



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 107678332 B

(45)授权公告日 2019.09.13

(21)申请号 201710852057.8

G01C 5/06(2006.01)

(22)申请日 2017.09.19

G01C 21/18(2006.01)

(65)同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 107678332 A

(43)申请公布日 2018.02.09

(73)专利权人 哈尔滨工业大学

地址 150001 黑龙江省哈尔滨市南岗区西
大直街92号

(72)发明人 奚瑞辰 马恩煜 何湘远 胡佳辉
李梦思 尹悦

(74)专利代理机构 哈尔滨市松花江专利商标事
务所 23109

代理人 岳泉清

(51)Int.Cl.

G05B 19/042(2006.01)

(56)对比文件

CN 204840936 U,2015.12.09,
CN 101664606 A,2010.03.10,
CN 105667835 A,2016.06.15,
CN 106628251 A,2017.05.10,
CN 203657632 U,2014.06.18,
CN 105209340 A,2015.12.30,
RU 2148232 C1,2000.04.27,
FR 2894659 A1,2007.06.15,

审查员 刘亦非

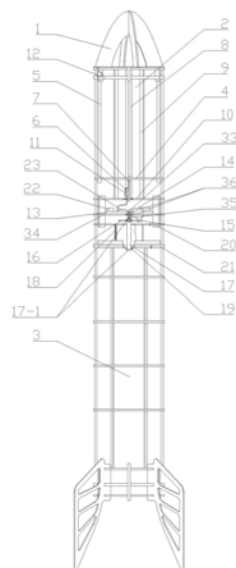
权利要求书2页 说明书11页 附图9页

(54)发明名称

一种基于惯性导航的快响应火箭投放系统
及投放方法

(57)摘要

一种基于惯性导航的快响应火箭投放系统
及投放方法,本发明涉及基于惯性导航的快响应
火箭投放系统及投放方法。本发明为了解决现有
无人机投放系统的载重量小、续航时间短、单机
成本比较高、要求操作人员操作水平高、对地面
的侦查不够详尽,现有火箭投放系统对投放系统
的控制精度较低、地面侦查小车越野能力弱的问题。本发明系统包括:头锥、载物舱、推进舱和全
地形履带车;本发明投放系统的飞行过程在1分
钟内完成;从装配系统到完成任务用时在5分钟
内。本发明设计的推进舱最多可配置19枚C级发
动机,载物舱最大载荷可达2KG。本发明系统的成
本为600元,远远低于目前市面上几千元的主流
无人机。本发明用于物资投放与远程侦察领域。



1. 一种基于惯性导航的快响应火箭投放系统,其特征在于:所述基于惯性导航的快响应火箭投放系统包括:头锥(1)、载物舱(2)、推进舱(3)和全地形履带车(24);

载物舱(2)设置在头锥(1)和推进舱(3)之间,载物舱(2)内依次设置与载物舱下端板(20)和推进舱上端板(21)平行的弹射板(4)、中端板(10)和载物板(34),在载物舱下端板(20)与推进舱上端板(21)的中心位置分别设有分离孔(32),连杆(17)穿过两个分离孔(32);

连杆(17)位于载物舱(2)内的一端连接十字舵轮(16),连杆(17)位于推进舱(3)内的一端设置杆帽(17-1),杆帽(17-1)与推进舱上端板(21)之间设置滑块(19);螺栓(35)的一端连接到十字舵轮(16)的中心,螺栓(35)的另一端穿过载物板(34),并在螺栓上、载物板(34)两侧分别设置螺母(36),通过两个螺母(36)将螺栓与载物板(34)固定;载物板(34)上设置电控板(13)和舵机(14),舵机(14)通过舵机摇臂(15)驱动十字舵轮(16)转动,舵机(14)与电控板(13)通过电路连接,电控板(13)上设有气压计(22)和加速度计(23);

2组层板滑轨(9)和2组碳杆滑轨(8)均匀设置在载物舱(2)内壁上,且2组层板滑轨(9)相对设置,2组碳杆滑轨(8)相对设置;

层板滑轨(9)和碳杆滑轨(8)的一端连接载物舱上端板(12),层板滑轨(9)和碳杆滑轨(8)另一端垂直穿过弹射板(4)连接载物舱下端板(20);

弹射板(4)通过四根橡皮筋(5)与接载物舱上端板(12)连接;弹射板(4)上设置连接绳(7),弹射板(4)和中端板(10)之间设置塑料管(11),连接绳(7)先穿过塑料管(11)再穿过中端板(10)并固定;点火头(6)设置在塑料管(11)内,并与电控板(13)电连接;

全地形履带车(24)上设置两个电机(30),两个主动轮(28)分别由两个电机(30)驱动;在全地形履带车(24)同一侧的主动轮(28)和从动轮(29)上设置履带(31),全地形履带车(24)的两个主动轮(28)和两个从动轮(29)的外侧轮轴上分别安装加长轴(27),加长轴(27)上设置挡片(27-1),挡片(27-1)能够沿着加长轴滑动,四个防侧翻弹簧(26)分别套在加长轴(27)上;全地形履带车(24)的上表面和下表面分别设置固定条(25),固定条(25)能够沿着层板滑轨(9)滑动,加长轴(27)能够沿着碳杆滑轨(8)滑动。

2. 根据权利要求1所述的一种基于惯性导航的快响应火箭投放系统,其特征在于:所述层板滑轨(9)呈凹字形,固定条(25)嵌入层板滑轨(9)的凹槽槽内,沿着层板滑轨(9)滑动。

3. 根据权利要求2所述的一种基于惯性导航的快响应火箭投放系统,其特征在于:所述碳杆滑轨(8)由两根平行的碳杆组成,两根碳杆之间的距离为4.5mm,挡片(27-1)将防侧翻弹簧(26)压缩后,加长轴(27)沿着碳杆滑轨(8)滑动。

4. 根据权利要求3所述的一种基于惯性导航的快响应火箭投放系统,其特征在于:所述载物舱下端板(20)和推进舱上端板(21)形成的伞舱,在伞舱中设置两顶降落伞,两顶降落伞分别通过伞绳连接载物舱下端板(20)和推进舱上端板(21)。

5. 根据权利要求4所述的一种基于惯性导航的快响应火箭投放系统,其特征在于:所述推进舱上端板(21)上设置两个弹簧(18)。

6. 根据权利要求5所述的一种基于惯性导航的快响应火箭投放系统,其特征在于:所述分离孔(32)呈椭圆形,分离孔(32)长轴为42mm,短轴为20mm。

7. 根据权利要求6所述的一种基于惯性导航的快响应火箭投放系统,其特征在于:所述滑块(19)呈椭圆形,滑块(19)的长轴为22mm,短轴为15mm。

8. 根据权利要求7所述的一种基于惯性导航的快响应火箭投放系统,其特征在于:所述电控板(13)的主控芯片为单片微型计算机(33)。

9. 一种根据权利要求1所述的一种基于惯性导航的快响应火箭投放系统的投放方法,其特征在于:所述方法包括以下步骤:

步骤一:当全地形履带车(24)被垂直放入载物舱(2)后,橡皮筋(5)长度不断伸长,当全地形履带车(24)全部被放入载物舱(2)内,将弹射板(4)的连接绳(7)穿过载物舱中端板(10)固定弹射板(4),将头锥(1)放置在载物舱(2)上;

步骤二:电控板(13)上电后,通过电点火引燃推进舱(3)底端所放置的模型火箭发动机,投放系统起飞,开始工作,加速度计(23)连续采集三轴加速度;当加速度计(23)的连续6个采样点的z轴加速度超过1.5g时,将第1个点的前一个点对应的时刻确定为起飞时刻,并将起飞时刻气压计(22)所测的高度作为基准高度;电控板(13)根据气压计(22)所测实时高度持续判断是否满足分离条件,若满足则电控板(13)给舵机(14)信号,舵机(14)通过舵机摇臂(15)驱动十字舵轮(16)转动,带动滑块(19)转动,滑块(19)从推进舱上端板(21)的分离孔(32)中脱离,使推进舱(3)与载物舱(2)脱离,推进舱上端板(21)上设置的压缩的弹簧(18)弹开,使推进舱(3)与载物舱(2)完全分离;

所述分离条件为气压计所测得的高度达到程序所设定的高度或者当投放系统到达最大高度并下降2m时;

步骤三:分离后载物舱(2)通过伞降方式落地;当高度数据不变且加速度数据满足以下条件时,投放系统判定载物舱(2)已落回地面:

$$\sqrt{a_x^2 + a_y^2 + a_z^2} = g$$

式中, a_x , a_y , a_z 分别为x轴、y轴和z轴加速度,g为当地重力加速度;

当电控板(13)判定载物舱(2)落地后,继续采集N次加速度数据,若N次采集的数据一致则载物舱(2)处于平稳状态,电控板(13)在点火头(6)线路中通过500mA电流,点燃点火头(6),烧断绳(7),弹射板(4)在橡皮筋(5)的拉动下将小车(24)弹射出载物舱(2)。

10. 根据权利要求9所述的一种基于惯性导航的快响应火箭投放系统的投放方法,其特征在于:所述电控板(13)连接SD卡,通过程序代码,在飞行过程中将所有飞行数据记录在SD卡中。

一种基于惯性导航的快响应火箭投放系统及投放方法

技术领域

[0001] 本发明涉及基于惯性导航的小型快响应火箭投放系统及投放方法。

背景技术

[0002] 1、利用无人机侦察的现有技术

[0003] 当前国内外的无人机技术都比较成熟,但主要集中在利用机载设备进行侦察方面,其主要优点有:

[0004] 1) 响应快速:当有任务需求时可以直接用无人机在侦察区域附近放飞。

[0005] 2) 灵活可控:可以到达可飞行范围内的任何地点上空,可以对某一地点重复侦察。

[0006] 3) 可返回的数据多:通过搭载摄像头和科学设备,可以返回图像数据和其他遥感数据。

[0007] 但无人机侦察也有一定的局限性:

[0008] 1) 载重量小:受电机转速的限制,无人机动力装置能提供的最大升力有限,因而载重量相对较小。

[0009] 2) 续航时间短:由于无人机耗电量比较大,尤其在载重的情况下耗电更快,而无人机一般又不能搭载太大的电池,因此续航时间较短。

[0010] 3) 单机成本比较高:如果中途失控、发生机械故障或者电量消耗殆尽,有可能发生坠机事故,造成的经济损失较大,也可能对地面的人或设备造成损害。

[0011] 4) 要求操作人员操作水平高:目前国内不允许非专业人员执行相关飞行操作,操作人员需要通过相关部门的飞行考核拿到飞行执照。

[0012] 5) 对地面的侦察不够详尽:由于无人机只在空中飞行而不能在地面行走,因此对地面或洞中的情况侦察不够详尽。

[0013] 2、当前各高校的火箭投放系统总体概况

[0014] 1) 西安交通大学的火箭投放系统

[0015] 西安交通大学的项目团队研发的火箭投放系统采用模块化设计,结构质量轻,静稳定性高。采用延时控制程序控制分离和出舱,程序简单,但需要预估飞行到目标方位的时间和降落时间,控制上不够灵活,当预估不准确或受到扰动时不能在准确的位置分离。配套小车的结构比较简单,但越野能力较低。

[0016] 2) 中国人民解放军火箭军工程大学的火箭投放系统

[0017] 中国人民解放军火箭军工程大学项目团队研发的火箭投放系统采用轻木结构的箭体,质量轻,但结构强度低,基本不可重复使用。同西安交通大学一样采用延时控制程序,优缺点同上。配套小车采用多级减速,越野能力优于西安交通大学,但没有履带式结构越野能力仍然较低。

发明内容

[0018] 本发明的目的是为了现有无人机投放系统的载重量小、续航时间短、单机成本比

较高、要求操作人员操作水平高、对地面的侦察不够详尽,以及现有火箭投放系统对投放系统的控制精度较低、地面侦察小车越野能力弱的缺点,而提出一种基于惯性导航的快响应火箭投放系统及投放方法。

[0019] 一种基于惯性导航的快响应火箭投放系统包括:头锥、载物舱、推进舱和全地形履带车;

[0020] 载物舱设置在头锥和推进舱之间,载物舱内依次设置与载物舱下端板和推进舱上端板平行的弹射板、中端板和载物板,在载物舱下端板与推进舱上端板的中心位置分别设有分离孔,连杆穿过两个分离孔;

[0021] 连杆位于载物舱内的一端连接十字舵轮,连杆位于推进舱内的一端设置杆帽,杆帽与推进舱上端板之间设置滑块;螺栓的一端连接到十字舵轮的中心,螺栓的另一端穿过载物板,并在螺栓上、载物板两侧分别设置螺母,通过两个螺母将螺栓与载物板固定;载物板上设置电控板和舵机,舵机通过舵机摇臂驱动十字舵轮转动,舵机与电控板通过电路连接,电控板上设有气压计和加速度计;

[0022] 2组层板滑轨和2组碳杆滑轨均匀设置在载物舱内壁上,且2组层板滑轨相对设置,2组碳杆滑轨相对设置;

[0023] 层板滑轨和碳杆滑轨的一端连接载物舱上端板,层板滑轨和碳杆滑轨另一端垂直穿过弹射板连接载物舱下端板;

[0024] 弹射板通过四根橡皮筋与接载物舱上端板连接;弹射板上设置连接绳,弹射板和中端板之间设置塑料管,连接绳先穿过塑料管再穿过中端板并固定;点火头设置在塑料管内,并与电控板电连接;

[0025] 全地形履带车上设置两个电机,两个主动轮分别由两个电机驱动;在全地形履带车同一侧的主动轮和从动轮上设置履带,全地形履带车的两个主动轮和两个从动轮的外侧轮轴上分别安装加长轴,加长轴上设置挡片,挡片能够沿着加长轴滑动,四个防侧翻弹簧分别套在加长轴上;全地形履带车的上表面和下表面分别设置固定条,固定条能够沿着层板滑轨滑动,加长轴能够沿着碳杆滑轨滑动。

[0026] 一种基于惯性导航的快响应火箭投放方法包括以下步骤:

[0027] 步骤一:当全地形履带车被垂直放入载物舱后,橡皮筋长度不断伸长,当全地形履带车全部被放入载物舱内,将弹射板下端的连接绳穿过载物舱中端板固定弹射板;

[0028] 步骤二:电控板上电后,投放系统开始工作,加速度计连续采集三轴加速度;当加速度计的连续6个采样点的z轴加速度超过1.5g时,将第1个点的前一个点(也就是第0个点)对应的时刻确定为起飞时刻,并将起飞时刻气压计所测的高度作为基准高度;电控判断是否满足分离条件,若满足则电控板向舵机,舵机14通过舵机摇臂15驱动十字舵轮16转动,带动滑块19转动,使推进舱与载物舱分离;当动滑块19的短轴与推进舱上端板21分离孔32的长轴对应时,实现分离。

[0029] 所述分离条件为气压计所测得的高度达到程序所设定的高度或者当投放系统到达最大高度并下降2m时;

[0030] 步骤三:分离后载物舱通过伞降方式落地;当高度数据不变且加速度数据基本满足以下条件时,投放系统判定载物舱已落回地面:

[0031]
$$\sqrt{a_x^2 + a_y^2 + a_z^2} = g$$

[0032] 式中, a_x, a_y, a_z 分别为x轴、y轴和z轴加速度, g 为当地重力加速度;

[0033] 当电控板判定载物舱落地后, 为确保载物舱状态稳定, 会继续采集N次加速度数据, 若N次采集的数据一致则载物舱处于平稳状态, 电控板在点火头线路中通过500mA电流, 点燃点火头, 烧断绳, 弹射板在绷紧的橡皮筋的拉动下将全地形履带车弹射出载物舱, 如图7所示。

[0034] 快响应指的是在遇到任务需求时实现快速组装和发射有效载荷的能力。

[0035] 现实生活中有时为了探测大气状况, 需要发射一些探空设备; 在某些情况下, 如发生灾难事故时, 也会需要跨越障碍投放物资或侦察设备等。此时需要一个方便快捷的投放系统。作为用于科学探测和抢险救援的特种装备, 在诸多可实现投放功能的飞行器中, 基于小型火箭平台的飞行器响应最快, 运载能力也相对较大, 操作方便, 具有较大潜力。

[0036] 本发明未来可应用领域包括远程侦察、物资投放、探空及灾害救援等, 并且具有广阔的研究和发展前景。

[0037] 本发明的有益效果为:

[0038] 投放系统的主要优点如下:

[0039] 1) 火箭投放平台相对无人机可以承载相对多的载荷, 可以根据实际需要调整发动机提供的动力, 大大提高运载能力。本发明设计的推进舱最多可配置19枚发动机, 载物舱最大载荷可达2KG。

[0040] 2) 响应时间非常短, 可以在短短几分钟内完成任务。同时到达目的地花费时间较短, 避免了无人机的运送过程时间较长而电池续航能力差的问题。如附图15所示, 整个投放系统的飞行过程在16s内完成; 从装配系统到完成任务用时在5分钟内。因此也不存在侦察型无人机的续航问题。

[0041] 3) 单套系统成本低。整套投放系统的成本为600元, 远远低于目前市面上几千元的主流无人机。

[0042] 4) 操作简单, 不需要进行专业的长时间培训。根据多次实验可知, 非专业人员完全掌握整套系统的操作方法用时半小时。

[0043] 5) 由于配套可搭载科学探测设备的全地形履带车, 使得投放系统对地面的侦察能力提高。相比于侦察型无人机只能通过飞行对地面情况进行低空勘察, 无法得知隐蔽地形或山洞等地点的详细情况, 全地形履带车可以在行驶中对地面侦察。全地形履带车采用前后双电机, 时速3.5km/h, 侦察速度较快; 履带式结构与防侧翻装置可以提高小车越野能力, 适应各种地形。

[0044] 6) 火箭投放系统的控制精度较高。现有火箭投放系统多采用延时控制火箭分离和出舱, 程序简单, 但需要预估飞行到目标方位的时间和降落时间。此种方法受风力, 地形等影响较大。本系统采用气压计实时测量火箭飞行高度, 误差在 $\pm 0.5m$ 内, 根据飞行高度控制火箭分离, 因此控制精度较高。

[0045] 7) 本发明受气候影响较小, 比较稳定, 故障概率较小, 适应能力强、自稳性能高。

附图说明

- [0046] 图1为本发明火箭投放平台结构图。
- [0047] 图2为本发明载物舱俯视图。
- [0048] 图3为本发明分离机构主视图。
- [0049] 图4为本发明十字舵轮俯视图。
- [0050] 图5为本发明分离机构锁定状态图。
- [0051] 图6为本发明分离机构解锁状态图。
- [0052] 图7为本发明全地形履带车弹射装置结构图。
- [0053] 图8为本发明全地形履带车外形图。
- [0054] 图9为本发明全地形履带车内部结构图。
- [0055] 图10为本发明履带车车轮图。
- [0056] 图11为本发明火箭发射瞬间图。
- [0057] 图12为本发明推进舱与返回舱分离图。
- [0058] 图13为本发明返回舱将全地形履带车弹出图。
- [0059] 图14为本发明火箭飞行高度-时间关系图。
- [0060] 图15为本发明LabVIEW姿态分析与仿真界面图。

具体实施方式

[0061] 具体实施方式一：如图1所示，一种基于惯性导航的快响应火箭投放系统包括：头锥1、载物舱2、推进舱3和全地形履带车24；

[0062] 如图2所示，载物舱2设置在头锥1和推进舱3之间，载物舱2内依次设置与载物舱下端板20和推进舱上端板21平行的弹射板4、中端板10和载物板34，在载物舱下端板20与推进舱上端板21的中心位置分别设有分离孔32，连杆17穿过两个分离孔32；

[0063] 连杆17位于载物舱2内的一端连接十字舵轮16，连杆17位于推进舱3内的一端设置杆帽17-1，杆帽17-1与推进舱上端板21之间设置滑块19；螺栓35的一端连接到十字舵轮16的中心，螺栓35的另一端穿过载物板34，并在螺栓上、载物板34两侧分别设置螺母36，通过两个螺母36将螺栓与载物板34固定；载物板34上设置电控板13和舵机14，舵机14通过舵机摇臂15驱动十字舵轮16转动，舵机14与电控板13通过电路连接，电控板13上设有气压计22和加速度计23；

[0064] 2组层板滑轨9和2组碳杆滑轨8均匀设置在载物舱2内壁上，且2组层板滑轨9相对设置，2组碳杆滑轨8相对设置；

[0065] 层板滑轨9和碳杆滑轨8的一端连接载物舱上端板12，层板滑轨9和碳杆滑轨8另一端垂直穿过弹射板4连接载物舱下端板20；

[0066] 弹射板4通过四根橡皮筋5与接载物舱上端板12连接；弹射板4上设置连接绳7，弹射板4和中端板10之间设置塑料管11，连接绳7先穿过塑料管11再穿过中端板10并固定；点火头6设置在塑料管11内，并与电控板13电连接；

[0067] 如图8—图10，全地形履带车24上设置两个电机30，两个主动轮28分别由两个电机30驱动；在全地形履带车24同一侧的主动轮28和从动轮29上设置履带31，全地形履带车24的两个主动轮28和两个从动轮29的外侧轮轴上分别安装加长轴27，加长轴27上设置挡片

27-1,挡片27-1能够沿着加长轴滑动,四个防侧翻弹簧26分别套在加长轴27上;全地形履带车24的上表面和下表面分别设置固定条25,固定条25能够沿着层板滑轨9滑动,加长轴27能够沿着碳杆滑轨8滑动。

[0068] 结构14~21,32,34共同组成分离机构,如图3—图6所示,实现载物舱与推进舱的分离。

[0069] 1对层板滑轨9和1对碳杆滑轨8均设置在载物舱2内部,且1对层板滑轨9关于载物舱2对称设置,1对碳杆滑轨8关于载物舱2对称设置,层板滑轨9和碳杆滑轨8的对称轴相互垂直。

[0070] 橡皮筋5为弹性橡胶绳。

[0071] 投放系统原理:

[0072] 当全地形履带车24被垂直放入载物舱2后,橡皮筋5一端固定在载物舱上端板12,另一端随弹射板4向推进舱3方向移动,橡皮筋5长度不断伸长,储存一定的弹性势能,可以达到投放系统落地后将全地形履带车24弹射出来的效果;

[0073] 当全地形履带车24被放入载物舱2内,将弹射板4下端的绳7穿过载物舱中端板10即可固定弹射板4,防止系统在飞行过程中全地形履带车24被弹射板4弹出;

[0074] 使用塑料管11可以保证点火头6靠近绳7,防止点火头6远离绳7时点火不能将绳7烧断。

[0075] 层板滑轨9轨道宽度略大于全地形履带车底板固定条25宽度,使得全地形履带车24在载物舱2中被轨道固定,弹射时能够沿轨道被弹出,不会被载物舱2口卡住。碳杆滑轨8是为了配合全地形履带车24的防侧翻装置不被载物舱2口卡住而使用的。全地形履带车24在放入载物舱2时,需要将四个车轮上的防侧翻弹簧26压缩后,将加长轴27沿两根碳杆滑轨8中间的缝隙放入,这样防侧翻弹簧26恰好被碳杆滑轨8挡住,碳杆滑轨8一直延伸到载物舱2的出口,这样保证了全地形履带车24在出舱之前防侧翻弹簧26一直会被碳杆滑轨8挡住不会弹开,从而防止防侧翻弹簧26将全地形履带车24卡在载物舱2口。

[0076] 未分离时由于滑块19的长轴长度长于分离孔32的短轴,因此可将载物舱2与推进舱3相连;分离时滑块19转动,由于滑块19的长轴长度短于分离孔32的长轴,因此能够实现载物舱2与推进舱3的分离。

[0077] 载物舱下端板20与推进舱上端板21分别钻孔,通过伞绳连接降落伞。降落伞折叠后放置于载物舱下端板20与推进舱上端板21形成的伞舱中。

[0078] 当滑块19转动执行分离动作后,载物舱2与推进舱3分离,载物舱2与推进舱3的降落伞在空中分开,通过伞降的方式落地,防止投放系统的损坏。

[0079] 全地形履带车24顺利出舱后,被压缩的防侧翻弹簧26自动弹开,防止全地形履带车24侧面着地不能前进。

[0080] 投放系统采用一块运算速度较高的微型单片机作为核心控制器,微型单片机通过电路与气压计22,加速度计23,舵机14相连接。气压计22,加速度计23分别测量火箭飞行过程中的高度和加速度信息,并将数据传回单片机。单片机通过高度信息判断投放系统是否已经达到最大高度并开始下落,进而给舵机14信号,舵机14驱动舵机摇臂15推动十字舵16轮完成分离动作。单片机根据加速度信息判断投放系统是否已经落地并且维持平稳状态,进而给点火头500mA的大电流使得点火头引燃烧断绳,释放全地形履带车24。

[0081] 本发明针对大载荷、情况紧急、任务复杂的投放需求进行设计,选择小型火箭作为投放平台配合全地形履带车组成投放系统。基于惯性导航系统,模拟运载火箭过程,可以满足有载荷量、成本低、操作方便等方面有较高要求的投放任务,而配套的全地形履带车则能满足更加精细的侦察等任务。

[0082] 本发明在设计过程中,主要在以下几个方面对现有技术进行了参考与利用。

[0083] 1) 气动设计技术

[0084] 为了让系统在空中受到气流扰动而平衡受到破坏后能自主回复到平衡状态,需要火箭平台具有良好的飞行性能和稳定性。安装在平台尾部的尾翼为平台提供了气动稳定性。而对于整体的稳定性,则需要配置好火箭平台的重心和压心的位置与距离。

[0085] 火箭纵轴方向与飞行过程中气流方向形成攻角 α ,由攻角 α 引起的力矩是俯仰力矩中最重要的一项,是作用在压心的升力 Y_z 对重心的力矩。即:

$$[0086] \quad M_z^\alpha = Y_z^\alpha \alpha (x_g - x_F) = C_y^\alpha q S \alpha (x_g - x_F)$$

[0087] 式中, x_F 、 x_g 分别为火箭的压心、重心至头锥1顶点的距离,其余代数为正常数。令:

$$[0088] \quad m_z^\alpha = C_y^\alpha (x_g - x_F) / L \quad (2)$$

[0089] 式中, L 为特征长度,是正常数。

[0090] 在稳定平衡中,火箭由于某一小扰动的瞬时作用而破坏了它的平衡之后,经过某一过渡过程仍能恢复到原来的平衡状态。判别火箭纵向静稳定性的方法是看 m_z^α 的性质。当 $m_z^\alpha < 0$ 即 $x_g < x_F$ 时,火箭是纵向静稳定的。

[0091] 本发明系统中,因为将载物舱2放置于火箭的头部,将整体系统的主要质量集中在上端,使得重心位置靠上。压心的位置则取决于火箭平台的长度、尾翼的位置与面积等因素,因而系统将推进舱3加长并在尾部加上了足够大的尾翼,使得压心位于重心下端,为了得到更精确的数据对系统的可靠性进行分析,使用了参量力矩的方法对火箭的重压心进行估算。经过计算,重心位置高于压心位置约160毫米,这个距离正好与火箭平台的直径相当,符合稳定动力学稳定要求。这样,便保证了系统飞行的稳定性。

[0092] 2) 惯性导航技术

[0093] 惯性导航系统是一种通过测量飞行器的加速度,并进行积分运算,获得飞行器瞬时速度和瞬时位置数据的自主式导航系统。惯性测量装置需要具备用来测量飞行器三轴转动情况的3自由度陀螺仪、测量飞行器加速度的3轴加速度计。

[0094] 本系统采用的是基于MPU6050的速率型捷联式惯性导航系统,即惯导系统直接安装在火箭上(载物舱2内),陀螺仪输出瞬时平均角速度矢量信号。关于传感器的具体使用方法,详见参考文献(InvenSense.MPU-6000and MPU-6050Product Specification[EB/OL].Aug.19th 2013)。

[0095] 由MPU6050惯性导航模块直接输出的测量量为 x, y, z 三轴加速度 $\ddot{x}, \ddot{y}, \ddot{z}$ 和绕 x, y, z 三轴的角速度 $\dot{\gamma}$ (滚转角), $\dot{\psi}$ (偏航角), $\dot{\xi}$ (俯仰角)。

[0096] 由于实际安装时惯性测量传感器的三轴 x, y, z 并非与火箭本体坐标系的三轴 x_t, y_t, z_t 完全重合(可认为 x 轴与 z_t 轴重合, y 轴与 y_t 重合, z 轴与 x_t 轴重合),因此上面定义的滚转角、偏航角、俯仰角并非飞行力学中以传统方式定义三个姿态角,但由于惯性参考系选为

系统开始工作时刻惯性测量传感器的三轴构成的坐标系,为方便分析,本文中姿态角仍按照上面的定义而非传统定义。

[0097] 为了得到某一时刻火箭的位置信息,首先将三轴加速度做两次数值积分得到三轴位移,将三轴角速度做一次数值积分得到三轴姿态角变化量。从系统开始工作时刻即开始进行计算。假设某两个相邻采样时刻 t_1 和 t_2 , t_2 时刻的三轴加速度和角速度经过数值积分的结果分别为 $[x^{(2)}, y^{(2)}, z^{(2)}]^T$ 和 $[\Delta\psi, \Delta\xi, \Delta\gamma]^T$,并定义如下基元转换矩阵:

$$[0098] \quad L_{y_1}(\psi) = \begin{bmatrix} \cos\psi & 0 & -\sin\psi \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\psi & 0 & \cos\psi \end{bmatrix}$$

$$[0099] \quad L_{z_2}(\xi) = \begin{bmatrix} \cos\xi & \sin\xi & 0 \\ -\sin\xi & \cos\xi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$[0100] \quad L_{x_2}(\gamma) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\gamma & \sin\gamma \\ 0 & -\sin\gamma & \cos\gamma \end{bmatrix}$$

$$[0101] \quad L(\psi, \xi, \gamma) = L_{x_2}(\gamma)L_{z_2}(\xi)L_{y_1}(\psi)$$

[0102] $[x^{(2)}, y^{(2)}, z^{(2)}]^T$ 为在 t_2 时刻的惯性导航传感器的本体坐标系(简称2系,同理 t_1 时刻的惯性导航传感器的本体坐标系简称1系)下的位移矢量, $L(\psi, \xi, \gamma)$ 为矢量从1系到2系的坐标转换矩阵,故要求在1系中的位移需要将 $[x^{(2)}, y^{(2)}, z^{(2)}]^T$ 前乘 $L(\psi, \xi, \gamma)^{-1}$,则 $[x^{(2)}, y^{(2)}, z^{(2)}]^T$ 在1系下的坐标应为

$$[0103] \quad \begin{bmatrix} x^{(1)} \\ y^{(1)} \\ z^{(1)} \end{bmatrix} = L(\Delta\psi, \Delta\xi, \Delta\gamma)^{-1} \begin{bmatrix} x^{(2)} \\ y^{(2)} \\ z^{(2)} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} x_g^{(1)} \\ y_g^{(1)} \\ z_g^{(1)} \end{bmatrix}$$

[0104] 由于加速度计测量值中不能反映重力加速度,因而需要加入重力加速度的补偿,即

$$[0105] \quad \begin{bmatrix} x_g^{(1)} \\ y_g^{(1)} \\ z_g^{(1)} \end{bmatrix} = L(\psi, \xi, \gamma)^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -\frac{1}{2}g(t_2 - t_1)^2 \end{bmatrix}$$

[0106] 式中, ψ, ξ, γ 为1系与惯性参考坐标系(Z轴正方向竖直向上)间的姿态角。

[0107] 依照以上公式从开始时刻进行相对位移的叠加即可得到实时的位移数据。由于受采样频率等因素的限制或影响,所得数据会相对实际值有偏差,对此使用卡尔曼滤波算法做了滤波处理。滤波可以在一定程度上减少加速度计和陀螺仪的漂移产生的误差,但受限于系统硬件的工作频率与数据,运算处理能力等,采样频率不会很高,系统仍然会存在数值积分而产生的误差。尽管这样,由于本发明火箭飞行时间短,这个偏差在允许的范围内。

[0108] 此外,考虑到平台一般工作在大气对流层内,高度与气压有简单正比关系,因此把

气压计作为高度数据采集传感器来弥补惯性导航系统在高度测量上的误差会具有较高的效率。本发明认真研究了气压计的各个参数并进行了多次实验。最终选用最常见的BMP180数字压力传感器作为气压计芯片,并对气压计所得数据进行一定的解析,此时噪声波动在 $\pm 0.5\text{m}$ 范围内。虽然这不是此款芯片可以工作的最低噪声模式,但作为惯性导航的依据已经足够。为了保证气压计表面的空气与火箭外界的空气能够流通,同时气压的测量不被紊乱的气流干扰,使气压计测量到实时的高度数据具有更高的实时性和准确性,在气压计芯片的整个集成模块上罩上用亚克力制成的正方形保护舱,并在保护舱上方随机做了一些数量适中的通气孔,这样同时也避免了发射时的剧烈运动所带来的撞击造成气压计读数有所偏差。

[0109] 3) 数据融合Kalman滤波技术

[0110] 使用陀螺仪建立的系统姿态的理想线性模型如下:

$$[0111] \quad \alpha_{k+1} = \alpha_k + (\omega_k - \beta_k) dt$$

[0112] 式中, α 为姿态角(Roll或Pitch), β 为求出的偏差, ω 为陀螺仪输出的角速度, dt 是采样时间间隔。

[0113] 在零点校准中可知,偏差可当作恒定值计算,所以有:

$$[0114] \quad \beta_k = \beta_{k+1}$$

[0115] 结合(5)、(6)两式可以得到状态方程:

$$[0116] \quad \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \end{bmatrix}_{k+1} = \begin{bmatrix} 1 & -dt \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \end{bmatrix}_k + \begin{bmatrix} dt \\ 0 \end{bmatrix} \omega_k$$

[0117] 令 $X = \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \end{bmatrix}$, $A = \begin{bmatrix} 1 & -dt \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$, $B = \begin{bmatrix} dt \\ 0 \end{bmatrix}$,那么(7)式就能表示为:

$$[0118] \quad X_{k+1} = AX_k + B \omega_k$$

[0119] 使用加速度计建立的系统姿态的理想线性模型如下:

$$[0120] \quad Y_k = CX_k$$

[0121] 因为加速度计是可以直接求出 α_k 的,故 $C = [1 \ 0]$ 。

[0122] Kalman滤波具体的算法分为两部分:时间更新和测量更新。

[0123] 时间更新部分,也是对系统的预估:

[0124] 首先,由上一时刻的最优估计状态和陀螺仪读到的上一时刻的状态的变换率,预估当前时刻的状态。也就是由上一时刻滤波得到的角度和陀螺仪读取到的角速度来估计当前时刻的角度值:

$$[0125] \quad X_{(k|k-1)} = AX_{(k-1|k-1)} + B \omega_k$$

[0126] 其中 $X_{(k|k-1)}$ 为由上一时刻预估的当前的状态, $X_{(k-1|k-1)}$ 为上一时刻的最优估计状态。

[0127] 此时系统的状态已经更新了但是对应于 $X_{(k-1|k-1)}$ 的协方差还没更新,所以还需对协方差进行更新。也就是由上一时刻的状态的协方差,预估当前时刻的协方差。用P矩阵表示 $X_{(k-1|k-1)}$ 的协方差。

$$[0128] \quad P_{(k|k-1)} = AP_{(k-1|k-1)}A^T + Q$$

[0129] 其中 $P_{(k|k-1)}$ 和 $P_{(k-1|k-1)}$ 分别为 $X_{(k|k-1)}$ 和 $X_{(k-1|k-1)}$ 对应的协方差;Q为系统过程噪声。

[0130] 有了当前时刻状态的预估结果之后再采集当前时刻状态的测量值,结合预估值和测量值,可以求出当前时刻的状态的最优估计值,这就是测量更新部分。

[0131] 由加速度计解算得到的角度和陀螺仪预估的角度综合估计得到当前的最优估计角度。

[0132] $X_{(k|k)} = X_{(k|k-1)} + Kg_k (y_k - CX_{(k|k-1)})$

[0133] 其中 Kg_k 为卡尔曼增益,其值的计算式为:

$$[0134] \quad Kg_k = \frac{P_{(k|k-1)} C^T}{C P_{(k|k-1)} C^T + R}$$

[0135] 其中 R 是测量噪声。

[0136] 至此得到了 k 时刻状态的最优估计值,最后还需更新 k 时刻 $X_{(k|k)}$ 的协方差 $P_{(k|k)}$,才能使数据融合的过程一直持续下去。由下式可得到 $P_{(k|k)}$ 的测量更新值:

[0137] $P_{(k|k)} = (I - Kg_k C) P_{(k|k-1)}$

[0138] 其中 I 为单位阵。

[0139] 按照(10)~(14)式可以自回归地运算下去。根据该算法编写相应的Kalman滤波的代码来实现对采集信号的处理。

[0140] 用MPU6050的加速度计和陀螺仪采集数据,并用Kalman滤波算法进行数据融合。通过单片机每次采样并处理输出的时间周期为0.15s,Kalman滤波的初始参数设置为:

$$[0141] \quad A = \begin{bmatrix} 1 & -0.15 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} 0.15 \\ 0 \end{bmatrix}, C = [1 \quad 0], R = 0.03, Q = \begin{bmatrix} 0.001 & 0 \\ 0 & 0.003 \end{bmatrix}。$$

[0142] 具体实施方式二:本实施方式与具体实施方式一不同的是:所述层板滑轨9呈凹字形,固定条25嵌入层板滑轨9的凹槽槽内,沿着层板滑轨9滑动。

[0143] 所述层板滑轨9呈凹字形,在第一椴木层板上设置第二椴木层板和第三椴木层板,第二椴木层板和第三椴木层板相互平行且垂直于第一椴木层板;

[0144] 所述层板滑轨9的轨道宽度大于固定条25的宽度。

[0145] 其它步骤及参数与具体实施方式一相同。

[0146] 具体实施方式三:本实施方式与具体实施方式一或二不同的是:所述碳杆滑轨8由两根平行的碳杆组成,两根碳杆之间的距离为4.5mm,挡片27-1将防侧翻弹簧26压缩后,加长轴27沿着碳杆滑轨8滑动。

[0147] 其它步骤及参数与具体实施方式一或二相同。

[0148] 具体实施方式四:本实施方式与具体实施方式一至三之一不同的是:所述载物舱下端板20和推进舱上端板21形成的伞舱,在伞舱中设置两项降落伞,两项降落伞分别通过各自的伞绳连接载物舱下端板20和推进舱上端板21。

[0149] 其它步骤及参数与具体实施方式一至三之一相同。

[0150] 具体实施方式五:本实施方式与具体实施方式一至四之一不同的是:所述推进舱上端板21上设置弹簧18,空中分离后被压缩的弹簧18可弹开。

[0151] 其它步骤及参数与具体实施方式一至四之一相同。

[0152] 具体实施方式六:本实施方式与具体实施方式一至五之一不同的是:所述分离孔32呈椭圆形,分离孔32长轴为42mm,短轴为20mm。

[0153] 其它步骤及参数与具体实施方式一至五之一相同。

[0154] 具体实施方式七:本实施方式与具体实施方式一至六之一不同的是:所述滑块19呈椭圆形,滑块19的长轴为22mm,短轴为15mm。

[0155] 其它步骤及参数与具体实施方式一至六之一相同。

[0156] 具体实施方式八:本实施方式与具体实施方式一至七之一不同的是:所述电控板13的主控芯片为单片微型计算机33。

[0157] 其它步骤及参数与具体实施方式一至七之一相同。

[0158] 具体实施方式九:一种基于惯性导航的快响应火箭投放系统的投放方法包括以下步骤:

[0159] 步骤一:当全地形履带车24被垂直放入载物舱2后,橡皮筋5长度不断伸长,当全地形履带车24全部被放入载物舱2内,将弹射板4下端的连接绳7穿过载物舱中端板(10)固定弹射板4;将头锥1放置在载物舱2上盖好;

[0160] 步骤二:电控板13上电后,通过电点火引燃推进舱3底端所放置的模型火箭发动机,投放系统起飞,开始工作,加速度计23连续采集三轴加速度;当加速度计23的连续6个采样点的z轴加速度超过1.5g时,将第1个点的前一个点也就是第0个点对应的时刻确定为起飞时刻,并将起飞时刻气压计22所测的高度作为基准高度;电控板13根据气压计22所测实时高度持续判断是否满足分离条件,若满足则电控板13给舵机14信号,舵机14驱动舵机摇臂15转动,舵机14通过舵机摇臂15驱动十字舵轮16转动,带动滑块19转动,使推进舱3与载物舱2脱离,推进舱上端板21上设置的原本压缩的弹簧18弹开,使推进舱3与载物舱2完全分离;

[0161] 所述分离条件为气压计所测得的高度达到程序所设定的高度或者当投放系统到达最大高度并下降2m时;

[0162] 所述分离条件为气压计所测得的高度达到程序所设定的高度或者当投放系统到达最大高度并下降2m时;

[0163] 步骤三:分离后载物舱2通过伞降方式落地;当高度数据不变且加速度数据基本满足以下条件时,投放系统判定载物舱2已落回地面:

$$[0164] \quad \sqrt{a_x^2 + a_y^2 + a_z^2} = g$$

[0165] 式中, a_x , a_y , a_z 分别为x轴、y轴和z轴加速度,g为当地重力加速度;

[0166] 当电控板13判定载物舱2落地后,为确保载物舱2状态稳定,会继续采集N次加速度数据,若N次(可以为10次数据采集)采集的数据一致则载物舱2处于平稳状态,电控板13在点火头6线路中通过500mA电流,点燃点火头6,烧断绳7,弹射板4在绷紧的橡皮筋5的拉动下将全地形履带车24弹射出载物舱2。

[0167] 具体实施方式十:本实施方式与具体实施方式九不同的是:所述电控板13连接SD卡,通过程序代码,在飞行过程中将所有飞行数据(三轴加速度,高度,运行时间)记录在SD卡中。任务结束后,回收SD卡通过数据分析飞行过程;基于MATLAB编写的软件可以直观地看出平台整个飞行任务过程的各类数据,显示比较关键的高度、时间数据。基于LabVIEW制作的姿态分析与仿真界面,可以根据惯导系统输出的数据复现火箭飞行姿态。

[0168] 其它步骤及参数与具体实施方式九相同。

[0169] 实施例一：

[0170] 对投放系统进行多次实验验证,如图11、12、13所示。对系统工作时的姿态等数据进行采集,并在系统工作结束后回收SD卡通过数据分析飞行过程,如表1所示。利用MATLAB编写的软件分析系统飞行过程中高度数据的变化情况,如图14所示。利用LabVIEW制作的姿态分析与仿真界面复现火箭飞行姿态,如图15所示。

[0171] 表1

[0172]

俯仰角度 (°)	滚转角度 (°)	偏航角度 (°)	时间 (s)	高度 (m)	X 轴加速度 (m/s ²)	Y 轴加速度 (m/s ²)	Z 轴加速度 (m/s ²)
-49.18	42.56	446.04	82.22	67.04	0.08	0.02	-0.04
-47.67	46.78	433.62	82.28	68.43	0.10	0.01	-0.03
-43.92	50.11	421.32	82.35	68.56	0.08	0.00	-0.03
-38.65	51.80	411.22	82.42	68.63	0.08	-0.01	-0.04
-33.95	53.64	396.41	82.53	68.51	0.10	-0.01	-0.03
-21.57	56.94	388.53	82.60	68.73	0.10	0.01	0.00
-20.47	58.45	380.67	82.66	68.60	0.10	0.00	-0.03
-14.12	56.93	372.2	82.72	60.36	0.10	-0.06	-0.06
-9.53	56.3	362.78	82.79	69.05	0.11	-0.05	-0.05
-17.93	58.65	353.15	82.86	69.05	0.12	0.01	-0.01
-29.02	59.36	341.69	82.93	69.01	0.11	0.04	0.00
-36.79	60.50	332.09	82.99	68.77	0.12	0.05	-0.02
-45.88	61.69	321.77	83.06	68.89	0.12	0.06	0.00
-34.13	61.80	312.36	83.13	68.30	0.09	0.07	0.00
-24.46	60.77	303.34	83.19	68.13	0.06	0.06	0.02
-15.14	59.03	294.66	83.26	67.95	0.04	0.05	0.01

[0174] 本发明还可有其它多种实施例,在不背离本发明精神及其实质的情况下,本领域技术人员当可根据本发明作出各种相应的改变和变形,但这些相应的改变和变形都应属于本发明所附的权利要求的保护范围。

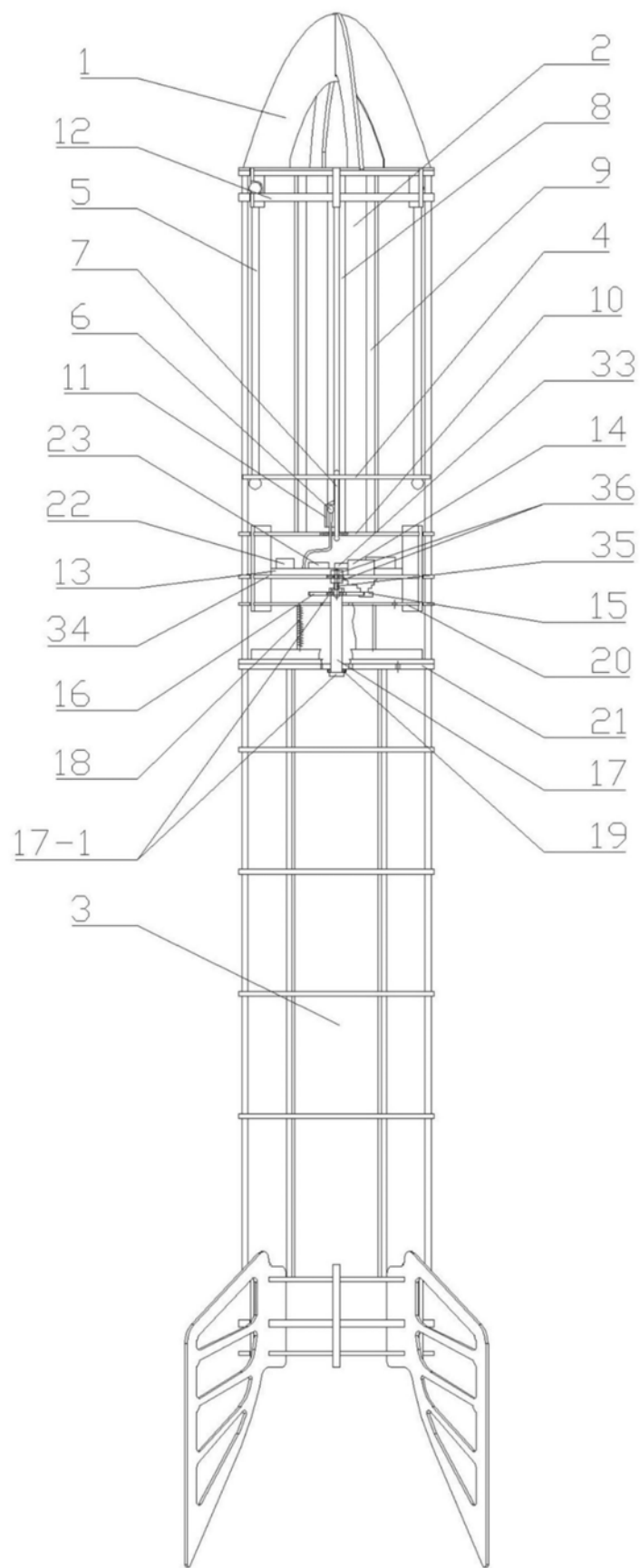


图1

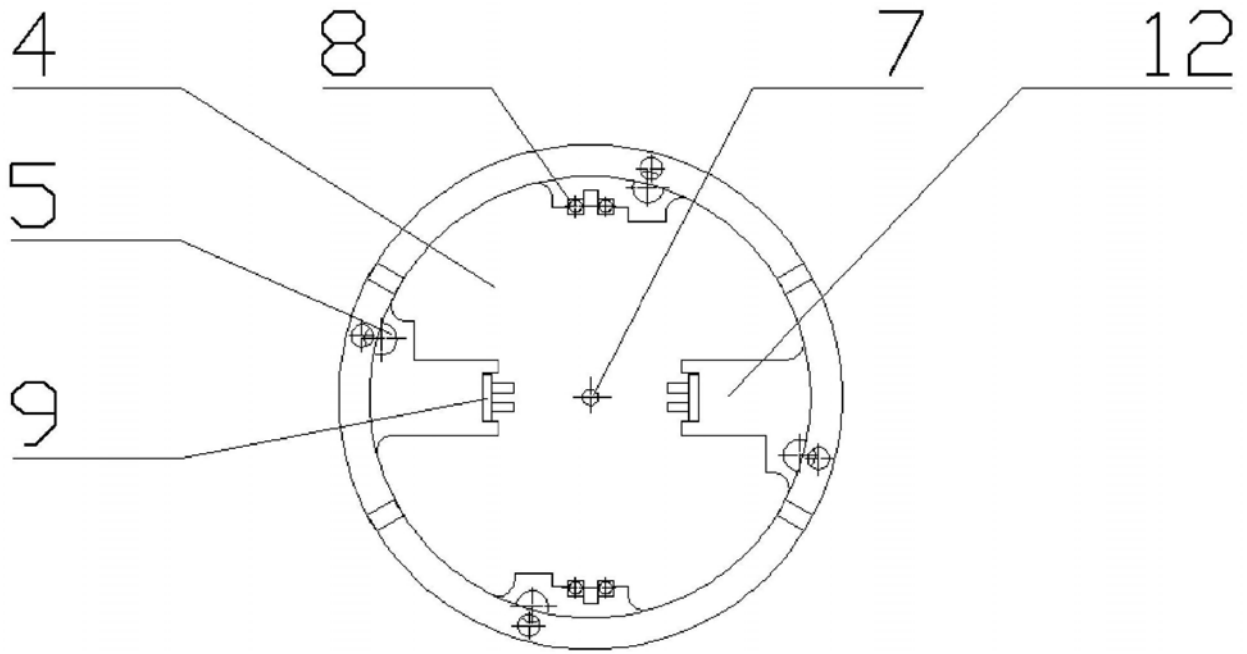


图2

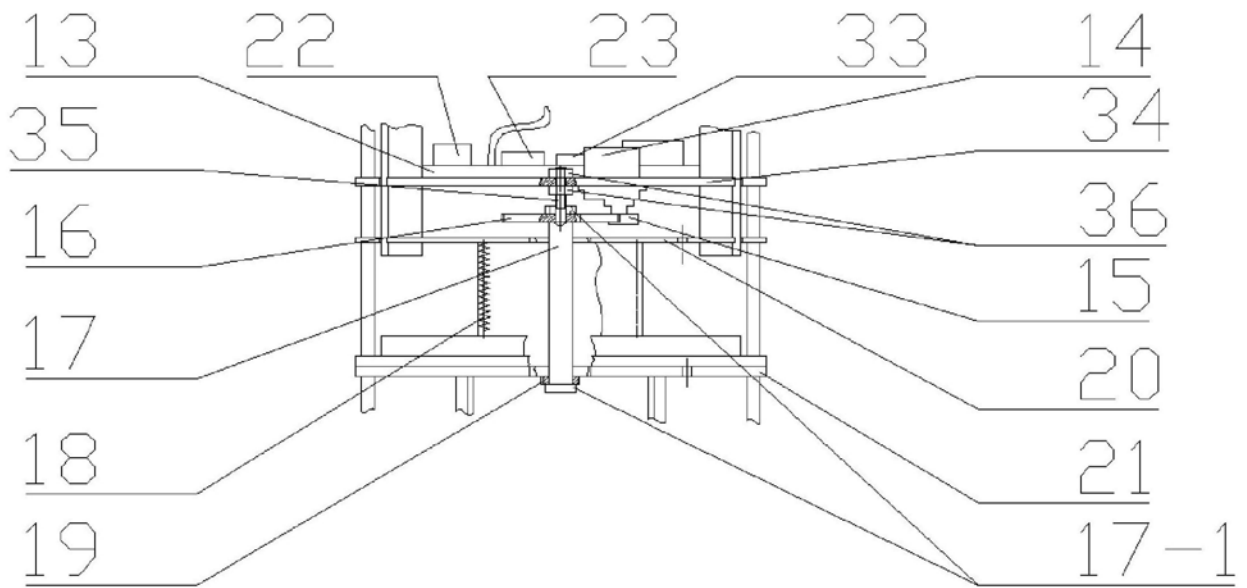


图3

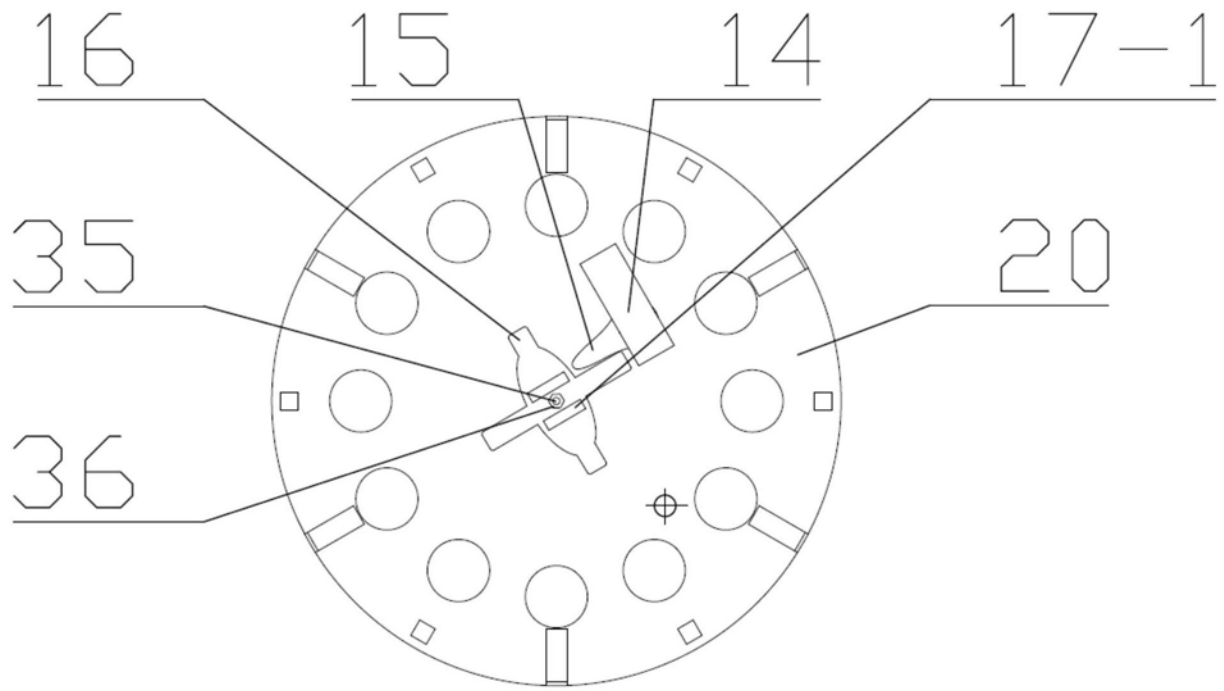


图4

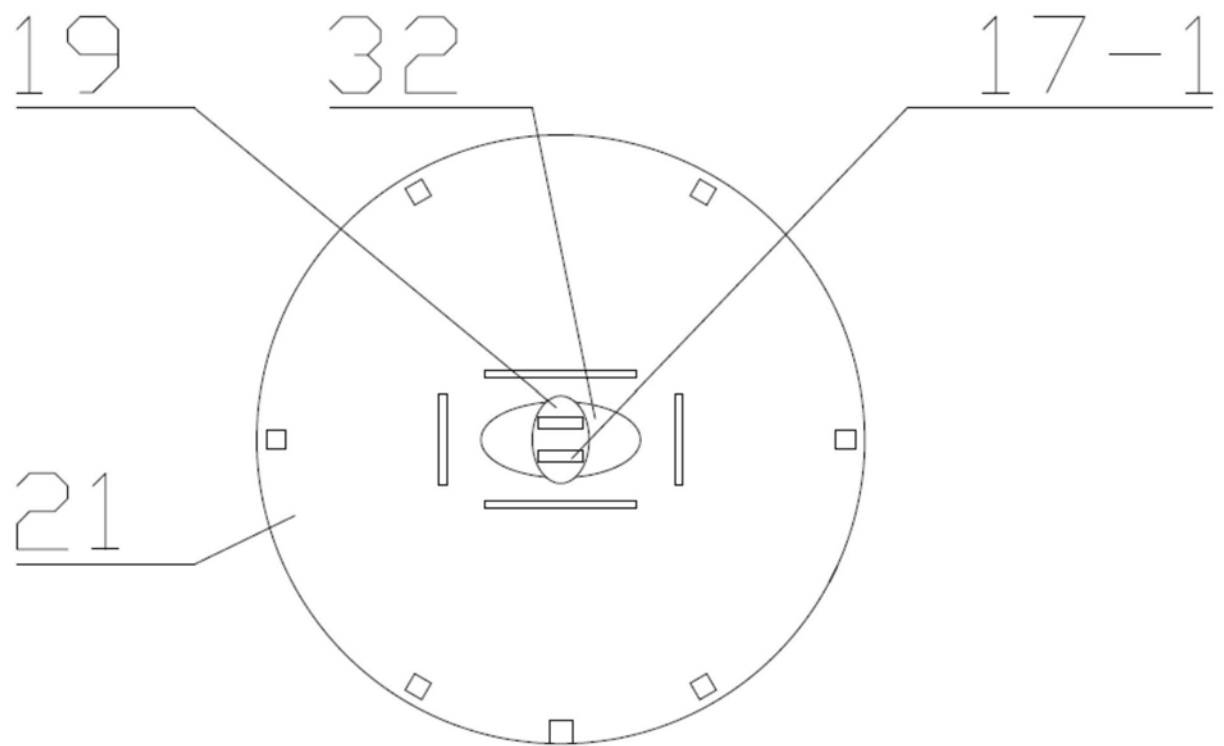


图5

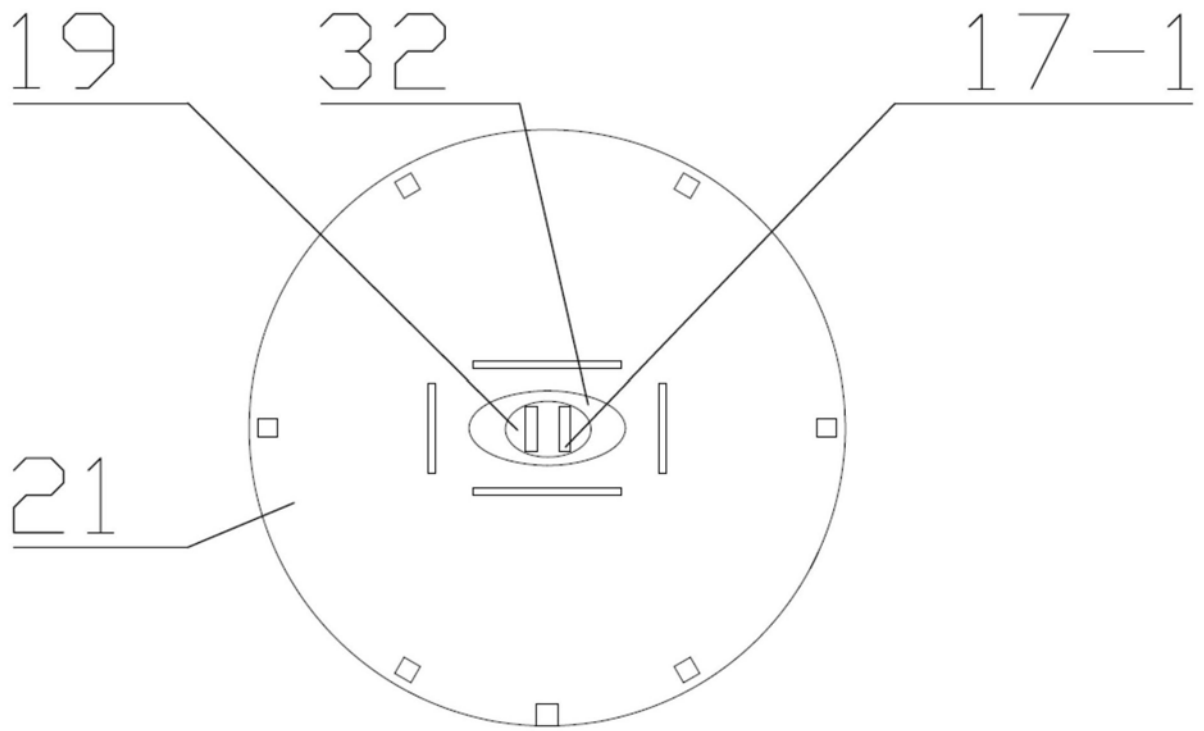


图6

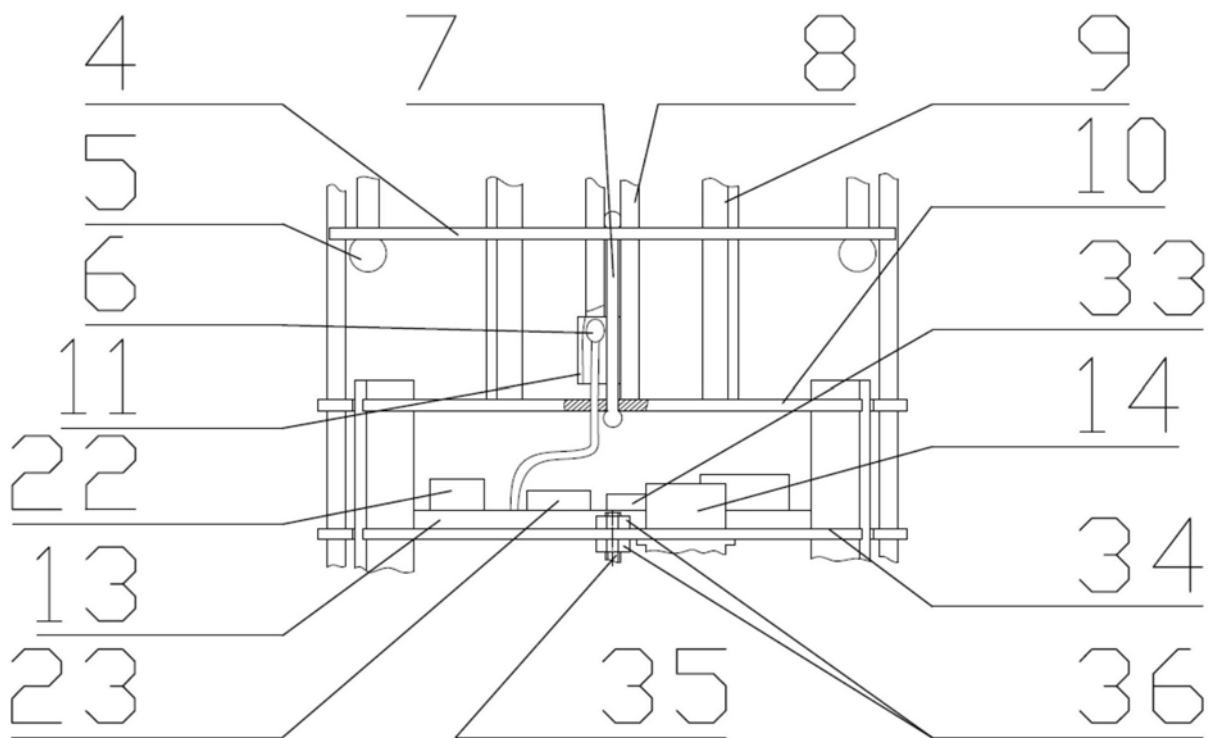


图7

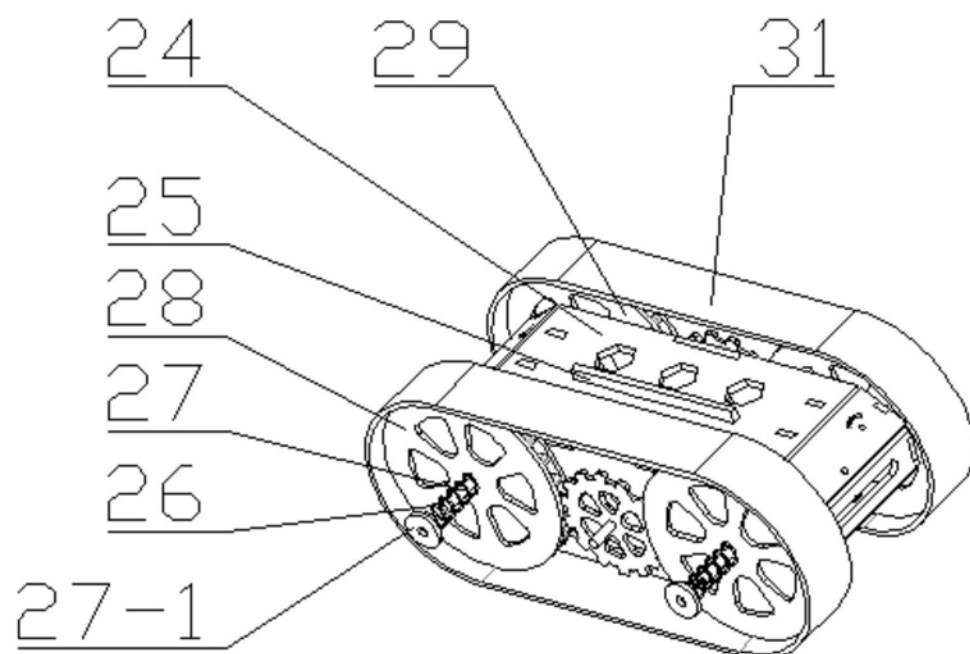


图8

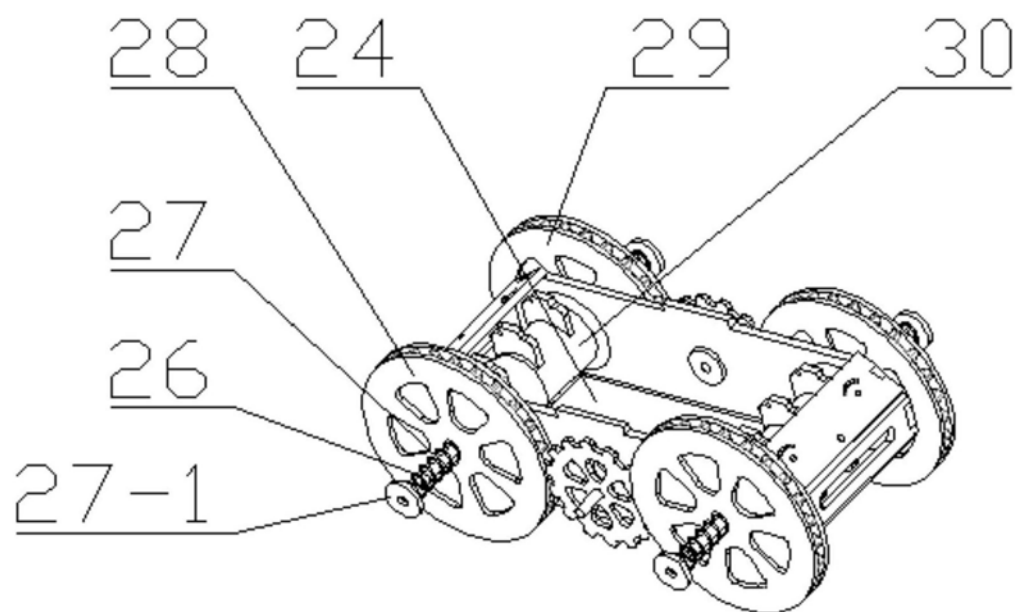


图9

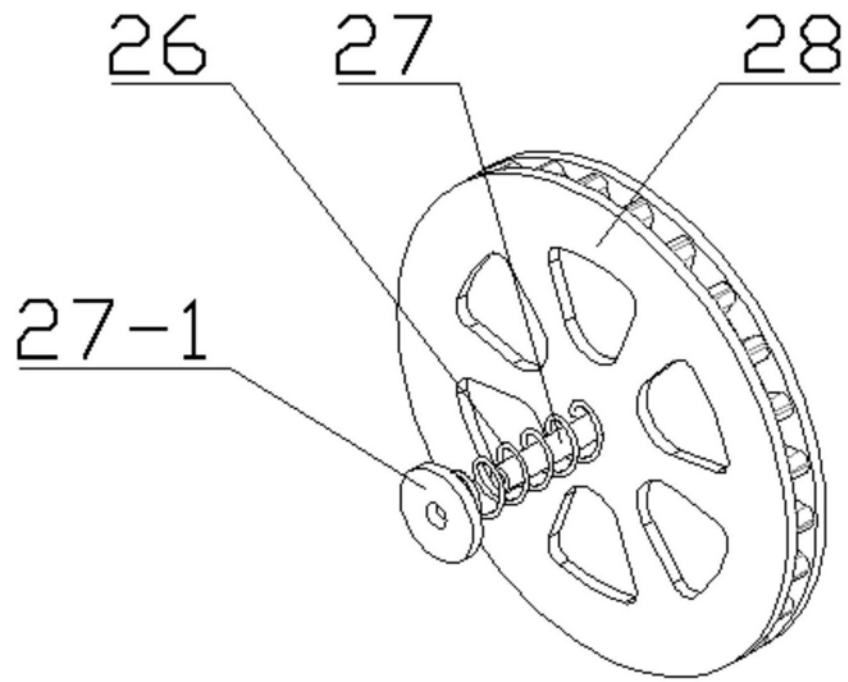


图10



图11



图12

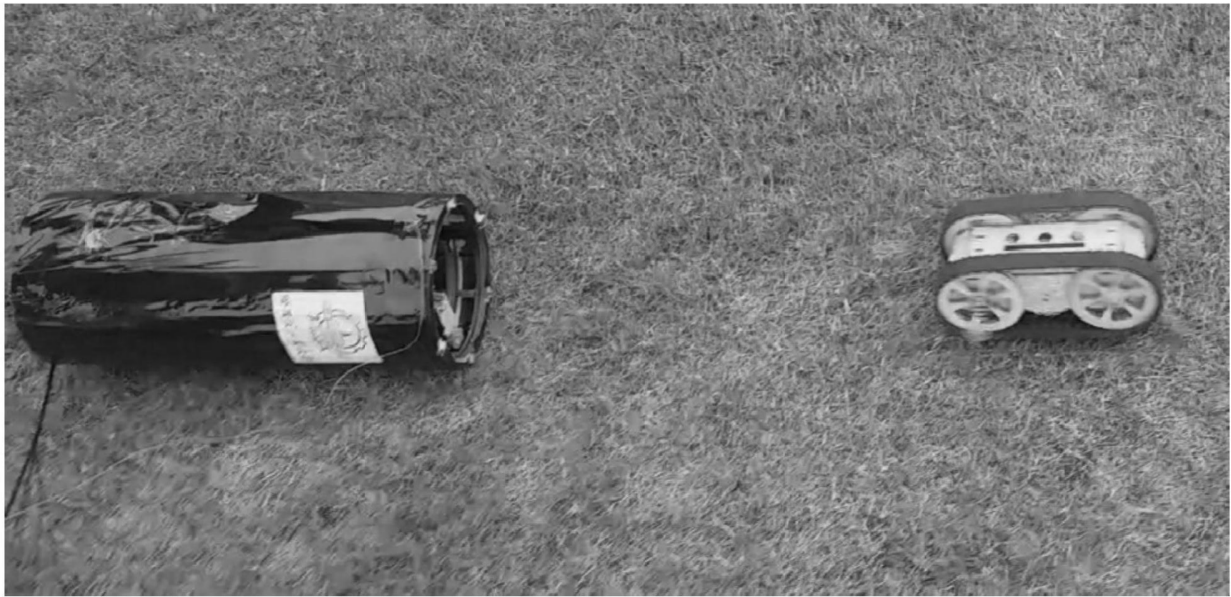


图13

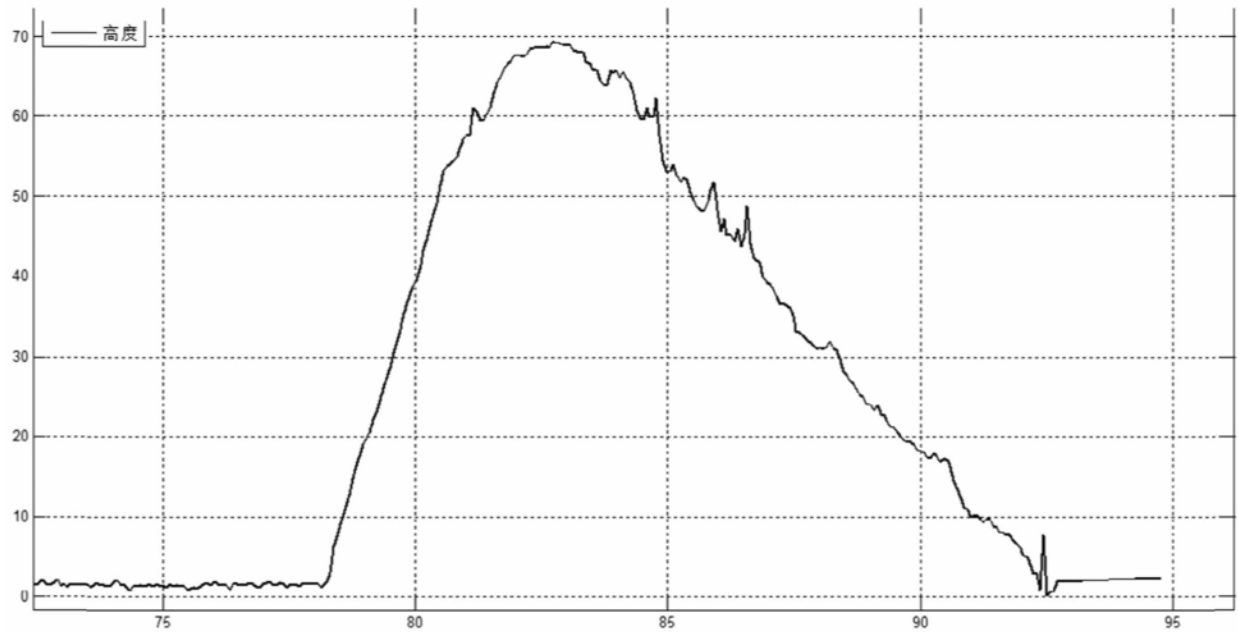


图14

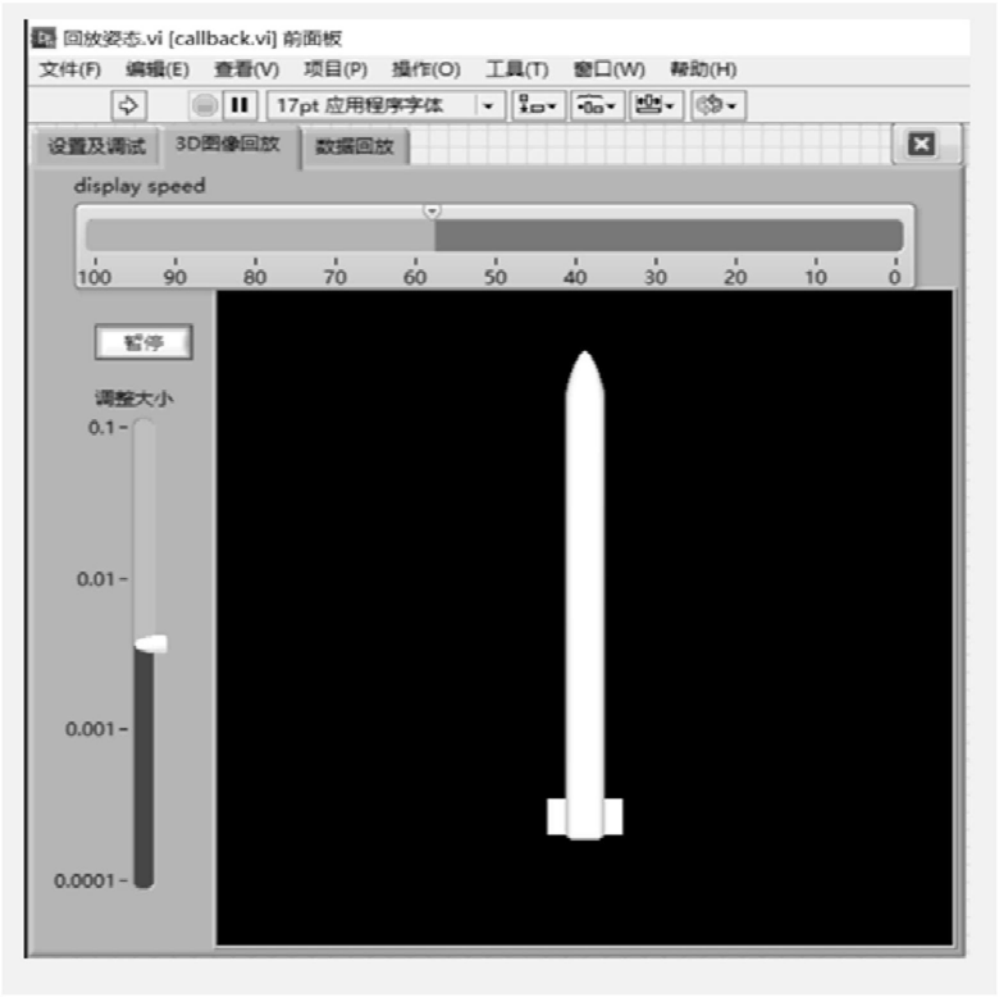


图15