

SINS/GPS 制导炸弹控制系统仿真

黄长强^{1,2}, 袁建平¹, 葛贤坤²

(1. 西北工业大学, 陕西 西安 710072; 2. 空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

摘要:从制导炸弹的工程化出发,提出了其总体设计方案;设计了 SINS/GPS 修正组合导航仪;提出了纵向、侧向方案弹道的设计方案,设计了控制系统的控制律;分别对这些设计方案进行了半实物仿真,并且该设计方案已用于工程实践。

关键词:制导炸弹;方案设计;半实物仿真

中图分类号: V246 **文献标识码:** A **文章编号:** 1009 - 3516(2006)01 - 0023 - 03

制导炸弹工作过程分为 3 步。任务加载:在飞机起飞前,将目标定位坐标和投弹点的经纬度和高度分别装定到地面的任务加载机中,再由任务加载机装定到飞机卫星导航仪和弹载计算机中,将预先计算好的弹道由加载机输入弹载导航计算机中,启动弹载导航计算机和 SINS/GPS 修正组合导航仪,并对组合导航仪进行初始化对准和标定。投放:飞机按事先制订的作战任务飞向目标,弹载计算机根据 GPS 测得的高度、速度从计算机中查取方案弹道并计算出投弹点的经纬度;到了投放区域后,平显显示可投放标记。修正、制导:炸弹投放后,SINS/GPS 修正组合导航仪不断测出制导炸弹的实时坐标、飞行速度和姿态信息,导航计算机不断将实时坐标、飞行速度、姿态信息与方案弹道诸元进行比较,形成误差信号,给出舵偏指令,通过舵机系统控制制导炸弹按方案弹道飞行直至命中目标。

1 组合导航仪设计

制导系统的组合导航仪由导航计算机、GPS 接收机及 6 自由度惯导组件 DMU6X - 2 组成。见图 1(a)。

其工作原理是:建立以惯导系统误差方程为基础的组组合导航系统状态方程,并建立测量方程。采用最优卡尔曼滤波器为惯导系统提供最小方差估计,利用误差估计值去修正测量值,减少导航误差。同时,经过校正后的惯导系统又可以提供导航信息,以提高 GPS 系统的性能和可靠性。GPS 与 SINS 通过软件进行组合,该组合在实践中只需要通过串口即可将 GPS 和 SINS 数据传输到中心计算机上,并实现 2 套数据的时空同步和最优化组合处理。SINS 直接输出陀螺仪测得的角运动信息和加速度计测得的线运动信息到计算机中并估计出位置、速度、姿态等信息。见图 1(b)。

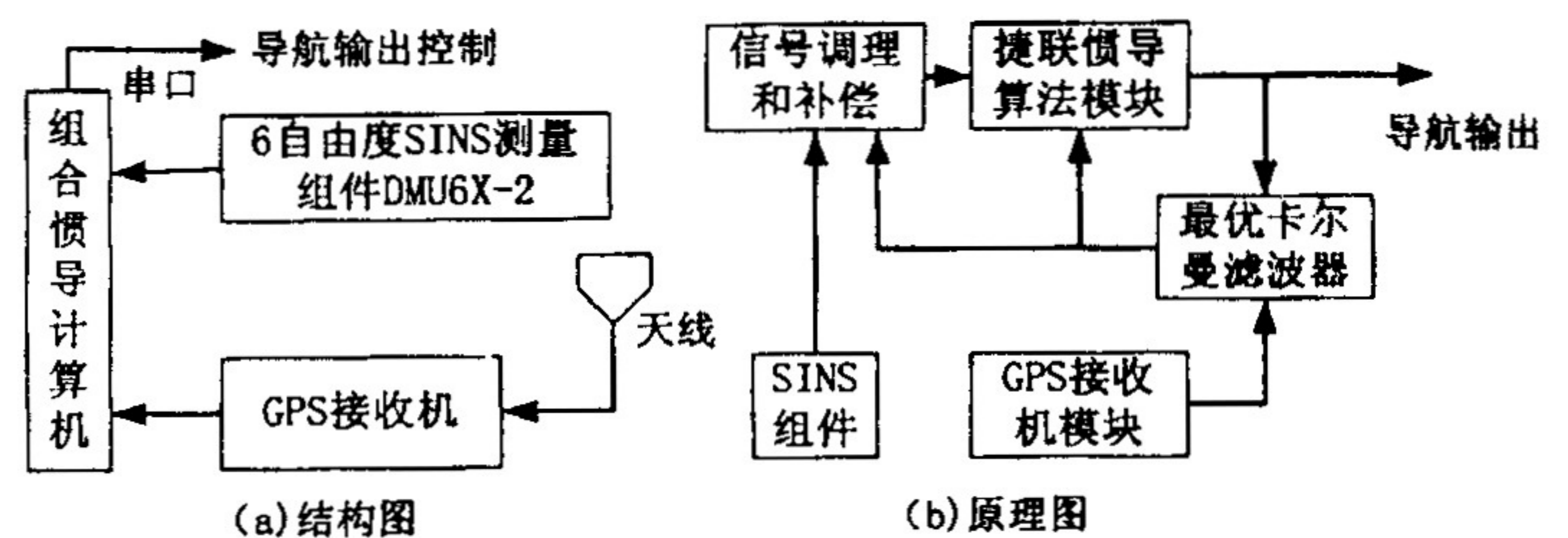


图 1 SINS/GPS 组合导航系统

2 方案弹道综合控制技术设计

2.1 纵向方案弹道设计方案

方案弹道是简易制导炸弹在空中运动的基准弹道。当炸弹受到扰动后,制导与控制系统可以操纵炸弹沿规定的方案弹道飞行。纵向方案弹道的数学模型可以采用公式(1)所示的有控质点的弹道模型^[1]。

收稿日期:2005 - 06 - 30

基金项目:军队科研基金资助项目

作者简介:黄长强(1961 -),男,江苏南通人,教授,博士生导师,主要从事武器系统与运用工程研究。

$$mdV/dt = -X - mg\sin\theta; md\theta/dt = Y_B - mg\cos\theta; dx/dt = V\cos\theta; dy/dt = V\cos\theta; \vartheta = \theta + \alpha_B; \delta_{zB} = -m_z^\alpha \alpha_B / m_z^\delta \quad (1)$$

纵向控制系统的姿态稳定回路采用 PD 控制器;质心稳定回路采用 PID 控制器^[2-3]。其控制律为

$$\delta_z = 57.3 \times [K_{\Delta H}\Delta H + K_{\Delta \dot{H}}\Delta \dot{H} + K_{\int \Delta H dt} \int \Delta H dt] + K_{\dot{\vartheta}}\Delta \dot{\vartheta} + K_{\vartheta}\Delta \vartheta \quad (2)$$

式中: ΔH 为高度误差信号; $\Delta \dot{H}$ 为高度方向的速度差信号; $\int \Delta H dt$ 为高度差的积分信号; $\Delta \vartheta$ 为组合导航仪测出的制导炸弹俯仰角与方案弹道俯仰角之差; $\Delta \dot{\vartheta}$ 为组合导航仪测出的制导炸弹俯仰角速率与方案弹道俯仰角速率之差; $K_{\Delta H}$ 、 $K_{\Delta \dot{H}}$ 、 $K_{\int \Delta H dt}$ 即为质心稳定回路 PID 控制器参数; $K_{\Delta \vartheta}$ 、 $K_{\Delta \dot{\vartheta}}$ 即为姿态稳定回路 PD 控制器参数。

2.2 侧向方案弹道设计方案

侧向控制系统主要任务是对炸弹航向姿态角和侧向质心位置进行控制,使其按侧向方案弹道规定的航向飞行。拟定侧向方案弹道的数学模型为公式(3)。

$$Z = a_0 + a_1 t + a_2 t^2 + a_3 t^3; dZ/dt = a_1 + 2a_2 t + 3a_3 t^2; \psi_v = -\arctan(V_z/V_x); d\psi_v/dt = \cos^2 \psi_v (V'_z V_x - V'_x V_z) / V_x^2 \quad (3)$$

式中:侧向距离 Z 由当前点到目标点的侧向位置变化规律进行拟合,利用三次多项式曲线 $Z = a_0 + a_1 t + a_2 t^2 + a_3 t^3$ 拟合出来; a_0, a_1, a_2, a_3 是待定系数,可以通过满足弹道点的一些坐标点来计算得出^[4]。

偏航扰动运动与纵向短周期运动具有相同形式的传递函数,因此侧向控制系统的结构设计和原理与纵向相似。其控制律为公式(4)。

$$\delta_y = 57.3 \times [K_{\Delta Z}\Delta Z + K_{\Delta \dot{Z}}\Delta \dot{Z} + K_{\int \Delta Z dt} \int \Delta Z dt] + K_{\dot{\psi}}\Delta \dot{\psi} + K_{\psi}\Delta \psi \quad (4)$$

式中: ΔZ 为侧向位移偏差信号; $\Delta \dot{Z}$ 为侧向速度偏差信号; $\int \Delta Z dt$ 为侧向位移偏差的积分信号; $\Delta \psi$ 为组合导航仪测出的制导炸弹偏航角与侧向方案弹道偏航角之差; $\Delta \dot{\psi}$ 为组合导航仪测出的制导炸弹偏航角速率与侧向方案弹道偏航角速率之差; $K_{\Delta Z}$ 、 $K_{\Delta \dot{Z}}$ 、 $K_{\int \Delta Z dt}$ 为质心侧向回路 PID 控制器参数; $K_{\Delta \psi}$ 、 $K_{\Delta \dot{\psi}}$ 为姿态稳定回路 PD 控制器参数。

炸弹飞行时,根据实际投弹点与方案弹道理想投弹点的偏差量,导航计算机在每个控制节拍实时计算出纵向和侧向方案弹道,存储每个节拍点上炸弹的方案弹道参数,进行飞行控制。在每一时间节拍点上,导航计算机将制导炸弹的 SINS/GPS 组合导航仪测得的数据与方案弹道的数据进行比较,形成误差信号 ΔH 、 $\Delta \dot{H}$ 、 $\int \Delta H dt$ 、 $\Delta \vartheta$ 、 $\Delta \dot{\vartheta}$ 、 ΔZ 、 $\Delta \dot{Z}$ 、 $\int \Delta Z dt$ 、 $\Delta \psi$ 、 $\Delta \dot{\psi}$,再按控制方程(2)和(4)形成升降舵偏角 δ_z 和方向舵偏角 δ_y 。舵机按舵偏角驱动舵面偏转,由此产生控制力矩改变炸弹姿态以及空气动力,使炸弹质心向预定的方案弹道靠拢。只要炸弹的质心轨迹及姿态角、角速度与方案弹道不一致,这种控制过程就不断进行,直至炸弹落地。

3 半实物仿真试验及结论

半实物仿真由于转台的参加,把敏感元件,如陀螺组合等仪器安放于 3 轴飞行仿真转台上,除高度表外,其余都用驾驶仪实物参加试验,仅用仿真计算机模拟导弹的运动方程。试验中仿真计算机的角运动信号驱动 3 轴转台的 3 个框的角运动,如同导弹在空中飞行时的角运动一样,使固装在转台上的陀螺组合感受到

这个角运动,然后将敏感信号输送给驾驶仪控制组合。这种试验仿真效果较好,能够真切地观察驾驶仪在导弹飞行中的控制品质^[5]。图 2 为有转台参加的半实物仿真试验原理框图。

方案弹道为 2 000 m 高度、水平弹射投弹、无控自由飞行下落弹道(射程 3 907 m)。投射点高度差 50 m,

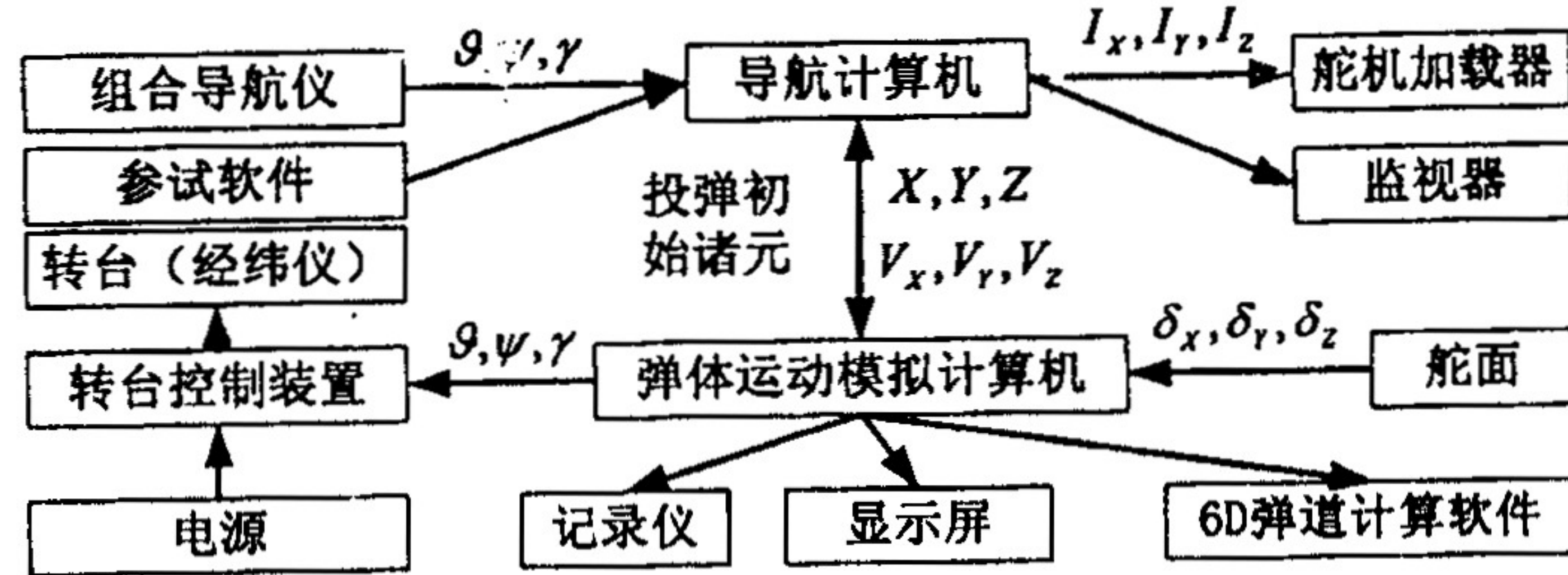
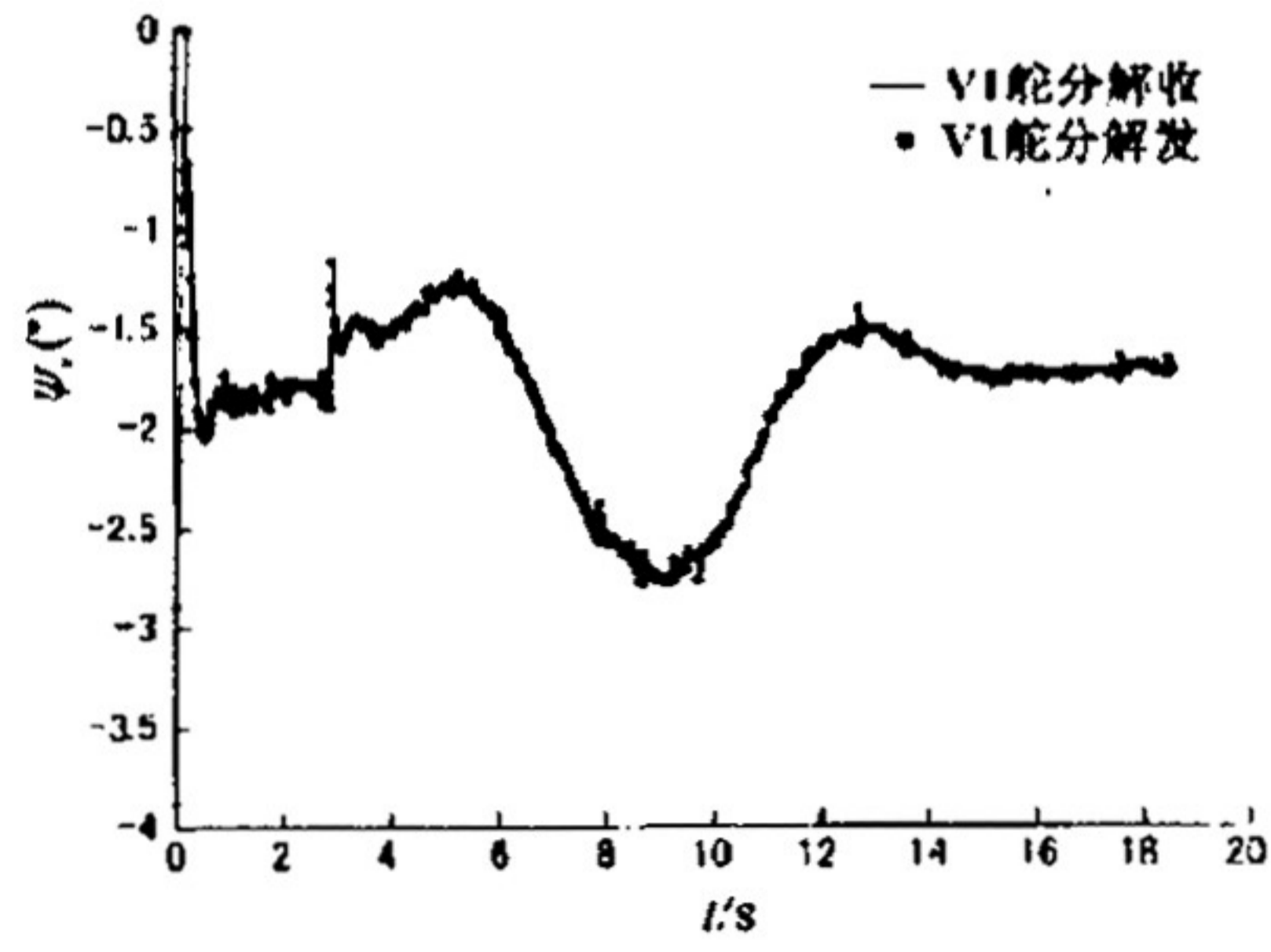


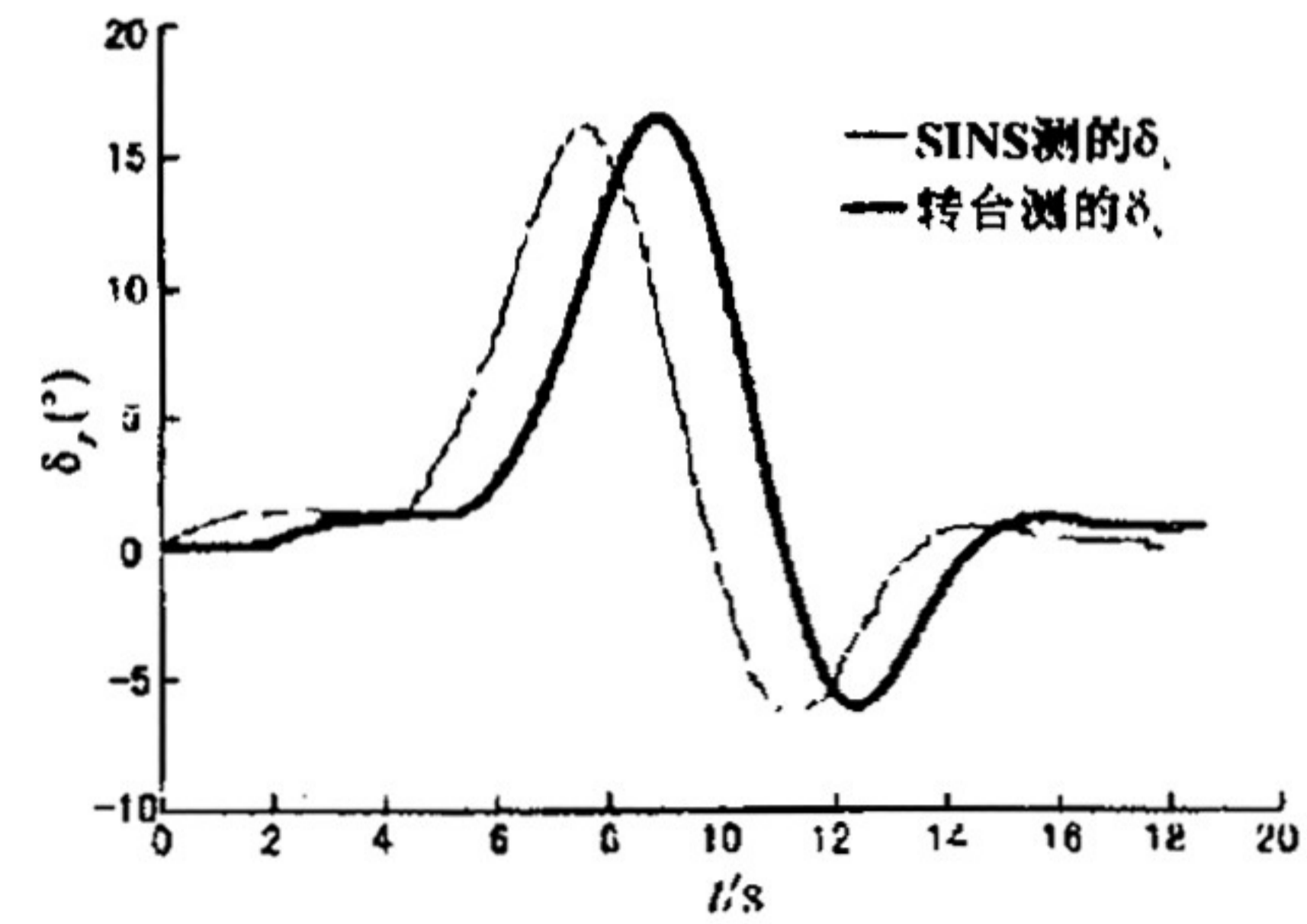
图 2 半实物仿真试验框图

(即实际投弹点为 1 950 m)、距离差 320 m(即实际投弹点比理论投弹点滞后 320 m)、航向偏差为 30 m。

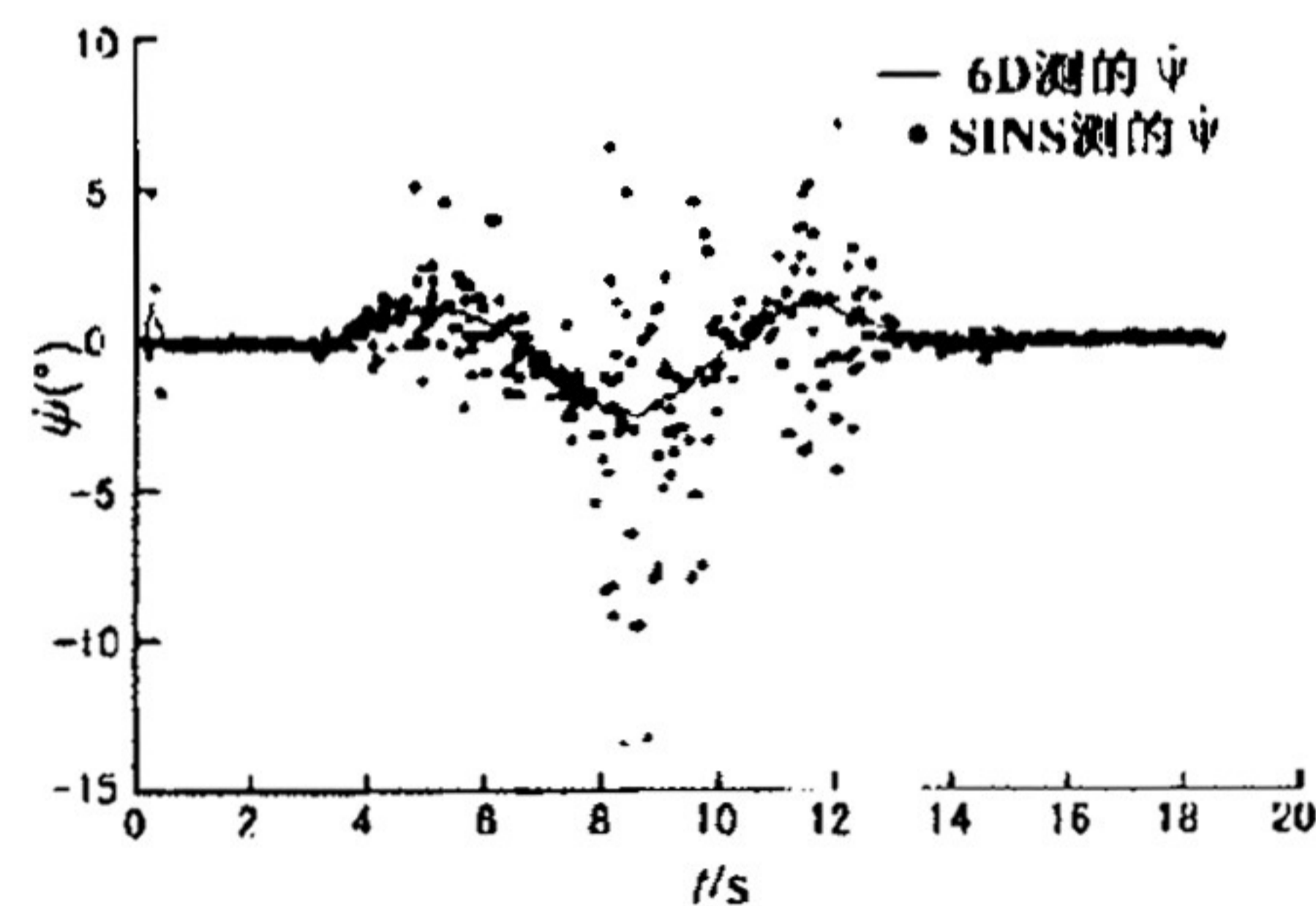
图 3(a)、(b)、(c)、(d)分别为舵偏角、滚转角、偏航角的对比曲线及质心位置曲线。



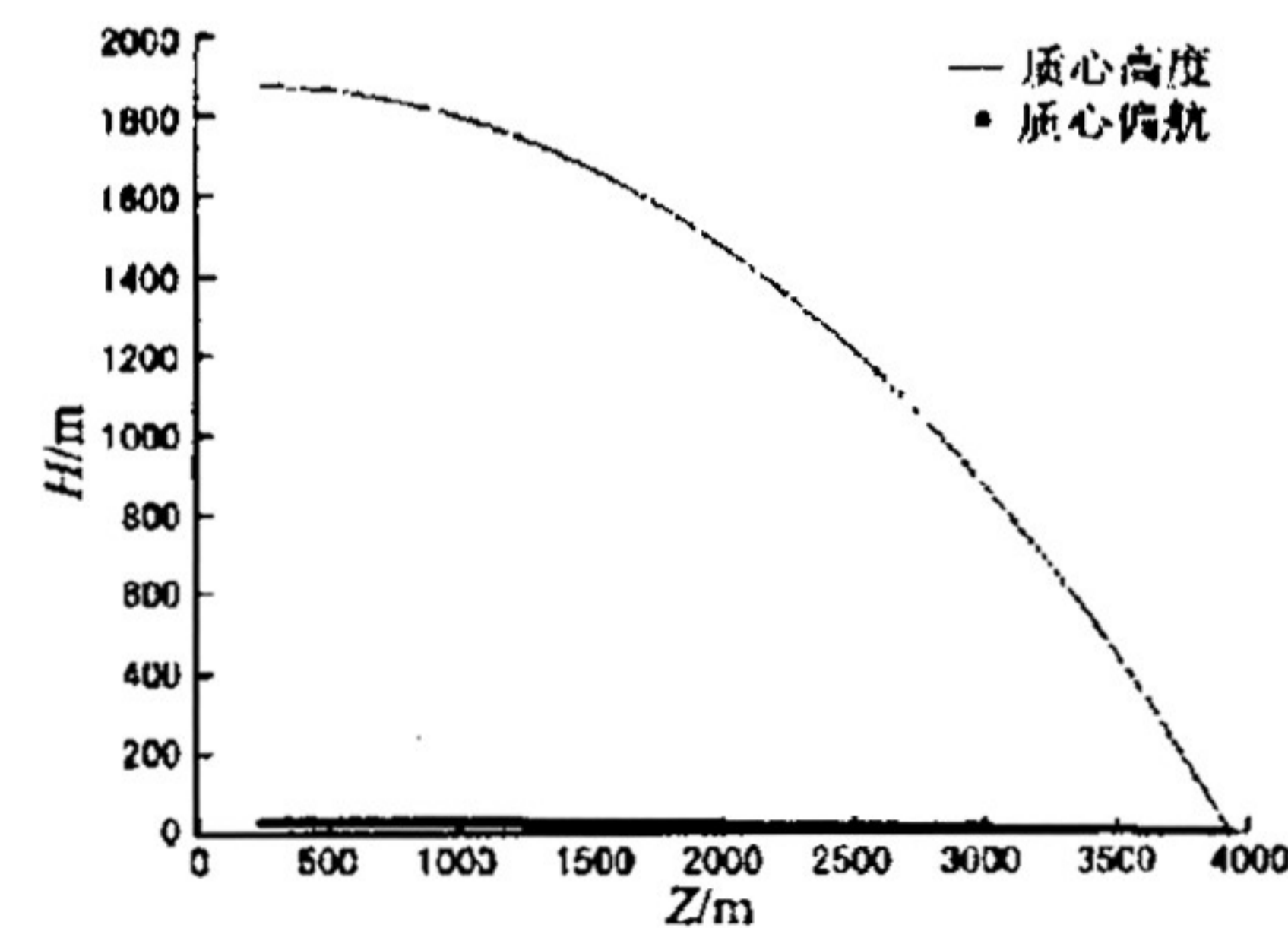
(a) 仿真计算机发出的实测舵偏角曲线



(b) SINS 输出的滚转角和转台的滚转角曲线



(c) SINS 输出的与弹道仿真的偏航角速率曲线



(d) 半实物仿真航弹质心位置曲线

图 3 仿真结果曲线

由图 3 曲线可以看出:3 轴转台具有较好的信号跟随性,精度满足试验要求;SINS 的测量精度基本满足要求;制导与控制系统基本满足设计要求。简易制导航弹在受控条件下,其姿态参数变化具有较好的响应性;在较大的投弹误差下,简易制导航弹能够通过制导与控制系统有效的操纵舵机,控制弹体的姿态和质心位置,沿方案弹道飞行。

参考文献:

[1] 德米特里耶夫斯基 A A,雷申科 Л Н,波哥吉斯托夫 C C. 外弹道学[M]. 北京:国防工业出版社,2000:86-90.
 [2] Ho M T, Datta A, Bhattacharyya S P. Design of P, PI and PID controllers for interval plants[C]. Proceedings of the American Control Conference. Pennsylvania, 1998:2496-2501.
 [3] 朱 岩,郭军平. 变论域自适应模糊 PID 方法的研究与仿真[J]. 空军工程大学学报(自然科学版),2005,(5):11-14.
 [4] 薛晓中,孙传杰. 简易制导炸弹方案弹道优化设计[J]. 兵工学报,2004,(5):376-378.
 [5] 李洪辱,冯振声,李 柯. 基于面向对象技术的弹道导弹六自由度仿真研究[J]. 弹箭与制导学报,2001,21(1):11-14.

(编辑:姚树峰)

Emulation of SINS / GPS Guided Bomb Control System

HUANG Chang - qiang^{1,2}, YUAN Jian - ping¹, GE Xian - kun²

(1. Northwestern Polytechnical University, Xi'an, Shaanxi 710072, China; 2. The Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an, Shaanxi 710038, China)

Abstract: This paper puts forward an overall design scheme of guided bomb, proceeding from the engineering application, designs the SINS / GPS compound navigation instrument, presents a design scheme of lengthways and lateral command trajectory, designs the control law of the control system, and finally validates these schemes by half - practicality emulation respectively. The design scheme has been already applied to the engineering practice.

Key words: guided bomb; scheme design; half - practicality emulation