

# 基于双 DSP 的飞艇组合导航系统设计

李超<sup>1</sup>, 姜戎<sup>2</sup>, 罗传勇<sup>2</sup>, 王宏力<sup>1</sup>

(1. 第二炮兵工程学院自动控制系, 西安 710025; 2. 湖南航天局浮空器研发中心, 长沙 410205)

**摘要:** 在分析某小型平流层验证飞艇实际应用的基础上, 介绍了适合该艇的 INS/GPS 组合导航系统基本原理。结合高性能定点 DSP TMS320F2812 和双口 RAM CY7C028 的特点, 设计了以双 DSP 芯片为计算核心的导航计算机, 给出了组合导航系统的硬件框图与软件流程图。飞行试验结果显示该系统具有良好的实时性和满足设计要求的测量精度, 为平流层飞艇组合导航系统的设计提供了一定的理论基础。  
**关键词:** 飞艇; 双 DSP; 双口 RAM; CPLD; 组合导航系统

## Design of Integrated Navigation System Based on Double DSP for Stratosphere Verifying Airship

LI Chao<sup>1</sup>, JIANG Rong<sup>2</sup>, LUO Chuan-yong<sup>2</sup>, WANG Hong-li<sup>1</sup>

(1. Department of Auto-control, The Second Artillery Engineering College, Xi'an 710025;  
2. Research and Development Center, Space Department in Hunan Province, Changsha 410205)

**【Abstract】** Based on the practical application of the minitype stratosphere verifying airship, the basic principle of INS/GPS integrated navigation system adapted to this airship is introduced. Integrating with the characteristics of high performance fix-point DSP TMS320F2812 and double interface RAM CY7C028, a navigation computer used as the calculated is designed while the hardware frame and software flow chart of the integrated navigation system are given. The results of flying experiment suggest that this system has good real-time property and the measuring accuracy meets the design requirements. It supplies some theory base for the design of integrated navigation system of stratosphere airship.

**【Key words】** airship; double DSP; double interface RAM; CPLD; integrated navigation system

进入 21 世纪以来, 随着平流层飞艇相关技术的突破和发展, 世界各国都将平均风速较小的 19km ~ 21km 范围的平流层区域作为高空飞艇平台的研究重点。由于飞艇具有的独特优势: 可直升、长时间滞空和悬停, 且具有较大的有效载荷能力、低噪声、低能耗等特点, 因此可以充分利用平流层区域良好的空间优势<sup>[1]</sup>, 于是世界各国在飞艇方面都开展了多种多样的研究。

平流层飞艇是一个大的柔性体, 其组合导航系统的设计具有很大的复杂性, 工程中一般利用低空飞艇对其相关的飞行特性进行验证分析, 然后利用得到的数据和经验进行后续的高空艇设计。与高空艇相比, 低空飞艇所提供的升力有限, 因此组合导航系统的小型化及经济化势在必行。技术比较成熟的飞行器组合导航系统(如导弹、飞机等), 由于其巨大的体积和庞大的重量, 不能直接应用于艇上; 国外已经设计开发出的微小型航姿系统价格昂贵, 对我国销售的产品在精度方面也进行限制, 因此也不能满足国内特殊用户的需要。针对上述现状, 本文设计了基于双 DSP 的飞艇专用导航计算机。某小型验证飞艇的飞行试验结果验证了该系统满足实时性和精度要求, 也为下一步的研究工作奠定了一定的基础。

### 1 组合导航系统的基本原理

#### 1.1 导航器件的特性

惯性导航系统是一种计算机技术和惯性测量装置组合的自主式空间基准保持系统, 在航天、航空、航海及陆地车辆上有着广泛的应用。根据其结构可分为两大类: 平台式和捷联式。捷联式惯导系统将惯性测量元件(陀螺和加速度计)固连在载体上, 省却了传统的机电平台, 具有结构简单、体积

小、重量轻、成本低的优点<sup>[2]</sup>。其中微惯性测量组合(MIMU)与传统的惯性组合相比由于具有尺寸小、重量轻、成本低、功耗小、寿命长、可靠性高和动态性能好等一系列无法比拟的优点, 日益受到重视, 其应用前景也越来越广阔, 不仅在军事领域, 在民用领域也具有广阔的应用前景, 是当今惯性技术发展的一个重要方向<sup>[3]</sup>。基于本系统的具体应用领域, 选用捷联式微惯性测量组合(SMIMU)。

#### 1.2 组合系统的状态方程

选取状态变量为惯导系统的各误差项, 系统采用东北天为其导航坐标系, 通过对系统的性能和各种误差源的分析, 得到组合导航系统的状态方程为

$$\dot{X}(t) = F(t)X(t) + G(t)W(t) \quad (1)$$

式中状态变量

$$X = [\delta v_e, \delta v_n, \delta v_u, \varphi_e, \varphi_n, \varphi_u, \delta L, \delta \lambda, \delta h, \nabla_{bx}, \nabla_{by}, \nabla_{bz}, \varepsilon_{rx}, \varepsilon_{ry}, \varepsilon_{rz}]^T$$

其中,  $(\delta v_e, \delta v_n, \delta v_u)$  为速度误差;  $(\varphi_e, \varphi_n, \varphi_u)$  为姿态误差;  $(\delta L, \delta \lambda, \delta h)$  为位置误差;  $(\nabla_{bx}, \nabla_{by}, \nabla_{bz})$  为加速度计漂移;  $(\varepsilon_{rx}, \varepsilon_{ry}, \varepsilon_{rz})$  为陀螺仪漂移。

$$\text{噪声阵 } W = [\nabla_{ax}, \nabla_{ay}, \nabla_{az}, w_{gx}, w_{gy}, w_{gz}]^T$$

其中,  $(\nabla_{ax}, \nabla_{ay}, \nabla_{az})$  为加速度计漂移驱动白噪声;  $(w_{gx}, w_{gy}, w_{gz})$  为陀螺仪漂移驱动白噪声。

**作者简介:** 李超(1981-), 男, 硕士研究生, 主研方向: 导航与制导技术; 姜戎, 助理工程师; 罗传勇, 高级工程师; 王宏力, 教授、博士生导师

**收稿日期:** 2006-09-21 **E-mail:** chaolelee@163.com

### 1.3 量测方程

在位置、速度组合模式中有两组量测值：惯导系统给出的经度、纬度、高度信息和 GPS 接收机给出的相应信息的差值；两个系统给出的速度差值。利用这两组差值可得 SMINS/GPS 组合的量测方程为

$$Z(t) = H(t)X(t) + V(t) \quad (2)$$

式中观测矢量  $Z = [\delta v_e, \delta v_n, \delta v_u, \delta L, \delta \lambda, \delta h]^T$ ，观测噪声矢量为  $V = [V_{vx}, V_{vy}, V_{vz}, V_L, V_\lambda, V_h]^T$ 。

实际载体中，将组合导航系统测量得到的各种参量送入导航计算机，经过一定的数据融合后对载体进行相应的控制。

## 2 系统硬件设计

由于成熟的飞行器组合导航计算机一般采用 X86 为核心的计算机结构，这种结构使载体结构复杂、体积庞大、功耗较高，并且程序效率和直接操作硬件的灵活性都受到影响。因此本系统中采用成本低廉、接口资源丰富、运算精度和速度快、特别适于控制系统的高速 DSP 替代普通 CPU 作为核心运算单元。同时采用了双 DSP 结构、降低了单 DSP 的负担，提高了系统的灵活性和稳定性。

### 2.1 主要硬件特征介绍

本系统的导航计算和制导控制任务分别由两片高速 DSP 完成，型号选用 TI 公司最新推出的 32 位定点 DSP 控制器——TMS320F2812 芯片。该处理器采用程序与数据分离的改进型哈佛结构，提升了数据吞吐量；其主频高达 150MHz，大大提高了控制系统的控制精度和芯片的处理能力；基于 C/C++ 的高效 32 位 TMS320C28x DSP 内核，并提供浮点数学函数库，从而可以在定点处理器上方便地实现浮点运算；集成了 128KB 的闪存、4KB 的引导 ROM 及 2KB 的 OTP ROM，可用于开发及对现场软件进行升级时的简单再编程；包括 16 通道高性能 12 位模数转换器(ADC)，吞吐量每秒可达 16.7MB 的采样装置可实现控制环路的同步采样；片上标准通信接口可为主机、测试设备、显示器及其他组件提供简便的通信端口<sup>[5]</sup>。这些特性使得 F2812 非常适合计算量大、实时控制性强、计算精度要求高的处理环境和系统要求。

两片 DSP 通过 16 位的高速双口 RAM(CY7C028)进行数据交换。CY7C028 是 CYPRESS 公司研制的 64K×16 低功耗 CMOS 型静态双口 RAM，最大访问时间为 12ns/15ns/20ns，可与大多数高速处理器配合使用，无需插入等待状态。采用主从模式可以方便地将数据总线扩展成 32 位或更宽。其特点是：提供两套完全独立的数据线、地址线、读写控制线，允许两个 CPU 对双端口存储器同时进行操作；具有两套完全的中断逻辑，用于实现两个 CPU 之间的握手信号；具有完全独立的忙逻辑，可保护两个 CPU 对同一地址单元进行正确的读写操作。

导航元件采用 VITANS 型基于 MEMS 的 INS/GPS 组合导航系统。VITANS 是专为航空飞艇设计的低成本、低功耗、超小型 INS/GPS 组合系统，可为所有固定翼或旋翼航空器提供全方位的导航数据。

### 2.2 基于 DSP 的系统硬件组成

在 INS/GPS 组合导航系统中，导航计算机的任务主要有 3 类：

- (1) 数据采集，包括采集惯性测量单元元件输出信号、接收外部系统校正信息，如 GPS 输出信息、初始位置信息等。
- (2) 数据处理与运算，包括惯性测量元件的误差补偿、初

始对准、导航参数解算、组合导航算法实现等。

(3) 输出导航数据及系统状态量，包括输出导航参数以及与其他设备交换信息等。

所有这些任务，如果都由一个 CPU 来完成，那么 CPU 在进行运算的同时，还要兼顾系统控制和数据输入输出，并响应频繁的中断，必然降低系统运行效率。所以，为了兼顾系统运行效率，减轻导航计算机负担，设计一种基于双 DSP 的导航计算机，其硬件结构如图 1 所示。

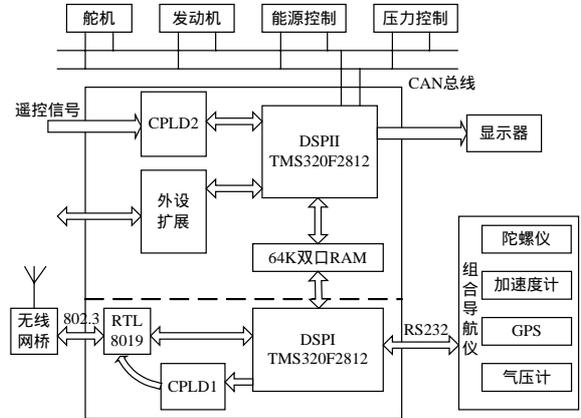


图 1 基于双 DSP 的导航计算机硬件结构

导航元件包括 3 个陀螺仪、3 个加速度计、GPS 以及一个气压高度计。其输出数据为 50Hz 的串行数据包，根据导航方式的不同共有 8 种不同的数据包。

通过 DSP 的异步串行口 2 接入。DSP 采用中断方式接收信息，并采用 20ms 的解算周期，对 8 种数据包中的数据进行解算，并存储至双口 RAM 的高 32KB 的共享数据区内。同时 DSP 需要完成主要的导航计算，包括惯性元件的误差补偿、四元数计算、等效转动矢量计算、速度位置计算和姿态计算、GPS 数据与惯性数据的融合等。并通过 RTL8019 扩展出的符合 802.3 协议的网络接口和无线网桥连接，实时地将导航数据传送至地面测控车。

DSP 主要完成底层设备的控制。从 CY7C028 的高 32KB 中取出 DSP 解算好的导航数据，并根据相应的制导率对舵机和能源等进行相应的控制。并且将实时导航数据(速度、位置、姿态)送入液晶显示器，方便人机交互。DSP 和底层设备之间通过 CAN 总线交换数据。在 TMS320F2812 DSP 中使用的增强型控制器区域网络(eCAN)模块与现行的 CAN2.0 标准兼容，它可以使用已制定的协议在存在电子噪声的环境中与其他控制器进行串行通信。借助 32 个完全可配制的邮箱和时间标志特性，eCAN 模块提供了一种具有通用性和鲁棒性的串行通信接口。此外，DSP 板将 DSP 的各外设接口都作为扩展引出(如双异步串行口、同步串行口、ADC 输入口、片外地址总线、数据总线以及控制总线)。

两块 DSP 板上的 EPM3256A 型 CPLD 主要负责逻辑信号的处理，如地址译码、总线控制等。DSP 板上的 CPLD 除担负地址译码等逻辑处理外还需完成地面遥控信号和艇载计算机自控信号的切换工作。在飞艇出现紧急状态或是地面发出强制切换指令时，该 CPLD 就将舵机、发动机等主要执行器的控制信号切换至地面遥控设备，由地面获得飞艇的控制权，以保证地面测控对飞艇具有最高的控制优先级。

## 3 系统软件设计

本文中第 1 节简单介绍了组合导航系统的状态方程和量

测方程,在所设计的系统中以INS系统的误差方程为状态方程,以GPS和INS的输出误差为观测量,通过一定的算法对状态误差做出最优估计,然后对系统模型进行校正,提高系统的导航精度。现代的导航算法普遍采用卡尔曼滤波改进算法、神经网络算法和小波分析算法,文献[6]对此进行了介绍。

软件设计所采用的语言一般为C语言或汇编语言。利用C语言编程,开发速度快,代码可读性好,可移植性强;利用汇编语言编程,可以充分利用芯片软硬件资源,代码执行效率高。在实时性要求较低场合,一般采用C语言编程,而在实时性要求较高或者频繁与外设交换信息的场合,则利用汇编语言进行编程。本系统软件流程如图2所示。

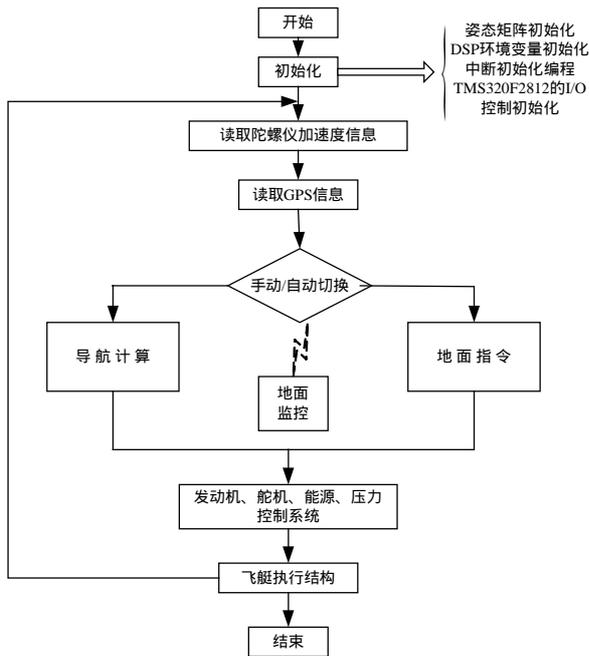


图2 系统软件流程

#### 4 试飞实验

利用某小型平流层验证飞艇进行了试飞实验。图3为飞艇的起飞前的准备阶段以及飞行过程中的姿态角信息示意图。由图可见测量系统采集到9300个点左右,其在俯仰、滚动角中有少量噪声存在,这在系统误差的允许范围内。点位为9200时的姿态角的跳变是由于飞艇降落时的非平稳性而出现姿态较大的变动。

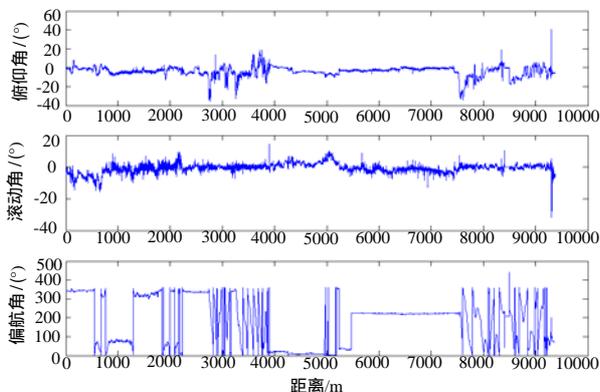


图3 飞艇起飞前后姿态角信息示意图

偏航角信息中角度的跳变是因为偏航角为 $0^{\circ} \sim 360^{\circ}$ 的范围,当角度从接近 $360^{\circ}$ 继续增加时,角度就会跳转到 $0^{\circ}$ 附近,

此时便会发生图3中第3个小图中的跳变了。

为了分析问题的方便,将飞行过程中的最后880个点提取出来。图4为这一阶段的载体姿态角信息示意图,图5为这一过程对应飞艇飞行路线图(起点为A,终点为B)。由图中可以看出飞艇的滚动角变化量很小,这符合实际情况;而偏航角的变化则可以明显地体现出飞艇飞行航向的变化。图中最后阶段的不稳定过程也有十分精确的描述。

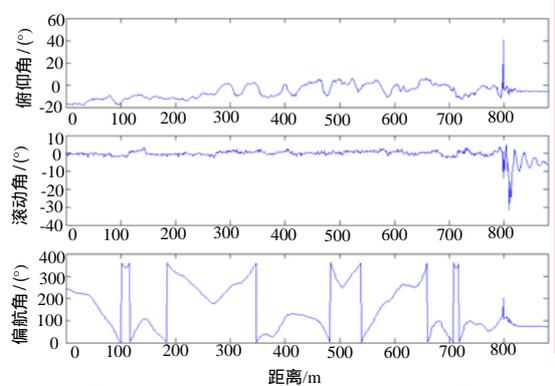


图4 飞行末端的载体姿态角信息示意图

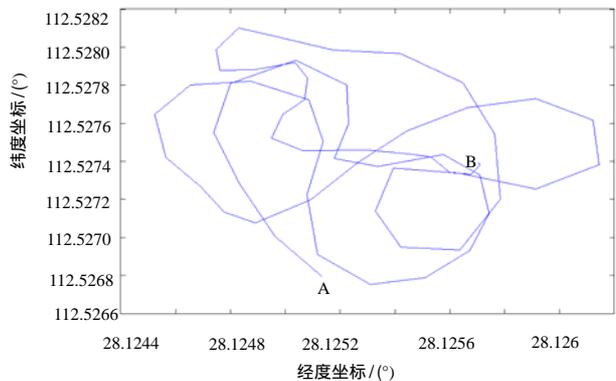


图5 飞行末端飞行路线图

#### 5 结论

在平流层空间技术越来越被各国重视之际,本文分析了小型平流层验证飞艇的组合导航系统的基本原理,并在此基础上设计了基于双DSP的导航计算机。该计算机结构简单,体积小、能耗低,为搭载更多的有效载荷与功能扩展提供了空间。对该组合导航系统进行了实际飞行试验,结果表明该系统的实时性好,测量精度满足设计要求。

#### 参考文献

- 甘晓华,郭颖.飞艇技术概论[M].北京:国防工业出版社,2005.
- 夏沈杰,倪明,柴小丽.TMS320C6701在捷联惯性导航系统中的应用[J].计算机工程,2005,31(16):213-214.
- 王寿荣.硅微型惯性器件理论及应用[M].南京:东南大学出版社,2000.
- Kaplan E D. GPS原理与应用[M].邱致和,王万义,译.北京:电子工业出版社,2004.
- 苏奎峰,吕强,耿庆峰,等.TMS320F2812原理与开发[M].北京:电子工业出版社,2005.
- 单茂华,周百令,黄丽斌.联合 $H_{\infty}$ 滤波算法及其在组合导航系统中的应用研究[J].数据采集与处理,2003,18(4):418-422.