

# 基于瞬态动力学的弹载 MEMS 陀螺 抗冲击特性分析

贺江涛<sup>1</sup>, 陈再春<sup>2</sup>

(1. 西安航天动力技术研究所, 西安 710025;

2. 重庆天箭惯性科技股份有限公司, 重庆 400060)

**摘要:** 针对微机械 (MEMS) 陀螺在冲击环境下的适应性问题, 对导弹发射初始段 MEMS 陀螺的抗冲击特性进行了分析; 运用傅里叶变换分析了发射初始段的冲击载荷特征; 采用瞬态动力学方法结合有限元分析, 综合考虑了冲击信号特征、金属壳体力学传递、MEMS 陀螺抗冲击指标等因素, 计算了弹载 MEMS 陀螺安装处的冲击响应; 实验结果表明: 由于高频冲击信号与惯性测量单元金属壳体的二阶模态频率相近, 使得弹载 MEMS 陀螺所承受的力学冲击量级放大了约 4 倍, 达到 879 g, 致使发射初始段弹载 MEMS 陀螺存在失效风险, 因此在工程应用时应采取一定的防护措施。

**关键词:** 微机械陀螺; 瞬态动力学; 固有频率; 抗冲击; 失效; 冲击试验

## Analysis of Anti-shock Characteristic of Missile Borne MEMS Gyroscope Based on Transient Dynamic Method

HE Jiangtao<sup>1</sup>, CHEN Zaichun<sup>2</sup>

(1. Xi'an Aerospace Solid Propulsion Institute, Xi'an 710025, China;

2. Chongqing Godarrow Inertial Technology Co., Ltd., Chongqing 400060, China)

**Abstract:** Aiming at the adaptability of missile-borne micro-electro-mechanical system (MEMS) gyroscope in shock environments, the anti-shock characteristic of MEMS gyroscope is analyzed during the initial stage of missile launch. The characteristics of shock signal are analyzed using Fourier transform. The transient dynamics method and finite element analysis method are used to comprehensively consider the characteristics of the shock signal, the mechanical transmission of the metal shell, and the anti-shock index of MEMS gyroscope, and calculate the shock response at the installation position of the missile-borne MEMS gyroscope. Experimental results show that the high-frequency signal is close to the second order modal of the inertial measurement unit (IMU) metal shell, the mechanical shock of the missile-borne MEMS gyroscope is amplified by about 4 times, reaching 879 g, which leads to a risk of MEMS gyroscope failure in initial launch stage. Therefore, it should take some protective measures in engineering applications.

**Keywords:** MEMS gyroscope; transient dynamic method; natural frequency; anti-shock; failure; shock test

## 0 引言

MEMS (micro-electro-mechanical systems) 陀螺是结合微电子技术和微加工技术制造出来的角速度传感器, 和传统的惯性仪表相比, 具有诸多优点, 比如以半导体微加工技术制作出的敏感结构, 与信号处理电路封装成 MEMS 陀螺芯片后, 尺寸仅到厘米量级, 不仅体积小、质量轻、而且功耗低; 以硅为原材料, 可采用微

电子集成电路制造工艺, 高精度批量制造硅基 MEMS 惯性器件, 显著降低了单个传感器的生产成本; MEMS 陀螺测量范围不受力矩器等因素制约, 可以很容易达到较大的测量范围; 应用时适合采用冗余配置方案, 提高了可靠性。正是由于 MEMS 陀螺在体积、重量、功耗、成本、可靠性等方面具有明显的优势, 因此在汽车工业、消费电子、导弹制导等领域应用越来越广泛<sup>[1-5]</sup>。在现代化汽车上, MEMS 惯性传感器属于基本配置,

收稿日期: 2023-12-05; 修回日期: 2024-01-26。

作者简介: 贺江涛 (1986-), 男, 硕士, 高级工程师。

引用格式: 贺江涛, 陈再春. 基于瞬态动力学的弹载 MEMS 陀螺抗冲击特性分析[J]. 计算机测量与控制, 2025, 33(3): 138-144.

通过监测轮胎与路面的滑移率,实现汽车的防滑控制<sup>[6]</sup>;消费电子领域中,MEMS 惯性仪表应用于运动/坠落检测、游戏/人机界面等;在导弹制导领域,通常将3个单轴 MEMS 陀螺与3个加速度计正交装配组成惯性测量单元,通过金属壳体固联于飞控舱内,用以测量导弹角速度和加速度信息。当应用于中近程战术导弹时,导弹发射产生的冲击环境有可能高达成百上千  $g$  ( $g=9.8 \text{ m/s}^2$ ),MEMS 陀螺内部的弹簧梁在高冲击下易发生结构断裂,导致 MEMS 陀螺失效。因此,如何保证 MEMS 陀螺在高过载环境下正常工作是军事领域应用研究的重点<sup>[7]</sup>。

对于 MEMS 陀螺冲击特性的研究,文献 [8] 通过多次冲击试验,介绍了在各种冲击载荷条件下 MEMS 陀螺的故障分析,包括 8 000  $g$  冲击下封装故障,以及在约 4 000  $g$  冲击水平下由陀螺内部梳齿断裂引起的功能故障;文献 [9] 发现冲击应力下,除了碎片运动引起 MEMS 电气故障外,MEMS 器件的梳齿之间、梳齿与基底之间也会因接触造成电学短路失效;文献 [10-11] 从原理上分析了影响陀螺结构冲击可靠性的关键因素,包括冲击加速度峰值和脉宽、陀螺固有频率和品质因子等,当脉宽对应的冲击频率与陀螺固有频率越接近,陀螺品质因子和冲击加速度幅值越大时,MEMS 陀螺抗冲击能力越弱;文献 [12] 报道了微机械高冲击传感器在测试中严重失效,是由于高冲击引起封装壳体变形使管芯承受了过大的应力,芯片某些部位应力超过断裂强度而损坏。可以看出,现有的研究往往聚焦于封装成角速率传感器的抗冲击特性,少有从系统工程角度考虑 MEMS 陀螺在制导导弹应用时的冲击适应能力,即同时考虑冲击信号特征、金属壳体的外力传递,分析 MEMS 陀螺在外载荷作用下的冲击响应。

为了更好地分析 MEMS 陀螺的抗冲击能力,为 MEMS 陀螺的工程应用提供指导,本文结合某地地战术导弹的实际需求,以前期该导弹某次飞行中冲击传感器采集的试验数据为输入,采用瞬态动力学分析了惯性测量单元在冲击作用下的力学响应,全面研究了弹载 MEMS 陀螺在此影响下抗冲击能力,对 MEMS 陀螺在地地战术导弹应用时潜在的风险做出了预测,并开展了相关试验验证。

## 1 惯性测量单元组成与 MEMS 陀螺失效机理

### 1.1 惯性测量单元组成

MEMS 陀螺是以惯性测量单元的形式实现某战术导弹角速度测量的。惯性测量单元是一个内部结构复杂的测量设备,在结构设计时,需要充分考虑导弹的空间、重量约束,又要保证内部狭小空间装配的工艺操作性。惯性测量单元采用框架式结构,主要由金属外壳和

包含陀螺芯片的印制板组成。金属外壳的材料为 2A12-T4 铝合金,印制板由硅基单轴 MEMS 陀螺芯片和数据采集电路集成在一起,每块印制板通过 4 个螺钉固联在金属壳体内部的安装基准上。3 个独立的印制板正交配置,用于测量导弹 3 个通道的角速度信息。惯性测量单元内部结构见图 1。

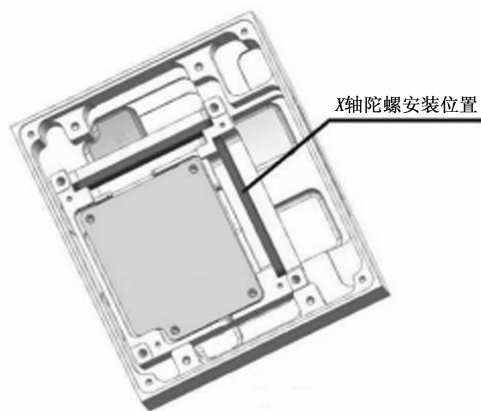


图1 惯性测量单元内部结构

某战术导弹主要由动力舱、飞控舱和导引舱组成。动力舱包括发射级和续航级两级动力系统;惯性测量单元安装于飞控舱(见图 2),通过 4 个 M5 的螺钉固定,贴壁安装于飞控舱壳体表面。飞控舱与动力舱、导引舱采用“套接+径向螺钉”连接形式,基本壁厚 2 mm。

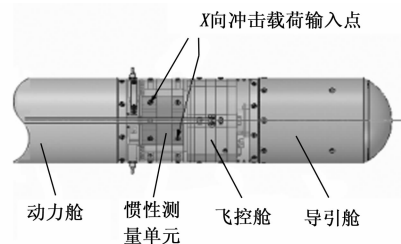


图2 惯性测量单元的安装位置

当战术导弹发射时,固体发动机主要产生轴向推力。由于发射级比冲大于续航级,所以发射初始段导弹的力学环境更加恶劣。推力沿飞控舱→惯性测量单元壳体→MEMS 陀螺的路径传递,MEMS 陀螺工作在飞控舱的力学响应环境中。该战术导弹某次无控飞行试验时,利用飞控舱安装的冲击传感器,成功采集了发射级发动机作用下飞控舱的力学环境。

### 1.2 高冲击下 MEMS 陀螺失效机理

MEMS 陀螺仪基于 Coriolis 原理,其构成如图 3 所示。MEMS 可动质量块在真空中由静电力驱动,以其共振频率沿横向恒定振动,当陀螺仪转动时,检测质量块因受哥氏力在纵向产生位移。这个位移引起陀螺仪内部的监测电容量发生变化。然后通过专用集成电路读出电容值的变化,从而得到物体旋转角速度的数值。MEMS

陀螺仪内部由陀螺仪敏感结构和驱动环路、敏感环路和数字部分组成。

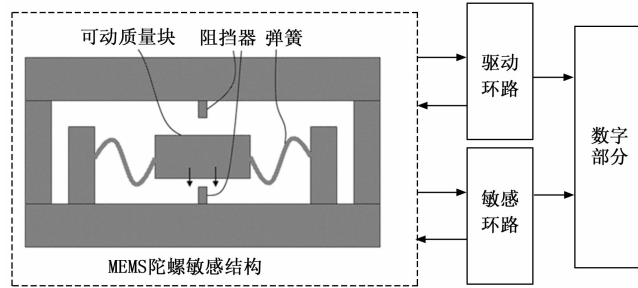


图 3 MEMS 陀螺剖面示意图

MEMS 陀螺质量块的振动模式频率高达十几 kHz，距金属壳体固有频率较远，难以发生共振。但当低频（相较于振动模式频率而言）下的高加速度冲击作用于 MEMS 陀螺上时，可动质量块沿纵向异常移动，触碰到上、下两个阻挡器时，造成阻挡器和可动质量块之间短路，引起可动质量块不能保持正常的驱动模式，MEMS 陀螺将无法正确测量导弹角速度，从而失效<sup>[13]</sup>。换言之，弹载 MEMS 陀螺的抗冲击的性能取决于其安装结构冲击响应强度，当其安装位置响应的冲击加速度大于冲击上限理论值，MEMS 陀螺则存在失效风险。

## 2 瞬态动力学方法

瞬态响应是冲击激励下结构系统的动力响应。导弹发射过程属于典型的结构冲击过程，可以采用瞬态动力学来分析弹载 MEMS 陀螺在发射冲击作用下的动力学响应。在研究弹载 MEMS 陀螺抗冲击能力时，需要结合有限元分析工具，在空间域内对惯性测量单元进行离散化处理。

### 2.1 有限元模型

有限元分析基于离散化的思想，把复杂的连续体离散化成多个单元，各个单元在其节点上计算的结果作为解析解的近似值，将单元形函数与节点数据关联，这样就可以获取连续体的各点数据。当单元选择合适，网格划分够细，收敛选项设置合理，计算的精度可以满足要求。为了获得惯性测量单元的有限元模型，对金属外壳和印制板按照有限元法的原理和技巧进行适当处理。金属壳体网格采用十节点四面体实体单元；印制板网格简化处理<sup>[14]</sup>，一方面是无法得到 MEMS 陀螺内部结构的关键参数，另一方面是陀螺芯片与其它电子元器件一样，对印制板力学分析影响较小，可以忽略。金属壳体与印制板的固定按照固支约束添加边界约束，完成惯性测量单元有限元模型的建立，共包含单元数量 271 009，节点数量 493 716。

### 2.2 瞬态动力学

瞬态动力学分析常常应用于确定结构在碰撞、冲击

等瞬时载荷的动力学响应，通过考虑载荷和时间的相关性凸显惯性和阻尼的影响，求解被分析对象在时变载荷下的基本运动方程来完成。前期飞行试验已采集了导弹飞控舱的加速度参数，精准地获取惯性测量单元在发射过载作用下的冲击特征，以此为指导进行惯性测量单元的瞬态动力学分析，可以真实地反映 MEMS 陀螺受冲击时的受力情况。

基于瞬态动力学方法结合有限元分析工具，进行弹载 MEMS 陀螺抗冲击性能分析时，对离散化后的每一个独立单元建立有限元方程，惯性测量单元的整体运动方程通过各单元运动方程组合和叠加得到<sup>[15]</sup>。

瞬态动力学分析的基本运动方程为<sup>[15-16]</sup>：

$$[M]\{\ddot{u}\} + [C]\{\dot{u}\} + [K]\{u\} = \{F(t)\} \quad (1)$$

式中， $[M]$ 、 $[C]$ 、 $[K]$  分别是结构的质量矩阵、阻尼矩阵和刚度矩阵； $\{F(t)\}$  是时变载荷； $\{\ddot{u}\}$ 、 $\{\dot{u}\}$ 、 $\{u\}$  分别是所有节点的加速度向量、速度向量和位移向量。对于需要求解时间历程的瞬态动力学问题，在有限元计算中，求解方法有两种：基于 Newmark 法的隐式积分法和基于中心差分法的显式积分法。显式积分法求解的时间步长短，适用于冲击载荷、高度非线性等问题<sup>[17]</sup>，因此采用显式积分法计算惯性测量单元的动力学响应。

在显式积分算法中，假设当前时刻为  $t$ ，运动方程可变形为：

$$[M]\{\ddot{u}(t)\} = \{F(t)\} - [C]\{\dot{u}(t)\} + [K]\{u(t)\} \quad (2)$$

在离散的时间间隔内认为加速度恒定，然后在时间域上应用中心差分法：

$$\dot{u}(t + \Delta t/2) = \bar{u}(t - \Delta t/2) + a(t)[\Delta t(t + \Delta t/2) + \Delta t(t - \Delta t/2)]/2 \quad (3)$$

$$u(t + \Delta t) = u(t) + \Delta t(t + \Delta t)\bar{u}(t + \Delta t/2) \quad (4)$$

若已求得  $a(t)$  时刻节点的加速度  $a(t)$  和  $t - \Delta t/2$  时刻的节点速度，先由式 (3) 计算  $t + \Delta t/2$  时刻节点的速度  $\bar{u}(t + \Delta t/2)$ ；再结合  $u(t)$  时刻节点的位置  $u(t)$ ，根据式 (4) 可解算  $u(t + \Delta t)$  的位移  $u(t + \Delta t)$ 。在整个时域内，通过积分递推公式即可求得各离散时间点处惯性测量单元各节点的位移、速度和加速度。该微分方程组求解比较复杂，但在获取惯性测量单元材料的密度、弹性模量、约束等条件后，就可利用 NX、ANSYS、ABAQUS 等软件进行仿真计算。

## 3 仿真计算

### 3.1 冲击环境

MEMS 陀螺所处的冲击环境与导弹的动力密切相关。为快速提高地地战术导弹的初速，发射发动机比冲很大，导致惯性测量单元的冲击环境变化剧烈。冲击环境采用高频率响应的压电冲击传感器采集，量程 500 g，

频率响应范围 20~10 000 Hz, 非线性误差小于 2%, 数据采样率 30 kHz。导弹发射后冲击数据变化曲线如图 4 所示。

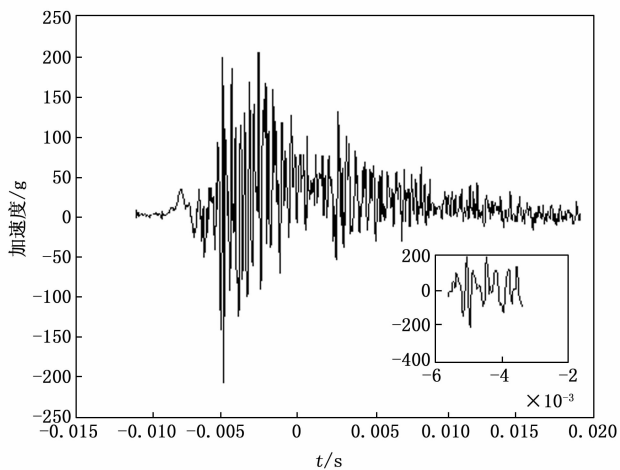


图 4 冲击数据

发射级发动机工作时间很短, 持续时间不到 100 ms。上述时域数据经过快速傅里叶变换后, 其频率特征如图 5 所示。

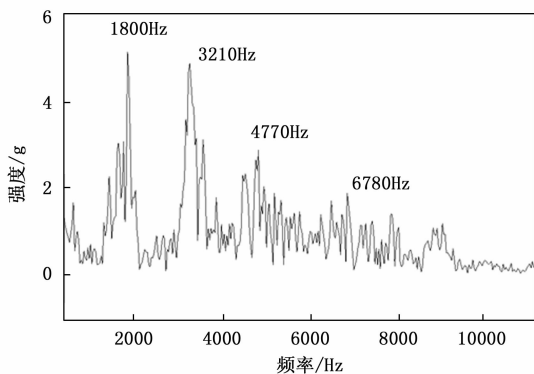


图 5 冲击数据频谱分析

可以看出, 动力系统不稳定燃烧使得该战术导弹飞控舱的加速度在短时间内发生剧烈变化, 在时域上表现为峰值约 200 g、窄脉宽 (<0.5 ms) 的减幅震荡, 频率特征则集中在 1 800 Hz、3 210 Hz、4 770 Hz、6 780 Hz 4 个频点, 属于较宽频带的冲击载荷, 其中前两个频点的幅值大于后两个频点, 表明前两个频点的能量分布占据主导地位。

### 3.2 仿真分析

在获取真实的冲击环境数据后, 仿真计算时, 以飞行试验获得的时间—冲击数据作为激励载荷进行加载。基于瞬态动力学结合有限元工具进行弹载 MEMS 陀螺抗冲击能力分析, 通过对 MEMS 陀螺布置处的瞬态力学响应进行仿真计算, 然后与 MEMS 陀螺设计的抗冲

击指标比较, 进而判断陀螺的冲击环境适应性。仿真采用 NX8.0 高级分析中内置的 NASTRAN 解算模块作为仿真分析的求解器。

惯性测量单元的材料属性如表 1 所示。

表 1 材料属性

参数	壳体结构	电路印制板
材料	2A12-T4	FR4
密度/(kg·cm <sup>-3</sup> )	223	1 800
弹性模量/Mpa	73 000	11 100
抗拉强度/Mpa	420	340
泊松比	0.33	0.28

为了得到冲击载荷所覆盖的频带内惯性测量单元的固有频率, 采用 Frequency 模块对惯性测量单元进行了模态分析<sup>[18]</sup>, 共提取了惯性测量单元前 8 阶固有频率, 如表 2 所示。

表 2 前 8 阶固有频率

阶数	1	2	3	4	5	6	7	8
频率/Hz	2 237	3 271	3 351	3 621	3 782	3 866	4 337	4 596

有关国军标对于电子产品环境的应力筛选频率区间是 20~2 000 Hz<sup>[19]</sup>。惯性测量单元在小于 2 000 Hz 的范围内不存在共振频率, 但在 3 271 Hz 附近与冲击数据频率 3 210 Hz 相近, 由此可能引起金属壳体谐振, 放大输入的冲击载荷。为了定量分析惯性测量单元在冲击载荷激励下的放大效果, 利用建立的惯性测量单元有限元模型, 对 MEMS 陀螺固定位置的瞬态力学响应进行仿真计算。图 6 为冲击载荷输入条件下有限元计算的响应曲线。

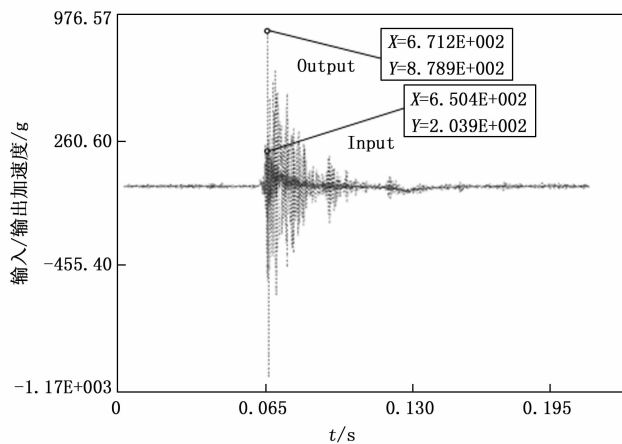


图 6 惯性测量单元的加速度响应曲线

在冲击载荷激励下, 惯性测量单元 MEMS 陀螺处的加速度呈现明显的量级放大现象, 输入载荷最大加速度为 203.9 g, 响应的最大加速度为 879 g, 量级放大约 4.3 倍。数据统计结果见表 3。

表 3 仿真计算

参数	X 向陀螺
输入加速度 g	203.9
瞬态响应加速度 g	879.0
放大倍数	4.31

弹载惯性测量单元选用的国产 MEMS 陀螺内设计有阻挡器，防止 MEMS 陀螺内弹簧梁在过大冲击载荷下出现断裂；但同时，陀螺内的运动质量块与阻挡器间隙只有 1~3 μm，陀螺芯片性能参数表明，其抗冲击能力的设计参考值为 500 g。当 MEMS 陀螺承受的冲击超过参考值时，可动质量块可能在 35 μs 就达到限位状态，使电学短路失效，导致 MEMS 陀螺角速度测量值异常<sup>[13]</sup>。仿真计算表明，经过冲击载荷传递和放大，MEMS 陀螺经受的冲击载荷为 879 g，大于陀螺设计参考值，致使 MEMS 陀螺存在失效的风险。

### 4 试验验证

#### 4.1 冲击试验条件

由以上分析可知，在飞行冲击数据的激励下，惯性测量单元 MEMS 陀螺处的冲击响应数值增大，存在冲击载荷放大的现象。放大量级与输入载荷频率和惯性测量单元模态相关。由于无法直接将飞行冲击信号加载在冲击试验台上，因此需要根据飞行试验冲击数据进行一定的等价代换，以确定冲击试验条件。冲击数据可视为不同半正弦冲击信号的叠加<sup>[20]</sup>，而冲击数据与金属壳体共有的频率约为 3 200 Hz，所以可以通过施加脉宽为 0.16 ms 的半正弦信号来验证惯性测量单元 MEMS 陀螺的抗冲击性能，冲击信号的幅值可根据具体试验条件确定。综上所述，冲击试验的条件如图 7 所示。

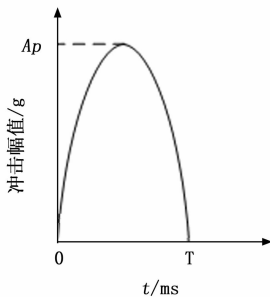


图 7 冲击试验条件

图 7 中  $A_p$  为冲击幅值的最大值，以冲击传感器采集的数据为依据，理论参考幅值约为 200 g，半正弦周期  $T$  为 0.16 ms。

#### 4.2 MEMS 陀螺冲击试验

在进行惯性测量单元冲击试验前，首先验证 MEMS

陀螺的抗冲击能力。将电路板粘接在跌落冲击台上，进行了不同冲击量级的半正弦波冲击，监测 MEMS 陀螺是否测量正常，直接确定 MEMS 陀螺实际的抗冲击性能与设计参考值是否一致。试验过程和结果见图 8 和图 9。

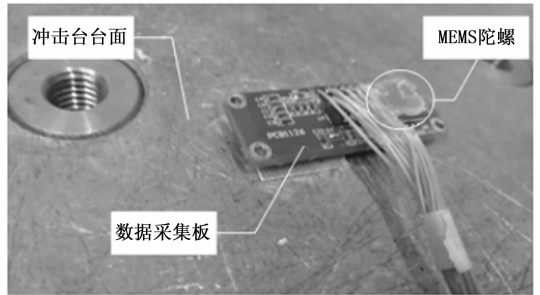


图 8 MEMS 陀螺冲击试验

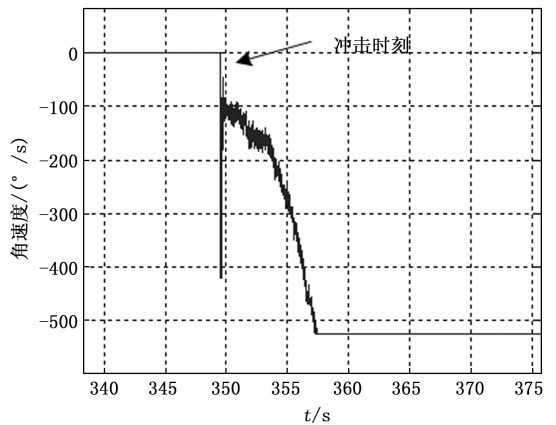


图 9 MEMS 陀螺失效时的数据

MEMS 陀螺在幅值 702.5 g、脉宽 1.12 ms 的冲击条件下，其角速度测量值逐渐发散，最终定格保持在 520°/s，说明 MEMS 陀螺的运动质量块触碰到阻挡器而导致测量值失真。待重新上电后，MEMS 陀螺内部电路重置，其测量又恢复正常。该试验表明 MEMS 陀螺在不大于 614 g 的冲击环境中可正常工作，优于标称值 500 g。表 4 统计了 MEMS 陀螺冲击试验情况。

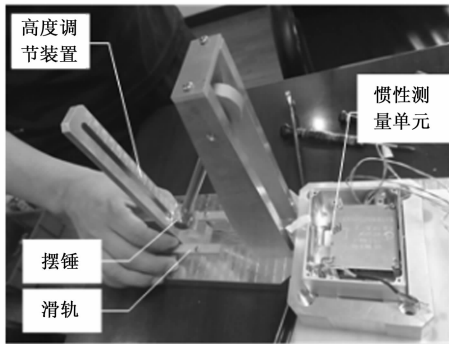
表 4 MEMS 陀螺冲击试验结果

试验参数	冲击 1	冲击 2	冲击 3
冲击加速度 g	510.1	614.4	702.5
脉宽/ms	1.12	1.04	1.12
陀螺是否失效	否	否	是

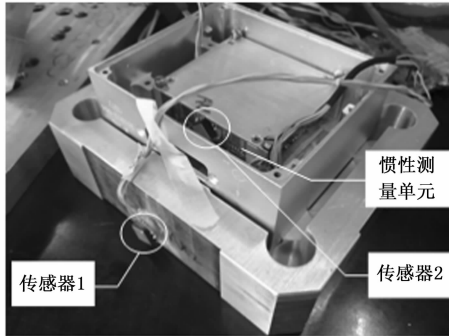
#### 4.3 惯性测量单元冲击试验

由于一般的跌落冲击试验台不能准确控制小于 1 ms 的冲击脉冲，所以必须采用其他方式来模拟窄脉宽冲击对惯性测量单元的影响。本文采用类似马希特锤

冲击试验台的试验装置进行试验验证<sup>[20]</sup>。试验装置主要由摆锤、滑轨、高度调节装置、测量传感器组成,如图 10 所示。基本原理是通过调节摆锤的高度来调整冲击载荷量级,在摆锤的接触面增减缓冲物来调整冲击载荷脉宽;传感器 1 用于冲击载荷的测量,传感器 2 用于 MEMS 陀螺处冲击响应的数据采集。测量传感器在试验前通过跌落冲击试验台进行标校,数据采样率为 40 kHz,测量最大误差为 13%。受限于客观的试验条件,试验装置虽经过多次调试,其产生的冲击信号无法同时满足 200 g、0.16 ms 的条件。根据试验装置的实际情况,在保证半正弦周期  $T \approx 0.16$  ms 的条件下,冲击试验条件  $A_p$  取值约 60 g。



(a)



(b)

图 10 惯性测量单元冲击试验

为减小冲击试验实施过程中偶然因素的影响,惯性测量单元冲击试验共进行 3 次。其中传感器 1 的测量数据见图 11,传感器 2 的测量数据见图 12。

从试验数据可以看出,传感器 2 最大值为 213.8 g,而第一次冲击试验传感器 1 的最大值只有 51.4 g,冲击幅值放大了 4.16 倍。第二次冲击试验时,传感器 1 测量的最大值是 59.8 g,冲击响应的最大值为 244.2 g,输出最大加速度的幅值是输入值的 4.08 倍。在第三次冲击试验中,输入的冲击加速度最大值是 74 g,而传感器 2 测量的响应最大加速度为 285 g。三次冲击试验结果类似,冲击量级放大约 4 倍左右。

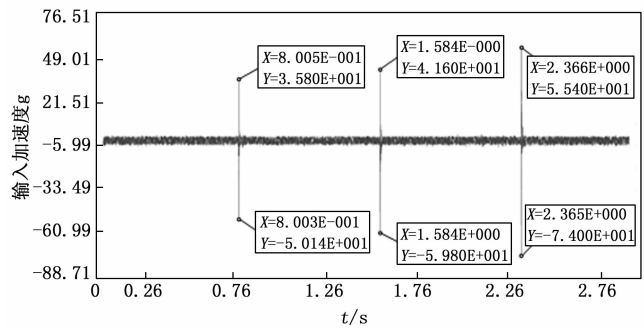


图 11 传感器 1 的测量数据

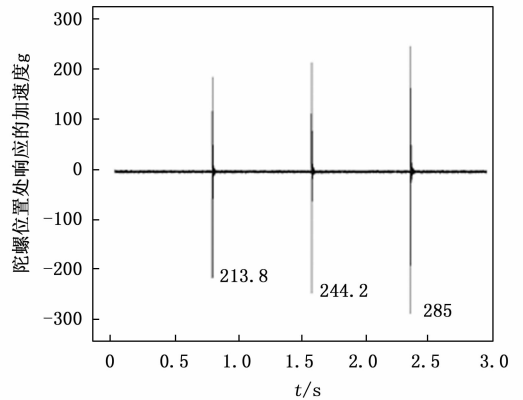


图 12 传感器 2 的测量数据

为互相印证仿真计算与试验结果准确性,将 3 次惯性测量单元传感器 1 的测量数据作为冲击信号激励,通过瞬态动力学方法进行有限元仿真计算,将仿真输出与输入条件进行对比。其仿真结果如图 13 所示。

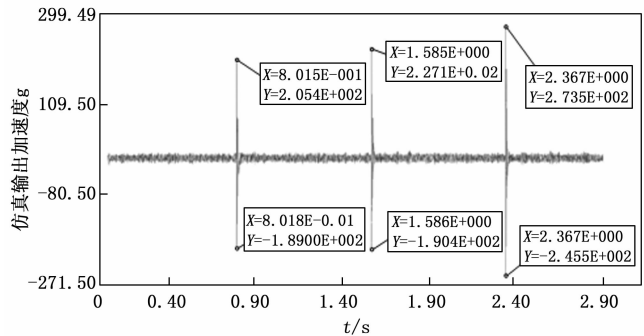


图 13 仿真计算的响应加速度曲线

表 5 统计了惯性测量单元冲击试验数据、仿真校核数据的分析结果。从表 5 可以看出, MEMS 陀螺安装位置处的结构响应放大倍数大于等于 3.7,与试验测试结果大致吻合,偏差量可以接受。结合前期飞行试验中幅值为 200 g 的冲击载荷数据,在战术导弹发射初始段,惯性测量单元内 MEMS 陀螺处的冲击响应将可能达到约 740 g ( $200 \times 3.7$ )。鉴于惯性测量单元在高频冲

击作用下, MEMS 陀螺将承受大于 700 g 的冲击应力, 极有可能导致其测量失效, 因此应采用必要的方法来消除这种隐患。

表 5 惯性测量单元冲击试验数据对比

参数类别	试验次序 1	试验次序 2	试验次序 3
输入最大加速度 g	51.4	59.8	74.0
试验输出最大加速度 g	213.8	244.2	285.0
仿真输出最大加速度 g	205.4	227.1	273.5
放大倍数(试验)	4.16	4.08	3.85
放大倍数(仿真)	4.00	3.80	3.70
两者误差	4.09%	7.53%	4.20%

对于实际工程问题, 重新设计一款全新的抗高过载 MEMS 陀螺的研制成本太高, 可在外围电路组件、陀螺整机外壳等层面采取吸收和释放能量的防护技术<sup>[1]</sup>, 实现现有 MEMS 陀螺抗高过载的工程应用。

## 5 结束语

本文结合某地地战术导弹发射时的真实冲击条件, 采用瞬态动力学分析了弹载 MEMS 陀螺的抗冲击特性。仿真分析和试验验证表明, 在高幅值宽频带的冲击环境中, 由于金属壳体的固有频率与冲击信号频率接近, 导致 MEMS 陀螺经受的冲击载荷放大了近 4 倍, 超过了弹载 MEMS 的抗冲击指标, 使得弹载 MEMS 在导弹发射时存在失效风险。在工程应用时, 除了关注 MEMS 陀螺自身的抗冲击能力外, 冲击信号与金属壳体可能的谐振也是一个不容忽视的因素。下一步将采用金属壳体内腔凝胶灌封或者外部阻尼橡胶隔振的方式, 削减外部冲击过载的峰值, 以提高弹载 MEMS 陀螺的抗冲击能力。

## 参考文献:

- [1] 青泽, 牟东, 廉璞, 等. 高过载姿态测量中 MEMS 陀螺失效模式与研究进展 [J]. 压电与声光, 2020, 42 (3): 394-403.
- [2] 曹慧亮, 张英杰, 寇志伟, 等. 抗高过载微机械陀螺仪研究综述 [J]. 河北科技大学学报, 2018, 39 (4): 289-298.
- [3] 刘奎, 蒋军彪, 苟志平, 等. 气动舵机有源振动条件下对石英音叉陀螺零位输出影响 [J]. 弹箭与制导学报, 2022, 42 (3): 110-115.
- [4] 陈俊光, 谷专元, 何春华, 等. MEMS 惯性器件的主要失效模式和失效机理研究 [J]. 传感器与微系统, 2017, 36 (3): 1-5.
- [5] 侯帅, 张振海, 林然, 等. 一种高冲击 MEMS 加速度传感器的仿真与优化 [J]. 计算机测量与控制, 2015, 23 (5): 1831-1834.
- [6] 王寿荣. 微惯性仪表技术研究现状与进展 [J]. 机械制造与自动化, 2011, 40 (1): 6-12.
- [7] 刘福朝, 李存健, 王桂奇. 微惯性测量单元设计及抗高过载性能分析 [J]. 压电与声光, 2022, 44 (2): 289-293.
- [8] JUE L, MIKAEL B, et al. Shock impact reliability and failure analysis of a three-axis MEMS gyroscope [J]. Journal of Micro-electro-Mechanical Systems, 2014, 23 (2): 347-355.
- [9] DANELLE M T, JEREMY A W, et al. MEMS reliability in shock environments [C] // IEEE 38<sup>th</sup> Annual International Reliability Physics Symposium (IRPS), California: San Jose, 2000: 129-138.
- [10] 何春华, 赵前程, 杨振川, 等. 微机械陀螺冲击特性及可靠性研究 [J]. 传感器技术学报, 2019, 32 (5): 643-648.
- [11] 谷专元. MEMS 陀螺环境应力下退化及失效特性研究 [D]. 广州: 华南理工大学, 2017.
- [12] 孙远程, 杨波, 彭勃, 等. 微机械高冲击传感器的一种失效模式研究 [J]. 传感技术学报, 2006, 19 (5): 1610-1612.
- [13] 符立军, 杨银川, 钱伟, 等. 微机械惯性测量装置抗冲击过载设计 [J]. 自动化与仪器仪表, 2020, 40 (12): 345-248.
- [14] 朱鹏华, 荆建平, 白晓林. 陀螺仪固有频率分析 [J]. 战术导弹技术, 2012, 33 (2): 76-79.
- [15] 万峻麟, 聂宏, 李立春, 等. 基于瞬态动力学方法的月球探测器软着陆腿着陆冲击性能分析 [J]. 兵工学报, 2010, 31 (5): 567-573.
- [16] 于兰萍. 惯性器件总体结构分析及设计 [J]. 战术导弹技术, 2006, 27 (4): 66-71.
- [17] 田东风. 柴油机主轴承结构瞬态动力学及疲劳寿命分析 [D]. 北京: 北京理工大学, 2016.
- [18] 邓康清, 朱雯娟, 王相宇, 等. 特种结构固体火箭发动机燃烧室随机振动疲劳分析 [J]. 固体火箭技术, 2023, 46 (2): 263-271.
- [19] GJB 1032A-2020, 电子产品环境应力筛选方法 [S]. 北京: 中央军委装备发展部, 2021: 3-4.
- [20] 刘玉, 曹慧亮, 张英杰, 等. MEMS 硅基环形波陀螺抗高过载能力测试 [J]. 仪表技术与传感器, 2021, 58 (2): 18-22.