(19)中华人民共和国国家知识产权局

(12)实用新型专利

(10)授权公告号 CN 214620889 U
(45)授权公告日 2021.11.05

(21)申请号 202023241805.5
(ESM)同样的发明创造已同日申请发明专利
(22)申请日 2020.12.29
(66)本国优先权数据
202010373036.X 2020.05.06 CN
202020722399.5 2020.05.06 CN
(73)专利权人 北京恒星箭翔科技有限公司
地址 100085 北京市海淀区信息路甲28号9层C座09C-072号
(72)发明人 于剑桥 蒋军
(74)专利代理机构 北京理工大学专利中心 11120
代理人 杨潇 廖辉
(51)Int.Cl.
F42B 15/00(2006.01)
F42B 10/48(2006.01)

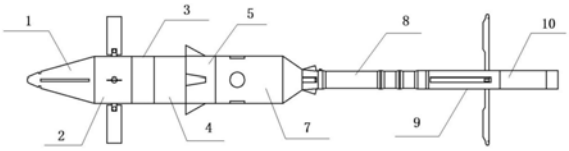
权利要求书2页 说明书6页 附图7页

(54)实用新型名称

一种基于推力变向的全向反斜面导弹

(57)摘要

本实用新型提供了一种基于推力变向的全向反斜面导弹，包括反向弹翼组件、电动舵机、弹载控制模块、战斗部、反推发动机、制导组件、连接筒、飞行发动机、尾翼组件和发射发动机；反向弹翼组件、电动舵机、弹载控制模块、战斗部、反推发动机、连接筒、飞行发动机、尾翼组件和发射发动机由头至尾顺次连接构成导弹；制导组件设置在反推发动机尾部，同时位于连接筒内；电动舵机根据控制指令执行动作使导弹沿规划弹道飞行直至击中目标。本实用新型可实现对建筑物进行全向打击，具备在城市战中对目标精确打击和压制的能力。



CN 214620889 U

1.一种基于推力变向的全向反斜面导弹，其特征在于，所述导弹包括反向弹翼组件、电动舵机、弹载控制模块、战斗部、反推发动机、制导组件、连接筒、飞行发动机、尾翼组件和发射发动机；

所述反向弹翼组件、电动舵机、弹载控制模块、战斗部、反推发动机、连接筒、飞行发动机、尾翼组件和发射发动机由头至尾顺次连接构成导弹；所述制导组件设置在反推发动机尾部，同时位于连接筒内；

发射时，反向弹翼组件作为导弹头部，所述发射发动机为导弹射出提供初动力，导弹进入投放阶段向目标对面飞行，所述飞行发动机为导弹的投放阶段提供动力；当导弹飞行至预定位置后，反推发动机与连接筒分离，此时组件作为导弹头部继续飞行，反推发动机工作，令分离后的导弹进入减速调姿阶段，所述反推发动机为导弹加速提供动力，且燃气作用在电动舵机的舵片上，将导弹头部方向调整为指向目标，之后导弹进入攻击阶段；所述制导组件实时解算弹体的位置、姿态信息，并将位置、姿态信息传递给弹载控制模块，弹载控制模块与电动舵机通信，结合导弹飞行时序生成相应的轨迹修正控制指令并发送给电动舵机，所述电动舵机用于根据所述控制指令执行动作使导弹沿规划弹道飞行直至击中目标。

2.如权利要求1所述的基于推力变向的全向反斜面导弹，其特征在于，所述反向弹翼组件包括弹翼舱壳体、弹翼、弹翼锁定环、直线电机、弹翼锁定保险和弹翼张开控制电路；

弹翼舱壳体由圆锥段和圆柱段两部分构成，圆锥段头部与弹翼转动连接，所述弹翼翼梢设有锁定杆；圆柱段端部用于与电动舵机连接，圆柱段沿径向开有保险孔，用于弹翼锁定保险的插拔；弹翼锁定保险用于控制弹翼张开控制电路的通断；所述弹翼张开控制电路控制直线电机，所述弹翼锁定环与直线电机的输出端固定连接；

弹翼折叠状态下，弹翼锁定环在直线电机的带动下作直线运动，套装在弹翼翼梢锁定杆上完成弹翼的锁定；解锁时，弹翼锁定环在直线电机的带动下与弹翼翼梢分离。

3.如权利要求1所述的基于推力变向的全向反斜面导弹，其特征在于，所述反推发动机包括燃烧室底、发动机壳体、反推推进剂、密封盖、点火具和分离火药；

所述发动机壳体包含圆柱段和圆锥段，圆柱段外圆周设有斜置喷管，圆柱段端部与燃烧室底固定连接，燃烧室底与发动机壳体的内腔共同构成封闭的燃烧室，所述反推推进剂设置在燃烧室内；所述圆锥段用于与连接筒固定连接，同时圆锥段端面用于与制导组件连接，所述圆锥段内设有分离药室，分离药室通过密封盖与燃烧室隔离，点火具和分离火药置于分离药室内部，点火具同时点燃反推推进剂和分离火药；当分离药室内达到一定的压力，发动机壳体与连接筒分离。

4.如权利要求3所述的基于推力变向的全向反斜面导弹，其特征在于，所述连接筒包括连接筒壳体和压簧；

所述连接筒壳体一端开放、一端封闭，开放端内壁形状与发动机壳体圆锥段匹配，压簧位于连接筒壳体内且与封闭端端面固定连接。

5.如权利要求4所述的基于推力变向的全向反斜面导弹，其特征在于，所述发动机壳体圆锥段通过连接螺柱与连接筒壳体径向固定连接，发动机壳体圆锥段、连接筒壳体均设有安装连接螺柱的安装孔，所述安装孔与发动机壳体分离药室连通；所述分离药室的腔体上设有锯齿切角，在一定压力下，锯齿切角处断裂实现连接筒与发动机壳体的分离。

6.如权利要求5所述的基于推力变向的全向反斜面导弹，其特征在于，所述连接螺柱为

一个三段直径不等的圆柱体，上部圆柱直径最大，配合时压紧于连接筒；中部为光面圆柱，用于约束发动机壳体与连接筒的轴向移动；下部为螺纹面圆柱，其直径小于中部的光面圆柱，用于与发动机壳体圆锥段螺纹连接。

一种基于推力变向的全向反斜面导弹

技术领域

[0001] 本实用新型涉及制导弹药技术领域，具体涉及一种基于推力变向的全向反斜面导弹。

背景技术

[0002] 城市作战是现代战争的主要形式之一。城市内街巷纵横，建筑物高大且密集，这样的作战条件使得城市战具备以下特点：1.易守难攻：可利用城市建筑物作为掩体和堡垒，防护力和隐蔽性较好；2.作战规模小：城市街巷宽度有限，不利于集团作战，单兵或班组是主要参战规模；3.轻型武器使用普遍：作战阵地以房间等半封闭空间为主，且阵地与阵地之间多有建筑物阻挡，不利于重武器使用，作战武器以轻型武器为主。基于以上三个城市战的特点，传统城市战中，由于建筑物的阻挡，作战人员往往需要运动至正对目标所在的建筑物的一侧来攻击以建筑物作为掩体的目标，这样的作战方式会将作战人员造暴露在敌方火力的威胁中，进而造成伤亡。而现有的城市战武器中，大多数只能进行正面攻击，不具备绕过建筑物对其一侧进行打击的能力。

实用新型内容

[0003] 有鉴于此，本实用新型提供了一种基于推力变向的全向反斜面导弹，可实现对建筑物进行全向打击，具备在城市战中对目标精确打击和压制的能力。

[0004] 本实用新型采取的技术方案如下：

[0005] 一种基于推力变向的全向反斜面导弹，所述导弹包括反向弹翼组件、电动舵机、弹载控制模块、战斗部、反推发动机、制导组件、连接筒、飞行发动机、尾翼组件和发射发动机；

[0006] 所述反向弹翼组件、电动舵机、弹载控制模块、战斗部、反推发动机、连接筒、飞行发动机、尾翼组件和发射发动机由头至尾顺次连接构成导弹；所述制导组件设置在反推发动机尾部，同时位于连接筒内；

[0007] 发射时，反向弹翼组件作为导弹头部，所述发射发动机为导弹射出提供初动力，导弹进入投放阶段向目标对面飞行，所述飞行发动机为导弹的投放阶段提供动力；当导弹飞行至预定位置后，反推发动机与连接筒分离，此时组件作为导弹头部继续飞行，反推发动机工作，令分离后的导弹进入减速调姿阶段，所述反推发动机为导弹加速提供动力，且燃气作用在电动舵机的舵片上，将导弹头部方向调整为指向目标，之后导弹进入攻击阶段；所述制导组件实时解算弹体的位置、姿态信息，并将位置、姿态信息传递给弹载控制模块，弹载控制模块与电动舵机通信，结合导弹飞行时序生成相应的轨迹修正控制指令并发送给电动舵机，所述电动舵机用于根据所述控制指令执行动作使导弹沿规划弹道飞行直至击中目标。

[0008] 进一步地，所述反向弹翼组件包括弹翼舱壳体、弹翼、弹翼锁定环、直线电机、弹翼锁定保险和弹翼张开控制电路；

[0009] 弹翼舱壳体由圆锥段和圆柱段两部分构成，圆锥段头部与弹翼转动连接，所述弹翼翼梢设有锁定杆；圆柱段端部用于与电动舵机连接，圆柱段沿径向开有保险孔，用于弹翼

锁定保险的插拔;弹翼锁定保险用于控制弹翼张开控制电路的通断;所述弹翼张开控制电路控制直线电机,所述弹翼锁定环与直线电机的输出端固定连接;

[0010] 弹翼折叠状态下,弹翼锁定环在直线电机的带动下作直线运动,套装在弹翼翼梢锁定杆上完成弹翼的锁定;解锁时,弹翼锁定环在直线电机的带动下与弹翼翼梢分离。

[0011] 进一步地,所述反推发动机包括燃烧室底、发动机壳体、反推推进剂、密封盖、点火具和分离火药;

[0012] 所述发动机壳体包含圆柱段和圆锥段,圆柱段外圆周设有斜置喷管,圆柱段端部与燃烧室底固定连接,燃烧室底与发动机壳体的内腔共同构成封闭的燃烧室,所述反推推进剂设置在燃烧室内;所述圆锥段用于与连接筒固定连接,同时圆锥段端面用于与制导组件连接,所述圆锥段内设有分离药室,分离药室通过密封盖与燃烧室隔离,点火具和分离火药置于分离药室内部,点火具同时点燃反推推进剂和分离火药;当分离药室内达到一定的压力,发动机壳体与连接筒分离。

[0013] 进一步地,所述连接筒包括连接筒壳体和压簧;

[0014] 所述连接筒壳体一端开放、一端封闭,开放端内壁形状与发动机壳体圆锥段匹配,压簧位于连接筒壳体内且与封闭端端面固定连接。

[0015] 进一步地,所述发动机壳体圆锥段通过连接螺柱与连接筒壳体径向固定连接,发动机壳体圆锥段、连接筒壳体均设有安装连接螺柱的安装孔,所述安装孔与发动机壳体分离药室连通;所述分离药室的腔体上设有锯齿切角,在一定压力下,锯齿切角处断裂实现连接筒与发动机壳体的分离。

[0016] 进一步地,所述连接螺柱为一个三段直径不等的圆柱体,上部圆柱直径最大,配合时压紧于连接筒;中部为光面圆柱,用于约束发动机壳体与连接筒的轴向移动;下部为螺纹面圆柱,其直径小于中部的光面圆柱,用于与发动机壳体圆锥段螺纹连接。

[0017] 有益效果:

[0018] 本实用新型导弹飞行过程分为投放阶段、减速调姿阶段和攻击阶段三个阶段,在各机构配合下调整导弹姿态、飞行轨迹,从而绕过建筑物打击目标,可从发射点打击建筑物的前侧、后侧、左侧、右侧和顶部,较好地解决了城市战中对有建筑物作掩护的目标的打击问题,具备对50米至1000米内的建筑物实现全向精确打击的能力;

[0019] 其次,本实用新型含有飞行发动机和增速发动机两套动力系统,通过多级推力方案保证导弹在飞行过程中的发射投放段和攻击阶段的速度需求;

[0020] 再者,采用反推发动机进行快速变向,且发动机燃气作用在舵片上增加舵效,使导弹在变向时转弯半径更小,机动能力更强;而且,本实用新型采用反推发动机和电动舵机结合的执行机构,该方案可使电动舵机在反推发动机不工作时利用空气动力产生控制力,在导弹减速后飞行速度较低时利用反推发动机工作产生的燃气产生控制力,保证了导弹在飞行速度变化范围较大情况下的控制效果;

[0021] 最后,本实用新型实现了在导弹反向飞行时与飞行发动机、尾翼组件、发射发动机的分离,减轻了飞行重量使导弹具备较好的飞行特性。

附图说明

[0022] 图1为本实用新型的弹道示意图;

[0023] 图2为本实用新型的工作流程图；

[0024] 图3为本实用新型的整体结构示意图；

[0025] 图4为本实用新型弹体反向后的结构示意图；

[0026] 图5(a)、图5(b)分别为反向弹翼组件在弹翼锁定和展开状态下的结构示意图；

[0027] 图6(a)为反推发动机的结构示意图、图6(b)为图6(a)的左视图、图 6(c)为图6(a)的径向剖视图；

[0028] 图7(a)为连接筒结构示意图、图7(b)为图7(a)的径向剖视图；

[0029] 图8为分离机构的结构示意图；

[0030] 图9为连接螺柱的结构示意图；

[0031] 其中，1-反向弹翼组件，2-电动舵机，3-弹载控制模块，4-战斗部，5-反推发动机，6-制导组件，7-连接筒，8-飞行发动机，9-尾翼组件，10-发射发动机，11-弹翼舱壳体，12-弹翼，13-弹翼锁定环、14-直线电机、15-弹翼锁定保险，16-弹翼张开控制电路，17-燃烧室底，18-发动机壳体，19-反推推进剂， 20-点火具，21-密封盖，22-分离火药，23-连接螺柱，24-制导舱壳体，25-连接筒壳体，26-压簧。

具体实施方式

[0032] 下面结合附图并举实施例，对本实用新型进行详细描述。

[0033] 本实施例提供了一种基于推力变向的全向反斜面导弹，以40毫米火箭筒作为发射平台，如图3所示，该全向反斜面导弹包括反向弹翼组件1、电动舵机2、弹载控制模块3、战斗部4、反推发动机5、制导组件6、连接筒7、飞行发动机 8、尾翼组件9和发射发动机10。

[0034] 反向弹翼组件1、电动舵机2、弹载控制模块3、战斗部4、反推发动机5、连接筒7、飞行发动机8、尾翼组件9和发射发动机10由头至尾顺次连接构成导弹，制导组件6设置在反推发动机5尾部，同时位于连接筒7内。发射时，反向弹翼组件1作为导弹头部，当开始反向时，弹体前部与后部在反推发动机5 与连接筒7连接处分离，弹体以分离后的形态进行飞行，反向后形态如图4所示，此时弹体头部为制导组件6，弹体尾部为反向弹翼组件1。

[0035] 如图5(a)所示，反向弹翼组件1包括弹翼舱壳体11、弹翼12、弹翼锁定环13、直线电机14、弹翼锁定保险15和弹翼张开控制电路16。

[0036] 弹翼舱壳体11由圆锥段和圆柱段两部分构成，圆锥段外圆周开有与弹翼12 数量相同的长槽，用于弹翼12的折叠和展开，圆锥段头部与弹翼12转动连接，弹翼12翼梢设有锁定杆；圆柱段端部设有螺纹，用于与电动舵机2连接，圆柱段沿径向开有保险孔，用于弹翼锁定保险15的插拔；同时，圆柱段径向开有若干天线孔，当采用卫星制导组件时，用于卫星接收机天线的安装，当采用其他制导方式时，天线孔可空置。

[0037] 当导弹处于勤务状态、待发射状态以及发射后反向前状态时，反向弹翼组件1中的弹翼12需要折叠在弹翼舱壳体11中，并保持锁定，只有当导弹被发射后且反向完成后，弹翼12才展开。弹翼12的展开和锁定由弹翼锁定环13、直线电机14、弹翼锁定保险15和弹翼张开控制电路16控制。弹翼锁定环13的外壁与直线电机14的输出柄固连，并随直线电机14的输出柄直线运动。直线电机14与弹翼张开控制电路16相连，当弹翼张开控制电路16未通电或未给直线电机14发送作用信号时，直线电机14的输出柄控制弹翼锁定环13套装在弹翼12翼梢部位的锁定杆上，弹翼12处于折叠状态并被锁定；当弹翼张开控制电路16通电且给直线

电机14发送作用信号时，直线电机14的输出柄带动弹翼锁定环13移动，失去对弹翼12翼梢部位的锁定杆的约束作用，如图5(b)所示，弹翼12在其翼根部位扭簧(或板簧)的作用下自主展开。

[0038] 弹翼锁定保险15在导弹发射前插在弹翼舱壳体11的保险孔中，起到弹翼张开控制电路16的开关作用，当弹翼锁定保险15位于弹翼舱壳体11的保险孔中时，弹翼张开控制电路16的电源与电路不接通，当弹翼锁定保险15(由射手操作)从弹翼舱壳体11的保险孔中拔出时，弹翼张开控制电路16的电源与电路接通并为电路供电。弹翼张开控制电路16由电源(锂电池)、芯片、一个正向过载开关和一个反向过载开关构成，当弹翼张开控制电路16与其内部电源接通后，按时序依次接收到正向过载开关信号和反向过载开关信号之后，其向直线电机14输出作用信号。

[0039] 当采用自动驾驶仪来稳定导弹时，反向弹翼组件1可以不用，其所在位置可以用与弹翼舱壳体11形状相同的部件代替，保证导弹的气动外形即可。

[0040] 电动舵机2包括舵片、传动机构、电机及驱动器，接收弹载控制模块3给出的控制指令使舵片产生偏转。当反推发动机5不工作时，作用在舵片上的空气动力在舵片偏转下产生控制力和控制力矩；当反推发动机5工作时，从其喷管中喷出的燃气作用在舵片上，产生控制力和控制力矩。舵片偏转产生的控制力和控制力矩使得弹体按照预先设定的弹道进行飞行。

[0041] 弹载控制模块3由无线装定接收模块、弹上计算机及弹上电源组成。其中无线装定接收模块用于射击前接收地面简易火控装定器模块无线传输的地磁基准、目标位置信息、海拔高度信息、气象条件信息和星历数据以及地面简易火控计算出的火箭筒射角、射向等信息。弹上计算机进行平台工作流程管理，并根据制导组件6传输的导弹位置信息和姿态信息进行解算，结合导弹飞行时序生成相应的轨迹修正控制指令并发送给电动舵机2。弹上电源采用热电池，利用发射过载激活，用于为弹上电气系统供电。

[0042] 战斗部4由安保机构、导爆管和战斗部本体组成。

[0043] 如图6(a)所示，反推发动机5包括燃烧室底17、发动机壳体18、反推推进剂19、点火具20、密封盖21和分离火药22。

[0044] 发动机壳体18包含圆柱段和圆锥段，如图6(b)所示，圆柱段外圆周设有四个斜置喷管，这四个斜置喷管的布局与电动舵机2的四个舵片相位一致，且喷管的喷口朝向电动舵机2的四个舵片；圆柱段端部与燃烧室底17通过螺纹连接，燃烧室底17与发动机壳体18的内腔共同构成封闭的燃烧室。反推推进剂 19设置在燃烧室内，其燃烧时产生的燃气通过发动机壳体18上的四个喷管喷出，为弹体进行减速和反向加速；发动机壳体18圆锥段用于与连接筒7固定连接，同时圆锥段端面用于与制导组件6连接。圆锥段沿轴向设有一个圆柱形分离药室，该分离药室通过密封盖21与燃烧室隔离，点火具20和分离火药22置于分离药室内部，点火具20具有两个点火头，一个用于点燃反推推进剂19，另一个用于点燃分离火药22，这两个点火头同时作用。发动机壳体18的分离药室右方沿其径向按90°间隔开四个圆柱形光孔，四个圆柱形光孔与分离药室交汇相通，分离药室的腔体上设有锯齿切角，称之为剪切键，在一定压力下，锯齿切角处断裂实现连接筒7与发动机壳体18的分离。如图6(c)所示。四个圆柱形光孔底部设有圆柱形台阶孔，台阶孔内壁为螺纹面，用于与连接螺柱23固定。

[0045] 本实施例中制导组件6采用惯性制导体制，由惯性导航器件和引信组成，安装在制

导舱壳体24内。惯性制导器件包含加速度测量装置、姿态测量装置以及位置解算装置，加速度测量装置可以敏感导弹弹体运动的加速度；姿态测量装置可以敏感导弹弹体运动的姿态和姿态变化率；位置解算装置可以根据导弹弹体加速度和姿态积分解算得到导弹弹体的位置信息。惯性制导舱壳体24除用于放置和保护制导组件6外，还起到维持弹体气动外形的作用。在勤务状态和飞行过程的反向前阶段，制导组件6包裹于连接筒7内，在飞行过程中的反向阶段，连接筒7及其之后的部分（飞行发动机8、尾翼组件9和发射发动机10）与弹体前部分离，制导组件6露出并作为弹体的头部。姿态测量装置中集成有惯性器件及地磁元件，能够测量出弹体运动过程中的滚转角、俯仰、偏航角速度及加速度等信息，以满足多种控制律的需求。制导组件6将导弹的运动信息发送给弹载控制模块3。

[0046] 当采用本实施例以外制导方案时，制导组件6和制导舱壳体24可以替换为相应的导引头。

[0047] 如图7(a)所示，连接筒7由连接筒壳体25和压簧26组成。连接筒壳体 25一端开放、一端封闭，外壁为圆柱面，内腔为圆锥和圆柱的组合，圆锥面斜度与发动机壳体18圆锥段和制导舱壳体24外壁斜度一致，压簧26固定连接在圆柱形槽的端面。连接筒壳体25内腔为圆锥段处沿径向间隔90°开四个圆柱形光孔，如图7(b)所示，这四个光孔与连接筒壳体25的圆锥形内壁相通，并且当连接筒壳体25与发动机壳体18配合到位时，该四个光孔需与反推发动机壳体18的四个圆柱形光孔对应同轴。

[0048] 如图8所示，弹体的分离机构由反推发动机5、制导组件6和连接筒7组成，其具体包含反推发动机5的各部件、制导组件6、制导舱壳体24、连接筒的各部件以及连接螺柱23。制导舱壳体24与发动机壳体18通过螺纹连接，发动机壳体18与制导舱壳体24插入连接筒壳体25的内部，发动机壳体18与制导舱壳体24的圆锥形外壁与连接筒壳体25的圆锥形内壁贴合，此时连接筒7的压簧26被制导舱壳体24压缩，且发动机壳体18的四个径向圆柱形光孔与连接筒壳体25的四个径向圆柱形光孔对齐。如图9所示，连接螺柱23为一个三段直径不等的圆柱体，上部为三段中直径最大的圆台，配合时压紧于连接筒壳体25；中部为光面圆柱，用于约束连接筒壳体25与发动机壳体18的轴向移动；下部为螺纹面圆柱，其直径小于中部的光面圆柱，用于与发动机壳体18的剪切键的螺纹面内壁配合，使连接筒壳体25与发动机壳体18实现固定。在配合关系上，连接螺柱23插入发动机壳体18和连接筒壳体25的四个径向圆柱形光孔中，其下部螺纹段与发动机壳体18的台阶孔内壁的螺纹面内壁配合，上部圆柱台压紧连接筒壳体25，此时，由连接螺柱23的下端面、密封盖21以及发动机壳体18 的分离药室构成了一个密闭腔体，分离火药22和点火具20的一个点火头置于其中。

[0049] 分离机构的工作原理为：当勤务状态和飞行状态的反向前阶段时，在连接螺柱23的固定下，反推发动机5和制导组件6与连接筒7固定，分离机构处于连接状态。当进入飞行状态的反向段时，点火具20的点火头点燃分离火药22，其产生的燃气使由连接螺柱23的下端面、密封盖21以及反推发动机壳体18的分离药室构成的密闭腔体内压力急剧上升，该压力超过剪切键的应力阈值后剪切键被剪断，此时连接螺柱23失去与发动机壳体18和连接筒壳体25的固定，在燃气压力作用下被推离发动机壳体18和连接筒壳体25；由于连接螺柱23被推出，发动机壳体18和连接筒壳体25失去固定；在此条件下，连接筒壳体25的圆柱槽内的压簧26将弹体前部推离连接筒7，实现分离。

[0050] 飞行发动机8用于在导弹发射后为弹体提供一级增速，在不要求精度发射时，射程

可达到1500m。

[0051] 尾翼组件9设置在弹体的飞行发动机8与发射发动机10之间，由尾杆和尾翼组成，用于稳定弹体飞行姿态及提供离筒转速。

[0052] 发射发动机10设置在弹体尾部，用于将弹体以一定的初速和方向发射出40 毫米火箭筒。40毫米制式火箭弹的发射系统也可用作本实用新型的发射系统，替代发射发动机10。

[0053] 本实施例的整体工作过程如下：

[0054] 工作时，射手进入阵地后依据上级指挥系统的指示利用简易火控装定器模块向弹体平台装定地磁地理基准信息、目标位置信息、气象条件信息、海拔高度信息以及简易火控计算出的射角、射向。完成以上操作后，射手将全备弹装入火箭筒，将火箭筒置于肩上，通过火箭筒观瞄装置将发射角度调整到设定范围，并激活制导组件6，完成惯性导航器件的初始对准。射手将反向弹翼组件1 的弹翼锁定保险15拉出，此时反向弹翼组件1的弹翼张开控制电路16启动；接着射手扣动扳机点燃发射发动机10，发射发动机10点燃后推动弹体加速至预定速度，如图1、图2所示，导弹进入投放阶段向目标对面飞行，此过程中产生的发射过载同时激活弹上热电池和反推发动机5的点火具20，同时反向弹翼组件1的弹翼张开控制电路16的正向过载开关启动；出炮口约0.5s后，热电池正常稳定工作；飞行过程中，制导组件6实时解算弹体的实时位置、姿态等运动状态；当弹体飞行至预定位置后，反推发动机5的点火具20同时引燃反推推进剂19和分离火药22；反推推进剂19被引燃后，产生与弹体飞行方向相反的推力，使弹体减速，而后向与原速度方向相反的方向飞行，导弹进入减速调姿阶段；分离火药22被点燃后，其产生的燃气将连接螺柱23推出，实现弹体前部和后部的分离。当反推发动机5开始工作时，反向弹翼组件1的弹翼张开控制电路16中的反向过载开关感应到反向的加速度，其被启动起来，此时弹翼张开控制电路16向直线电机14发送作用指令信号，直线电机14驱动弹翼锁定环13移动，弹翼12锁定解除，弹翼12张开到位。此时，反向弹翼组件1作为弹体尾部，制导组件6作为弹体头部，弹体以此形态进入反向飞行阶段。弹体在进入反向飞行阶段后，制导组件6继续工作，持续解算出弹体的运动信息；弹上计算机在接收到弹体空间位置信息和姿态测量装置输出的姿态信息后，结合导弹飞行时序生成相应的控制指令；控制指令传输给电动舵机2，当导弹头部方向调整为指向目标时导弹进入攻击阶段，电动舵机2控制弹体沿规划弹道飞行直至击中目标。

[0055] 综上所述，以上仅为本实用新型的较佳实施例而已，并非用于限定本实用新型的保护范围。凡在本实用新型的精神和原则之内，所作的任何修改、等同替换、改进等，均应包含在本实用新型的保护范围之内。

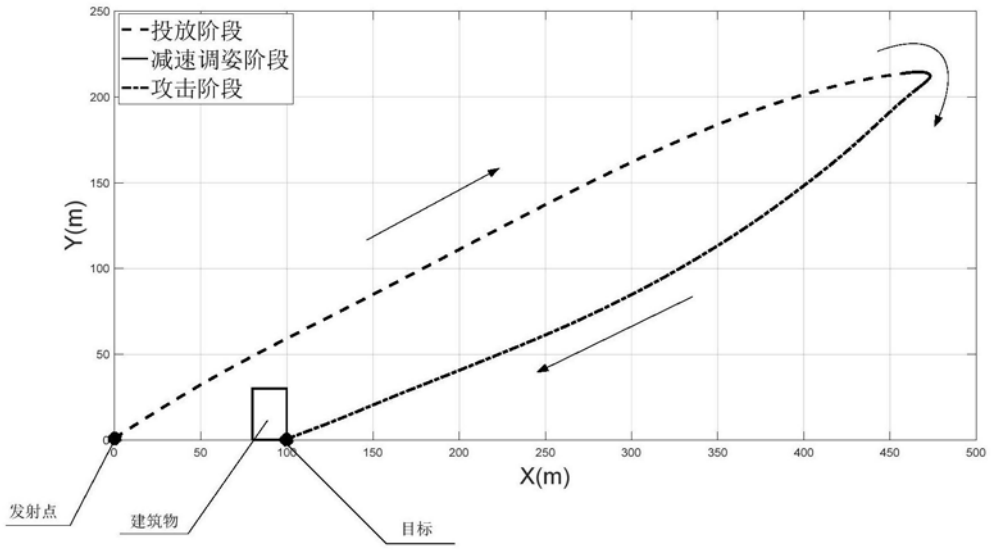

投放阶段
减速调姿阶段
攻击阶段
Y(m)
X(m)
0
50
100
150
200
250
300
350
400
450
500
发射点
建筑物
目标

图1

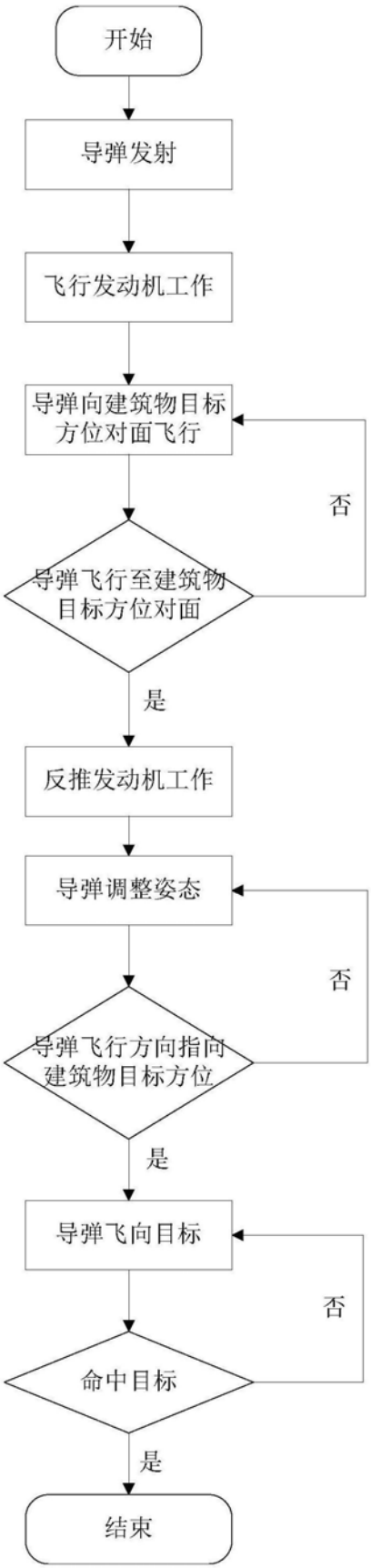

开始
导弹发射
飞行发动机工作
导弹向建筑物目标方位对面飞行
否
导弹飞行至建筑物目标方位对面
是
反推发动机工作
导弹调整姿态
否
导弹飞行方向指向建筑物目标方位
是
导弹飞向目标
否
命中目标
是
结束

图2

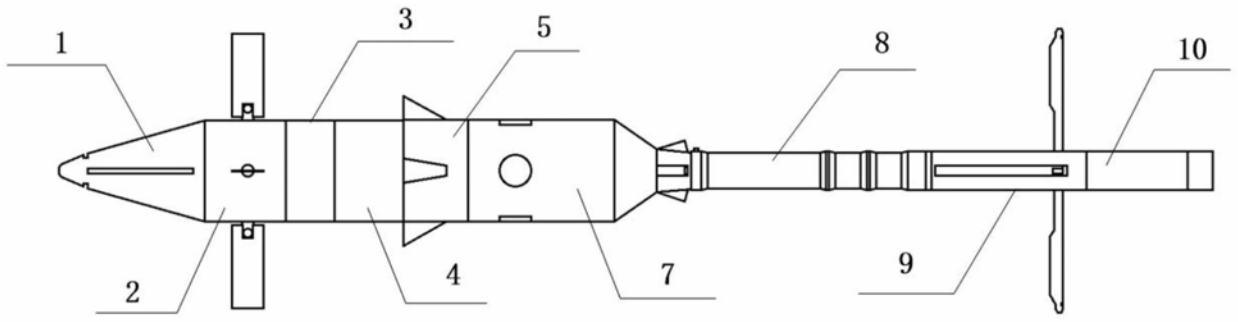


图3

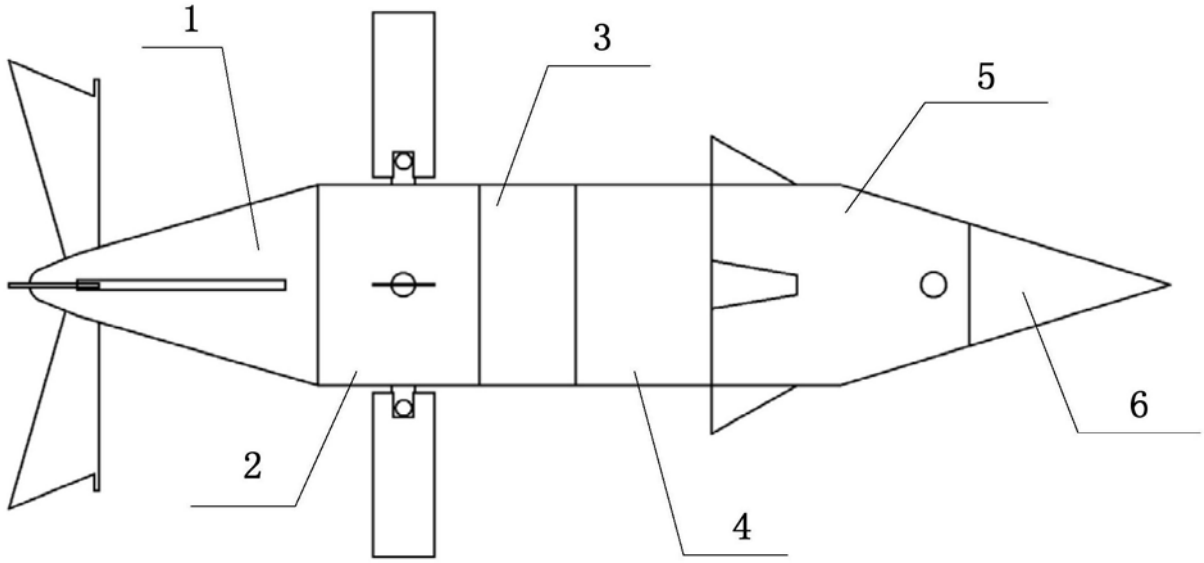


图4

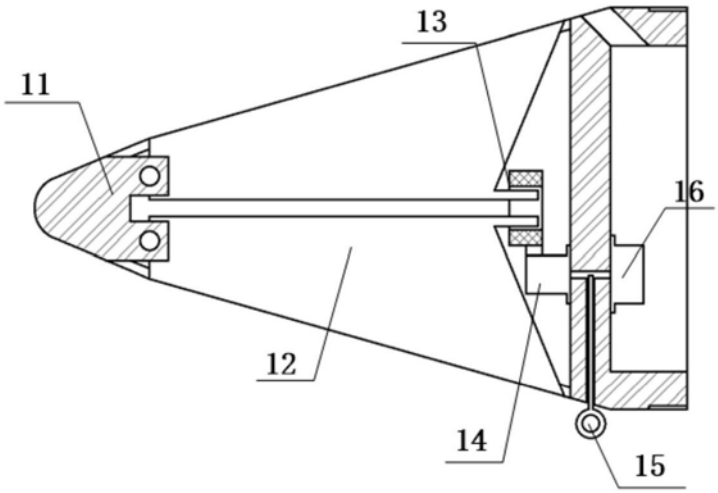


图5(a)

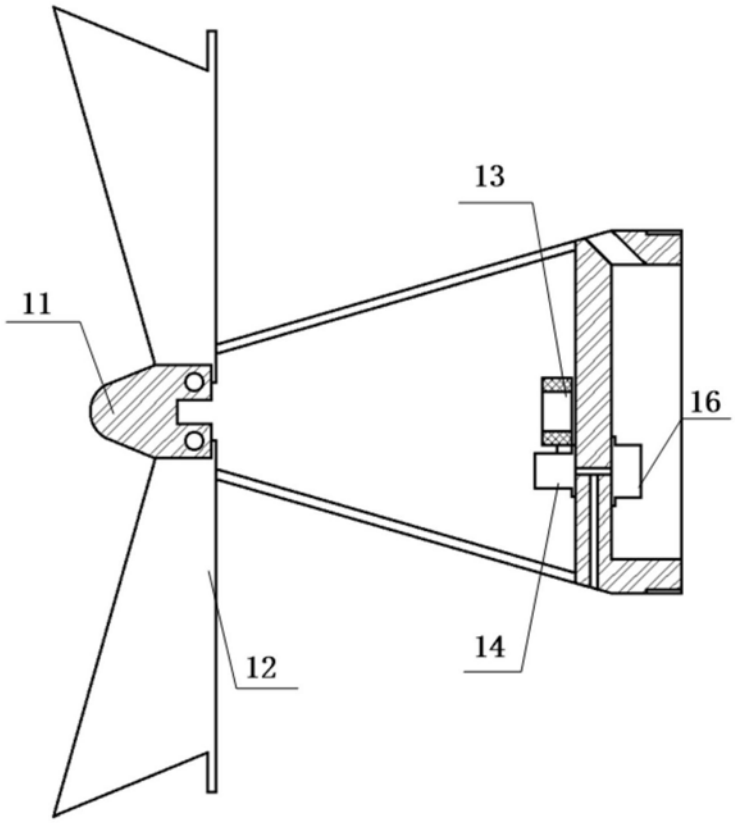


图5(b)

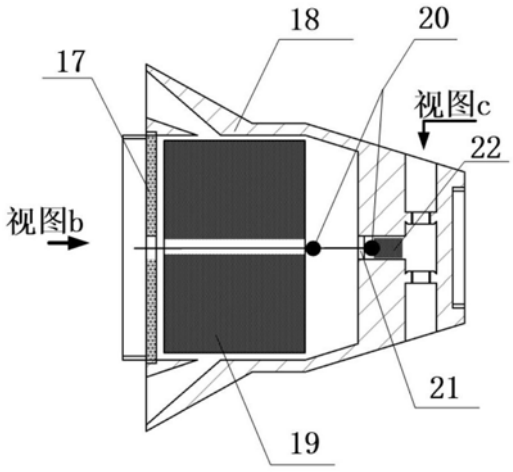


图6(a)

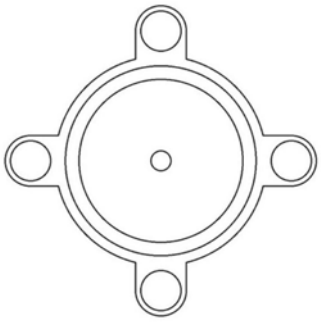


图6(b)

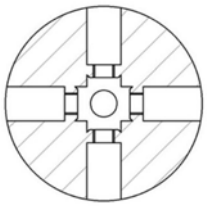


图6(c)

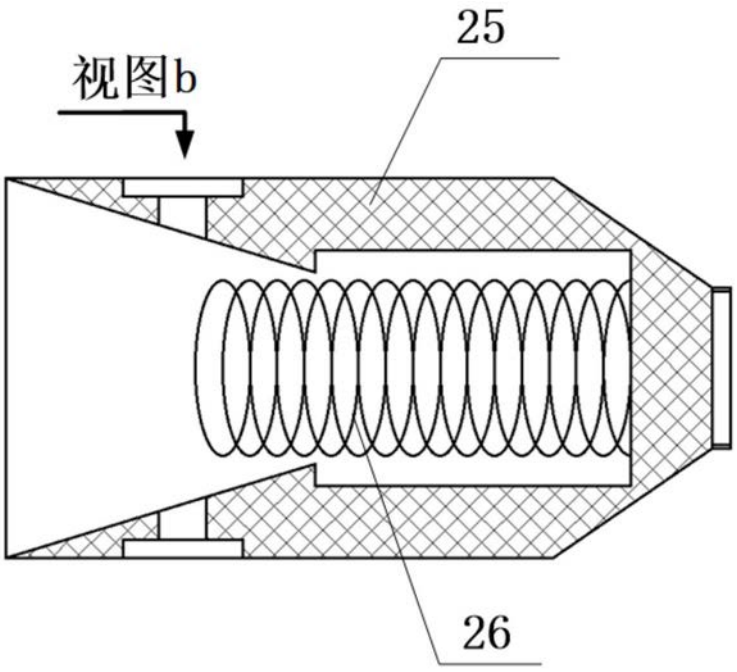


图7(a)

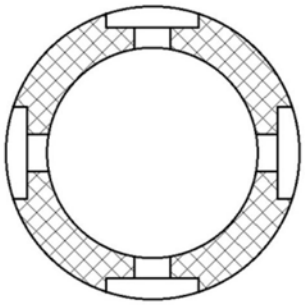


图7(b)

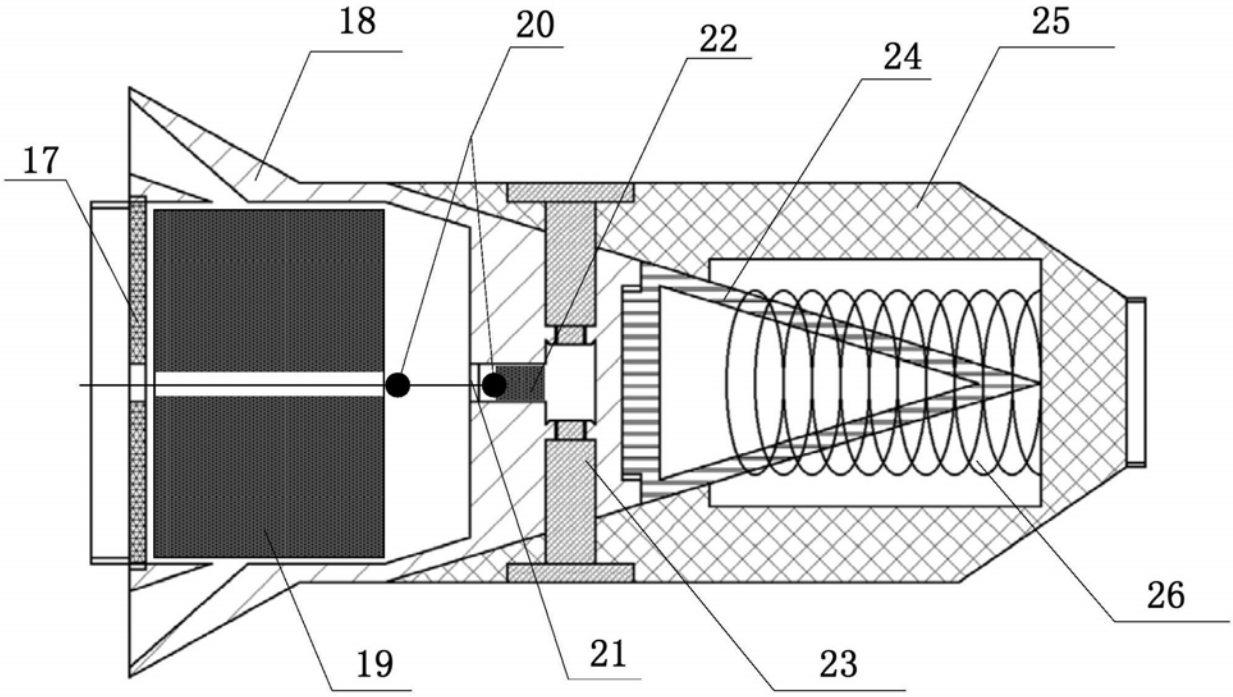


图8

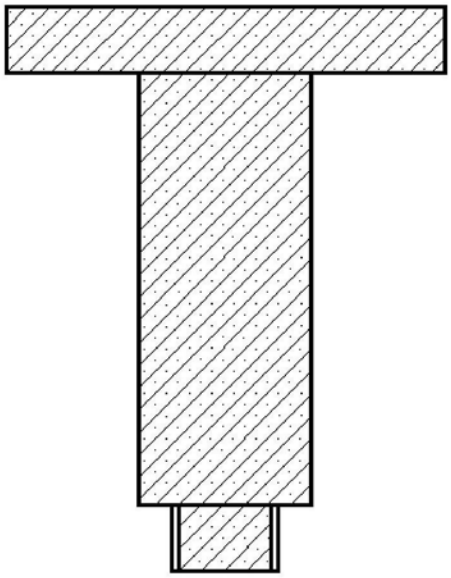


图9