

# 制导炮弹转速测量技术研究进展与展望

尚剑宇<sup>1</sup> 邓志红<sup>1</sup> 付梦印<sup>1,2</sup> 汪顺亭<sup>1</sup>

**摘要** 制导炮弹是由常规火炮发射,在飞行过程中进行搜索、导引和控制,能够对目标实施精确点打击的制导武器.制导炮弹转速的精确测量是实现精确制导和控制的基础.对制导炮弹转速测量技术进行了综述,首先,论述了制导炮弹的发展现状,接着分析了制导炮弹转速测量的必要性,并且阐述了制导炮弹转速测量的特点;然后,对现有旋转弹转速测量的方法和手段加以总结,并指出了适用于制导炮弹的转速测量及信息处理方法,包括利用磁阻传感器和高动态振动陀螺测量制导炮弹转速的原理以及关键技术;最后,指出了制导炮弹转速测量技术今后的研究方向和研究重点.

**关键词** 制导炮弹,高动态,转速测量,磁阻传感器,高动态振动陀螺

**引用格式** 尚剑宇,邓志红,付梦印,汪顺亭.制导炮弹转速测量技术研究进展与展望.自动化学报,2016,42(11):1620–1629

**DOI** 10.16383/j.aas.2016.c160323

## Advance and Perspective on Spin Rate Measurement Technology for Guided Projectile

SHANG Jian-Yu<sup>1</sup> DENG Zhi-Hong<sup>1</sup> FU Meng-Yin<sup>1,2</sup> WANG Shun-Ting<sup>1</sup>

**Abstract** Guided projectile fired by the conventional artillery is one of the guided weapons which can strike the targets accurately by searching, guiding and controlling during the flight. Accurate spin rate measurement for guided projectile is the key to precise guidance and control. The spin rate measurement technology for guided projectile is summarized as follows. Firstly, the development situation of the guided projectile is discussed, then the necessity of measuring guided projectile spin rate is analyzed and measurement characteristics are explained. After that, spin rate measurement methods for spinning projectile are summarized. Meanwhile, spin rate measurement and information processing methods for guided projectile based on magnetoresistive sensor and high dynamic vibratory gyroscope are described. Finally, future research direction and focus of spin rate measurement technology for guided projectile are suggested.

**Key words** Guided projectile, high dynamic, spin rate measurement, magnetoresistive sensor, high dynamic vibratory gyroscope

**Citation** Shang Jian-Yu, Deng Zhi-Hong, Fu Meng-Yin, Wang Shun-Ting. Advance and perspective on spin rate measurement technology for guided projectile. *Acta Automatica Sinica*, 2016, 42(11): 1620–1629

近年来,随着制导炮弹、常规炮弹制导化的发展<sup>[1]</sup>,炮弹的打击精度和总体作战效能显著提高,令身管火炮迈入了低成本精确打击时代,是美、俄等发达国家陆军武器发展的方向.制导炮弹由制导组件、战斗部和控制部分构成<sup>[2]</sup>,不需要特殊的发射平台,借助常规火炮平台即可完成发射<sup>[3–4]</sup>,极大地缩短了武器研发周期、降低了系统成本.制导炮弹飞行过程中依靠鸭舵或者尾翼进行实时弹道修正,而控制系统要求它们的运动频率与弹丸的转速相匹配.因此,制导炮弹转速的精确测量是实现精确制导、控制的基础.由于制导炮弹结构、原理以及应用环境

的特殊性,决定了其转速测量方法有别于常规炮弹和精确制导导弹.本文主要对制导炮弹转速测量技术的研究现状和相关关键技术进行分析和综述.

### 1 制导炮弹的发展现状

制导炮弹由常规火炮发射,却能像导弹一样精确打击目标,实现了常规火炮由面打击到点打击的升级.由于不需要研制专门的武器发射平台,且采用低成本的导航、制导组件,使得制导炮弹相比较导弹有非常明显的优势.尤其对于第二世界的国家而言,昂贵的导弹远没有低成本、高精度的制导炮弹需求性强.

到目前为止,制导炮弹的发展过程主要分为两个阶段<sup>[5]</sup>.第一个阶段主要是在上世纪70年代,美、俄两国研制的激光照射型半主动末制导炮弹为代表,例如美国的155 mm XM712型激光半主动末制导炮

收稿日期 2016-04-09 录用日期 2016-08-15  
Manuscript received April 9, 2016; accepted August 15, 2016  
本文责任编辑 孙富春

Recommended by Associate Editor SUN Fu-Chun

1. 北京理工大学自动化学院 北京 100081 2. 南京理工大学 南京 210094

1. School of Automation, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081 2. Nanjing University of Science and Technology, Nanjing 210094

弹“铜斑蛇”(Copperhead)<sup>[6]</sup>和俄罗斯的152 mm 激光半主动末制导炮弹“红土地”(Krasnopol). 这两种半主动制导炮弹均由身管火炮发射, 精度高、性能优良, 在当时的战场上发挥了巨大的作用, 引起了其他国家的重视. 然而半主动式制导炮弹也存在固有的缺陷, 即需要外部激光照射器照射目标, 进而导引头才能定位目标. 这种导引方式不仅操作复杂, 更容易暴露操作激光照射器的士兵, 并不能实现制导炮弹“打了不用管”的特性. 此外, 其他型号和国家的激光半主动式制导炮弹主要有:

美国的127 mm 激光半主动末制导炮弹、203 mm 激光半主动末制导炮弹<sup>[7]</sup>、坦克炮射毫米波/激光半主动增程智能弹药(Tank extended range munition, TERM)、橡树棍(Shillelagh)<sup>[8]</sup>激光末制导炮弹.

俄罗斯将红土地移植到了120 mm、122 mm、155 mm 火炮上, 并推出了整装式“红土地-M”<sup>[9]</sup>. 俄罗斯还有155 mm “红土地-M2”、152 mm “蒂梅特”30F48、152 mm “米尺”、125 mm “斯维利”、125 mm “反射/斯维利河”9M119、122 mm “捕鲸者-2M”、122 mm “基托洛夫-2”、120 mm “格拉”、120 mm “捕鲸者-2”、120 mm “晶面”、115 mm “舍克斯纳河”9M117、100 mm “巴斯基昂”、100 mm “棱堡”9M177、240 mm “斯梅尔察克”、240 mm “勇敢者”等激光半主动末制导炮弹<sup>[8, 10-11]</sup>.

此外, 德国研制了“布萨得”120 mm 激光半主动/红外或毫米波成像末制导迫击炮弹<sup>[10]</sup>和35 mm 口径激光波束制导炮弹. 法国研制了120 mm 被动红外寻的末制导迫击炮弹“螺旋”<sup>[10]</sup>. 以色列的军队装备有坦克炮射激光半主动末制导炮弹“拉哈特”(Laser homing anti-tank, LAHAT)<sup>[12]</sup>、155 mm CLAMP 型坦克炮射激光半主动末制导炮弹及120 mm 激光制导半主动迫击炮弹(Laser guided mortar bomb, LGMB)<sup>[11]</sup>.

第二个阶段始于80年代初期, 各国纷纷开始研制真正“打了不用管”的制导炮弹. 例如美国陆军的155 mm XM982 制导炮弹“神剑”(Excalibur)<sup>[13]</sup>采用GPS/INS 组合制导方式实现了全程自主式制导, 并于2007年装备部队. 此外, 其他型号的自主精确制导炮弹还有:

美国海军的127 mm EX-171 火箭助推增程制导炮弹(Extended-range guided munition, ERGM)<sup>[14]</sup>、120 mm XM395 GPS/INS/激光复合制导迫击炮弹(Precision guided mortar munition, PGMM)<sup>[15]</sup>、120 mm GPS 制导迫击炮弹(Accelerated precision mortar initiative, APMI)<sup>[11]</sup>、155 mm ASP 型红外/毫米波末制导炮

弹、155 mm 双色红外末制导炮弹(Conventional geometry smart projectile, CGSP)及“快看”制导炮弹(Quicklook)<sup>[12]</sup>等.

法国的自主精确制导炮弹有155 mm 的增程制导炮弹“鹈鹕”和155 mm AD-C 型毫米波自寻的末制导炮弹. 德国研制了155 mm 毫米波制导炮弹“意普”和155 mm 毫米波/红外末制导炮弹“伊夫拉姆”(EPHRAM)<sup>[16]</sup>. 意大利研制了155 mm “火山”(Volcano)系列远程制导炮弹、127 mm 52 倍口径轻型舰炮发射的增程弹及76 mm 制导炮弹“飞镖”(DART). 此外, 瑞典的120 mm “林鸮”(Strix)红外末制导迫击炮弹<sup>[12]</sup>、155 mm 红外制导炮弹“斯特里克斯”及155 mm 毫米波末制导炮弹(BOSS); 英国的155 mm GPS 制导炮弹“长杆斧”、81 mm 毫米波末制导迫击炮弹“莫林”(Merlin)<sup>[12, 16]</sup>; 北约研制的155 mm 自主精确制导炮弹(Autonomous precision guided munition, APGM)<sup>[8]</sup>及155 mm XMR21 毫米波或红外/毫米波制导炮弹等都实现了自主精确制导.

纵观制导炮弹的发展历程, 与每个时代的传感器制造技术密不可分. 新原理、新结构的传感器往往会给制导炮弹的研制带来革新.

## 2 制导炮弹转速测量的必要性

制导炮弹的转速信息十分重要, 是实现制导与控制的基础. 首先, 一些制导炮弹, 例如美国的“铜斑蛇”制导炮弹, 在激活段需要进行滚动控制, 使得弹丸在极短的时间内停止滚动, 为后续的制导做准备. 制导炮弹进行滚转控制时, 滚转控制回路需要得到当前弹丸的滚转角速率. 这个滚转角速率信号由陀螺或者非陀螺原理的速率传感器提供. 其次, 制导炮弹转速测量是实现其飞行稳定性控制的基础. 而且, 制导炮弹的滚转角速率的获得是进行滚转姿态角解算的先决条件. 此外, 对制导炮弹飞行过程中转速信息的分析, 可以为弹丸结构及控制系统的优化提供依据.

## 3 制导炮弹转速测量的特点

制导炮弹由常规火炮发射, 必然要经历高动态炮射环境, 这使得制导炮弹的转速测量难度远远大于精确制导导弹. 此外, 弹载空间、制造成本、锥形运动等也都是影响制导炮弹转速测量的因素. 制导炮弹转速测量具有以下特点:

### 1) 高过载

制导炮弹轴向所受发射过载较大, 一般可达 $1 \times 10^4 g$ 以上. 例如美国的“铜斑蛇”末制导炮弹在不同装药情况下最大轴向发射过载达到了 $1.436 \times 10^4 g$ <sup>[17]</sup>. 某型舰炮制导炮弹, 在发射初速为

550 m/s 左右时, 所受轴向过载为  $1 \times 10^4 g$ ; 发射初速为 900 m/s 时, 所受轴向过载不小于  $3 \times 10^4 g$ <sup>[18]</sup>. 由于轴向的过载加速度较大, 弹载速率传感器可能失效或者损坏. 为了解决这个问题, 可以采用以下两种手段: 一种是对转速测量系统进行抗高过载防护, 即筛选质量等级高、可靠性高的元器件, 并采用性能良好的灌封材料对电路板进行灌封; 同时, 对转速测量系统进行冲击隔离, 耗散冲击能量<sup>[18]</sup>. 另外一种是可以选用抗高过载性能强的速率传感器, 这也从本质上改善了转速测量系统的抗高过载性能.

## 2) 高速旋转

由于制导炮弹要考虑制导与控制系统的响应频率, 要求弹丸转速不能太高, 因此在火炮膛内采用相应的减旋装置使得弹丸在出炮口时的转速降为每秒几十转<sup>[19]</sup>. 虽然制导炮弹的转速比常规炮弹的转速(每分钟上万转)小很多, 但是每秒几十转的转速对于大多数速率传感器来说依然很高, 对速率传感器的量程和分辨率都是一个考验.

## 3) 弹载空间受限

制导炮弹由常规身管火炮发射, 对弹径、弹长和弹重都有严格要求. 相同的口径下, 制导炮弹由于引入了导航、制导组件, 其内部结构比常规炮弹更为复杂, 留给各组件的空间有限<sup>[20]</sup>. 因此, 在设计导航系统时, 应尽量选择尺寸较小的速率传感器.

## 4) 低成本

相对于高精度制导弹, 制导炮弹最大的优点在于低成本. 在常规炮弹的基础上, 对弹丸进行制导化改造, 再利用常规火炮发射, 改造成本比导弹的研发、制造成本低很多, 且大大提高了炮弹射击精度. 既然制导炮弹的优势在于低成本, 那么对用于转速测量系统的传感器的成本也有所限制.

## 5) 锥形运动

旋转炮弹在飞行过程中由于轴向存在自旋角速率而产生锥形运动<sup>[21-22]</sup>, 这也是旋转弹特有的运动特征. 弹体将绕速度轴作周期性划圆运动<sup>[23]</sup>, 表现为进动和章动的耦合运动. 一般情况下, 由于制导炮弹处于高旋和高马赫飞行状态, 弹体也会产生锥形运动. 此时的偏航角速率和俯仰角速率呈现不规则的正弦振荡形式<sup>[24-25]</sup>, 这将导致测量出的轴向角速率值并非真值, 而是耦合了锥形运动引起的附加信息.

# 4 旋转弹转速测量方法和手段

目前国内外针对旋转炮弹的转速测量方法主要有三类: 外测法、遥测法和弹载传感器测试法.

外测法是指利用弹丸外部设备测量弹丸转速<sup>[26]</sup>. 例如高速摄影法<sup>[27-28]</sup>、无线电引信法<sup>[29]</sup>、短波信号法<sup>[30]</sup>、多普勒雷达法<sup>[31-33]</sup>等, 这些外测

法采用的外部测量设备包括狭缝高速摄影机、无线电引信弹道监测设备、弹道监测雷达. 由于外测法依赖于靶场外部测量设备, 转速信息的解算也在弹丸外部进行, 其本质上仍不能实现弹载自主测量和制导功能.

遥测法是指在弹丸上安装速率传感器, 通过弹上发射装置将速率传感器输出信号或者处理后的信号发送到地面接收站<sup>[34-35]</sup>. 虽然遥测法在弹丸内部安装了转速测量传感器, 相比较外测法设备简单、成本低、测试精度高, 但是转速信息解算过程在地面接收站完成, 无法实时提供给弹丸控制系统转速信息, 因此遥测法仅适用于无控炮弹的转速测量.

由于制导炮弹需要实时进行弹道修正, 其转速测量传感器以及转速信息解算部分都需要在弹丸内部, 而外测法和遥测法都不能直接提供给弹丸控制系统转速信息, 不适用于制导炮弹. 近年来, 随着测试技术和传感器制造技术的发展, 外测法和遥测法逐渐被弹载传感器测试法所取代. 弹载传感器测试法的转速测量传感器以及转速信息解算部分都在弹丸内部, 完全不依赖于外部测量设备, 可以真正实现弹丸打出去后不用管的目标, 且可靠性高、精度高、成本低、体积小、功耗低、操作简单, 最主要能够实现模块化、批量化生产. 典型的弹载传感器测试法有以下几种:

1) 线圈式地磁传感器法: 利用薄膜线圈传感器测量高旋弹丸转速时, 传感器输出的曲线呈现正弦弦状, 其波动周期即为弹丸旋转一周的时间<sup>[36]</sup>, 再利用零点检测法或极值检测法<sup>[37]</sup>即可获得转速.

2) 加速度计法: Schuler 等<sup>[38]</sup>于 1967 年提出利用加速度计测量载体旋转运动的方法. 利用加速度计测量飞行弹丸的法向加速度可以得到转速, 但是由于炮弹在高动态飞行过程中存在进动和章动, 其法向加速度会受到空气升力的影响发生变化, 影响转速测量精度. 此外, 该方法需要配置多个加速度计, 例如三加速度计法、六加速度计法和九加速度计法<sup>[39]</sup>等测试方案. 多个加速度计必然需要更大的安装空间, 这对于弹载空间有限的制导炮弹而言, 不太现实.

3) 太阳方位角传感器法<sup>[40-41]</sup>: 利用太阳方位角数据可以直接测得弹丸的转速、章动角和进动角信息, 且能够抗  $1.8 \times 10^4 g$  的炮射过载<sup>[34]</sup>. 但是太阳方位角传感器安装难度大、容易受气象条件影响, 要求有太阳光时才可使用, 且最好避开阴雪天.

4) 陀螺仪法: 常规陀螺仪可以测量弹丸转速, 但其体积大、抗过载能力弱, 很难适应常规弹药制导化过程中面对的高过载、高旋转的恶劣炮射环境. 新型 MEMS (Microelectromechanical system) 速率陀螺仪相比较传统的机械陀螺仪由于没有活动部

件、体积小和价格低而得到广泛应用. MEMS 速率陀螺仪能够适应高  $g$  值发射环境, 可以实现偏航角速率和俯仰角速率测量. 针对高速旋转弹丸的滚转角速率测量, 需要大量程的 MEMS 速率陀螺仪, 然而量程大的角速率陀螺仪分辨率往往较低. 新型的激光陀螺仪、光纤陀螺仪成本太高, 不适用于低成本制导弹药.

此外, 偏航探头 (Yawsonde)、基于哥氏加速度的固态速率传感器等转速测量传感器也可用于弹丸转速测量. 下面对一些典型旋转弹的转速测量方法和手段进行详细阐述.

美国的 155 mm 激光半主动末制导炮弹“铜斑蛇”, 采用正常式气动布局, 即弹翼位于弹丸的中部而尾翼位于弹丸的尾部<sup>[8]</sup>. 利用 155 mm 榴弹炮发射铜斑蛇时, 弹丸在闭气环的作用下转速由 250 r/s 迅速下降到出炮口时的 15 r/s; 弹丸出炮口后, 尾翼在离心力的作用下立即展开, 而且与平衡位置存在  $2^\circ$  的偏斜, 使弹丸在顺时针方向保持  $6 \sim 8$  r/s 的转速, 以达到避免弹丸产生滚转共振的目的<sup>[42]</sup>. 铜斑蛇采用滚转控制回路, 使得弹丸在 1 s 之内停止旋转来保证弹丸在制导阶段处于不旋转状态<sup>[42]</sup>. 滚转控制回路的滚转速率信号最开始由姿态基准陀螺提供, 后期采用一种基于哥氏加速度的固态速率传感器提供, 这种固态速率传感器中存在两个热敏电阻, 其中连续喷射的气体会引起热敏电阻阻值的变化<sup>[6]</sup>. 当弹丸滚动时产生哥氏加速度, 气流会偏转到一侧, 使得两个热敏电阻的阻值之间发生变化, 进而得到转速. 这种速率传感器相比较姿态基准陀螺而言, 由于没有旋转和活动的部件而使用寿命较长, 且成本较低.

美国的自主式海军支援炮弹 (Autonomous naval support round, ANSR) 是一款 127 mm 口径的炮射末制导炮弹, 采用 GPS/INS 复合制导和火箭增程. ANSR 采用鸭式气动布局, 其一对鸭舵位于弹丸的前部, 且在外弹道的旋转速度大约为  $10 \sim 20$  Hz<sup>[43]</sup>. ANSR 制导炮弹采用无陀螺 (Accelerometer-only, A/O) 捷联惯导测量单元 (Inertial measurement unit, IMU), 这种 A/O IMU 含有 6 个加速度计和一个三轴磁强计. 加速度计和磁强计均可用来测量炮弹转速, 但是磁强计用来提供由加速度计测得的转速的积分的初始条件以及校准加速度计测得的转速误差<sup>[43]</sup>.

美国海军的 127 mm EX-171 火箭助推增程制导炮弹, 采用 GPS/INS 组合制导方式. ERGM 同样采用鸭式气动布局, 出炮口转速为 25 r/s; 弹丸出炮口后尾翼迅速展开在一秒内使得转速稳定在 1 r/s 左右<sup>[44]</sup>. ERGM 采用微机械惯性传感器组件 (Micro-mechanical inertial sensor assembly,

MMISA), 包含三个加速度计和三个陀螺. ERGM 采用陀螺测量弹丸转速, 但是文献 [44] 提到陀螺可能存在间断问题.

美国陆军的 155 mm XM982 神剑制导炮弹, 采用 GPS/INS 组合制导方式. Excalibur 采用鸭式气动布局且有两对鸭舵, 出炮口转速为 8 r/s 左右<sup>[1]</sup>. 由于 Excalibur 采用了外弹道诊断引信 (Aeroballistic diagnostic fuze, DFuze)<sup>[45]</sup>, 其利用加速度计、磁强计和光学传感器测量转速. 此外, 美国的 120 mm XM395 精确制导迫击炮弹也采用 DFuze, 其转速数据同样可由加速度计、磁强计和光学传感器提供.

文献 [46] 中采用 Yawsonde<sup>[41]</sup> 和 SC5A50 磁传感器测量 M483A1 式反装甲杀伤子母弹的转速.

此外, 我国的远程 70 km 简易制导火箭弹<sup>[47]</sup> 采用地磁传感器测量转速信息. 我国某型号制导火箭弹采用线圈式地磁传感器测量全弹道转速, 测试结果较为良好<sup>[48]</sup>.

## 5 制导炮弹转速测量及信息处理方法

结合制导炮弹的转速测量特点来看, 其转速测量方法不仅要适应高过载、高旋转的恶劣炮射环境, 还要求进行高精度测量, 而现有的弹载传感器测试方法存在一定的局限性. 对于过载在  $1 \times 10^4 g$  以上的炮射环境, 普通的速率传感器或失效、或损坏. 然而能够适应高过载环境的速率传感器测试精度又不高, 例如大量程 MEMS 速率陀螺仪<sup>[49-50]</sup>. 因此, 针对过载在  $1 \times 10^4 g$  以上、转速在 10 r/s 以上的制导炮弹, 迫切需要能够满足弹丸工作环境和性能要求的速率测量装置. 基于此, 高动态制导炮弹转速测量装置可以从两方面展开研究, 一种是采用非陀螺原理的速率传感器, 例如磁阻传感器; 另一种是研究适用于高过载环境下的大量程、高精度陀螺仪, 例如高动态振动陀螺.

### 5.1 磁阻传感器

磁阻传感器通过测量地磁场矢量信息来实现弹丸转速测量, 其封装体积小、抗过载能力强、量程大、灵敏度高、成本低, 是用于制导炮弹转速测量的一种很好的选择<sup>[51-52]</sup>. 利用磁阻传感器测量弹丸转速时, 针对于磁阻传感器输出信号的鉴频技术是关系到转速测量精度的关键技术之一.

目前, 磁阻传感器制造技术已经成熟, 国内外相关研究单位纷纷开展了磁测转速的研究. Rouger<sup>[53]</sup> 提出利用磁阻传感器对发射过载超过  $1.5 \times 10^4 g$  的 120 mm 坦克炮进行滚转角速率估计, 与视频跟踪法得到的转速作对比, 两者间的最大误差为  $1/3$  r/s. 马国梁等<sup>[54]</sup> 在 2012 年介绍了利用磁阻传感器测量某型火箭弹滚转角速率的方法, 得到的滚转角速率

最大相对误差不超过 7%。

利用磁阻传感器测量飞行弹丸转速时, 假设在炮弹的射程范围内当地地磁场矢量的大小和方向是恒定的, 即发射点处的当地地磁场矢量  $F_0$  与弹丸飞行过程中的当地地磁场矢量  $F_p$  相同, 如图 1 所示。

弹丸飞行过程中, 将当地地磁场矢量进行姿态转换即可投影到载体坐标系中进而被磁阻传感器所敏感。此时, 捷联于弹丸径向的磁阻传感器输出呈正弦形式振荡的信号。根据理论推导显示, 磁阻传感器输出信号的频率与弹丸转速近似相等, 通过提取正弦形式振荡信号的时频信息即可得到弹丸任意时刻的转速。由于磁阻传感器输出的非平稳信号的频谱是随时间变化的函数, 若要提取磁阻传感器输出信号在任意时刻的频率, 需要分析时变非平稳信号的时频分析方法。

目前, 常用的时频信息提取方法主要有两类: 时域分析方法和时频域分析方法。时域分析方法, 例如峰值检测法<sup>[55-56]</sup>和过零点检测法<sup>[57-60]</sup>, 算法简单、实时性强, 适用于弹上实时数据处理, 但其受噪声、零点漂移、采样频率等影响较大。时频域分析方法, 例如短时傅里叶变换<sup>[61-63]</sup>、滑动窗口 CZT (Chirp Z transform) 时频分析方法<sup>[61, 64-65]</sup>、滑动窗口 Wigner-Ville 时频分析法<sup>[66-68]</sup>和滑动窗口 S 变换法<sup>[66, 69-71]</sup>, 受噪声、零点漂移和采样频率的影响小、精度高, 但是其运算量大、实时性弱, 适用于数据的事后处理。因此, 针对磁阻传感器输出信号的时间-频率信息提取方法, 应该综合考虑实时性和精度, 选择一种适合工程应用的方法。

磁阻传感器测量炮弹转速也存在局限性: 炮弹外壳由铁磁性材料制成, 会对磁阻传感器造成磁屏蔽, 因此在弹丸上安装磁阻传感器时, 应寻找“磁洁净区”来减小磁屏蔽效应。此外, 在炮弹飞行过程中, 磁阻传感器有可能进入“磁盲区”, 此时当地地磁场矢量在磁阻传感器敏感轴上的投影较为微弱甚至消失, 这将给转速的测量引入误差。因此, 应该尽量避免在炮弹飞行过程中可能进入“磁盲区”的射向下发射制导炮弹。

其次, 制导炮弹发射时, 膛内的高过载和高冲击环境, 会对磁阻传感器的特性参数产生影响, 例如标度因数、零偏等, 如何在后续解算中对由此引起的磁阻传感器输出的误差进行补偿是可以继续研究的方向。此外, 制导炮弹旋转飞行过程中, 弹体会切割地磁场磁力线, 引起载体磁场发生变化, 进而磁阻传感器的输出中包含着实时发生变化的载体磁场。那么, 如何消除这种实时变化的载体磁场对磁阻传感器输出的影响也是今后研究的工作之一。

## 5.2 高动态振动陀螺

高动态振动陀螺利用谐振子的振型相对外壳的偏转来测量外壳相对惯性空间的旋转角速度。谐振子振型偏转角度与外壳相对惯性空间的旋转角速度关系为<sup>[72]</sup>

$$\psi = K \int \omega dt \quad (1)$$

式中,  $\psi$  为谐振子振型偏转角度;  $K$  为陀螺的标度因数;  $\omega$  为外壳相对惯性空间的旋转角速度。

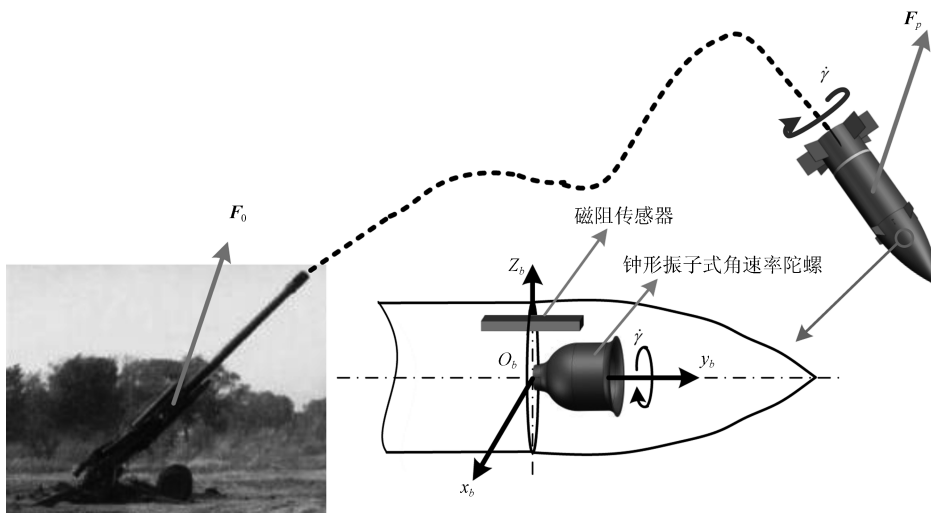


图 1 磁阻传感器和钟形振子式角速率陀螺测量弹丸转速示意图

Fig. 1 Schematic diagram of spin rate measurement with magnetoresistive sensor and bell-shaped vibratory angular rate gyroscope

通过电容检测方法确定出谐振子振型偏转角度后, 利用式 (1) 即可解算出外壳相对惯性空间的旋转角速度  $\omega$ .

高动态振动陀螺抗过载能力强、精度高、体积小、寿命长. 从国内外研究现状看, 能够适应高过载、高旋转环境下角速率测量的陀螺只有高动态振动陀螺. 例如美国 Watson 公司研制的 PRO-132-3A 型圆筒陀螺, 能够抗  $1 \times 10^4 g$  的过载, 已经推广应用于机器人、稳定摄像平台和短时导航系统等领域<sup>[51]</sup>; 美国 Innalabs 公司研制的 CVG17 型圆筒振动陀螺的抗过载能力达到了  $2 \times 10^4 g$ <sup>[73]</sup>.

国内北京航空航天大学、南京理工大学、北京理工大学、国防科学技术大学、哈尔滨工业大学和中电 26 所<sup>[73]</sup> 等对高动态振动陀螺进行了大量的研究, 并取得了一定的成果. 但是, 针对制导炮弹用的能够适应其高过载、高旋转发射环境的高动态振动陀螺较少. 最近几年, 北京理工大学研发了一种钟形振子式角速率陀螺<sup>[74-75]</sup> (如图 1 和图 2 所示), 该陀螺采用三维多曲面融合敏感结构, 整个轴对称壳由半球面、圆柱面和环形面融合而成. 钟形振子式角速率陀螺采用抗过载能力强、高  $Q$  值的弹性合金制成, 能够承受  $2 \times 10^4 g$  的过载; 该陀螺具有量程大、体积小、成本低的特点. 钟形振子式角速率陀螺的抗高过载和抗冲击性能比音叉、振梁、薄壳和梳状振动陀螺强, 而且很好地避免了类似半球谐振陀螺结构和生产工艺较为复杂、不利于批量化生产的问题. 未来可以研究将这种速率陀螺应用于制导炮弹的转速测量, 从而解决制导炮弹转速测量系统对速率传感器的性能要求.



图 2 钟形振子式角速率陀螺

Fig. 2 Bell-shaped vibratory angular rate gyroscope

采用高动态振动陀螺测量制导炮弹滚转角速率时, 由于炮弹飞行过程中存在进动和章动, 轴向陀螺测得的角速率不仅是滚转角速率, 而是夹杂了偏航角速率和俯仰角速率的耦合值. 如何从轴向角速率中精确解耦出滚转角速率信息是影响制导精度的关键技术之一.

制导炮弹飞行过程中, 弹丸的锥形运动称为规则进动. 规则进动是在经典圆锥运动的基础上叠加一个轴向的常值自转角速率, 其三轴角速率表达式

为<sup>[76]</sup>

$$\begin{bmatrix} \omega_x^b \\ \omega_y^b \\ \omega_z^b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_c \sin \alpha \cos[(\omega_0 - \omega_c)t] \\ \omega_0 - \omega_c + \omega_c \cos \alpha \\ \omega_c \sin \alpha \sin[(\omega_0 - \omega_c)t] \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中,  $\omega_0$  是轴向的常值自转角速率;  $\omega_c$  是经典圆锥运动的频率;  $\alpha$  为半锥角. 当  $\omega_0 = 0$  时, 规则进动转化为经典圆锥运动.

由式 (2) 可以看出, 弹丸飞行过程中轴向陀螺测量到的角速率为  $\omega_y^b$ , 则自旋角速率为

$$\omega_0 = \omega_y^b + 2\omega_c \sin^2\left(\frac{\alpha}{2}\right) \quad (3)$$

因此,  $\omega_c$  和  $\alpha$  的正确求解是解耦自旋角速率的关键步骤.

## 6 结论与展望

制导炮弹的转速测量是实现飞行稳定性和制导控制的基础, 针对于高旋转、高过载和高速度的高动态炮射环境, 精确地测量弹丸转速是必须要解决的难题之一. 目前, 适用于此极端环境下转速测量的传感器有磁阻传感器和高动态振动陀螺, 虽然在旋转弹转速的测量方面取得了一定的成果, 但尚有以下几个方面值得探索:

1) 利用磁阻传感器测量旋转弹转速基于磁阻传感器输出的正弦振荡式非平稳信号的频率与弹丸转速同频率, 然后利用时频分析方法提取磁阻传感器输出信号的频率进而得到弹丸转速, 这就需要一种高精度的适用于提取正弦振荡式非平稳信号的时频信息的方法. 因此, 研究一种实时性强又精度高的适用于正弦振荡式非平稳信号的时频信息提取方法是今后研究工作的重点之一. 此外, 如何解决炮弹外壳对磁阻传感器形成的磁屏蔽、飞行过程中有可能进入“磁盲区”、炮弹发射时的膛内高过载和高冲击环境对磁阻传感器的特性参数产生影响以及制导炮弹旋转飞行过程中实时发生变化的载体磁场是今后研究的工作重点.

2) 对于高动态振动陀螺, 仍有很多待解决的关键科学问题和研究难点. 高动态振动陀螺受温度影响大, 温度升高后, 高动态振动陀螺的非线性特征变得明显, 应研究适用于高动态振动陀螺的高精度温度补偿方法. 此外, 研究如何进一步提高高动态振动陀螺的抗高过载能力是扩大其应用范围的关键环节.

3) 制导炮弹飞行过程中存在锥形运动, 滚转角速率陀螺输出信号中将会耦合偏航角速率和俯仰角速率信息. 由于高动态振动陀螺不像太阳方位角传感器一样可以直接测量弹丸的章动角和进动角, 因此, 如何根据滚转角速率的量测值, 既解算出弹丸真

实的滚转角速率又能解算出锥运动引起的附加角速率信息,实现三轴角速率的数学解耦,从而满足炮弹的制导控制需求仍待解决。

4) 多转速传感器信息融合技术研究. 经过文章的分析可以看出,目前针对制导炮弹转速测量的方法较多,主要包括磁传感器、加速度计、陀螺仪和太阳方位角传感器等. 采用多传感器组合测量制导炮弹转速,如磁阻传感器+固态振动陀螺+太阳方位角传感器、磁阻传感器+加速度计+太阳方位角传感器等,能够克服单传感器转速测量的缺点,有利于提高转速信息提取的精度以及可靠性. 在实际炮弹应用环境中,多个不同原理的转速传感器原理不同,数据处理方法也不同,未来的研究可以着眼于多转速传感器信息融合技术的研究,分析不同原理转速测量方法的兼容性与干扰性。

5) 全弹道转速数据测量技术. 全弹道转速数据即从膛内发射开始直到弹丸撞击目标爆炸为止的完整转速数据,对于初始姿态对准以及弹丸飞行稳定性研究、制导控制都具有十分重要的意义. 由于制导炮弹在膛内的过载非常高,常规的惯性转速传感器,例如陀螺仪,不能在发射前启动,只能在出炮口后启动;磁阻传感器由于没有活动部件,抗过载能力很强,能够承受膛内的高过载,但是由于炮膛是铁磁性材料,会对磁阻传感器造成磁屏蔽;太阳方位角传感器在膛内由于没有可见光而无法使用. 因此,针对制导炮弹的全弹道转速测量问题,尤其是膛内转速的量测是一个值得研究的问题。

## References

- 1 Yang Shu-Xin, Zhao Liang-Yu, Yan Xiao-Yong. *Dynamic Stability of Spinning Missiles*. Beijing: National Defense Industry Press, 2014. 1–10  
(杨树兴, 赵良玉, 闫晓勇. 旋转弹动态稳定性理论. 北京: 国防工业出版社, 2014. 1–10)
- 2 Zhang Zhen-Hui. The Intercoupling Mechanism and Suitability Technology between Terminal Guided Projectile and Gun Tube [Master dissertation], Nanjing University of Science and Technology, 2012  
(张振辉. 末制导炮弹与火炮身管相互耦合机理及适配性技术 [硕士学位论文], 南京理工大学, 2012)
- 3 Ilg M D. Guidance, Navigation, and Control for Munitions [Ph. D. dissertation], Drexel University, Philadelphia, 2008
- 4 Mou Yu, Cheng Zhen-Xuan, Wang Jiang. Technology status and development tendency of guided projectile. *Aerodynamic Missile Journal*, 2008, (7): 33–37  
(牟宇, 程振轩, 王江. 制导炮弹技术现状与发展方向. 飞航导弹, 2008, (7): 33–37)
- 5 Shi Bo, Zhao Zhi-Ning, Bai Bao-Jian. Review and development trend of terminal guided projectile. *Value Engineering*, 2012, **31**(13): 314–315  
(史博, 赵志宁, 白宝健. 末制导炮弹发展概况和趋势. 价值工程, 2012, **31**(13): 314–315)
- 6 Nulk R A, Pastricky H L, Morrison P A. Copperhead semi-active laser guidance system development. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1979, **2**(5): 374–381
- 7 Fang Yan-Yan, Chai Jin-Hua. Contrast analysis in the laser terminal guidance ammunition round of America and Russia. *Guidance & Fuze*, 2004, **25**(3): 12–18  
(方艳艳, 柴金华. 美俄激光末制导炮弹的对比分析. 制导与引信, 2004, **25**(3): 12–18)
- 8 Qi Zai-Kang. *Technology of Guidance Ammunition*. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2005. 1–40  
(祁载康. 制导弹药技术. 北京: 北京理工大学出版社, 2005. 1–40)
- 9 Zhang Xiao-Ling, Hua Ju-Xian. New guided projectile with longer range and regardless after shooting. *Modern Military*, 2006, (8): 58–60  
(张晓玲, 华菊仙. 新型制导炮弹: 射程更远、射后不管. 现代军事, 2006, (8): 58–60)
- 10 Shu Jin-Long, Chen Liang-Yu, Zhu Zhen-Fu. Research and development of the terminal guided shell. *Systems Engineering and Electronics*, 2003, **25**(4): 443–446  
(舒金龙, 陈良瑜, 朱振福. 末制导炮弹的研制现状及发展趋势. 系统工程与电子技术, 2003, **25**(4): 443–446)
- 11 Wang Qiang, Wang Gang, Zhao Ying. Development and research of foreign terminally guided mortar projectile. *Journal of Sichuan Ordnance*, 2014, **35**(5): 20–23  
(王强, 王刚, 赵莹. 国外末制导迫弹的发展综述. 四川兵工学报, 2014, **35**(5): 20–23)
- 12 Miao Hao-Chun, Yang Shuan-Hu. *Intelligentized Ammunition*. Beijing: National Defense Industry Press, 2014. 8–10  
(苗昊春, 杨栓虎. 智能化弹药. 北京: 国防工业出版社, 2014. 8–10)
- 13 Abruzzo B A, Recchia T G. Online calibration of inertial sensors for range correction of spinning projectiles. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2016, **39**(8): 1922–1928
- 14 Fowler L, Rogers J. Performance optimization of guided projectiles using design of experiments. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2016, **52**(6): 1603–1613
- 15 Vasudevan S, Suchy P, Birch M C. Methods For Extended-Range, Enhanced-Precision Gun-Fired Rounds Using G-Hardened Flow Control Systems, U. S. Patent 9395167, July 2016.
- 16 Yin Jian-Ping, Wang Zhi-Jun. *Ammunition Theory*. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2012. 355–356  
(尹建平, 王志军. 弹药学. 北京: 北京理工大学出版社, 2012. 355–356)
- 17 Zhang Zhen-Hui, Yang Guo-Lai, Ge Jian-Li. Influential factors numerical analysis of acceleration in bore for terminal guided shell. *Journal of Sichuan Ordnance*, 2012, **33**(9): 33–35  
(张振辉, 杨国来, 葛建立. 末制导炮弹膛内过载影响因素数值分析. 四川兵工学报, 2012, **33**(9): 33–35)
- 18 Wang Xing-Lai, Yue Feng-Ying, Sun Li-Sen. Study on anti-high-g technology of missile body attitude measurement system. *Fire Control & Command Control*, 2013, **38**(4): 165–168  
(王星来, 岳凤英, 孙笠森. 弹载惯性测量系统抗高过载技术. 火力与指挥控制, 2013, **38**(4): 165–168)

- 19 Han Yan. Investigation on Combined Measurement of Guided Projectile's Attitudes Based on Gyro/Magnetometer [Master dissertation], Nanjing University of Science and Technology, China, 2010 (韩艳. 制导炮弹飞行姿态的陀螺/磁阻传感器组合测量方法研究 [硕士学位论文], 南京理工大学, 中国, 2010)
- 20 Hu Chen-Jun. Design of Micro Inertial Measurement System for Miniature Projectile-based Equipments against High Overload [Master dissertation], North University of China, China, 2015 (胡陈君. 弹载小型抗高过载微惯性测量系统设计 [硕士学位论文], 中北大学, 中国, 2015)
- 21 Fresconi F, Rogers J. Flight control of a small-diameter spin-stabilized projectile using imager feedback. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2015, **38**(2): 181–191
- 22 Shi Z J, Zhao L Y, Peng J Z. Coning motion instability of a spinning missile induced by aeroelasticity. In: Proceedings of the 2016 AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. California, USA: AIAA, 2016.
- 23 Yang S X, Yan X Y, Xiong F F. Trend of the artillery rocket and the problems related to control. In: Proceedings of the 29th Chinese Control Conference. Beijing, China: IEEE, 2010. 6–13
- 24 Harkins T, Davis B, Brown G, Fresconi F, Hathaway W, Hathaway A, Lovas A. New means for observing and characterizing projectile dynamics in free-flight experiments. In: Proceedings of the 2008 AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit. Honolulu, Hawaii: AIAA, 2008.
- 25 Fresconi F, Cooper G, Celmins I, DeSpirito J, Costello M. Flight mechanics of a novel guided spin-stabilized projectile concept. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2012, **226**(3): 327–340
- 26 Huang Tao. The method of measuring the projectile rotating speed with sensors. *Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance*, 2002, **22**(4): 69–70 (黄涛. 弹丸转速的传感器测量方法. 弹箭与制导学报, 2002, **22**(4): 69–70)
- 27 Shi Huan-Fang, Gao Hong-Yao. Photograph measure projectile spin rate. *Journal of Xi'an Technological University*, 1991, **11**(3): 76–80 (施浣芳, 高洪尧. 摄影法测弹丸自旋速率. 西安工业大学学报, 1991, **11**(3): 76–80)
- 28 Yang Wen, Pei Dong-Xing, Zhang Yu, Zu Jing. Study on projectile dynamic parameters measurement. *Chinese Journal of Sensors and Actuators*, 2015, **28**(10): 1467–1470 (杨文, 裴东兴, 张瑜, 祖静. 弹丸动态参数测量的方法研究. 传感技术学报, 2015, **28**(10): 1467–1470)
- 29 Sun Fa-Yu, Li Ke-Jie. The application research on measuring long-distance projectile rotating speed using radio fuse. *Journal of Beijing Institute of Technology*, 2001, **21**(2): 243–246 (孙发鱼, 李科杰. 利用无线电引信测量长路径弹丸转速的应用研究. 北京理工大学学报, 2001, **21**(2): 243–246)
- 30 Liu Can, Meng Li-Fan, Su Miao. Research on detection of the rotating speed of a long range rocket projectile based on shortwave signals. *Electronic Test*, 2008, (11): 21–25 (刘灿, 孟立凡, 苏淼. 基于短波信号的远程火箭弹转速探测方法的研究. 电子测试, 2008, (11): 21–25)
- 31 Shen Da-Wei, Bian Yu-Liang, Fan Jin-Biao. High-speed rotating projectile in-bore speed testing. *Journal of Detection & Control*, 2016, **38**(3): 94–97 (沈大伟, 边玉亮, 范锦彪. 基于弹载测试仪的高速旋转弹丸膛内转速测试. 探测与控制学报, 2016, **38**(3): 94–97)
- 32 Yang Wen, Yu Wen-Song, Pei Dong-Xing, Zhang Yu, Zu Jing. Study on the missile projectile parameter test technology. *Chinese Journal of Electron Devices*, 2016, **39**(3): 667–670 (杨文, 于文松, 裴东兴, 张瑜, 祖静. 弹载弹丸参数测试技术的研究. 电子器件, 2016, **39**(3): 667–670)
- 33 Zhao Yi-Ning, Leng Xue-Bing. Spin-rate measurement of terminal homing projectile based on micro-Doppler analysis. *Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance*, 2015, **35**(1): 159–161 (赵伊宁, 冷雪冰. 基于微多普勒分析的末制导炮弹转速测量. 弹箭与制导学报, 2015, **35**(1): 159–161)
- 34 Gui Yan-Ning, Yang Yan. Telemetry for the attitude of projectile in flight based on the principle of solar aspect angle. *Acta Armamentarii*, 2003, **24**(2): 250–252 (桂延宁, 杨燕. 基于太阳方位角原理的炮弹飞行姿态遥测. 兵工学报, 2003, **24**(2): 250–252)
- 35 Tang Shou-Jiang. Research on telemetry technology in the detection of the ammunition. *Information Technology*, 2012, (22): 218–219 (唐寿江. 遥测技术在弹药检测中应用研究. 科技传播, 2012, (22): 218–219)
- 36 Cao Yong-Hong, Fan Jin-Biao, Zu Jing. Study on test method of rotational speed of high spinning projectile based on thin film coil. *Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance*, 2011, **31**(1): 204–206 (曹咏弘, 范锦彪, 祖静. 基于薄膜线圈的高自旋弹丸转速测试方法研究. 弹箭与制导学报, 2011, **31**(1): 204–206)
- 37 Allik B, Ilg M, Zurakowski R. Ballistic roll estimation using EKF frequency tracking and adaptive noise cancellation. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2013, **49**(4): 2546–2553
- 38 Schuler A R, Grammatikos A, Fegley K A. Measuring rotational motion with linear accelerometers. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 1967, **AES-3**(3): 465–472
- 39 Lu Yong-Le, Pan Ying-Jun, Li Lei-Lei, Liu Yu, Peng Hui. Measurement method of projectile's heading and pitching angle velocities based on biaxial accelerometer. *Journal of Chinese Inertial Technology*, 2015, **23**(2): 160–164 (路永乐, 潘英俊, 黎蕾蕾, 刘宇, 彭慧. 采用双轴加速度计的旋转弹运动姿态角速率测量方法. 中国惯性技术学报, 2015, **23**(2): 160–164)
- 40 Fresconi F, Harkins T. Experimental flight characterization of asymmetric and maneuvering projectiles from elevated gun firings. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2012, **49**(6): 1120–1130
- 41 Leach R K. Solar Reference Flight Roll Position Sensor, U. S. Patent H746, February 1990.
- 42 Li Quan. Copperhead guided projectile of America. *Modern Weaponary*, 1984, (8): 21–26 (李荃. 美国“铜斑蛇”制导炮弹. 现代兵器, 1984, (8): 21–26)



- 43 Ohlmeyer E J, Fraysse J W, Pepitone T R. Guidance, navigation and control without gyros: a gun-launched munition concept. In: Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. Monterey, California: AIAA, 2002.
- 44 Dowdle J R, Thorvaldsen T P, Kourepenis A S. A GPS/INS guidance system for navy 5-in. projectiles. In: Proceedings of the 1997 AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. New Orleans, LA: AIAA, 1997.
- 45 Davis B S. Telemetry-based instrumentation for mortar systems. In: Proceedings of the 2003 Mortars Conference. 2003. 1–13.
- 46 Davis B S, Harkins T E, Burke L W. Flight test results of miniature, low cost, spin, accelerometer, and yaw sensors. In: Proceedings of the 35th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, NV: AIAA, 1997.
- 47 Du Han-Dong. A Study on Aerodynamic Configuration and Control Strategy of Single Group Rudder Control Rocket [Master dissertation], North University of China, China, 2011  
(杜韩东. 单组舵控火箭弹气动布局与控制策略研究 [硕士学位论文], 中北大学, 中国, 2011)
- 48 Yang Qing. Research on the Test Technology of Parameters of Rotation Speed/Velocity of High-speed Rotating Missile [Master dissertation], North University of China, China, 2010  
(杨青. 高速旋转弹转速速度参数测试技术研究 [硕士学位论文], 中北大学, 中国, 2010)
- 49 Wang Wei, Zhao Qing, Lv Xiao-Yong, Li Xin. Zero adjustment of MEMS vibratory gyroscope with nonlinear input. *Acta Automatica Sinica*, 2014, **40**(10): 2171–2178  
(王伟, 赵清, 吕晓永, 李欣. 具有输入非线性的 MEMS 振动陀螺零点校正方法. 自动化学报, 2014, **40**(10): 2171–2178)
- 50 Peng Xiao-Dong, Zhang Tie-Min, Li Ji-Yu, Chen Yu. Attitude estimation algorithm of agricultural small-UAV based on sensors fusion and calibration. *Acta Automatica Sinica*, 2015, **41**(4): 854–860  
(彭孝东, 张铁民, 李继宇, 陈瑜. 基于传感器校正与融合的农用小型无人机姿态估计算法. 自动化学报, 2015, **41**(4): 854–860)
- 51 Shi Jin-Guang, Han Yan, Liu Shi-Ping, Liu Meng. An approach of combination measurement for flight attitude angles of guided projectile. *Journal of Ballistics*, 2011, **23**(3): 37–42  
(史金光, 韩艳, 刘世平, 刘猛. 制导炮弹飞行姿态角的一种组合测量方法. 弹道学报, 2011, **23**(3): 37–42)
- 52 Gou Qiu-Xiong, Liu Ming-Xi, Li Hu-Jun. Research of terminal-guide mortar bomb roller attitude initial alignment technique based on magnetic resistance sensor. *Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance*, 2008, **28**(3): 45–48  
(苟秋雄, 刘明喜, 李虎军. 基于磁阻传感器的末制导迫击炮弹滚转姿态初始对准技术研究. 弹箭与制导学报, 2008, **28**(3): 45–48)
- 53 Rouger P. Guidance and control of artillery projectiles with magnetic sensors. In: Proceedings of the 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada: AIAA, 2007.
- 54 Ma Guo-Liang, Li Yan, Ge Jing-Fei. Principle analysis for roll attitude measurement of spinning projectile using magnetic resistance sensor. *Journal of Ballistics*, 2012, **24**(1): 32–36  
(马国梁, 李岩, 葛敬飞. 磁阻传感器测量旋转弹滚转姿态的原理分析. 弹道学报, 2012, **24**(1): 32–36)
- 55 Byun Y S, Jeong R G, Kang S W. Vehicle position estimation based on magnetic markers: enhanced accuracy by compensation of time delays. *Sensors*, 2015, **15**(11): 28807–28825
- 56 Markevicius V, Navikas D, Zilyys M, Andriukaitis D, Valinevicius A, Cepenas M. Dynamic vehicle detection via the use of magnetic field sensors. *Sensors*, 2016, **16**(1): 78
- 57 Harkins T E, Hepner D J. MAGSONDE: a device for making angular measurements on spinning projectiles with magnetic sensors, Technical Report No. ARL-TR-2310, Army Research Laboratory Aberdeen Proving Ground, USA, 2000
- 58 Tang Jian, Chai Tian-You, Cong Qiu-Mei, Yuan Ming-Zhe, Zhao Li-Jie, Liu Zhuo, Yu Wen. Soft sensor approach for modeling mill load parameters based on EMD and selective ensemble learning algorithm. *Acta Automatica Sinica*, 2014, **40**(9): 1853–1866  
(汤健, 柴天佑, 丛秋梅, 苑明哲, 赵立杰, 刘卓, 余文. 基于 EMD 和选择性集成学习算法的磨机负荷参数软测量. 自动化学报, 2014, **40**(9): 1853–1866)
- 59 Nam S R, Kang S H, Kang S H. Real-time estimation of power system frequency using a three-level discrete Fourier transform method. *Energies*, 2014, **8**(1): 79–93
- 60 Copp D A, Sanfelice R G. A zero-crossing detection algorithm for robust simulation of hybrid systems jumping on surfaces. *Simulation Modelling Practice and Theory*, 2016, **68**: 1–17
- 61 Shang Jian-Yu, Zhang Xiao-Ming, Huang Jian-Lin, Cui Xing, Liu Jun. Time-frequency analysis method in rotating speed measurement of conventional ammunition. *Chinese Journal of Sensors and Actuators*, 2012, **25**(7): 951–956  
(尚剑宇, 张晓明, 黄建林, 崔星, 刘俊. 常规弹药转速测量时频分析方法研究. 传感技术学报, 2012, **25**(7): 951–956)
- 62 Balazs P, Bayer D, Jaillet F, Søndergaard P. The pole behavior of the phase derivative of the short-time Fourier transform. *Applied and Computational Harmonic Analysis*, 2016, **40**(3): 610–621
- 63 Suen Y, Xiao S Q, Hao S M, Zhao X X, Xiong Y G, Liu S Y. Time-frequency representation measurement based on temporal Fourier transformation. *Optics Communications*, 2016, **376**: 86–91
- 64 Shang Jian-Yu, Zhang Xiao-Ming, Huang Jian-Lin, Li Yong-Hui, Hao Zhi-Li, Liu Jun. The simulation on rotating speed measurement method of conventional ammunition. *Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance*, 2012, **32**(4): 99–102  
(尚剑宇, 张晓明, 黄建林, 李永慧, 郝智利, 刘俊. 常规弹药转速测量方法仿真研究. 弹箭与制导学报, 2012, **32**(4): 99–102)
- 65 Rabiner L R, Schafer R W, Rader C M. The chirp z-transform algorithm. *IEEE Transactions on Audio and Electroacoustics*, 1969, **17**(2): 86–92

- 66 Shang Jian-Yu. Angular Rate Extraction Algorithm Research based on No Drive Triaxial MEMS Gyroscope used for Rotating Missile [Master dissertation], North University of China, China, 2013  
(尚剑宇. 旋转弹用免驱动三轴 MEMS 陀螺角速率提取算法研究 [硕士学位论文], 中北大学, 中国, 2013)
- 67 Martin W, Flandrin P. Wigner-Ville spectral analysis of nonstationary processes. *IEEE Transactions on Acoustics, Speech, and Signal Processing*, 1985, **33**(6): 1461–1470
- 68 Zammel K, Ellouze N. Wigner ville representation of voiced speech signal: quasi-harmonic model vs. sinusoidal model. In: Proceedings of the 2nd International Conference on Advanced Technologies for Signal and Image Processing (AT-SIP). Monastir, Tunisia: IEEE, 2016. 643–646
- 69 Stockwell R G. A basis for efficient representation of the S-transform. *Digital Signal Processing*, 2007, **17**(1): 371–393
- 70 Agrawal S, George N V, Prashant A. GPR data analysis of weak signals using modified S-transform. *Geotechnical and Geological Engineering*, 2015, **33**(5): 1167–182
- 71 Chen T, Yang N. Study on the underground storage of hazardous waste of the micro-seismic signal based on the S-transform time-frequency analysis. *Procedia Environmental Sciences*, 2016, **31**: 426–431
- 72 Deng Zhi-Hong, Fu Meng-Yin, Zhang Ji-Wei, Xiao Xuan. *Inertial Device and Inertial Navigation System*. Beijing: Science Press, 2012. 102–107  
(邓志红, 付梦印, 张继伟, 肖火巨. 惯性器件与惯性导航系统. 北京: 科学出版社, 2012. 102–107)
- 73 Tao Yi. Study on Key Technologies of Cupped Wave Gyroscope [Ph.D. dissertation], National University of Defense Technology, China, 2011  
(陶溢. 杯形波动陀螺关键技术研究 [博士学位论文], 国防科学技术大学, 中国, 2011)
- 74 Liu N, Su Z, Li Q. Design and experiment of a novel bell-shaped vibratory gyro. *Sensors and Actuators A: Physical*, 2016, **238**: 37–50
- 75 Lin Z, Fu M Y, Deng Z H, Liu N, Liu H. Frequency split elimination method for a solid-state vibratory angular rate gyro with an imperfect axisymmetric-shell resonator. *Sensors*, 2015, **15**(2): 3204–3223
- 76 Gusinsky V Z, Lesyuchevsky V M, Litmanovich Y A, Mussoff H, Schmidt G. Optimization of a strapdown attitude algorithm for a stochastic motion. *Navigation*, 1997, **44**(2): 163–170



**尚剑宇** 北京理工大学自动化学院博士研究生. 主要研究方向为惯性导航, 磁传感器, 信号处理.

E-mail: 3120130357@bit.edu.cn

(**SHANG Jian-Yu** Ph.D. candidate at the School of Automation, Beijing Institute of Technology. Her research interest covers inertial navigation, magnetic sensors, and signal processing.)



**邓志红** 北京理工大学自动化学院教授. 主要研究方向为惯性导航, 惯性导航系统传递对准, 新型角速率传感器. 本文通信作者.

E-mail: dzh\_deng@bit.edu.cn

(**DENG Zhi-Hong** Professor at the School of Automation, Beijing Institute of Technology. Her research interest covers inertial navigation, transfer alignment for inertial navigation systems, and novel gyro sensor. Corresponding author of this paper.)



**付梦印** 南京理工大学教授. 主要研究方向为惯性导航, 智能导航, 新型角速率传感器.

E-mail: fumy@bit.edu.cn

(**FU Meng-Yin** Professor at Nanjing University of Science and Technology. His research interest covers inertial navigation, intelligent navigation, and novel gyro sensor.)



**汪顺亭** 北京理工大学自动化学院教授. 主要研究方向为船用惯性导航系统及光纤惯性器件.

E-mail: wstcnt@bit.edu.cn

(**WANG Shun-Ting** Professor at the School of Automation, Beijing Institute of Technology. His research interest covers marine inertial navigation system and fiber inertial sensor.)