

跨域飞行器惯导装置设计及抗冲击测量方法<sup>\*</sup>李存健<sup>1</sup> 刘福朝<sup>1,2</sup> 刘 宁<sup>1,2</sup> 赵 辉<sup>1,2</sup> 周 浩<sup>1</sup>

(1. 北京信息科技大学自动化学院 北京 100192; 2. 北京信息科技大学高动态导航技术北京市重点实验室 北京 100101)

**摘 要:** 跨域飞行器由于工作环境复杂多变,在飞行过程中运动参数受瞬态冲击影响较大,导致导航精度降低且难以稳定控制。针对瞬态冲击导致跨域飞行器难以获取准确运动参数的问题,本文研制了一种基于大小量程加速度计组合的惯性导航装置,并提出了一种大小量程加速度计切换策略,利用巴特沃斯滤波器对采集的数据进行滤波处理,通过预设阈值的累计和控制图算法和自主可变滑动窗口实现对冲击点的检测,并采用分段式线性插值方法保证了数据的同步性,最后通过模拟仿真和跌落台试验对本文所提出的切换策略进行试验验证,试验结果表明,分段式线性插值方法的估计误差不超过 0.6 g,并在小量程加速计测量值饱和后,切换至大量程加速计的测量值,满足了实时切换的要求,进一步证明该惯性导航装置及大小量程切换策略可应用于飞行器进行跨域试验。

**关键词:** 跨域飞行器;惯性导航装置;累计和控制图法;分段式线性插值;跌落试验

**中图分类号:** U666.1 **文献标识码:** A **国家标准学科分类代码:** 510.1050

Design of inertial navigation device for cross-domain vehicles  
and measurement of shock resistanceLi Cunjian<sup>1</sup> Liu Fuchao<sup>1,2</sup> Liu Ning<sup>1,2</sup> Zhao Hui<sup>1,2</sup> Zhou Hao<sup>1</sup>

(1. School of Automation, Beijing Information Science &amp; Technology University, Beijing 100192, China; 2. Beijing Key Laboratory of High Dynamic Navigation Technology, University of Beijing Information Science &amp; Technology, Beijing 100101, China)

**Abstract:** Due to the complex and changeable working environment, the motion parameters of the cross-domain vehicle are greatly affected by transient impacts during the flight process, which leads to the reduction of navigation accuracy and difficulty in stable control. Aiming at the problem of transient impacts that make it difficult to obtain accurate motion parameters of the cross-domain vehicle, an inertial navigation device based on the combination of large and small-range accelerometers is developed, and a switching strategy of large and small-range accelerometers is proposed, which utilizes the Butterworth filter to filter the collected data, and realizes the detection of the impact point through the accumulation of preset thresholds and control chart algorithms and an autonomous variable sliding window, and adopts a segmented linear interpolation method to ensure the data synchronization. Segmented linear interpolation method ensures the synchronization of the data. Finally, the switching strategy proposed in this paper is experimentally verified by simulation and drop table test, and the test results show that the estimation error of the segmented linear interpolation method is no more than 0.6 g, and it switches to the measured value of the large-range accelerometer after the small-range accelerometer measurement value is saturated to satisfy the requirement of real-time switching, which further proves that this inertial navigation This further proves that the inertial navigation device and the small- and large-range switching strategy can be applied to the cross-domain vehicle for cross-domain experiments.

**Keywords:** cross-domain vehicle; INS; cumulative and control chart method; segmented linear interpolation; drop test

## 0 引 言

随着军事技术的快速发展,传统的单一介质飞行器无法满足在复杂环境下新型作战样式的需求<sup>[1]</sup>,而跨域飞行

器具备无人飞行器和水下航行器的特性<sup>[2-3]</sup>,可以实现在空中和水中巡航并能自由穿越空水界面<sup>[4]</sup>。

跨域飞行器在进行跨域过程中会受到强瞬态冲击,巨大的冲击载荷会严重影响跨域飞行器导航的稳定性。目前

针对在强瞬态冲击环境下导航的方法可以分为强化学习、自抗扰控制、神经网络等。文献[5-6]利用了强化学习与鲁棒控制相结合,进一步增强了鲁棒控制的鲁棒性且降低了计算的复杂度,强化学习算法可以处理复杂情况下的问题,但需要大量的样本数据进行训练,训练时间长且训练成本较高。文献[7]采用自抗扰控制技术以实现在强干扰状态下对控制器的高效控制,自抗扰控制技术具有控制精度高、鲁棒性强等特点,但存在着计算复杂度较高且对于一些特定的系统无法应用的问题。文献[8-9]通过引入神经网络的自学习能力对控制器进行了相应的优化,使得控制器具有更高的稳定性,但神经网络对数据量、数据质量要求过高且训练时间过长,而且训练过程过于复杂容易出现过度拟合问题,算法需要进一步优化。

针对跨域飞行器入水受到强瞬态冲击导致小量程加速度计过饱和问题,本文提出了一种大小量程加速计切换策略,利用预设阈值的累计和(cumulative sum control chart, CUSUM)控制图算法和自主可变滑动窗口实现对冲击点的检测,并利用分段式线性插值方法保证了数据的同步性,进一步确保了跨域飞行器导航解算的准确性。

## 1 跨域飞行器惯性导航装置设计

### 1.1 结构设计

本文所设计的跨域飞行器惯性导航装置主要面向高过载环境应用,结构设计原则需要满足加工制造的可行性和合理性,采用简单的构造形式和易于装配的结构特点,同时保证结构的高可靠性。惯性导航装置应具备较大的刚度和强度<sup>[10]</sup>,不能有太大的过载形变和强振动效应,保证小体积和轻量化设计,且能够满足内部狭小空间的约束装配,因此惯性导航装置的结构设计既要克服内部空间约束,又要保证被充分利用,外形合理美观等原则,本文在此基础上设计了一种框架式的方形惯性导航装置结构,其外形与装配示意图如图 1 所示。

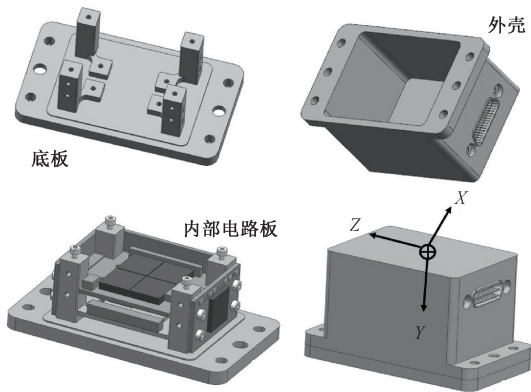


图 1 惯性导航装置外型及内部结构图

惯性导航装置主要由外壳与底板组成整体。通过外壳的安装孔与底板进行固定连接,底板采用 4 个方形长立柱与短立柱,实现对四周电路板及中间主控电路板的固定,各

个电路板上均装有陀螺仪及加速度计,并且保证 3 个敏感轴向的传感器两两正交。通过焊接方式将四周的电路板与中间主控电路板的连接,信号线与电源线通过外壳上的圆孔引出所使用的惯性导航装置采用一次性嵌入式安装,有效的消除了二次安装误差,并且保证三轴向陀螺仪与加速度计相互正交,进一步提高了安装精度。在试验前对惯性导航装置进行标定与补偿,消除惯性导航装置自身制造误差与安装误差,确保试验数据的准确性。

### 1.2 硬件系统设计

本文所设计的惯性导航装置硬件系统组成框图如图 2 所示。

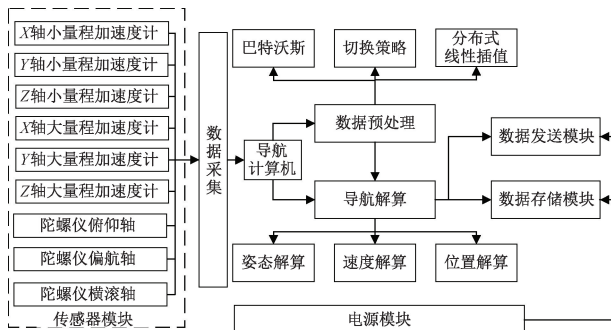


图 2 硬件系统组成框图

图中,在传感器模块中加速度计主要采集跨域飞行器的加速度信号;陀螺仪主要采集跨域飞行器的角速度信号。在导航计算机<sup>[11]</sup>中主要进行数据预处理与导航信息的解算,数据预处理部分通过巴特沃斯滤波器对传感器采集的信号进行滤波处理后,由切换策略进行判定是否需要使用分布式线性插值;在获得预处理后的数据后进行导航信息的解算,最后,数据存储模块用于存取解算后的导航数据;数据发送模块用于将采集的数据及解算后的导航信息发送至终端。电源模块为上述整个流程供电。整个硬件系统实现了跨域飞行器导航过程中的数据采集、数据预处理、导航信息解算及数据存储发送功能,保证了跨域飞行器在高过载环境和冲击环境下导航的可靠性。

本文采用的传感器性能指标如表 1 所示。

## 2 大小量程加速度计切换策略

由于跨域飞行器在入水时刻会受到强瞬态冲击干扰,导致小量程加速度计达到过饱和状态,影响导航信息的获取,因此提出了大小量程加速计切换策略,同时为了解决大小量程加速度计因带宽不同导致的数据异步问题,引入分段式线性插值算法进行数据同步处理,切换策略流程图如图 3 所示。

首先在正常运行状态时采用小量程加速度计对跨域飞行器导航参数进行采集,将采集到的加速度信号通过巴特沃斯滤波器进行滤波处理,当受到入水高过载瞬态冲击后,小量程加速计会达到饱和状态进而导致导航解算精度下

表1 传感器性能指标参数

| 轴向        | 量程/<br>( $^{\circ}$ ) $\cdot$ s $^{-1}$ | 零位稳定性/<br>( $^{\circ}$ ) $\cdot$ h $^{-1}$ | 比例因数<br>稳定性/ $\times 10^{-6}$ |
|-----------|---|--|-------------------------------|
| 陀螺仪 $x$ 轴 | $\pm 1\ 000$                            | $\leq 10$                                  | $\leq 1\ 000$                 |
| 陀螺仪 $y$ 轴 | $\pm 1\ 000$                            | $\leq 10$                                  | $\leq 1\ 000$                 |
| 陀螺仪 $z$ 轴 | $\pm 1\ 000$                            | $\leq 10$                                  | $\leq 1\ 000$                 |
| 轴向        | 量程/<br>g                                | 零位<br>稳定性/g                                | 比例因数<br>稳定性/ $\times 10^{-6}$ |
| 小加计 $x$ 轴 | $\pm 30$                                | $\leq 0.01$                                | $\leq 500$                    |
| 小加计 $y$ 轴 | $\pm 30$                                | $\leq 0.01$                                | $\leq 500$                    |
| 小加计 $z$ 轴 | $\pm 30$                                | $\leq 0.01$                                | $\leq 500$                    |
| 大加计 $x$ 轴 | $\pm 250$                               | $\leq 0.05$                                | $\leq 1\ 000$                 |
| 大加计 $y$ 轴 | $\pm 250$                               | $\leq 0.05$                                | $\leq 1\ 000$                 |
| 大加计 $z$ 轴 | $\pm 250$                               | $\leq 0.05$                                | $\leq 1\ 000$                 |

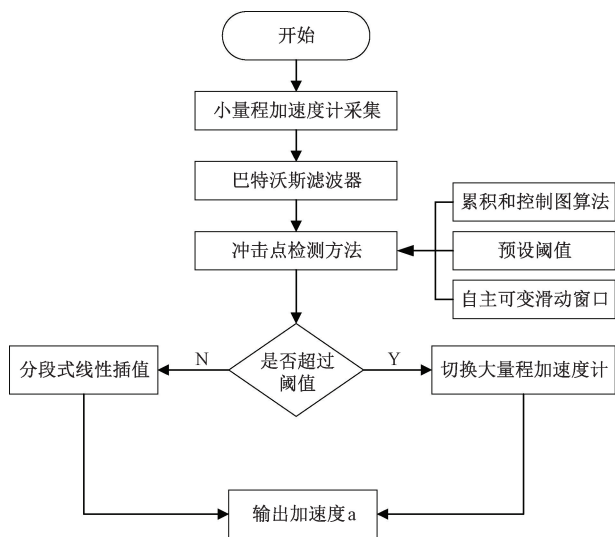


图3 大小量程加速计切换策略流程图

降,通过冲击点检测方法实现对冲击点的检测,当检测到冲击点后立刻切换至大量程加速计对导航参数进行采集,保证了导航参数的准确性。但小量程加速计与大量程加速计的带宽不一致,为了保证导航参数的同步性,对小量程加速计采用分段式线性插值方法进行异步信息同步处理。

## 2.1 巴特沃斯滤波器

由于跨域飞行器在跨域过程中存在着加速度高频信号,而巴特沃斯滤波器具有陡峭的过渡带可以快速地滤除不需要的频率成分;平坦的通频带内具有十分平稳的幅频特性的特点可以保留原始信号的特性,可以有效地抑制噪声和干扰,从而提高信号的信噪比<sup>[12]</sup>,对于处理高频信号具有更好的效果,因此本文选用了巴特沃斯滤波器对加速度计采集的信号进行滤波处理,巴特沃斯滤波器的传递函数<sup>[13]</sup>为:

$$|H(\omega)|^2 = \frac{1}{1 + \left(\frac{\omega}{\omega_c}\right)^{2n}} = \frac{1}{1 + \epsilon^2 \left(\frac{\omega}{\omega_p}\right)^{2n}} \quad (1)$$

式中: $n$ 表示滤波器的阶数; $\omega_c$ 为截止频率; $\omega_p$ 为通频带边缘频率。 $1/(1+\epsilon^2)=|H(\omega)|^2$ 是通频带边缘数值,若该滤波器是 $N$ 阶的情况下,其相对应的振幅和频率之间有这样的一种关系:

$$G_n(\omega) = |H_n(j\omega)| = \frac{1}{\sqrt{1 + (\omega/\omega_c)^{2n}}} \quad (2)$$

式中: $G$ 为放大率; $H$ 为转移函数; $j$ 为虚数单位; $n$ 为级数; $\omega$ 为角频率。当截止频率 $\omega_c = 1$ 时,该公式的归一化为:

$$G_n(\omega) = |H_n(j\omega)| = \frac{1}{\sqrt{1 + \omega^{2n}}} \quad (3)$$

## 2.2 冲击点检测方法

为了实现跨域飞行器在受到跨域瞬态冲击过程中对加速度数据实现实时检测,本文利用了阈值判断的累积和(CUSUM)控制图算法结合自主可变滑动窗口。CUSUM控制图算法<sup>[14]</sup>分为参数化与非参数化两种,主要依据序贯分析原理,对历史采样数据的偏差进行持续累积,可以更加灵敏地判断出节点的失控或者受控状态,有效的提高了发现节点异常的灵敏度<sup>[15]</sup>。由于在实际工程应用中难以对参数进行估计,因此,选择非参数化的CUSUM控制图算法对于小量程加速计量测数据中突变数据进行检测。通过对累积量测数据中每个点与数据平均值的差值的和的方法进行判断,过程如下:

定义过载检测函数如式(4)、(5)所示。

$$\begin{cases} g_0^+ = 0 \\ g_k^+ = \max\{0, g_{k-1}^+ + x_k - (\mu_0 + \beta)\} \\ g_k^+ > T, \text{突变点} \end{cases} \quad (4)$$

$$\begin{cases} g_0^- = 0 \\ g_k^- = \max\{0, g_{k-1}^- - x_k + (\mu_0 - \beta)\} \\ g_k^- > T, \text{突变点} \end{cases} \quad (5)$$

式中: $g_k^+$ 为正向累积和, $g_k^-$ 为负向累积和, $x_k$ 为滑动窗口 $k$ 时刻的检测数据, $\mu_0$ 为突变点前的均值, $\beta$ 为噪声值, $T$ 为阈值。

计算出小量程加速计量测数据 $\mu_1, \mu_2, \dots, \mu_n$ 的平均值 $\mu_0$ :

$$\mu_0 = \frac{\mu_1 + \mu_2 + \dots + \mu_n}{n} \quad (6)$$

令累积和 $g_k$ 为:

$$g_k = \sum_{i=1}^k (\mu_i - \mu_0) \quad k = 1, 2, 3, \dots, n \quad (7)$$

从 $g_k$ 中找出 $g_{\max}$ ,并使其满足 $|g_{\max}| = \max(|g_k|)$ 。本文采用了滑动窗口的策略缓存最新的小量程加速计的量测数据,然后对窗口内的数据进行计算数据的 $g_{\max}$ 值。当 $|g_{\max}| \geq T$ 时( $T$ 为预设阈值),则控制图进行报警,认

为小量程加速度计已达到饱和,切换至大量程加速度计进行跨域飞行器加速度的检测,否则,对小量程加速度计采用分段式线性插值方法进行数据同步处理。

由于滑动窗口的长度决定了加速度信号的噪声抑制与相位延迟,长度越大噪声抑制越明显但相位延迟越大。因此为了选择合适的滑动窗口采用自主可变滑动窗口,主要流程如图 4 所示。

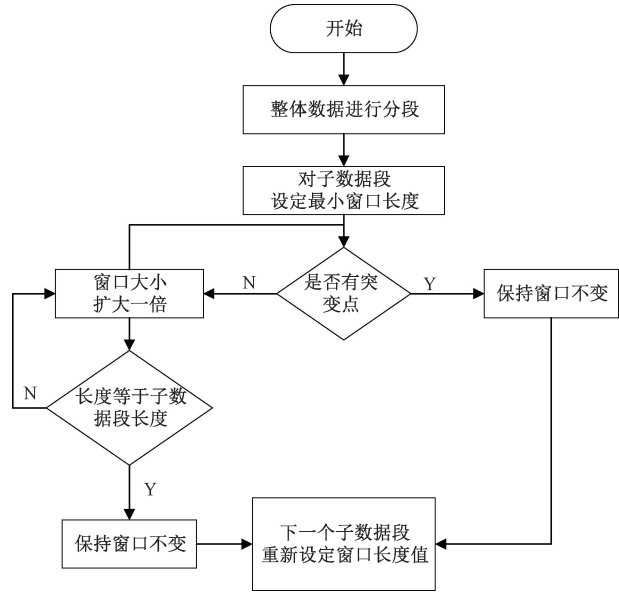


图 4 自主可变滑动窗口流程框图

首先,对整段数据进行分段处理,设定一个较小的滑动窗口长度,对第一段数据进行分段检测处理;若未检测到突变点且长度未等于子数据段长度,则将当前的窗口长度扩大一倍,重新进行对数据进行检测,当检测到突变点或等于子数据段长度后停止扩大,记录当前的窗口值,该窗口值即为最佳窗口值,移动至下一段数据并设置下一段窗口的初始值,如此循环直至检测完整段数据。

2.3 分段式线性插值法

当未检测出加速度突变点继续使用小量程加速度计对运动参数进行采集,为了解决大小量程加速度计带宽不同导致的数据异步性,使用分段式线性插值方法进行处理。分段式线性插值方法是根据精度要求将给定的样本点分为多个不同的区间,再使用若干段折线逼近曲线的方法。在测量时,首先明确对应的输入被测量  $t_i$  的加速度  $a_i$  所在的区间,然后根据该区间的线性表达式进行插值,即得输出值  $a_i = kt_i + b$ 。

记时间  $t_i$  所在的线性段区间为  $[t_i, t_{i+1}]$ , 其对应的加速度  $a_i$  的区间为  $[a_i, a_{i+1}]$ , 在每个区间上输出线性表达式的通式为:

$$a_i = a_k + \frac{a_{k+1} - a_k}{t_{k+1} - t_k} (t_i - t_k) \quad (8)$$

式中:  $t_k$  与  $a_k$  分别为采集到的时间与加速度数据;  $t_i$  为待

预测点的输入量;  $a_i$  为线性插值法的预测输出加速度值。

3 仿真与分析

为验证本文提出的大小量程加速度计切换策略的可行性,考虑到跨域飞行器入水过程中惯性导航装置受到的瞬态冲击的情况,设计了如下试验,仿真条件如表 2 所示。

表 2 仿真条件

| 试验参数名称  | 试验参数  |
|---------|-------|
| 加速度峰值/g | 100   |
| 预设阈值/g  | 30    |
| 持续时间/s  | 0.014 |

其中,大小量程加速度计实时采集数据的情况如图 5 所示,本文所提出的大小量程加速度计切换策略及分段式线性插值方法的效果如图 6 所示。

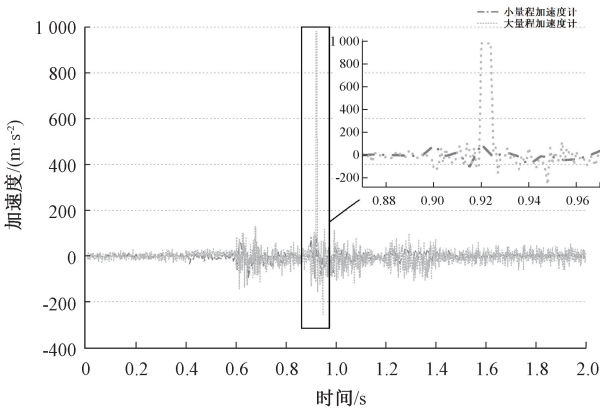


图 5 大小量程加速度计数据

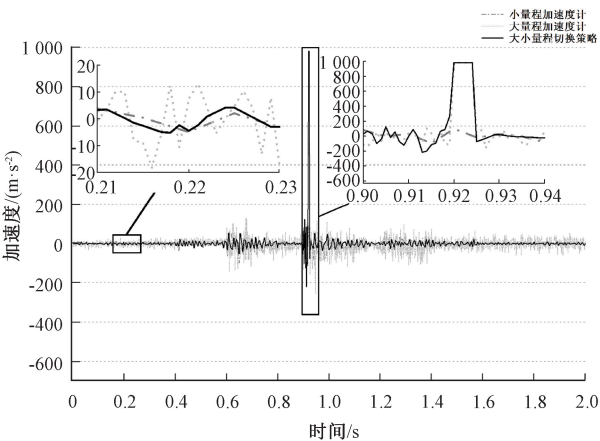


图 6 大小量程加速度计切换策略效果图

如图 6 所示,通过巴特沃斯滤波器对数据初步处理后在未出现冲击点的时刻,利用分段式线性插值对小量程加速度计进行同步处理,同步后的加速度最大估计误差不超过 0.6 g,结果如表 3 所示。在 0.92~0.93 s 时模拟跨域飞行器入水过程,在 0.92 s 时刻由于小量程加速度计受到了



跨域瞬态冲击出现了饱和现象,通过冲击点检测方法检测出冲击点后,大小量程加速计切换策略立刻切换至大量程加速度计进行测量加速度。

表 3 仿真结果分析

| 时间/<br>s | 小量程加<br>速度值/g | 线性插值<br>结果/g | 误差/<br>g |
|----------|---------------|--------------|----------|
| 0.21     | 3.924 69      | 3.341 30     | 0.583 39 |
| 0.22     | -4.742 46     | -4.313 60    | 0.428 86 |
| 0.23     | -3.209 97     | -2.819 79    | 0.390 18 |

4 跌落台试验验证

试验所用的惯性导航装置实物图如图 7 所示,跌落台试验如图 8 所示,本试验利用跌落台模拟冲击过程用于检查惯性导航装置在跨域飞行器安装状态下对冲击环境的适应性,对惯性导航装置开展冲击试验的试验条件如表 4 所示。

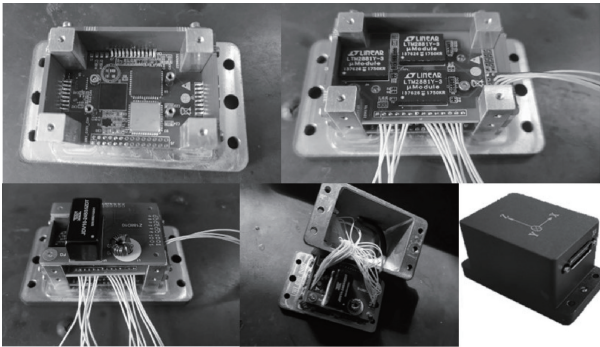


图 7 惯性导航装置实物图

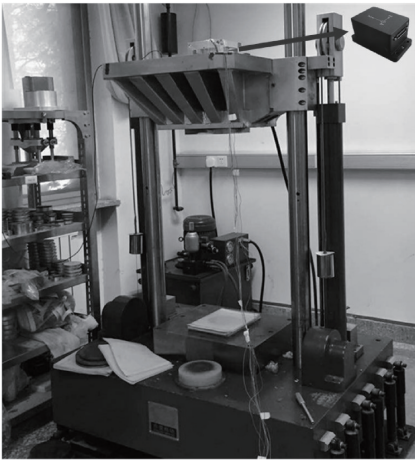


图 8 跌落台试验

将惯性导航装置固定在跌落台支撑结构上确保试验过程中可以稳定可靠的测量实时的加速度,固定后连接数据采集设备进行数据采集,对惯性导航装置陀螺仪 X、Y、Z 轴正反方向各进行一次冲击,其中单次冲击结果如图 9 所

表 4 跌落台模拟冲击试验条件

| 试验参数名称  | 试验参数    |
|---------|---------|
| 试验方向    | X、Y、Z   |
| 波形      | 半正弦     |
| 加速度峰值/g | 500     |
| 持续时间/ms | 1       |
| 次数      | 正反方向各一次 |

示,小量程加速度计和大量程加速度计全过程输出正常,冲击结束后,对大小量程加速度计切换策略进行了算法验证,其有效的检测到小量程加速度计受到瞬态冲击出现的饱和现象,并切换至大量程加速度计,试验结果如图 10 所示。

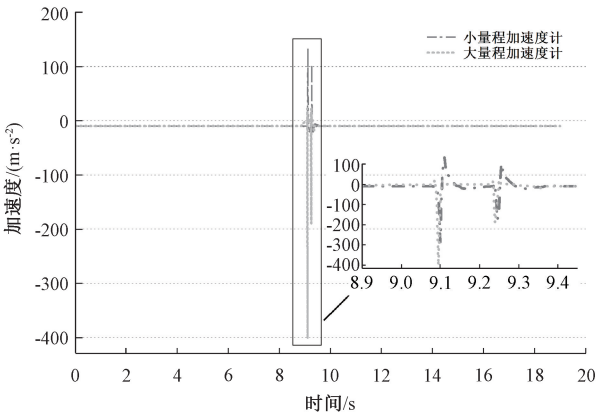


图 9 跌落台试验数据图

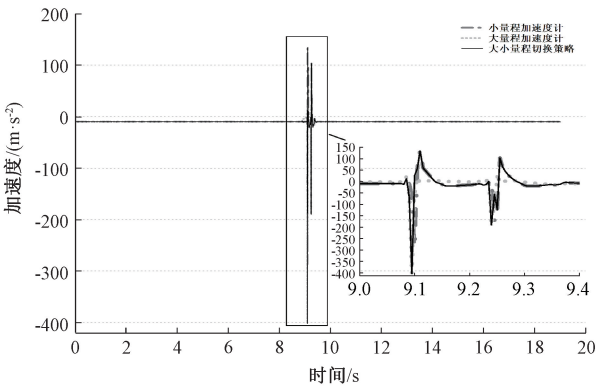


图 10 跌落台切换策略试验图

从图 9 可以看出惯性导航装置在 9 s 前保持静止状态,通过分段式线性插值进行数据同步的结果如表 5 所示,同步后的加速度最大误差不超过 0.6 g,解决了大小量程加速度计带宽不同导致的数据异步问题。

而在接近 9.1 s 时,惯性导航装置开始随跌落台进行跌落,此时刻加速度有明显的增大趋势,在 9.1 s 时小量程加速度计受跌落台冲击影响达到饱和状态,通过本文提出的大小量程加速度计切换策略,实现了对小量程加速度计达到饱和点的检测,并完成了从小量程加速度计到大量程加

表 5 试验结果分析

| 时间/<br>s | 小量程加<br>速度值/g | 线性插值<br>结果/g | 误差/<br>g |
|----------|---------------|--------------|----------|
| 2        | -9.811 35     | -9.241 30    | 0.570 05 |
| 3        | -9.836 32     | -9.589 93    | 0.246 39 |
| 4        | -9.814 02     | -9.313 60    | 0.500 42 |
| 5        | -9.807 92     | -9.486 73    | 0.321 19 |
| 6        | -9.822 16     | -9.719 79    | 0.102 37 |
| 7        | -9.824 91     | -9.413 37    | 0.411 54 |
| 8        | -9.823 68     | -9.796 21    | 0.027 47 |

速度计的切换,切换结果如图 10 所示,当小量程加速度计达到峰值时,立即切换至大量程加速度计对加速度进行记录,切换结果未出现时延,表明了本文所提出的大小量程加速度计切换策略能够满足惯性导航装置在高过载条件下实时获取准确运动参数的要求。该试验证明了本文研制的惯性导航装置能够满足高过载的冲击环境,以及提出的大小量程加速度计切换策略在跨域飞行器入水过程中也是有效和可行的。

5 结 论

本文针对跨域飞行器入水受到强瞬态冲击导致难以获取准确运动参数的问题,研制了一种基于大小量程加速度计组合的惯性导航装置,提出了一种大小量程加速度计切换策略。详细地介绍了惯性导航装置的结构设计、硬件系统设计及大小量程加速度计切换策略,通过模拟试验及跌落台试验进行验证,试验结果表明研制的惯性导航装置能够满足高过载冲击环境的需要,在大冲击情况下,提出的大小量程加速度计切换策略在未达到冲击点时刻,解决了大小量程加速度计带宽不同导致的数据异步性问题,在冲击点时刻实现了对小量程加速度计冲击点的检测,并且在冲击点时刻完成了小量程加速度计到大量程加速度计的切换。本文的研究工作在跨域飞行器相关技术领域具有很好的借鉴和指导意义,能够为跨域飞行器总体设计,弹道优化及飞行控制等方面提供理论依据和研究手段。

参考文献

[1] 唐胜景,张宝超,岳彩红,等. 跨域飞行器关键技术及飞行动力学研究趋势分析[J]. 飞航导弹, 2021, 438(6): 7-13.

[2] 王仰杰,龙腾,孙景亮,等. 基于径向基网络的跨域飞行器快速入水近似优化方法[J]. 无人系统技术, 2022, 5(3): 20-27.

[3] 冯金富,胡俊华,齐铎. 水空跨介质航行器发展需求及其关键技术[J]. 空军工程大学学报(自然科学版),

2019, 20(3): 8-13.

[4] 罗剑桥,刘晓东,马文朝,等. 组合仿生跨域飞行器设计及流固耦合性能研究[J]. 无人系统技术, 2022, 5(3): 28-39.

[5] 肖冰,张海朝. 航天器姿态稳定强化学习鲁棒最优控制方法[J]. 航空学报, 2024, 45(1): 58-72.

[6] SONG W, CHEN Z, SUN M, et. al. Reinforcement learning based parameter optimization of active disturbance rejection control for autonomous underwater vehicle[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2022, 33(1): 170-179.

[7] 赵源,戴晓强,王莹,等. 基于自抗扰水面无人艇路径跟踪导航与控制方法研究[J]. 战术导弹技术, 2023(4): 95-102, 118.

[8] QIU J, MA M, WANG T, et. al. Gradient descent-based adaptive learning control for autonomous underwater vehicles with unknown uncertainties [J]. IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems, 2021, 32(12): 5266-5273.

[9] ZHU D, YANG S X. Bio-inspired neural network-based optimal path planning for UUVs under the effect of ocean currents[J]. IEEE Transactions on Intelligent Vehicles, 2022, 7(2): 231-239.

[10] 刘福朝,李存健,王桂奇. 惯性导航装置设计及抗高过载性能分析[J]. 压电与声光, 2022, 44(2): 289-293.

[11] 杨欢,熊剑,郭杭,等. 基于 Cortex-M4 的多传感器组合导航系统设计[J]. 传感器与微系统, 2017, 36(2): 88-90, 93.

[12] 宋锡文,董业鹏,杨世飞. 基于 FPGA 的振动信号处理参数寻优试验研究[J]. 电子测量与仪器学报, 2021, 35(2): 101-108.

[13] MAHATA S, HERENC SAR N, KUBANEK D. Optimal approximation of fractional-order butterworth filter based on weighted sum of classical butterworth filters[J]. IEEE Access, 2021, 9: 81097-81114.

[14] XIE L, MOUSTAKIDES G V, XIE Y. Window-limited CUSUM for sequential change detection [J]. IEEE Transactions on Information Theory, 2023, 69(9): 5990-6005.

[15] 陈家栋,张钊. 基于 CUSUM 和加权欧氏距离的电器分析监测装置设计[J]. 电子测量技术, 2023, 46(8): 154-161.

作者简介

李存健, 硕士研究生, 主要从事导航、制导与控制方面的研究。  
E-mail: licunjian98@126.com