



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 113011011 A

(43) 申请公布日 2021.06.22

(21) 申请号 202110229616.6

(22) 申请日 2021.03.02

(71) 申请人 南京理工大学

地址 210094 江苏省南京市孝陵卫200号

申请人 北京理工大学 北京信息科技大学

(72) 发明人 付梦印 王良明 苏中 刘宁

管雪元 邓志红 沈凯 傅健

(74) 专利代理机构 北京康信知识产权代理有限公司 11240

代理人 王晓婷

(51) Int. Cl.

G06F 30/20 (2020.01)

F42B 15/01 (2006.01)

G06F 119/14 (2020.01)

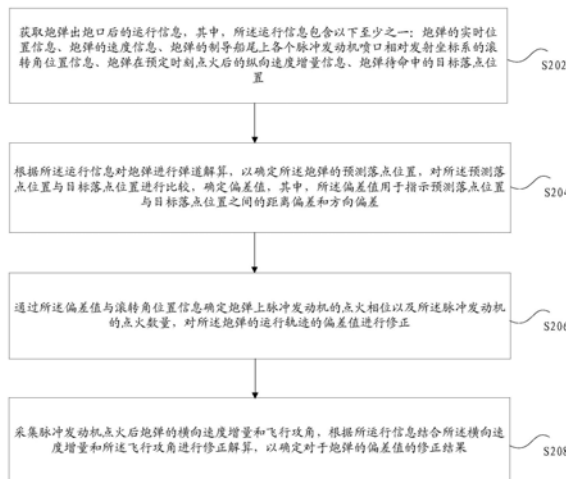
权利要求书2页 说明书14页 附图8页

(54) 发明名称

炮弹轨迹修正方法及装置、存储介质及电子装置

(57) 摘要

本发明公开了一种炮弹轨迹修正方法及装置、存储介质及电子装置,上述方法包括:获取炮弹出炮口后的运行信息;根据运行信息对炮弹进行弹道解算,以确定炮弹的预测落点位置,对预测落点位置与目标落点位置进行比较,确定偏差值,其中,偏差值用于指示预测落点位置与目标落点位置之间的距离偏差和方向偏差;通过偏差值与滚转角位置信息确定炮弹上脉冲发动机的点火相位以及脉冲发动机的点火数量,对炮弹的运行轨迹的偏差值进行修正;采集脉冲发动机点火后炮弹的横向速度增量和飞行攻角,根据所运行信息结合所述横向速度增量和所述飞行攻角进行修正解算,以确定对于炮弹的偏差值的修正结果,解决了对于弹道的修正精确度较低,炮弹的弹道修正成本较高的问题。



CN 113011011 A

1. 一种炮弹轨迹修正方法,其特征在于,包括:

获取炮弹出炮口后的运行信息,其中,所述运行信息包含以下至少之一:炮弹的实时位置信息、炮弹的速度信息、炮弹的制导船尾上各个脉冲发动机喷口相对发射坐标系的滚转角位置信息、炮弹在预定时刻点火后的纵向速度增量信息、炮弹待命中的目标落点位置;

根据所述运行信息对炮弹进行弹道解算,以确定所述炮弹的预测落点位置,对所述预测落点位置与目标落点位置进行比较,确定偏差值,其中,所述偏差值用于指示预测落点位置与目标落点位置之间的距离偏差和方向偏差;

通过所述偏差值与滚转角位置信息确定炮弹上脉冲发动机的点火相位以及所述脉冲发动机的点火数量,对所述炮弹的运行轨迹的偏差值进行修正;

采集脉冲发动机点火后炮弹的横向速度增量和飞行攻角,根据所运行信息结合所述横向速度增量和所述飞行攻角进行修正解算,以确定对于炮弹的偏差值的修正结果。

2. 根据权利要求1所述的方法,其特征在于,根据所运行信息结合所述横向速度增量和所述飞行攻角进行修正解算,以确定对于炮弹的偏差值的修正结果,包括:

根据炮弹出炮口后的运行信息,结合所述横向速度增量和所述飞行攻角的变化信息,通过修正解算确定进行修正后的炮弹的运行轨迹;

根据所述修正后的炮弹的运行轨迹确定炮弹修正后的修正落点位置;

比较所述修正落点位置与目标落点位置的偏差是否符合预设阈值,以确定对于炮弹的运行轨迹的偏差值修正结果。

3. 根据权利要求1所述的方法,其特征在于,通过所述偏差值与滚转角位置信息确定炮弹上脉冲发动机的点火相位以及所述脉冲发动机的点火数量,对所述炮弹的运行轨迹的偏差值进行修正,包括:

根据炮弹的运行信息确定炮弹的弹目方向;

获取预设的修正函数,确定在所述运行信息中速度方向与所述弹目方向一致时,对应的炮弹上脉冲发动机的点火相位以及点火数量,其中,所述修正函数包括:炮弹横向修正函数和炮弹纵向修正函数,所述点火相位用于指示脉冲发动机在点火后产生修正弹道的横向速度增量与纵向速度增量的相位。

4. 根据权利要求3所述的方法,其特征在于,获取预设的修正函数,确定在所述运行信息中速度方向与所述弹目方向一致时,对应的炮弹上脉冲发动机的点火相位以及点火数量之后,所述方法还包括:

在炮弹已被点火的情况下,确定每一个脉冲发动机的预计点火时刻以及炮弹上脉冲发动机的使用结果,其中,所述预计点火时刻用于指示脉冲发动机进行炮弹修正的运行时刻,所述使用结果用于指示脉冲发动机已完成点火操作的数量;

当所述使用结果指示炮弹上的所有脉冲发动机均已使用时,结束炮弹的弹道修正。

5. 根据权利要求1所述的方法,其特征在于,在炮弹已被点火的情况下,获取每一个脉冲发动机的预计点火时刻之后,所述方法还包括:

确定相邻的两个脉冲发动机的点火时间间隔;

在所述点火时间间隔小于最小点火时间间隔的情况下,根据所述最小点火时间间隔重新计算每一个脉冲发动机的预计点火时刻,其中,所述最小点火时间间隔用于指示炮弹受在一次脉冲发动机点火产生的脉冲力作用下的稳定时间。

6. 根据权利要求1所述的方法,其特征在于,根据所运行信息结合所述横向速度增量和所述飞行攻角进行修正解算,以确定对于炮弹的偏差值的修正结果之后,所述方法还包括:

当所述修正结果与偏差值的关系符合第一预设阈值区间的情况下,对所述炮弹进行二次修正;

当所述修正结果与偏差值的关系符合第二预设阈值区间的情况下,结束对所述炮弹的运行轨迹修正操作,其中,所述第二预设阈值区间小于第一预设阈值区间,所述第一预设阈值区间为超出预设阈值的待二次修正的偏差值范围区间。

7. 一种炮弹轨迹修正装置,其特征在于,包括:

获取模块,用于获取炮弹出炮口后的运行信息,其中,所述运行信息包含以下至少之一:炮弹的实时位置信息、炮弹的速度信息、炮弹的制导船尾上各个脉冲发动机喷口相对发射坐标系的滚转角位置信息、炮弹在预定时刻点火后的纵向速度增量信息、炮弹待命中的目标落点位置;

解算模块,用于根据所述运行信息对炮弹进行弹道解算,以确定所述炮弹的预测落点位置,对所述预测落点位置与目标落点位置进行比较,确定偏差值,其中,所述偏差值用于指示预测落点位置与目标落点位置之间的距离偏差和方向偏差;

确定模块,用于通过所述偏差值与滚转角位置信息确定炮弹上脉冲发动机的点火相位以及所述脉冲发动机的点火数量,对所述炮弹的运行轨迹的偏差值进行修正;

修正模块,用于采集脉冲发动机点火后炮弹的横向速度增量和飞行攻角,根据所运行信息结合所述横向速度增量和所述飞行攻角进行修正解算,以确定对于炮弹的偏差值的修正结果。

8. 根据权利要求7所述的装置,其特征在于,所述修正模块,还用于根据炮弹出炮口后的运行信息,结合所述横向速度增量和所述飞行攻角的变化信息,通过修正解算确定进行修正后的炮弹的运行轨迹;根据所述修正后的炮弹的运行轨迹确定炮弹修正后的修正落点位置;比较所述修正落点位置与目标落点位置的偏差是否符合预设阈值,以确定对于炮弹的运行轨迹的偏差值修正结果。

9. 一种计算机可读的存储介质,其特征在于,所述计算机可读的存储介质包括存储的程序,其中,所述程序运行时执行上述权利要求1至6任一项中所述的方法。

10. 一种电子装置,包括存储器和处理器,其特征在于,所述存储器中存储有计算机程序,所述处理器被设置为通过所述计算机程序执行所述权利要求1至6任一项中所述的方法。

炮弹轨迹修正方法及装置、存储介质及电子装置

技术领域

[0001] 本发明涉及弹道修正炮弹技术领域,具体而言,涉及一种炮弹轨迹修正方法及装置、存储介质及电子装置。

背景技术

[0002] 随着中近程压制武器作战模式的变化,需要火炮武器具有“快速反应、精确打击、高效毁伤”的特点,普通的常规炮弹已无法满足作战模式改变的需求。国内外正在竞相开展精确打击弹药的研究,特别是弹道修正弹将弹道探测及控制技术应用于常规炮弹,在低成本的前提下使火炮的射击精度明显提高,在未来战争中将具有广阔的应用前景。

[0003] 美国于上世纪70年代中期最早提出低成本弹道修正弹的概念,称为末端修正的旋转稳定弹TCSP(Terminally Corrected Spinning Projectile)。海湾战争后,美、英等国开始掀起弹道修正弹研究的热潮。美国陆军装备研究发展中心(ARDEC)对低成本弹道修正弹的研究经历了三个阶段,第一阶段是对GPS(Global Positioning System,全球定位系统,简称GPS)电子校射引信的研发。将小型化的GPS接收机与无线电发射机装进标准尺寸引信中,实现在地面完成对全弹道信息的获取和落点预测,从而对后续弹药射击诸元进行修正,可有效提高射击精度,但弹药本身无弹道修正能力。第二阶段是对一维弹道修正引信的研发,即采用阻尼装置对弹丸射程误差进行一维修正。射击时,火炮瞄准一个比目标更远的点,目标的距离信息在发射前装入引信中。发射后,引信根据GPS接收信息与目标位置信息进行比对,选择一个最佳时间打开阻尼装置,改变弹丸飞行轨迹,使弹丸实际落点更接近目标中心。第三阶段是对二维弹道修正引信的开发,即在对射程误差修正的基础上增加了对方向误差的修正。

[0004] 在相关领域的精确制导组件(Precise Guidance Kit,PGK)项目,研发可装配105毫米及155毫米榴弹的二维弹道修正组件。PGK项目通过升级改造引信技术,运用组件式的方法,仅替换原有的引信即可使弹丸具有弹道修正功能。PGK的工作原理是,弹丸在飞行过程中,GPS接收机实时获取弹丸位置和速度信息,来流作用于一对差动舵产生导转力矩,驱动鸭舵自由旋转,旋转方向与弹体旋转方向相反。飞控系统根据控制算法进行弹道解算产生制导控制指令,控制电机产生电磁力矩使固定舵停留在所需的滚转角位置,一对同向偏转的鸭舵产生控制力矩使弹丸姿态发生改变,从而改变弹丸的受力,最终实现弹丸修正,减小弹丸落点的圆概率误差。采用二维弹道修正技术后,弹丸落点精度CEP可达到20至50米。

[0005] 国内对弹道修正弹技术也极为重视,对一维和二维弹道修正弹都开展了广泛的研究,在弹道修正技术方面也取得了长足的进步。对二维弹道修正技术的研究,大多集中在对PGK技术的研究,但由于存在技术上难度,目前仍难取得突破,不能形成装备。并且PGK的技术特点是全部器件集中在引信空间内,且必须保留引信功能,空间小难度大,而且弹道修正能力不足。

[0006] 针对相关技术中,弹道的修正精确度较低,炮弹的弹道修正成本较高无法大量使用等问题,尚未提出有效的解决方案。

发明内容

[0007] 本发明实施例提供了一种炮弹轨迹修正方法及装置、存储介质及电子装置,以至少解决相关技术中,以至少解决相关技术中,弹道的修正精确度较低,炮弹的弹道修正成本较高无法大量使用等问题。

[0008] 根据本发明实施例的一个方面,提供了一种炮弹轨迹修正方法,包括:获取炮弹出炮口后的运行信息,其中,所述运行信息包含以下至少之一:炮弹的实时位置信息、炮弹的速度信息、炮弹的制导船尾上各个脉冲发动机喷口相对发射坐标系的滚转角位置信息、炮弹在预定时刻点火后的纵向速度增量信息、炮弹待命中的目标落点位置;根据所述运行信息对炮弹进行弹道解算,以确定所述炮弹的预测落点位置,对所述预测落点位置与目标落点位置进行比较,确定偏差值,其中,所述偏差值用于指示预测落点位置与目标落点位置之间的距离偏差和方向偏差;通过所述偏差值与滚转角位置信息确定炮弹上脉冲发动机的点火相位以及所述脉冲发动机的点火数量,对所述炮弹的运行轨迹的偏差值进行修正;采集脉冲发动机点火后炮弹的横向速度增量和飞行攻角,根据所运行信息结合所述横向速度增量和所述飞行攻角进行修正解算,以确定对于炮弹的偏差值的修正结果。

[0009] 在一个示例性实施例中,根据所运行信息结合所述横向速度增量和所述飞行攻角进行修正解算,以确定对于炮弹的偏差值的修正结果,包括:根据炮弹出炮口后的运行信息,结合所述横向速度增量和所述飞行攻角的变化信息,通过修正解算确定进行修正后的炮弹的运行轨迹;根据所述修正后的炮弹的运行轨迹确定炮弹修正后的修正落点位置;比较所述修正落点位置与目标落点位置的偏差是否符合预设阈值,以确定对于炮弹的运行轨迹的偏差值修正结果。

[0010] 在一个示例性实施例中,通过所述偏差值与滚转角位置信息确定炮弹上脉冲发动机的点火相位以及所述脉冲发动机的点火数量,对所述炮弹的运行轨迹的偏差值进行修正,包括:根据炮弹的运行信息确定炮弹的弹目方向;获取预设的修正函数,确定在所述运行信息中速度方向与所述弹目方向一致时,对应的炮弹上脉冲发动机的点火相位以及点火数量,其中,所述修正函数包括:炮弹横向修正函数和炮弹纵向修正函数,所述点火相位用于指示脉冲发动机在点火后产生修正弹道的横向速度增量与纵向速度增量的相位。

[0011] 在一个示例性实施例中,获取预设的修正函数,确定在所述运行信息中速度方向与所述弹目方向一致时,对应的炮弹上脉冲发动机的点火相位以及点火数量之后,所述方法还包括:在炮弹已被点火的情况下,确定每一个脉冲发动机的预计点火时刻以及炮弹上脉冲发动机的使用结果,其中,所述预计点火时刻用于指示脉冲发动机进行炮弹修正的运行时刻,所述使用结果用于指示脉冲发动机已完成点火操作的数量;当所述使用结果指示炮弹上的所有脉冲发动机均已使用时,结束炮弹的弹道修正。

[0012] 在一个示例性实施例中,在炮弹已被点火的情况下,获取每一个脉冲发动机的预计点火时刻之后,所述方法还包括:确定相邻的两个脉冲发动机的点火时间间隔;在所述点火时间间隔小于最小点火时间间隔的情况下,根据所述最小点火时间间隔重新计算每一个脉冲发动机的预计点火时刻,其中,所述最小点火时间间隔用于指示炮弹受在一次脉冲发动机点火产生的脉冲力作用下的稳定时间。

[0013] 在一个示例性实施例中,根据所运行信息结合所述横向速度增量和所述飞行攻角进行修正解算,以确定对于炮弹的偏差值的修正结果之后,所述方法还包括:当所述修正结

果与偏差值的关系符合第一预设阈值区间的情况下,对所述炮弹进行二次修正;当所述修正结果与偏差值的关系符合第二预设阈值区间的情况下,结束对所述炮弹的运行轨迹修正操作,其中,所述第二预设阈值区间小于第一预设阈值区间,所述第一预设阈值区间为超出预设阈值的待二次修正的偏差值范围区间。

[0014] 根据本发明实施例的另一个方面,还提供了一种炮弹轨迹修正装置,包括:获取模块,用于获取炮弹出炮口后的运行信息,其中,所述运行信息包含以下至少之一:炮弹的实时位置信息、炮弹的速度信息、炮弹的制导船尾上各个脉冲发动机喷口相对发射坐标系的滚转角位置信息、炮弹在预定时刻点火后的纵向速度增量信息、炮弹待命中的目标落点位置;解算模块,用于根据所述运行信息对炮弹进行弹道解算,以确定所述炮弹的预测落点位置,对所述预测落点位置与目标落点位置进行比较,确定偏差值,其中,所述偏差值用于指示预测落点位置与目标落点位置之间的距离偏差和方向偏差;确定模块,用于通过所述偏差值与滚转角位置信息确定炮弹上脉冲发动机的点火相位以及所述脉冲发动机的点火数量,对所述炮弹的运行轨迹的偏差值进行修正;修正模块,用于采集脉冲发动机点火后炮弹的横向速度增量和飞行攻角,根据所述运行信息结合所述横向速度增量和所述飞行攻角进行修正解算,以确定对于炮弹的偏差值的修正结果。

[0015] 在一个示例性实施例中,上述修正模块,还用于根据炮弹出炮口后的运行信息,结合所述横向速度增量和所述飞行攻角的变化信息,通过修正解算确定进行修正后的炮弹的运行轨迹;根据所述修正后的炮弹的运行轨迹确定炮弹修正后的修正落点位置;比较所述修正落点位置与目标落点位置的偏差是否符合预设阈值,以确定对于炮弹的运行轨迹的偏差值修正结果。

[0016] 在一个示例性实施例中,上述确定模块,还用于根据炮弹的运行信息确定炮弹的弹目方向;获取预设的修正函数,确定在所述运行信息中速度方向与所述弹目方向一致时,对应的炮弹上脉冲发动机的点火相位以及点火数量,其中,所述修正函数包括:炮弹横向修正函数和炮弹纵向修正函数,所述点火相位用于指示脉冲发动机在点火后产生修正弹道的横向速度增量与纵向速度增量的相位。

[0017] 在一个示例性实施例中,上述确定模块,还用于在炮弹已被点火的情况下,确定每一个脉冲发动机的预计点火时刻以及炮弹上脉冲发动机的使用结果,其中,所述预计点火时刻用于指示脉冲发动机进行炮弹修正的运行时刻,所述使用结果用于指示脉冲发动机已完成点火操作的数量;当所述使用结果指示炮弹上的所有脉冲发动机均已使用时,结束炮弹的弹道修正。

[0018] 在一个示例性实施例中,上述确定模块,还用于确定相邻的两个脉冲发动机的点火时间间隔;在所述点火时间间隔小于最小点火时间间隔的情况下,根据所述最小点火时间间隔重新计算每一个脉冲发动机的预计点火时刻,其中,所述最小点火时间间隔用于指示炮弹受在一次脉冲发动机点火产生的脉冲力作用下的稳定时间。

[0019] 在一个示例性实施例中,上述装置还包括:判断模块:用于当所述修正结果与偏差值的关系符合第一预设阈值区间的情况下,对所述炮弹进行二次修正;当所述修正结果与偏差值的关系符合第二预设阈值区间的情况下,结束对所述炮弹的运行轨迹修正操作,其中,所述第二预设阈值区间小于第一预设阈值区间,所述第一预设阈值区间为超出预设阈值的待二次修正的偏差值范围区间。

[0020] 根据本发明实施例的又一方面,还提供了一种计算机可读的存储介质,该计算机可读的存储介质中存储有计算机程序,其中,该计算机程序被设置为运行时执行上述炮弹轨迹修正方法。

[0021] 根据本发明实施例的又一方面,还提供了一种电子装置,包括存储器、处理器及存储在存储器上并可在处理器上运行的计算机程序,其中,上述处理器通过计算机程序执行上述的炮弹轨迹修正方法。

[0022] 在本发明实施例中,获取炮弹出炮口后的运行信息,其中,运行信息包含以下至少之一:炮弹的实时位置信息、炮弹的速度信息、炮弹的制导船尾上各个脉冲发动机喷口相对发射坐标系的滚转角位置信息、炮弹在预定时刻点火后的纵向速度增量信息、炮弹待命中的目标落点位置;根据运行信息对炮弹进行弹道解算,以确定炮弹的预测落点位置,对预测落点位置与目标落点位置进行比较,确定偏差值,其中,偏差值用于指示预测落点位置与目标落点位置之间的距离偏差和方向偏差;通过偏差值与滚转角位置信息确定炮弹上脉冲发动机的点火相位以及脉冲发动机的点火数量,对炮弹的运行轨迹的偏差值进行修正;采集脉冲发动机点火后炮弹的横向速度增量和飞行攻角,根据所运行信息结合横向速度增量和飞行攻角进行修正解算,以确定对于炮弹的偏差值的修正结果,即通过确定偏差值来利用脉冲发动机对炮弹的运行轨迹进行修正,解决了相关技术中,弹道的修正精确度较低,炮弹的弹道修正成本较高无法大量使用等问题,实现常规炮弹的制导化,减少炮弹的落点散布,提高打击命中。

附图说明

[0023] 此处所说明的附图用来提供对本发明的进一步理解,构成本申请的一部分,本发明的示意性实施例及其说明用于解释本发明,并不构成对本发明的不当限定。在附图中:

[0024] 图1是本发明实施例的一种炮弹轨迹修正方法的计算机终端的硬件结构框图;

[0025] 图2是根据本发明实施例的炮弹轨迹修正方法的流程图;

[0026] 图3是根据本发明可选实施例的二维弹道脉冲修正弹结构组成图;

[0027] 图4是根据本发明可选实施例的制导船尾的结构图(一);

[0028] 图5是根据本发明可选实施例的制导船尾的结构图(二);

[0029] 图6是根据本发明可选实施例的制导船尾的结构图(三);

[0030] 图7是根据本发明可选实施例的二维弹控制系统的组成结构示意图;

[0031] 图8是根据本发明可选实施例的脉冲发动机结构图;

[0032] 图9是根据本发明可选实施例的二维弹道脉冲修正弹的工作流程示意图;

[0033] 图10是根据本发明可选实施例的二维弹道脉冲修正弹的弹道修正策略的流程示意图;

[0034] 图11是根据本发明实施例的炮弹轨迹修正装置的结构框图。

具体实施方式

[0035] 下文中将参考附图并结合实施例来详细说明本发明的实施例。

[0036] 需要说明的是,本发明的说明书和权利要求书及上述附图中的术语“第一”、“第二”等是用于区别类似的对象,而不必用于描述特定的顺序或先后次序。

[0037] 本申请实施例所提供的方法实施例可以在计算机终端、数据库或者类似的运算装置中执行。以运行在计算机终端上为例，图1是本发明实施例的一种炮弹轨迹修正方法的计算机终端的硬件结构框图。如图1所示，计算机终端可以包括一个或多个（图1中仅示出一个）处理器102（处理器102可以包括但不限于微处理器MCU或可编程逻辑器件FPGA等的处理装置）和用于存储数据的存储器104，在一个示例性实施例中，上述计算机终端还可以包括用于通信功能的传输设备106以及输入输出设备108。本领域普通技术人员可以理解，图1所示的结构仅为示意，其并不对上述计算机终端的结构造成限定。例如，计算机终端还可包括比图1中所示更多或者更少的组件，或者具有与图1所示等同功能或比图1所示功能更多的不同的配置。

[0038] 存储器104可用于存储计算机程序，例如，应用软件的软件程序以及模块，如本发明实施例中炮弹轨迹修正方法对应的计算机程序，处理器102通过运行存储在存储器104内的计算机程序，从而执行各种功能应用以及数据处理，即实现上述的方法。存储器104可包括高速随机存储器，还可包括非易失性存储器，如一个或者多个磁性存储装置、闪存、或者其他非易失性固态存储器。在一些实例中，存储器104可进一步包括相对于处理器102远程设置的存储器，这些远程存储器可以通过网络连接至计算机终端。上述网络的实例包括但不限于互联网、企业内部网、局域网、移动通信网及其组合。

[0039] 传输装置106用于经由一个网络接收或者发送数据。上述的网络具体实例可包括计算机终端的通信供应商提供的无线网络。在一个实例中，传输装置106包括一个网络适配器（Network Interface Controller，简称为NIC），其可通过基站与其他网络设备相连从而可与互联网进行通讯。在一个实例中，传输装置106可以为射频（Radio Frequency，简称为RF）模块，其用于通过无线方式与互联网进行通讯。

[0040] 在本实施例中提供了一种炮弹轨迹修正方法，图2是根据本发明实施例炮弹轨迹修正方法的流程图，该流程包括如下步骤：

[0041] 步骤S202，获取炮弹出炮口后的运行信息，其中，所述运行信息包含以下至少之一：炮弹的实时位置信息、炮弹的速度信息、炮弹的制导船尾上各个脉冲发动机喷口相对发射坐标系的滚转角位置信息、炮弹在预定时刻点火后的纵向速度增量信息、炮弹待命中的目标落点位置；

[0042] 步骤S204，根据所述运行信息对炮弹进行弹道解算，以确定所述炮弹的预测落点位置，对所述预测落点位置与目标落点位置进行比较，确定偏差值，其中，所述偏差值用于指示预测落点位置与目标落点位置之间的距离偏差和方向偏差；

[0043] 步骤S206，通过所述偏差值与滚转角位置信息确定炮弹上脉冲发动机的点火相位以及所述脉冲发动机的点火数量，对所述炮弹的运行轨迹的偏差值进行修正；

[0044] 步骤S208，采集脉冲发动机点火后炮弹的横向速度增量和飞行攻角，根据所运行信息结合所述横向速度增量和所述飞行攻角进行修正解算，以确定对于炮弹的偏差值的修正结果。

[0045] 通过上述步骤，获取炮弹出炮口后的运行信息，其中，运行信息包含以下至少之一：炮弹的实时位置信息、炮弹的速度信息、炮弹的制导船尾上各个脉冲发动机喷口相对发射坐标系的滚转角位置信息、炮弹在预定时刻点火后的纵向速度增量信息、炮弹待命中的目标落点位置；根据运行信息对炮弹进行弹道解算，以确定炮弹的预测落点位置，对预测落

点位置与目标落点位置进行比较,确定偏差值,其中,偏差值用于指示预测落点位置与目标落点位置之间的距离偏差和方向偏差;通过偏差值与滚转角位置信息确定炮弹上脉冲发动机的点火相位以及脉冲发动机的点火数量,对炮弹的运行轨迹的偏差值进行修正;采集脉冲发动机点火后炮弹的横向速度增量和飞行攻角,根据所运行信息结合横向速度增量和飞行攻角进行修正解算,以确定对于炮弹的偏差值的修正结果,即通过确定偏差值来利用脉冲发动机对炮弹的运行轨迹进行修正,解决了相关技术中,弹道的修正精确度较低,炮弹的弹道修正成本较高无法大量使用等问题,实现常规炮弹的制导化,减少炮弹的落点散布,提高打击命中。

[0046] 在一个示例性实施例中,根据所运行信息结合所述横向速度增量和所述飞行攻角进行修正解算,以确定对于炮弹的偏差值的修正结果,包括:根据炮弹出炮口后的运行信息,结合所述横向速度增量和所述飞行攻角的变化信息,通过修正解算确定进行修正后的炮弹的运行轨迹;根据所述修正后的炮弹的运行轨迹确定炮弹修正后的修正落点位置;比较所述修正落点位置与目标落点位置的偏差是否符合预设阈值,以确定对于炮弹的运行轨迹的偏差值修正结果。

[0047] 例如,炮弹在出炮口后,火箭增程发动机在预定时刻点火,提供炮弹速度增量,并根据卫星导航数据获取的炮弹运行信息进行实时额弹道解算,确定炮弹的预测落点位置,并根据预测落点与目标的距离偏差和方向偏差,生成制导指令,点火控制系统根据制导指令和船尾的滚转位置进行计算,形成控制指令,脉冲发动机根据控制指令点火,产生横向脉冲推力,使炮弹产生横向速度增量和飞行攻角,实现对炮弹的直接力和气动力组合控制,进而使得炮弹的飞行轨迹在控制力作用下发生改变,从而实现对射程和方向的修正,减小炮弹落点偏差。经过多次弹道修正后,最终使炮弹接近目标,达到精确打击的目的。

[0048] 在一个示例性实施例中,通过所述偏差值与滚转角位置信息确定炮弹上脉冲发动机的点火相位以及所述脉冲发动机的点火数量,对所述炮弹的运行轨迹的偏差值进行修正,包括:根据炮弹的运行信息确定炮弹的弹目方向;获取预设的修正函数,确定在所述运行信息中速度方向与所述弹目方向一致时,对应的炮弹上脉冲发动机的点火相位以及点火数量,其中,所述修正函数包括:炮弹横向修正函数和炮弹纵向修正函数,所述点火相位用于指示脉冲发动机在点火后产生修正弹道的横向速度增量与纵向速度增量的相位。

[0049] 可选的,设某一时刻,目标位置点坐标为 (x_T, z_T) ,炮弹位置坐标为 (x, z) , v_n 为需要的速度矢量, v 为炮弹的实际飞行速度矢量, v_{nz} 为 v_n 的横向分量,则炮弹需要修正产生的横向速度分量为:

$\Delta v_{nz} = \frac{z_T - z}{x_T - x} v_x - v_z$; 设单个脉冲引起的横向速度增量为 Δv ,则横向修正所需

的点火脉冲数为: $N_z = \frac{\Delta v_{nz}}{\Delta v}$; 计算纵向修正所需脉冲个数,纵向修正的核心是对射程进

行预测,射程预测可采用如下方程: $L = x + \frac{v_y + \sqrt{v_y^2 + 2gy}}{g} v_x + K_0 + K_1 t + K_2 t^2$; 其中, g 为当地

重力加速度, t 为飞行时间, K_0, K_1, K_2 是与射角有关的系数。当脉冲发动机在竖直平面内点火

时,水平速度增量为: $\Delta v_x = -\Delta v \times \frac{v_y}{\sqrt{v_x^2 + v_y^2}}$; 竖直速度增量为: $\Delta v_y = \Delta v \times \frac{v_x}{\sqrt{v_x^2 + v_y^2}}$; 经一个

脉冲发动机修正后,射程将为 $L' = f(x, y, v_x + \Delta v_x, v_y + \Delta v_y)$,则进行纵向修正所需要的脉冲数为 $N_y = \frac{x_r - L}{L' - L}$;将两个方向需要的脉冲数进行综合,即可得到所需的总脉冲数:

$N = \sqrt{N_y^2 + N_x^2}$;根据弹目方向的偏差可以计算出点火相位,设为 ϕ ,为使脉冲力均衡作用于炮弹,脉冲发动机所处的滚转相位 γ 应处于以 ϕ 为中心点, $\omega * \Delta t / 2$ 为半径的邻域内,如下式所示: $\phi - \omega * \Delta t / 2 \leq \gamma \leq \phi + \omega * \Delta t / 2$,其中, ω 为炮弹的瞬时滚转角速率, Δt 为脉冲发动机的作用时间,优选的,脉冲发动机的作用时间一般在20ms左右。

[0050] 在一个示例性实施例中,获取预设的修正函数,确定在所述运行信息中速度方向与所述弹目方向一致时,对应的炮弹上脉冲发动机的点火相位以及点火数量之后,所述方法还包括:在炮弹已被点火的情况下,确定每一个脉冲发动机的预计点火时刻以及炮弹上脉冲发动机的使用结果,其中,所述预计点火时刻用于指示脉冲发动机进行炮弹修正的运行时刻,所述使用结果用于指示脉冲发动机已完成点火操作的数量;当所述使用结果指示炮弹上的所有脉冲发动机均已使用时,结束炮弹的弹道修正。

[0051] 可以理解的是,对脉冲发动机的使用情况进行监测,当仍剩余脉冲发动机没有使用时,记录上次点火时刻,重复上述步骤;当所有脉冲发动机均已使用时,则退出弹道修正。需要注意的是,两次相邻的脉冲修正时间间隔应大于最小时间间隔,以免影响弹丸的飞行稳定性。

[0052] 在一个示例性实施例中,在炮弹已被点火的情况下,获取每一个脉冲发动机的预计点火时刻之后,所述方法还包括:确定相邻的两个脉冲发动机的点火时间间隔;在所述点火时间间隔小于最小点火时间间隔的情况下,根据所述最小点火时间间隔重新计算每一个脉冲发动机的预计点火时刻,其中,所述最小点火时间间隔用于指示炮弹受在一次脉冲发动机点火产生的脉冲力作用下的稳定时间。

[0053] 在一个示例性实施例中,根据所运行信息结合所述横向速度增量和所述飞行攻角进行修正解算,以确定对于炮弹的偏差值的修正结果之后,所述方法还包括:当所述修正结果与偏差值的关系符合第一预设阈值区间的情况下,对所述炮弹进行二次修正;当所述修正结果与偏差值的关系符合第二预设阈值区间的情况下,结束对所述炮弹的运行轨迹修正操作,其中,所述第二预设阈值区间小于第一预设阈值区间,所述第一预设阈值区间为超出预设阈值的待二次修正的偏差值范围区间。

[0054] 也就是说,当炮弹进行一次修正后的预测落点位置与目标落点位置符合视为精准命中的第二预设阈值区间时,不在进行炮弹的弹道修正,当炮弹进行一次修正后的预测落点位置与目标落点位置处于待二次修正的偏差值范围区间对应的第一预设阈值区间时,在存在待点火脉冲发动机的情况下,可进行炮弹运行轨迹的再次修正。

[0055] 为了更好的理解本发明实施例以及可选实施例的技术方案,以下结合示例对上述的炮弹轨迹修正方法的流程进行解释说明,但不用于限定本发明实施例的技术方案。

[0056] 本发明可选实施例中提供了一种二维弹道修正弹,如图3所示,主要包括引信32、战斗部34、火箭增程发动机36和制导船尾38,其中,引信,用于引爆战斗部;战斗部,用于存放爆炸物;火箭增程发动机,用于修正弹丸飞行的纵向偏差;制导船尾,用于修正弹丸飞行的侧向偏差。

[0057] 作为一种可选的实施方式,如图4、5所示,制导船尾38由8个沿径向均匀布置的脉

冲发动机40、天线(即北斗导航卫星接收机)42、导转翅44、电子舱46和能源舱48组成,并与弹体之间采用轴承连接,实现弹体与制导船尾之间的相对转动,从而达到制导船尾减旋的目的。

[0058] 可选的,图6为本发明可选实施例的制导船尾的结构图,主要包括:船尾本体62(包含壳体、钢衬套)、导转翅44、减旋轴承组件64、铜制闭气环66、尼龙闭气环68、后盖70、密封堵72、弹簧74。制导船尾壳体采用超硬铝材料,壳体上加工脉冲发动机腔体、电子舱腔体、能源舱腔体、卫星天线腔体和导转翅插槽,增程发动机喷管从船尾中心孔穿过。尼龙闭气环在膛内受船尾本体挤压变形,达到密封船尾本体与发动机壳体、弹体与火炮的作用,出膛后破碎。铜制闭气环在膛内受船尾本体挤压变形,达到冗余闭气的作用。导转翅通过弹簧销插接在船尾本体上。减旋轴承组选用高速轴承,通过内外卡环将船尾本体与火箭发动机喷管连接,轴承组同向安装,保证制导船尾与弹体的同轴度和连接强度。后盖与船尾本体通过螺纹连接,采用螺纹胶密封。内螺纹设计可有效降低膛内火药气体对船尾本体外表面的冲刷烧蚀。密封堵通过断螺纹与后盖连接,采用螺纹胶及胶圈密封。火箭发动机工作时被火箭发动机点火具撞击脱落。弹簧提供100N作用推力,保证外弹道过程中制导船尾与发动机壳体无接触。

[0059] 可选的,控制系统如图7所示,主要由电子舱、能源舱和双卫星天线(即天线42)组成,其中电子舱包括:惯性测量/地磁测量传感器模块、弹载计算机模块、卫星导航模块、脉冲点火电路模块、二次电源模块,能源舱主要包括电池组和过载开关。控制系统通过卫星接收机,完成炮弹的实时经纬度、高度和速度的测量;通过弹上三轴陀螺、三轴加速度计和两个两轴地磁传感器实现弹丸的滚转角测量;点火电路模块完成8路点火具的有序点火控制;通过弹载计算机处理各测量模块的信息,完成弹丸姿态、速度和位置的估计。通过二次电源模块和电池组,满足对弹载电气系统各模块电路的供电。通过过载开关,在所受过载达到设定预置时,控制系统上电。优选的,包含天线42的卫星导航模块,采用BD2/GPS双模方式,并进行窄带和转发抗干扰设计。两块卫星天线对称布置在船尾的两侧表面,采用合路器与卫星接收机相连。射击前,装定卫星星历,弹丸出炮口后7秒内完成卫星定位,并向控制舱提供弹丸位置和速度。

[0060] 可选的,电子舱46设置有弹载计算机,用于射击前装定目标位置和气象信息,根据实时测量的卫星导航数据完成弹丸落点与目标偏差的预测、生成弹道修正指令,并根据制导船尾滚转角测量结果,生成脉冲发动机点火指令。

[0061] 作为一种可选的实施方式,脉冲发动机结构图,如图8所示,脉冲发动机主要由船尾壳体、喷管、封口垫、缓冲垫、密封堵、挡药板、支撑管、发动机装药、挡药架、点火具、盖板组成,采用一体化8个发动机设计,喷管与弹丸轴线垂直的“L”型结构,沿船尾壳体轴向布置。每个发动机装填1根装药,单个发动机冲量28N/S。脉冲发动机点火具在接收到控制系统发出的点火电流后点火,由于封口垫和密封堵的存在,点火药可以建立起点火压强并点燃装药,装药开始燃烧,燃烧室压强上升,当压强达到一定的数值后,封口垫和密封堵被喷出,装药燃烧产生的燃气通过喷管膨胀做功,从而产生推力。由于喷管的轴线与弹轴垂直,所以产生的推力也与弹轴垂直,从而给弹道修正提供所需的侧向作用力和力矩。

[0062] 可选的,二维弹道脉冲修正弹的工作流程如图9所示,弹丸发射前给电子舱装定目标位置和气象信息。弹丸在膛内发射时,过载开关接通弹上电源。出炮口后,通过导转翅的

气动作用,使得制导船尾相对弹体向相反方向导转,将制导船尾转速导转在10转/秒以内。GNSS卫星接收机在7秒内完成卫星搜索并获取弹丸实时位置和速度信息。弹上姿态测量模块实时获取船尾上各个脉冲发动机喷口相对发射坐标系的滚转角位置。火箭增程发动机在预定时刻点火,提供弹丸速度增量。电子舱根据卫星导航数据,实时进行弹道解算,预测落点位置,并根据预测落点与目标的距离偏差和方向偏差,生成制导指令。点火控制系统根据制导指令和船尾的滚转位置进行计算,形成控制指令。脉冲发动机根据控制指令点火,产生横向脉冲推力,使弹丸产生横向速度增量和飞行攻角,实现对弹丸的直接力和气动力组合控制。飞行轨迹在控制力作用下发生改变,从而实现对射程和方向的修正,减小弹丸落点偏差。经过多次弹道修正后,最终使弹丸接近目标,达到精确打击的目的。

[0063] 可选的,图10为本发明可选实施例的二维弹道脉冲修正弹的弹道修正策略的流程示意图,包含以下步骤:

[0064] 步骤S1102:弹丸发射,达到启控时间 t_0 后进入脉冲修正阶段,确定预设相邻的脉冲点火间隔与最小点火间隔 t_w 的大小关系;

[0065] 步骤S1104、根据弹丸和目标的偏差计算所需的脉冲个数 N 和点火相位 ϕ ,进一步,分别计算横向修正所需脉冲个数与纵向修正所需脉冲个数。

[0066] 可选的,计算横向修正所需脉冲个数,由于脉冲发动机直接产生速度增量,采用GNSS(北斗导航系统)可以直接获得弹丸的速度和位置反馈,因此利用脉冲发动机控制弹丸的速度方向与弹目连线的方向一致即可,此策略称为速度追踪制导律。设某一时刻,目标位置点坐标为 (x_T, z_T) ,弹丸位置坐标为 (x, z) , v_n 为需要的速度矢量, v 为弹丸的实际飞行速度矢量, v_{nz} 为 v_n 的横向分量,则弹丸需要修正产生的横向速度分量为: $\Delta v_{nz} = \frac{z_T - z}{x_T - x} v_x - v_z$;设

单个脉冲引起的横向速度增量为 Δv ,则横向修正所需的点火脉冲数为: $N_z = \frac{\Delta v_{nz}}{\Delta v}$;

[0067] 可选的,计算纵向修正所需脉冲个数,纵向修正的核心是对射程进行预测,射程预测可采用如下方程: $L = x + \frac{v_y + \sqrt{v_y^2 + 2gy}}{g} v_x + K_0 + K_1 t + K_2 t^2$;其中, g 为当地重力加速度, t

为飞行时间, K_0, K_1, K_2 是与射角有关的系数。当脉冲发动机在竖直平面内点火时,水平速度增量为: $\Delta v_x = -\Delta v \times \frac{v_y}{\sqrt{v_x^2 + v_y^2}}$;竖直速度增量为: $\Delta v_y = \Delta v \times \frac{v_x}{\sqrt{v_x^2 + v_y^2}}$;经一个脉冲发动机修正后,射程将为 $L' = f(x, y, v_x + \Delta v_x, v_y + \Delta v_y)$,则进行纵向修正所需要的脉冲数为

$N_y = \frac{x_T - L}{L' - L}$;将两个方向需要的脉冲数进行综合,即可得到所需的总脉冲数:

$$N = \sqrt{N_y^2 + N_z^2};$$

[0068] 可选的,根据弹目偏差可以计算出点火相位,设为 ϕ ,为使脉冲力均衡作用于弹丸,脉冲发动机所处的滚转相位 γ 应处于以 ϕ 为中心点, $\omega * \Delta t / 2$ 为半径的邻域内,如下式所示: $\phi - \omega * \Delta t / 2 \leq \gamma \leq \phi + \omega * \Delta t / 2$,其中, ω 为弹丸的瞬时滚转角速率, Δt 为脉冲发动机的作用时间,一般在20ms左右。由于8个脉冲发动机安装在弹丸尾部,脉冲力会产生是弹丸摇摆的力矩,从而使得弹丸晃动,因此相邻的脉冲点火间隔应大于最小点火间隔 t_w ,最小

点火间隔 t_w 由弹丸受一次脉冲力作用后的稳定时间确定。

[0069] 步骤S1106、当所需的脉冲个数 N 大于点火阈值 N_0 时,计算脉冲发动机的滚转相位,给出点火指令,驱动脉冲发动机对弹丸进行修正;

[0070] 步骤S1108、当仍剩余脉冲发动机没有使用时,记录上次点火时刻,重复上述步骤;当所有脉冲发动机均已使用时,则退出弹道修正。需要注意的是,两次相邻的脉冲修正时间间隔应大于最小时间间隔,以免影响弹丸的飞行稳定性。

[0071] 可选的,本发明可选实施例还提供了一种二维弹道脉冲修正弹道修正方法,包括以下步骤:

[0072] 步骤1,弹丸发射前给电子舱装定目标位置和气象信息;

[0073] 步骤2,弹丸在膛内发射时,达到过载阈值时,过载开关接通弹上电源;

[0074] 步骤3,弹丸出炮口后,通过导转翅的气动作用,使得制导船尾相对弹体向相反方向导转,将制导船尾转速导转在10转/秒以内;

[0075] 步骤4,弹载的GNSS卫星接收机在7秒内完成卫星搜索并获取弹丸实时位置和速度信息,弹载的姿态测量模块实时获取船尾上各个脉冲发动机喷口相对发射坐标系的滚转角位置;

[0076] 步骤5,火箭增程发动机在预定时刻点火,提供弹丸纵向速度增量,修正弹丸纵向偏差;

[0077] 步骤6,电子舱根据卫星导航数据,实时进行弹道解算,预测落点位置,并根据预测落点与目标的距离偏差和方向偏差,生成制导指令,点火控制系统根据制导指令和船尾的滚转位置进行计算,形成控制指令;

[0078] 步骤7,脉冲发动机根据控制指令点火,产生横向脉冲推力,使弹丸产生横向速度增量和飞行攻角,实现对弹丸的直接力和气动力组合控制,飞行轨迹在控制力作用下发生改变;

[0079] 步骤8,经过多次弹道修正后,最终使弹丸接近目标,达到精确打击的目的。

[0080] 通过上述实施例,通过提出了一种二维弹道脉冲修正弹及弹道修正方法的实现方案,使得在进行炮弹的弹道调整时,成本得到了降低,只需对现有常规炮弹的船尾进行改装,即可实现制导化,提高炮弹的精确打击能力;并且通用性好,可适用于各型号常规炮弹;环境依赖性弱,采用卫星+惯导+地磁的组合导航方式,不需要使用激光对目标进行照射,且适用于各类地形、各类气象条件;采用脉冲修正方式,响应时间短,反应速度快,修正结构和控制逻辑简单,易于工程实现。

[0081] 通过以上的实施方式描述,本领域的技术人员可以清楚地了解到根据上述实施例的方法可借助软件加必需的通用硬件平台的方式来实现,当然也可以通过硬件,但很多情况下前者是更佳的实施方式。基于这样的理解,本发明的技术方案本质上或者说对现有技术做出贡献的部分可以以软件产品的形式体现出来,该计算机软件产品存储在一个存储介质(如ROM/RAM、磁碟、光盘)中,包括若干指令用以使得一台终端设备(可以是手机,计算机,服务器,或者网络设备等)执行本发明各个实施例所述的方法。

[0082] 在本实施例中还提供了一种炮弹轨迹修正装置,该装置用于实现上述实施例及优选实施方式,已经进行过说明的不再赘述。如以下所使用的,术语“模块”可以实现预定功能的软件和/或硬件的组合。尽管以下实施例所描述的装置较佳地以软件来实现,但是硬件,

或者软件和硬件的组合的实现也是可能并被构想的。

[0083] 图11是根据本发明实施例的炮弹轨迹修正装置的结构框图,如图11所示,该装置包括:

[0084] 获取模块82,用于获取炮弹出炮口后的运行信息,其中,所述运行信息包含以下至少之一:炮弹的实时位置信息、炮弹的速度信息、炮弹的制导船尾上各个脉冲发动机喷口相对发射坐标系的滚转角位置信息、炮弹在预定时刻点火后的纵向速度增量信息、炮弹待命中的目标落点位置;

[0085] 解算模块84,用于根据所述运行信息对炮弹进行弹道解算,以确定所述炮弹的预测落点位置,对所述预测落点位置与目标落点位置进行比较,确定偏差值,其中,所述偏差值用于指示预测落点位置与目标落点位置之间的距离偏差和方向偏差;

[0086] 确定模块86,用于通过所述偏差值与滚转角位置信息确定炮弹上脉冲发动机的点火相位以及所述脉冲发动机的点火数量,对所述炮弹的运行轨迹的偏差值进行修正;

[0087] 修正模块88,用于采集脉冲发动机点火后炮弹的横向速度增量和飞行攻角,根据所运行信息结合所述横向速度增量和所述飞行攻角进行修正解算,以确定对于炮弹的偏差值的修正结果。

[0088] 通过上述技术方案,获取炮弹出炮口后的运行信息,其中,运行信息包含以下至少之一:炮弹的实时位置信息、炮弹的速度信息、炮弹的制导船尾上各个脉冲发动机喷口相对发射坐标系的滚转角位置信息、炮弹在预定时刻点火后的纵向速度增量信息、炮弹待命中的目标落点位置;根据运行信息对炮弹进行弹道解算,以确定炮弹的预测落点位置,对预测落点位置与目标落点位置进行比较,确定偏差值,其中,偏差值用于指示预测落点位置与目标落点位置之间的距离偏差和方向偏差;通过偏差值与滚转角位置信息确定炮弹上脉冲发动机的点火相位以及脉冲发动机的点火数量,对炮弹的运行轨迹的偏差值进行修正;采集脉冲发动机点火后炮弹的横向速度增量和飞行攻角,根据所运行信息结合横向速度增量和飞行攻角进行修正解算,以确定对于炮弹的偏差值的修正结果,即通过确定偏差值来利用脉冲发动机对炮弹的运行轨迹进行修正,解决了相关技术中,弹道的修正精确度较低,炮弹的弹道修正成本较高无法大量使用等问题,实现常规炮弹的制导化,减少炮弹的落点散布,提高打击命中。

[0089] 在一个示例性实施例中,上述修正模块,还用于根据炮弹出炮口后的运行信息,结合所述横向速度增量和所述飞行攻角的变化信息,通过修正解算确定进行修正后的炮弹的运行轨迹;根据所述修正后的炮弹的运行轨迹确定炮弹修正后的修正落点位置;比较所述修正落点位置与目标落点位置的偏差是否符合预设阈值,以确定对于炮弹的运行轨迹的偏差值修正结果。

[0090] 例如,炮弹在出炮口后,火箭增程发动机在预定时刻点火,提供炮弹速度增量,并根据卫星导航数据获取的炮弹运行信息进行实时额弹道解算,确定炮弹的预测落点位置,并根据预测落点与目标的距离偏差和方向偏差,生成制导指令,点火控制系统根据制导指令和船尾的滚转位置进行计算,形成控制指令,脉冲发动机根据控制指令点火,产生横向脉冲推力,使炮弹产生横向速度增量和飞行攻角,实现对炮弹的直接力和气动力组合控制,进而使得炮弹的飞行轨迹在控制力作用下发生改变,从而实现对射程和方向的修正,减小炮弹落点偏差。经过多次弹道修正后,最终使炮弹接近目标,达到精确打击的目的。

[0091] 在一个示例性实施例中,上述确定模块,还用于根据炮弹的运行信息确定炮弹的弹目方向;获取预设的修正函数,确定在所述运行信息中速度方向与所述弹目方向一致时,对应的炮弹上脉冲发动机的点火相位以及点火数量,其中,所述修正函数包括:炮弹横向修正函数和炮弹纵向修正函数,所述点火相位用于指示脉冲发动机在点火后产生修正弹道的横向速度增量与纵向速度增量的相位。

[0092] 可选的,设某一时刻,目标位置点坐标为 (x_T, z_T) ,炮弹位置坐标为 (x, z) , v_n 为需要的速度矢量, v 为炮弹的实际飞行速度矢量, v_{nz} 为 v_n 的横向分量,则炮弹需要修正产生的横向速度分量为: $\Delta v_{nz} = \frac{z_T - z}{x_T - x} v_x - v_z$;设单个脉冲引起的横向速度增量为 Δv ,则横向修正所需的点火脉冲数为: $N_z = \frac{\Delta v_{nz}}{\Delta v}$;计算纵向修正所需脉冲个数,纵向修正的核心是对射程进行预测,射程预测可采用如下方程: $L = x + \frac{v_y + \sqrt{v_y^2 + 2gy}}{g} v_x + K_0 + K_1 t + K_2 t^2$;其中, g 为当地重力加速度, t 为飞行时间, K_0, K_1, K_2 是与射角有关的系数。当脉冲发动机在竖直平面内点火时,水平速度增量为: $\Delta v_x = -\Delta v \times \frac{v_y}{\sqrt{v_x^2 + v_y^2}}$;竖直速度增量为: $\Delta v_y = \Delta v \times \frac{v_x}{\sqrt{v_x^2 + v_y^2}}$;经一个脉冲发动机修正后,射程将为 $L' = f(x, y, v_x + \Delta v_x, v_y + \Delta v_y)$,则进行纵向修正所需要的脉冲数为 $N_y = \frac{x_T - L}{L' - L}$;

将两个方向需要的脉冲数进行综合,即可得到所需的总脉冲数: $N = \sqrt{N_y^2 + N_z^2}$;根据弹目方向的偏差可以计算出点火相位,设为 ϕ ,为使脉冲力均衡作用于炮弹,脉冲发动机所处的滚转相位 γ 应处于以 ϕ 为中心点, $\omega * \Delta t / 2$ 为半径的邻域内,如下式所示: $\phi - \omega * \Delta t / 2 \leq \gamma \leq \phi + \omega * \Delta t / 2$,其中, ω 为炮弹的瞬时滚转角速率, Δt 为脉冲发动机的作用时间,优选的,脉冲发动机的作用时间一般在20ms左右。

[0093] 在一个示例性实施例中,上述确定模块,还用于在炮弹已被点火的情况下,确定每一个脉冲发动机的预计点火时刻以及炮弹上脉冲发动机的使用结果,其中,所述预计点火时刻用于指示脉冲发动机进行炮弹修正的运行时刻,所述使用结果用于指示脉冲发动机已完成点火操作的数量;当所述使用结果指示炮弹上的所有脉冲发动机均已使用时,结束炮弹的弹道修正。

[0094] 可以理解的是,对脉冲发动机的使用情况进行监测,当仍剩余脉冲发动机没有使用时,记录上次点火时刻,重复上述步骤;当所有脉冲发动机均已使用时,则退出弹道修正。需要注意的是,两次相邻的脉冲修正时间间隔应大于最小时间间隔,以免影响弹丸的飞行稳定性。

[0095] 在一个示例性实施例中,上述确定模块,还用于确定相邻的两个脉冲发动机的点火时间间隔;在所述点火时间间隔小于最小点火时间间隔的情况下,根据所述最小点火时间间隔重新计算每一个脉冲发动机的预计点火时刻,其中,所述最小点火时间间隔用于指示炮弹受在一次脉冲发动机点火产生的脉冲力作用下的稳定时间。

[0096] 在一个示例性实施例中,上述装置还包括:判断模块:用于当所述修正结果与偏差值的关系符合第一预设阈值区间的情况下,对所述炮弹进行二次修正;当所述修正结果与

偏差值的关系符合第二预设阈值区间的情况下,结束对所述炮弹的运行轨迹修正操作,其中,所述第二预设阈值区间小于第一预设阈值区间,所述第一预设阈值区间为超出预设阈值的待二次修正的偏差值范围区间。

[0097] 也就是说,当炮弹进行一次修正后的预测落点位置与目标落点位置符合视为精准命中的第二预设阈值区间时,不在进行炮弹的弹道修正,当炮弹进行一次修正后的预测落点位置与目标落点位置处于待二次修正的偏差值范围区间对应的第一预设阈值区间时,在存在待点火脉冲发动机的情况下,可进行炮弹运行轨迹的再次修正。

[0098] 需要说明的是,上述各个模块是可以通过软件或硬件来实现的,对于后者,可以通过以下方式实现,但不限于此:上述模块均位于同一处理器中;或者,上述各个模块以任意组合的形式分别位于不同的处理器中。

[0099] 本发明的实施例还提供了一种存储介质,该存储介质中存储有计算机程序,其中,该计算机程序被设置为运行时执行上述任一项方法实施例中的步骤。

[0100] 可选地,在本实施例中,上述存储介质可以被设置为存储用于执行以下步骤的计算机程序:

[0101] S1,获取炮弹出炮口后的运行信息,其中,所述运行信息包含以下至少之一:炮弹的实时位置信息、炮弹的速度信息、炮弹的制导船尾上各个脉冲发动机喷口相对发射坐标系的滚转角位置信息、炮弹在预定时刻点火后的纵向速度增量信息、炮弹待命中的目标落点位置;

[0102] S2,根据所述运行信息对炮弹进行弹道解算,以确定所述炮弹的预测落点位置,对所述预测落点位置与目标落点位置进行比较,确定偏差值,其中,所述偏差值用于指示预测落点位置与目标落点位置之间的距离偏差和方向偏差;

[0103] S3,通过所述偏差值与滚转角位置信息确定炮弹上脉冲发动机的点火相位以及所述脉冲发动机的点火数量,对所述炮弹的运行轨迹的偏差值进行修正;

[0104] S4,采集脉冲发动机点火后炮弹的横向速度增量和飞行攻角,根据所运行信息结合所述横向速度增量和所述飞行攻角进行修正解算,以确定对于炮弹的偏差值的修正结果。

[0105] 本发明的实施例还提供了一种计算机可读存储介质,该计算机可读存储介质中存储有计算机程序,其中,该计算机程序被设置为运行时执行上述任一项方法实施例中的步骤。

[0106] 在一个示例性实施例中,上述计算机可读存储介质可以包括但不限于:U盘、只读存储器(Read-Only Memory,简称为ROM)、随机存取存储器(Random Access Memory,简称为RAM)、移动硬盘、磁碟或者光盘等各种可以存储计算机程序的介质。

[0107] 本发明的实施例还提供了一种电子装置,包括存储器和处理器,该存储器中存储有计算机程序,该处理器被设置为运行计算机程序以执行上述任一项方法实施例中的步骤。

[0108] 在一个示例性实施例中,上述电子装置还可以包括传输设备以及输入输出设备,其中,该传输设备和上述处理器连接,该输入输出设备和上述处理器连接。

[0109] 在一个示例性实施例中,上述处理器可以被设置为通过计算机程序执行以下步骤:

[0110] S1,获取炮弹出炮口后的运行信息,其中,所述运行信息包含以下至少之一:炮弹的实时位置信息、炮弹的速度信息、炮弹的制导船尾上各个脉冲发动机喷口相对发射坐标系的滚转角位置信息、炮弹在预定时刻点火后的纵向速度增量信息、炮弹待命中的目标落点位置;

[0111] S2,根据所述运行信息对炮弹进行弹道解算,以确定所述炮弹的预测落点位置,对所述预测落点位置与目标落点位置进行比较,确定偏差值,其中,所述偏差值用于指示预测落点位置与目标落点位置之间的距离偏差和方向偏差;

[0112] S3,通过所述偏差值与滚转角位置信息确定炮弹上脉冲发动机的点火相位以及所述脉冲发动机的点火数量,对所述炮弹的运行轨迹的偏差值进行修正;

[0113] S4,采集脉冲发动机点火后炮弹的横向速度增量和飞行攻角,根据所运行信息结合所述横向速度增量和所述飞行攻角进行修正解算,以确定对于炮弹的偏差值的修正结果。

[0114] 显然,本领域的技术人员应该明白,上述的本发明的各模块或各步骤可以用通用的计算装置来实现,它们可以集中在单个的计算装置上,或者分布在多个计算装置所组成的网络上,它们可以用计算装置可执行的程序代码来实现,从而,可以将它们存储在存储装置中由计算装置来执行,并且在某些情况下,可以以不同于此处的顺序执行所示出或描述的步骤,或者将它们分别制作成各个集成电路模块,或者将它们中的多个模块或步骤制作成单个集成电路模块来实现。这样,本发明不限制于任何特定的硬件和软件结合。

[0115] 以上所述仅为本发明的优选实施例而已,并不用于限制本发明,对于本领域的技术人员来说,本发明可以有各种更改和变化。凡在本发明的原则之内,所作的任何修改、等同替换、改进等,均应包含在本发明的保护范围之内。

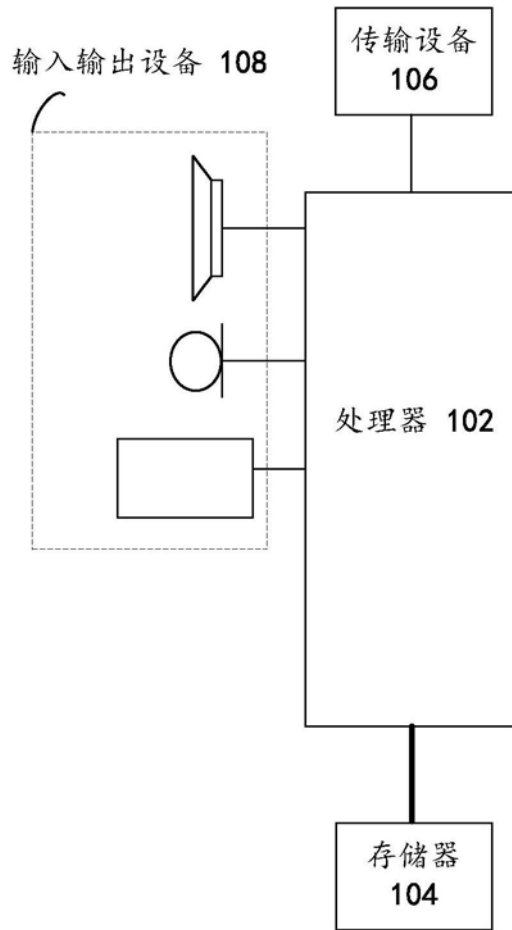


图1

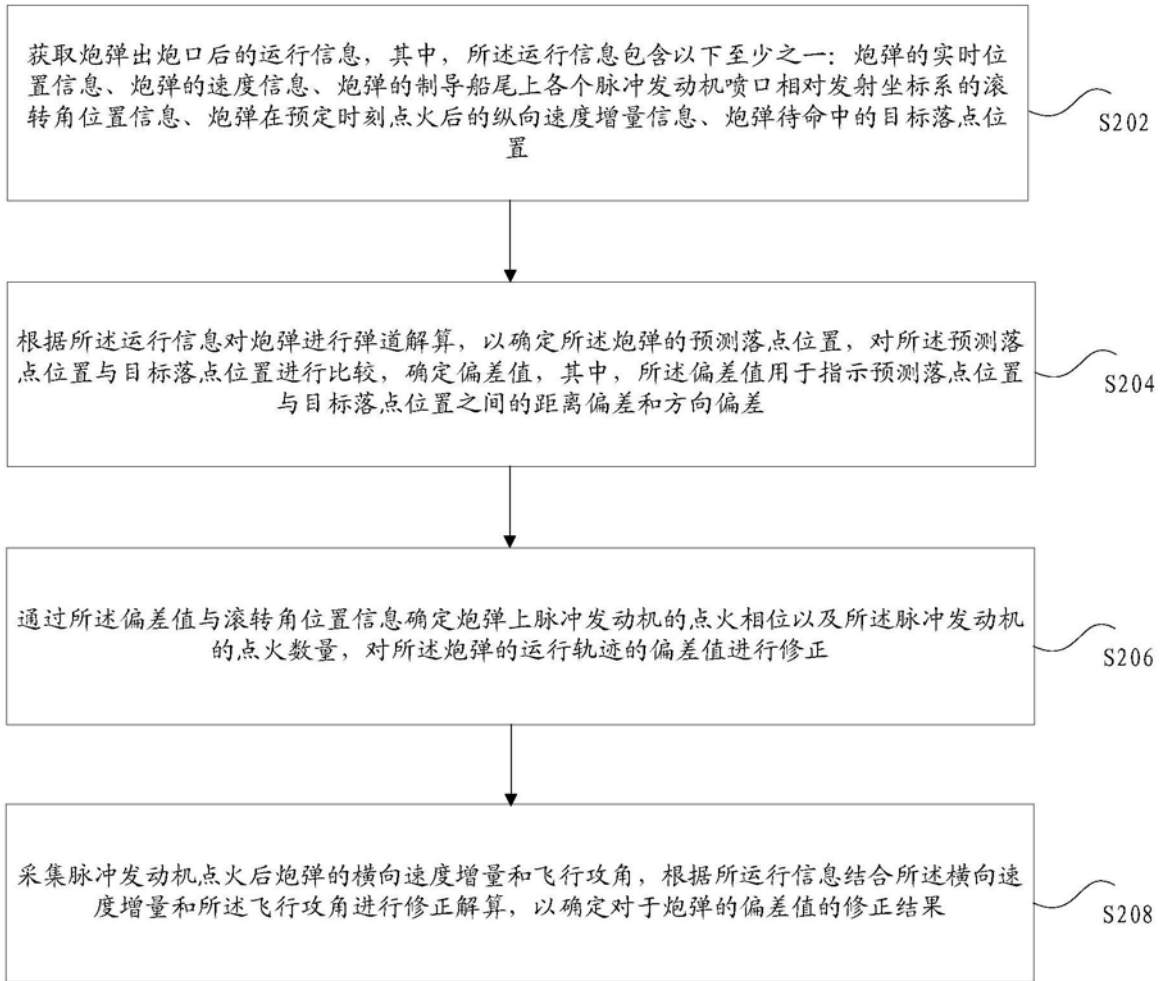


图2

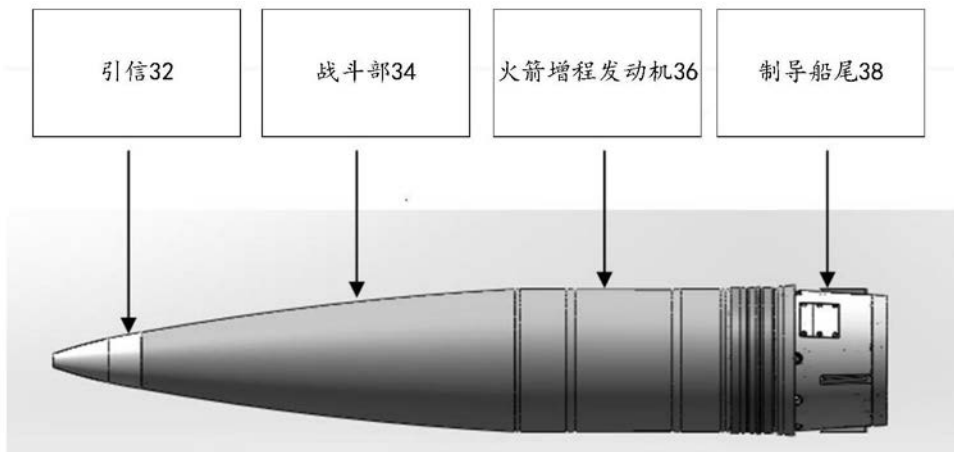


图3

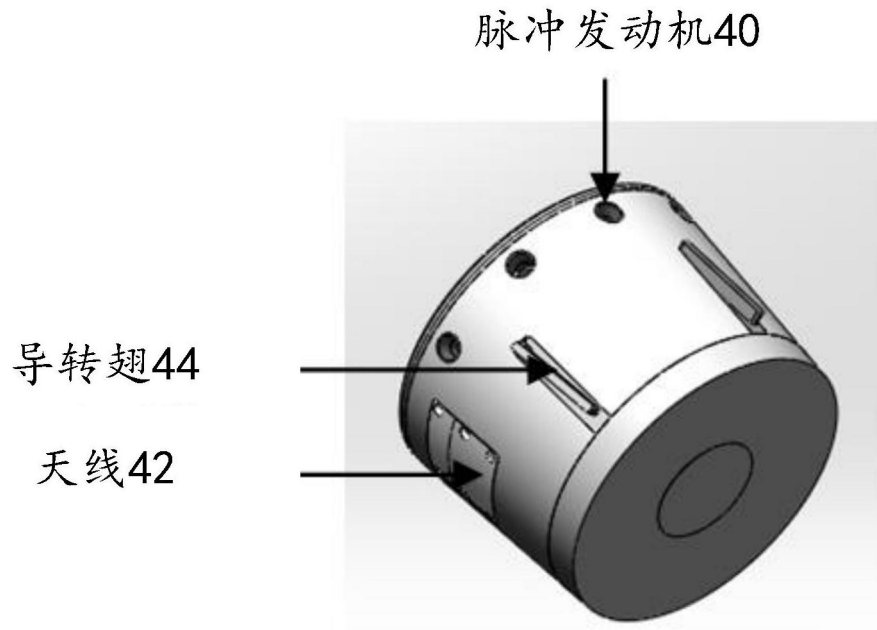


图4

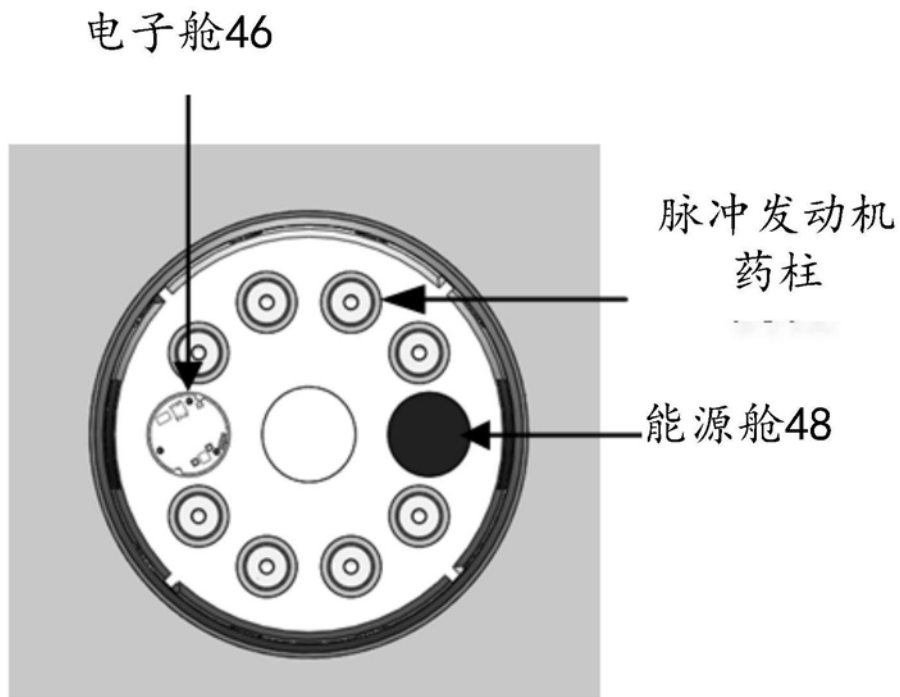


图5

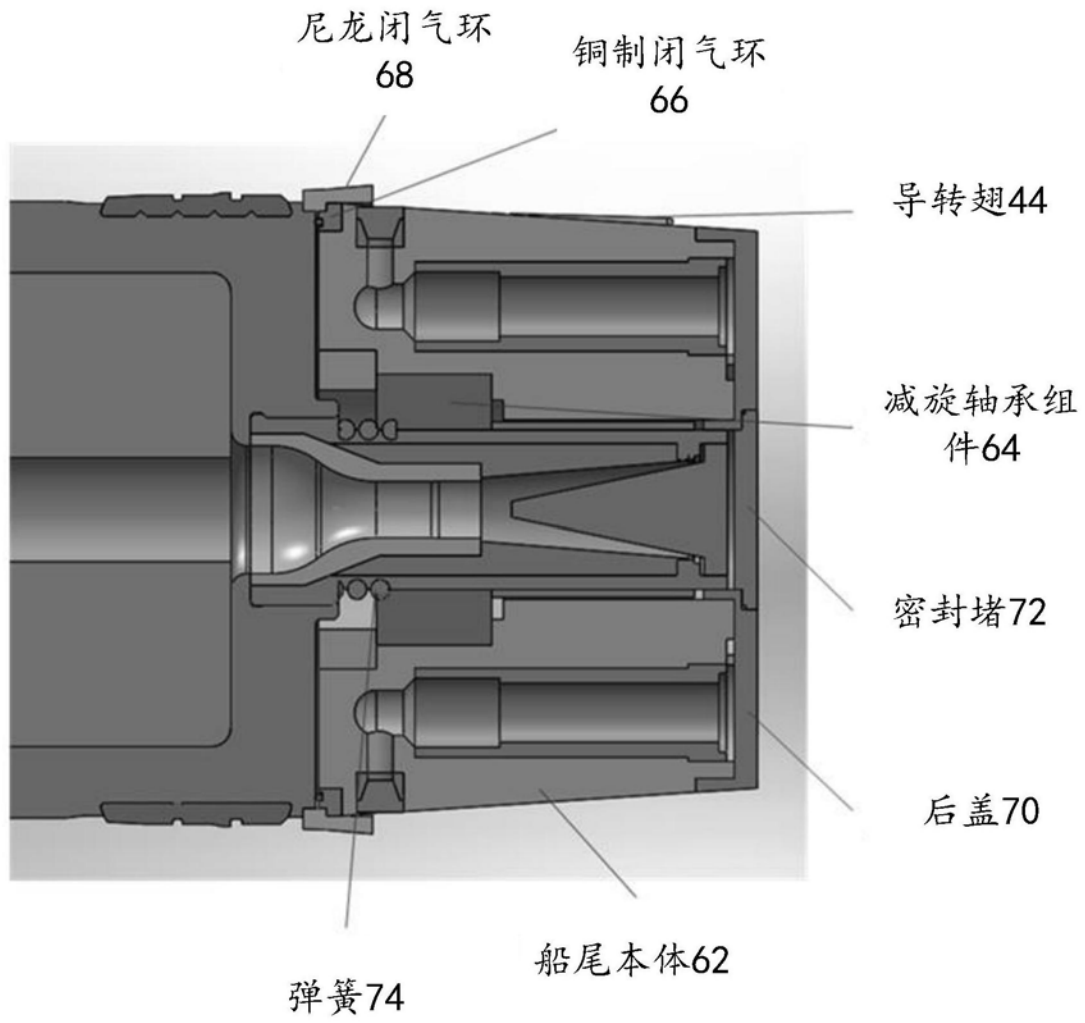


图6

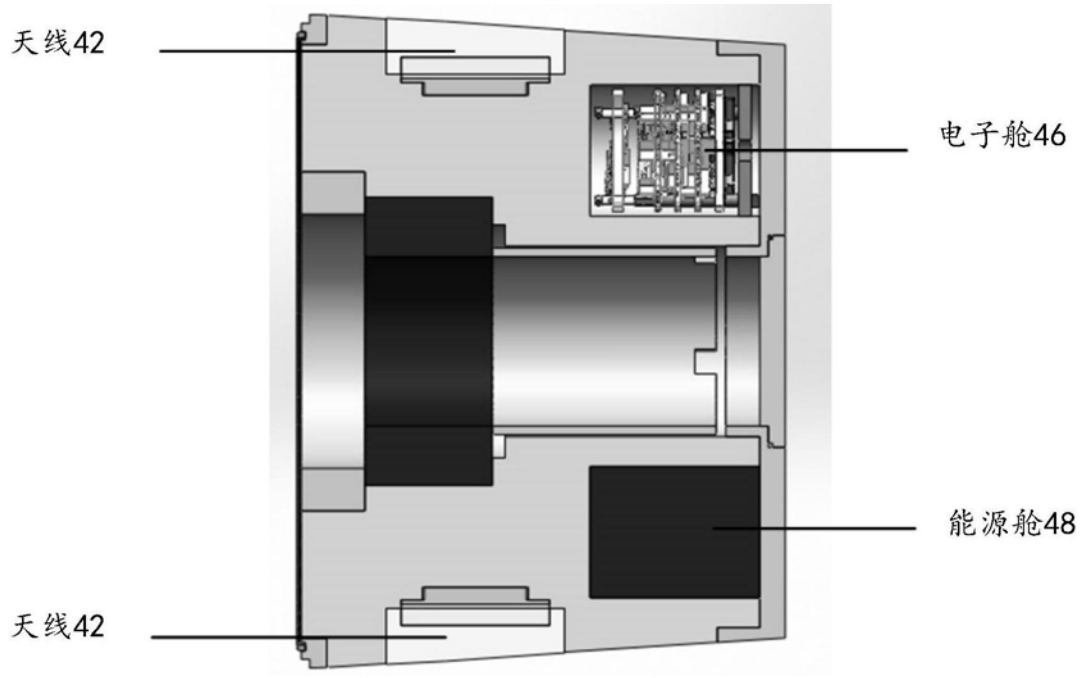


图7

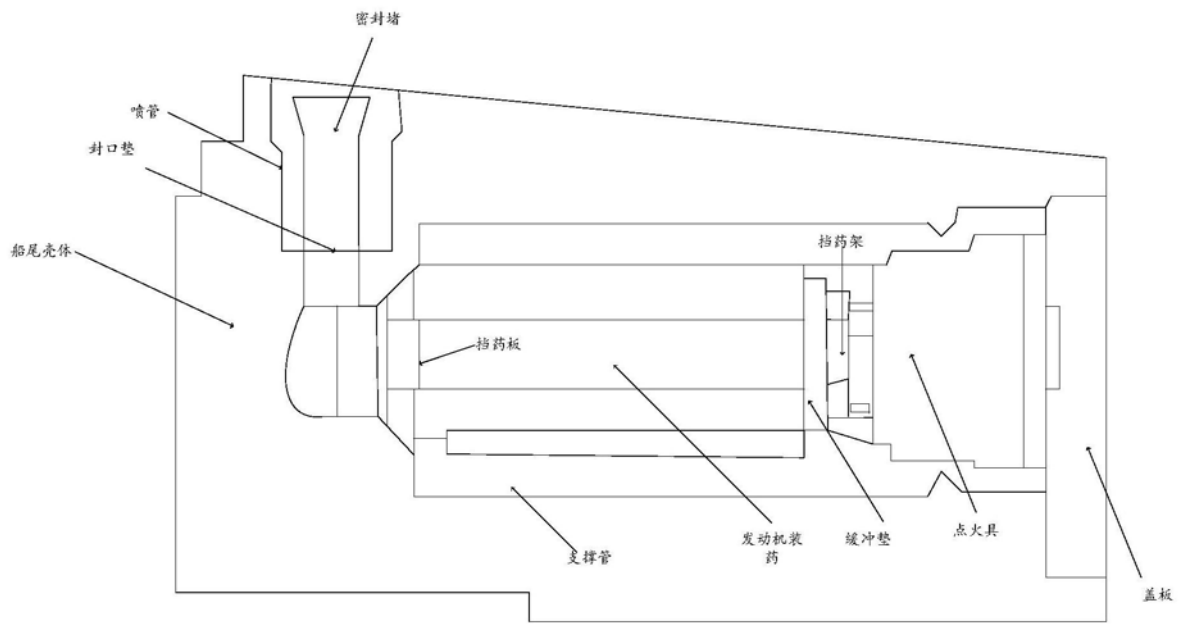


图8

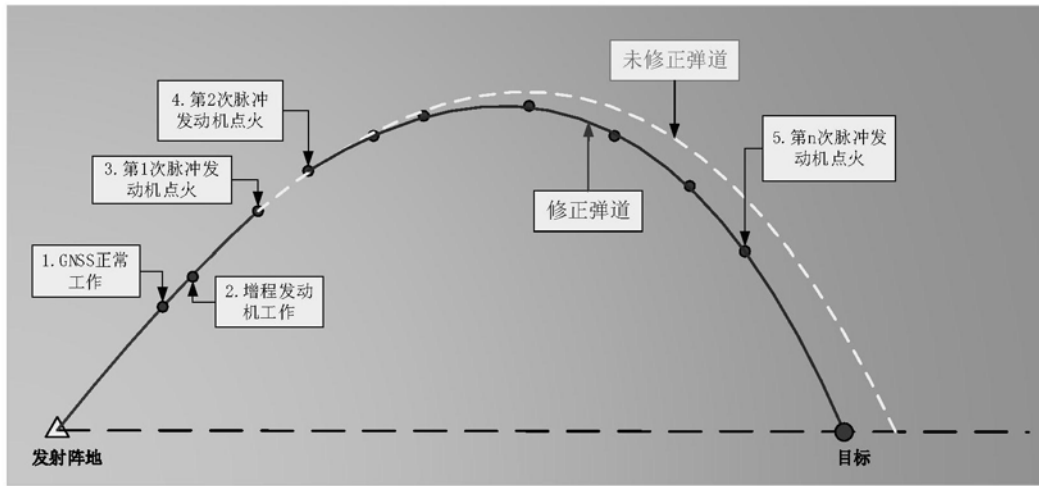


图9

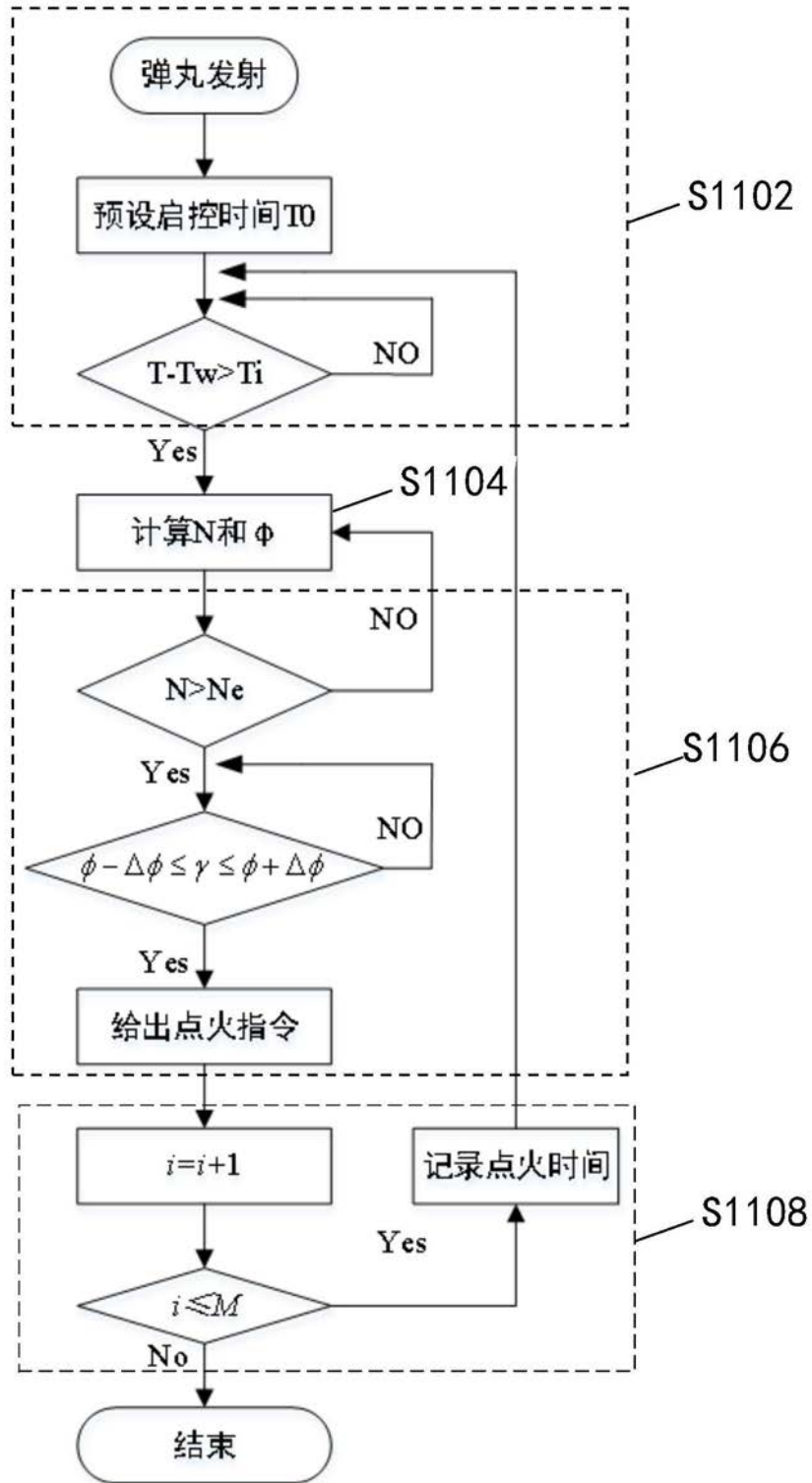


图10

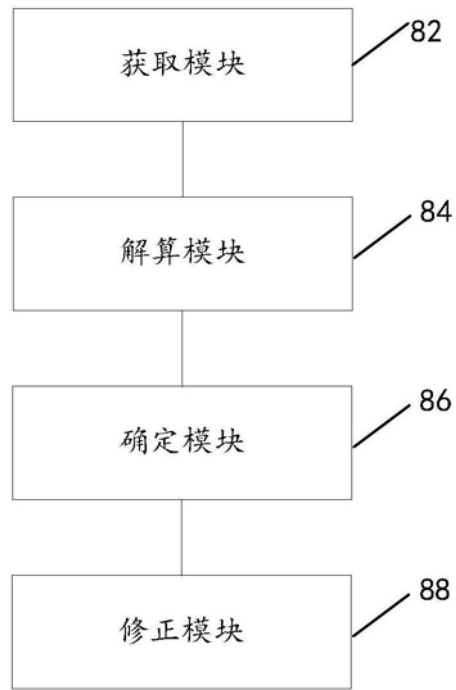


图11