北工业大学 郑 涛 秦永元

一、引 言

大气数据-惯性组合导航系统的原理框图如图1所示。该系统包含低精度惯导系统、大气数据计算机、磁感应式航向传感器、卡尔曼滤波器及控制器等部分。系统有两种工作方式。第一种工作方式中，开关 S_1 和 S_2 均闭合。第二种工作方式中，仅 S_1 闭合，磁航向只用于惯导系统的方位粗对准，惯性平台航向用于分解真空速向量。本文研究系统在第二种工作方式中的性能。

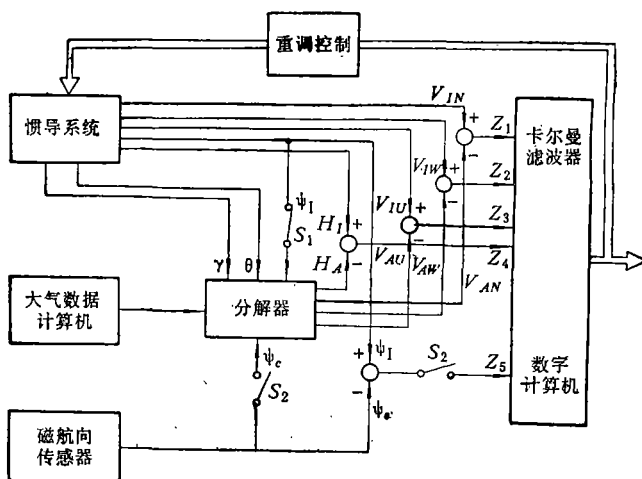


图1 系统框图

二、系统数学模型

1. 状态方程式

由指北惯导系统的误差方程式^[1]及系统误差源模型所确定的状态方程为

$$\dot{X}(t) = F(t)X(t) + U(t)$$

式中 $X = [\delta V_x, \delta V_y, \delta V_z, \varphi_x, \varphi_y, \varphi_z, \delta L, \delta \lambda, \delta h, e_x, e_y, e_z, W_x, W_y, \delta h_d]^T$

$$U = [u_1, u_2, u_3, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, u_{10}, u_{11}, u_{12}, u_{13}, u_{14}, u_{15}]^T$$

U 为零均值白噪声向量，其协方差阵为

$$E[U(t) U^T(\zeta)] = Q(t) \delta(t - \zeta)$$

1986年1月31日收到。

状态向量中,陀螺漂移 ε_j ($j = x, y, z$)视为偏置及一阶马氏过程。加速度计

表 1

模型	状态	初始标准差
I	δV_x	1m/s
	δV_y	1m/s
	δV_z	1m/s
	φ_x	1arc min
	φ_y	1arc min
	φ_z	30arc min
	δh_I	10m
II	ε_x	0.104°/h
	ε_y	0.104°/h
	ε_z	0.208°/h
	δL	1arc min
	$\delta \lambda$	1arcmin
I	δh_A	15m
	W_x	20.1km/h
II	W_y	40.2km/h
	W_z	30.15km/h
I	W_x	30.15km/h
	W_y	×0.4km/h

仅考虑了白噪声激励。风模型建立为三个独立的零均值随机过程的综合:(1)平均风(随机常数);(2)低频风(一阶马氏过程);(3)突风(白噪声)。由于飞机的惯性,突风对定位影响不大,故水平风 W_j ($j = x, y$)仅计入了平均风及低频风。又由于垂直气流强度较小,垂直风仅考虑突风。大气数据计算机的气压高度误差 δh_A 考虑了偏置及随机游走项,而随机游走由垂直突风引起。

2. 量测方程

观测量为惯导计算的速度与按大气数据计算的速度之差,以及惯性高度与气压高度之差^[8],其向量形式为

$$Z(t) = H(t)X(t) + V(t)$$

量测噪声为零均值白噪声,且

$$E[V(t)V^T(\zeta)] = R(t)\delta(t - \zeta)$$

3. 系统误差源初值及统计特性

系统误差模型参数如表1所示。风模型I和II分别代表18000~21000m和12000m高度上风速的统计特性。阵风模型的RMS值取10km/h。加速度计白噪声强度为2.7km/h/h^{1/2}。高度量测噪声强度为5m·s^{-1/2}。

三、飞行轨迹

模拟中取歼击机飞行轨迹。飞机从东经109°,北纬35°起飞,沿75°航向做加速飞行,直到飞行速度为256m/s,高度为18000m。在2400s时飞机进入俯冲,法向加速度5.5g。在2365s及2613s时分别做水平盘旋飞行,法向加速度3.2g。飞机在5500s时进入着陆,整个飞行中平均速度为300m/s。

四、计算机模拟

滤波器采用离散系统滤波方程^[2],系统选用脉冲式控制,且对每个状态分量均施加控制或在计算机内补偿。计算机模拟程序框图如图2所示。

五、数值计算结果分析

按所取飞行轨迹,针对不同风模型的计算结果如图3所示。计算结果表明:

1. 组合系统定位精度明显高于纯惯导系统。如对于水平和方位陀螺漂移分别为0.1°/h和0.2°/h,风速为94km/h的误差模型,定位误差由纯惯导的10nm/h减小为

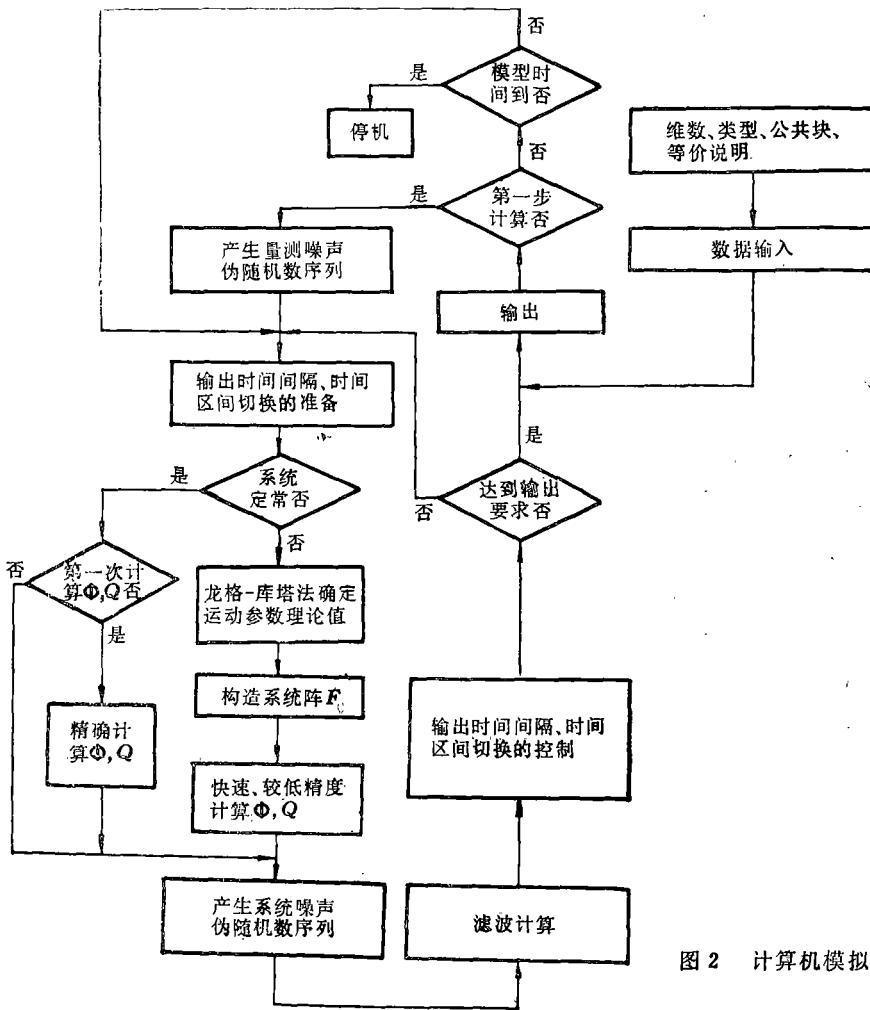


图 2 计算机模拟程序框图

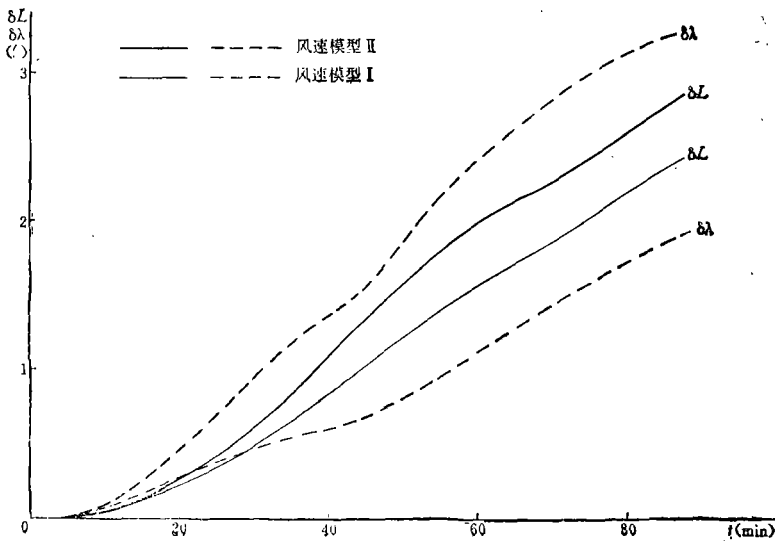


图 3 组合导航系统的定位误差

2.79nm/h, 位置精度改善率为3.58, 已构成一种中等精度导航系统。

2. 组合系统具有空中对准及陀螺测漂功能。表 2 和表 3 分别示出平台姿态误差角和陀螺漂移的估计和修正效果(针对误差模型 II)。

表 2

时间 \ 误差	轨迹	巡 航		盘 旋		盘 旋		巡 航	
		440 s	2240 s	2365 s	2411 s	2613 s	2680 s	2680 s	5228 s
误差	φ_x	1.035	0.8378	0.7874	0.7324	0.6787	0.6407	0.6407	0.6228
	φ_y	0.8812	0.6709	0.6042	0.5366	0.0386	0.4968	0.4968	0.4506
	φ_z	9.947	10.68	10.52	1.811	1.7135	1.2093	1.2093	6.8907
误差增减	水 平	减		减		减		减	
	方 位	增		减		减		增	

表 3

时间 \ 误差	轨迹	巡 航		盘 旋		盘 旋		巡 航	
		440 s	2240 s	2365 s	2411 s	2613 s	2680 s	2680 s	3600 s
误差	$\varepsilon_x(^{\circ}/h)$	0.1025	0.0526	0.0495	0.0477	0.0459	0.0443	0.0443	0.0447
	$\varepsilon_y(^{\circ}/h)$	0.1004	0.0581	0.0582	0.0455	0.0456	0.0455	0.0455	0.0474
	$\varepsilon_z(^{\circ}/h)$	0.2080	0.2006	0.1973	0.1655	0.1640	0.1545	0.1545	0.1529
误差增减	水 平	减		减		减		增	
	方 位	减		减		减		减	

3. 组合系统可建立一个稳定的惯性高度通道, 它可向飞机自控装置及火控系统提供高度及垂直速度信号。

当所建立的系统数学模型能描述系统实际状况时, 上述计算结果从统计意义上反映了系统可能达到的一个性能基线。它表明, 采用卡尔曼滤波器的大气数据——惯性组合导航系统是一种具有中等精度、低成本、多功能的导航系统, 它较好地挖掘了机载标准设备的潜力, 值得深入研究和应用。

参 考 文 献

- [1] Britting, K. R., Inertial Navigation Systems Analysis, Wiley Interscience, New York, (1971).
- [2] 王恩平、崔毅, 线性控制系统理论在惯性导航系统中的应用, 科学出版社(1984)。
- [3] Giovanni, C. S., Performance of a Ring Laser Strapdown Attitude and Heading Reference for Aircraft, Guidance and Control, July-August(1979).

COMPLEMENTING INS WITH AIR DATA—AN IMPROVED NAVIGATION SYSTEM

Zheng E and Qin Yongyuan
(*Northwestern Polytechnical University*)

Abstract

In this paper, we analyse the characteristics of the hybrid navigation system which is composed of an air data computer and an inertial navigation system and is integrated by a Kalman filter. The result of the computer simulation shows that it is possible to obtain a medium accurate hybrid system with use of a low accurate inertial system(10n. m/n.).

The hybrid system can detect and compensate drifts of gyroes and perform realignment of platform during flying. It is worth to investigate such system more deeply, in the future.