



(12) 实用新型专利

(10) 授权公告号 CN 217686889 U

(45) 授权公告日 2022.10.28

(21) 申请号 202122429818.3

(22) 申请日 2021.10.09

(73) 专利权人 北京恒星箭翔科技有限公司
地址 100161 北京市丰台区万丰路318号院
3号楼1层1041室

(72) 发明人 于剑桥 蒋军 李世鹏

(74) 专利代理机构 北京理工大学专利中心
11120
专利代理师 杨潇

(51) Int. Cl.

F42B 15/01 (2006.01)

F42B 10/02 (2006.01)

(ESM) 同样的发明创造已同日申请发明专利

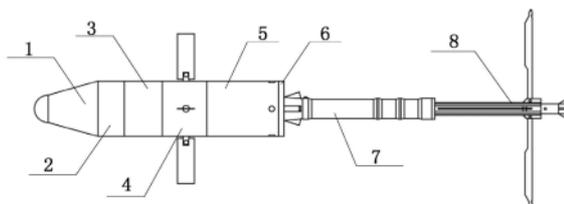
权利要求书1页 说明书4页 附图3页

(54) 实用新型名称

一种40mm火箭筒用可分离式制导火箭弹

(57) 摘要

本实用新型公开了一种40mm火箭筒用可分离式制导火箭弹,采用直喷管增程发动机,并在直喷管增程发动机和其后部助推发动机之间安装分离机构,使助推发动机以及发射系统在工作结束后与前部弹体分离,避免了直喷管增程发动机工作时喷流作用在尾翼上产生的不利影响,而且分离后直喷管增程发动机的直喷管喷口露出,不影响直喷管增程发动机产生推力,同时直喷管增程发动机的方案有效提高了发动机推力利用效率,在保证火箭弹飞行稳定性的基础上使火箭弹具备对远射程上移动和静止目标的精确打击和压制能力。



1. 一种40mm火箭筒用可分离式制导火箭弹,其特征在于,所述制导火箭弹包括制导舱、控制舱、战斗部、执行机构、直喷管增程发动机、分离机构、助推发动机以及发射系统;

制导舱设置在制导火箭弹头部,制导舱、控制舱、战斗部、执行机构、直喷管增程发动机、分离机构、助推发动机以及发射系统顺次连接构成制导火箭弹;

所述发射系统为火箭弹提供初始动力,助推发动机用于火箭弹飞离发射筒口后的增速,所述助推发动机工作结束后,通过分离机构使制导火箭弹前部与后部分离,直喷管增程发动机继续为火箭弹提供飞行动力;所述制导舱与控制舱通信,将不同制导信息传递给控制舱,控制舱与执行机构通信,将生成的轨迹修正控制指令发送给执行机构,所述执行机构用于根据所述控制指令执行动作使火箭弹飞行直至击中目标。

2. 如权利要求1所述的40mm火箭筒用可分离式制导火箭弹,其特征在于,所述直喷管增程发动机包括发动机壳体、点火具、推进剂和隔热层;

发动机壳体为圆柱形腔体,一端封闭,另一端端面上设有喇叭状开口,大端朝后作为发动机喷管,开口的方向与发动机壳体轴线方向一致;所述推进剂设置在发动机壳体内部,一端与点火具相连,另一端通过隔热层与发动机壳体开口端内壁面接触;隔热层中间开有通孔,与喇叭状开口连通;发动机壳体另一端端部伸出喇叭状开口大端所在平面,伸出端内壁面上沿径向设有阶梯型通孔。

3. 如权利要求1所述的40mm火箭筒用可分离式制导火箭弹,其特征在于,所述分离机构包括分离机构壳体、压簧、推板和爆炸螺栓;

所述分离机构壳体为一端开放的圆柱形腔体,腔体内壁面上沿周向均布若干螺纹孔,用于通过爆炸螺栓与直喷管增程发动机连接;推板通过压簧固定在分离机构壳体封闭端;爆炸螺栓用于连接分离机构与直喷管增程发动机;

当分离机构与直喷管增程发动机固连时,压簧被压缩,推板将直喷管增程发动机喷管出口封闭;当爆炸螺栓作用,分离机构与直喷管增程发动机分离,压簧恢复原长度,带动推板将分离机构推离直喷管增程发动机。

4. 如权利要求2所述的40mm火箭筒用可分离式制导火箭弹,其特征在于,所述分离机构包括分离机构壳体、压簧、推板和爆炸螺栓;

所述分离机构壳体为一端开放的圆柱形腔体,腔体内壁面上沿周向均布若干螺纹孔,且与所述阶梯型通孔位置对应;推板通过压簧固定在分离机构壳体封闭端;爆炸螺栓用于径向安装在所述阶梯型通孔及螺纹孔中,连接分离机构与直喷管增程发动机;

当分离机构与直喷管增程发动机固连时,压簧被压缩,推板将直喷管增程发动机喇叭状开口封闭;当爆炸螺栓作用,分离机构与直喷管增程发动机分离,压簧恢复原长度,带动推板将分离机构推离直喷管增程发动机。

5. 如权利要求1所述的40mm火箭筒用可分离式制导火箭弹,其特征在于,所述执行机构采用电动舵机、脉冲发动机、一维修正组件或二维修正组件。

6. 如权利要求1所述的40mm火箭筒用可分离式制导火箭弹,其特征在于,所述制导舱采用激光半主动导引头、红外导引头、图像导引头、卫星接收机或惯性制导组件。

7. 如权利要求1所述的40mm火箭筒用可分离式制导火箭弹,其特征在于,所述发射系统采用装有发射药的尾翼尾杆组件或发射发动机。

一种40mm火箭筒用可分离式制导火箭弹

技术领域

[0001] 本实用新型涉及制导火箭弹技术领域,具体涉及一种40mm火箭筒用可分离式制导火箭弹。

背景技术

[0002] 40mm单兵火箭筒是一种步兵近距反人员、坦克、装甲和工事的常规攻坚武器平台,由于其成本低、质量轻、操作简单、携行方便的特点而倍受青睐,目前仍然被各国大量装备和使用,总装备量达到百万门以上。但是该平台目前定型装备的弹药均为无控火箭弹,在散布精度CEP(圆概率误差)为0.45m的条件下,对静止目标的射程最远仅为300m,即使不要求命中精度,火箭弹的飞行距离也只有1500m左右。这极大地限制了40mm火箭筒平台远距离作战的效能。

[0003] 为了提高40毫米火箭弹的射程,可通过安装增程发动机的方法来实现。由于40毫米火箭筒发射口径限制,增程发动机若需要安装在超口径部位才能保证具有足够的总冲。在这种安装位置下,由于增程发动机后部还有40毫米助推发动机和尾翼尾杆等结构,为了使增程发动机能够产生推动火箭弹飞行的推力,因此增程发动机的喷管需要设计成斜置的。但是,这种设计方案又会带来另一个问题:由于加工和安装误差,火箭弹的尾翼往往是不对称的,在增程发动机工作时,喷管喷出的高速燃气会在不对称的尾翼上产生气动力,使火箭弹产生圆锥运动,圆锥运动会对火箭弹的飞行造成三方面的影响,一是增大火箭弹飞行阻力;二是将降低程发动机推力对火箭弹速度方向上的分力,使增程发动机的增速作用降低;三是会降低火箭弹飞行稳定性。其中前两个方面的影响会降低增程发动机的增程效果,最后一个方面的影响甚至会引起火箭弹失稳。

[0004] 为了提高40毫米火箭筒用弹药的作战效能,解决增程发动机在火箭弹上的应用难题,需要提出一种40毫米火箭筒用可分离式制导火箭弹。

实用新型内容

[0005] 有鉴于此,本实用新型提供了一种40mm火箭筒用可分离式制导火箭弹,不影响增程发动机产生推力,同时避免了增程发动机工作时喷流作用在尾翼上产生的不利影响,在保证火箭弹飞行稳定性的基础上使火箭弹具备对远射程上移动和静止目标的精确打击和压制能力。

[0006] 本实用新型采用的技术方案如下:

[0007] 一种40mm火箭筒用可分离式制导火箭弹,所述制导火箭弹包括制导舱、控制舱、战斗部、执行机构、直喷管增程发动机、分离机构、助推发动机以及发射系统;

[0008] 制导舱设置在制导火箭弹头部,制导舱、控制舱、战斗部、执行机构、直喷管增程发动机、分离机构、助推发动机以及发射系统顺次连接构成制导火箭弹;

[0009] 所述发射系统为火箭弹提供初始动力,助推发动机用于火箭弹飞离发射筒口后的增速,所述助推发动机工作结束后,通过分离机构使制导火箭弹前部与后部分离,直喷管增

程发动机继续为火箭弹提供飞行动力;所述制导舱与控制舱通信,将不同制导信息传递给控制舱,控制舱与执行机构通信,将生成的轨迹修正控制指令发送给执行机构,所述执行机构用于根据所述控制指令执行动作使火箭弹飞行直至击中目标。

[0010] 进一步地,所述直喷管增程发动机包括发动机壳体、点火具、推进剂和隔热层;

[0011] 发动机壳体为圆柱形腔体,一端封闭,另一端端面上设有喇叭状开口,大端朝后作为发动机喷管,开口的方向与发动机壳体轴线方向一致;所述推进剂设置在发动机壳体内,一端与点火具相连,另一端通过隔热层与发动机壳体开口端内壁面接触;隔热层中间开有通孔,与喇叭状开口连通;发动机壳体另一端端部伸出喇叭状开口大端所在平面,伸出端内壁面上沿径向设有阶梯型通孔。

[0012] 进一步地,所述分离机构包括分离机构壳体、压簧、推板和爆炸螺栓;

[0013] 所述分离机构壳体为一端开放的圆柱形腔体,腔体内壁上沿周向均布若干螺纹孔,用于通过爆炸螺栓与直喷管增程发动机连接;推板通过压簧固定在分离机构壳体封闭端;爆炸螺栓用于连接分离机构与直喷管增程发动机;

[0014] 当分离机构与直喷管增程发动机固连时,压簧被压缩,推板将直喷管增程发动机喷管出口封闭;当爆炸螺栓作用,分离机构与直喷管增程发动机分离,压簧恢复原长度,带动推板将分离机构推离直喷管增程发动机。

[0015] 进一步地,所述分离机构包括分离机构壳体、压簧、推板和爆炸螺栓;

[0016] 所述分离机构壳体为一端开放的圆柱形腔体,腔体内壁上沿周向均布若干螺纹孔,且与所述阶梯型通孔位置对应;推板通过压簧固定在分离机构壳体封闭端;爆炸螺栓用于径向安装在所述阶梯型通孔及螺纹孔中,连接分离机构与直喷管增程发动机;

[0017] 当分离机构与直喷管增程发动机固连时,压簧被压缩,推板将直喷管增程发动机喇叭状开口封闭;当爆炸螺栓作用,分离机构与直喷管增程发动机分离,压簧恢复原长度,带动推板将分离机构推离直喷管增程发动机。

[0018] 进一步地,所述执行机构采用电动舵机、脉冲发动机、一维修正组件或二维修正组件。

[0019] 进一步地,所述制导舱采用激光半主动导引头、红外导引头、图像导引头、卫星接收机或惯性制导组件。

[0020] 进一步地,所述发射系统采用装有发射药的尾翼尾杆组件或发射发动机。

[0021] 有益效果:

[0022] 1、本实用新型采用直喷管增程发动机,并在直喷管增程发动机和其后部助推发动机之间安装分离机构,使40毫米直径部分的发射系统和助推发动机在工作结束后与前部弹体分离,避免了直喷管增程发动机工作时喷流作用在尾翼上产生的不利影响,减小了制导段火箭弹的重量,使得火箭弹在相同的控制力下具有更大的法向加速度,提高了火箭弹的机动性;分离后直喷管增程发动机的直喷管喷口露出,不影响直喷管增程发动机产生推力,同时直喷管的方案有效提高了发动机推力利用效率,在保证火箭弹飞行稳定性的基础上使火箭弹具备对远射程上移动和静止目标的精确打击和压制能力。

[0023] 其次,本实用新型通过采用直喷管增程发动机、控制舱及执行机构,提高了40毫米火箭弹的射程和命中精度,增强了其作战效能;

[0024] 2、本实用新型分离机构结构简单,易于实现制导火箭弹前部与后部的分离。

附图说明

[0025] 图1为本实用新型的总体结构示意图；

[0026] 图2为本实用新型直喷管增程发动机结构示意图；

[0027] 图3(a)、图3(b)分别为分离机构处于压缩状态、恢复状态的结构示意图；

[0028] 图4为分离机构与直喷管增程发动机连接示意图。

[0029] 其中,1-制导舱,2-控制舱,3-战斗部,4-电动舵机,5-直喷管增程发动机,6-分离机构,7-助推发动机,8-尾翼尾杆组件,9-发动机壳体,10-点火具,11-推进剂,12-隔热层,13-爆炸螺栓,14-分离机构壳体,15-压簧,16-推板。

具体实施方式

[0030] 下面结合附图并举实施例,对本实用新型进行详细描述。

[0031] 本实用新型提供了一种40mm火箭筒用可分离式制导火箭弹,如图1所示,制导火箭弹包括制导舱1、控制舱2、战斗部3、执行机构、直喷管增程发动机5、分离机构6、助推发动机7以及发射系统;制导舱1设置在制导火箭弹头部,制导舱1、控制舱2、战斗部3、执行机构、直喷管增程发动机5、分离机构6、助推发动机7以及发射系统顺次连接构成制导火箭弹。

[0032] 制导舱1采用激光半主动导引头作为制导部件,安装在制导火箭弹头部。在火箭弹飞行过程中,地面的激光发射器发射激光照射目标,制导舱1的激光半主动导引头接收到由目标散射的激光信号后生成弹目视线角偏差信号,实时发送给控制舱2。制导舱1除采用激光半主动导引外,还可采用红外导引头、图像导引头、卫星接收机、惯性制导组件等制导组件代替。

[0033] 控制舱2由无线装定接收模块、姿态测量装置、飞行控制计算机及电源组成。其中无线装定接收模块用于射击前接收导引头码率、海拔高度信息、气象条件信息以及射向等信息。姿态测量装置中集成有惯性器件及地磁元件,能够测量出制导火箭弹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。飞行控制计算机进行平台工作流程管理,并根据接收到的卫星定位装置信息和姿态测量装置信息进行解算,规划飞行弹道、生成控制指令,将生成控制指令发送给电动舵机4。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。

[0034] 战斗部3由安保机构、导爆管和战斗部本体组成。

[0035] 本实施例中执行机构采用电动舵机4,电动舵机4由舵片、传动机构、电机、驱动器组成,接收控制舱2给出的控制器指令产生控制力和控制力矩,从而使得火箭弹按照预先设定的弹道进行飞行。执行机构除电动舵机4外,还可采用脉冲发动机、一维修正组件和二维修正组件代替。

[0036] 增程发动机采用直喷管方案,用于为制导火箭弹提供增程所需推力。如图2所示,直喷管增程发动机5包括发动机壳体9、点火具10、推进剂11和隔热层12。

[0037] 发动机壳体9为圆柱形腔体,一端封闭,另一端端面上设有喇叭状开口,大端朝后作为发动机喷管,开口的方向与发动机壳体9轴线方向一致;推进剂11设置在发动机壳体9内部,一端与点火具10相连,另一端通过隔热层12与发动机壳体9开口端内壁面接触,防止发动机壳体9下端面在高温下变形或破坏;推进剂11在燃烧时会产生大量燃气,燃气从发动机壳体9的喷管口喷出,产生推动火箭弹飞行的推力。隔热层12中间开有通孔,与喇叭状开

口连通,用于使推进剂11燃烧产生的燃气通过;发动机壳体9另一端端部伸出喇叭状开口大端所在平面,伸出端内壁面上沿径向设有阶梯型通孔,该阶梯型通孔为光孔。

[0038] 分离机构6包括分离机构壳体14、压簧15、推板16和爆炸螺栓13;爆炸螺栓13为阶梯状圆柱体,小径段的外圆周一部分为光面,与发动机壳体9上的阶梯型通孔配合,一部分为螺纹面,与分离机构壳体14螺纹连接;爆炸螺栓13内部中空,用于放置火药。

[0039] 分离机构壳体14为一端开放的圆柱形腔体,腔体内壁面上沿周向均布若干螺纹孔,用于通过爆炸螺栓13与直喷管增程发动机5连接;如图4所示,推板16通过压簧15固定在分离机构壳体14封闭端;爆炸螺栓13用于连接分离机构6与直喷管增程发动机5。

[0040] 如图3(a)、图3(b)所示,当分离机构6与直喷管增程发动机5固连时,压簧15被压缩,推板16将直喷管增程发动机5喷管出口封闭;当爆炸螺栓13作用,分离机构6与直喷管增程发动机5分离,压簧15恢复原长度,带动推板16将分离机构6推离直喷管增程发动机5,使火箭弹前部与后部分离。

[0041] 本实施例中,发射系统采用装有发射药的尾翼尾杆组件8。尾翼尾杆组件8设置在火箭弹尾部,由尾杆、发射药和尾翼组成,用于火箭弹的发射及保证发射后至分离前飞行段的稳定性。发射系统除采用装有发射药的尾翼尾杆组件8外,还可采用发射发动机进行发射。

[0042] 本实施例的工作过程如下:

[0043] 在发射前,制导火箭弹的前部和后部未分离,直喷管增程发动机5和分离机构6通过爆炸螺栓13固连,压簧15被压缩,推板16顶住增程发动机壳体9的下端面。

[0044] 工作时,射手进入阵地后依据上级指挥系统的指示或采用前观瞄设备确定目标状态后,射手将制导火箭弹装入40毫米火箭筒,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。尾翼尾杆组件8为火箭弹提供初始动力,射手扣动扳机点燃尾翼尾杆组件8中的发射药,发射药点燃后推动火箭弹加速至预定速度,此过程中产生的发射过载同时激活控制舱2中的热电池,热电池正常稳定工作后,开始给火箭弹上各电气部件供电;助推发动机7在火箭弹飞离发射筒口一段时间后开始工作,继续为火箭弹增速。

[0045] 当助推发动机7工作结束后,控制舱2中的飞行控制计算机输出分离指令,分离机构6中的爆炸螺栓13作用,分离机构壳体14与发动机壳体9之间不再固连,压簧15恢复原长度,推板16将分离机构6推离直喷管增程发动机5,使火箭弹前部与后部分离。

[0046] 当火箭弹的前部与后部分离之后,控制舱2中的飞行控制计算机根据设定的时序输出直喷管增程发动机5点火信号,直喷管增程发动机5中点火具10作用,将推进剂11点燃,推进剂11燃烧产生燃气从发动机壳体9喷管口中喷出,产生推力,为火箭弹增速增程。

[0047] 地面的激光照射器向目标发射,制导舱1的激光半主动导引头接收到目标散射的激光信号,并解算出弹目视线角偏差输出给控制舱2中的飞行控制计算机;飞行控制计算机在接收到弹目视线角偏差信号和姿态测量装置输出的姿态信息后,生成轨迹修正控制指令;控制舱2与电动舵机4通信,将轨迹修正控制指令传输给电动舵机4,控制火箭弹沿规划弹道飞行直至击中目标。

[0048] 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。

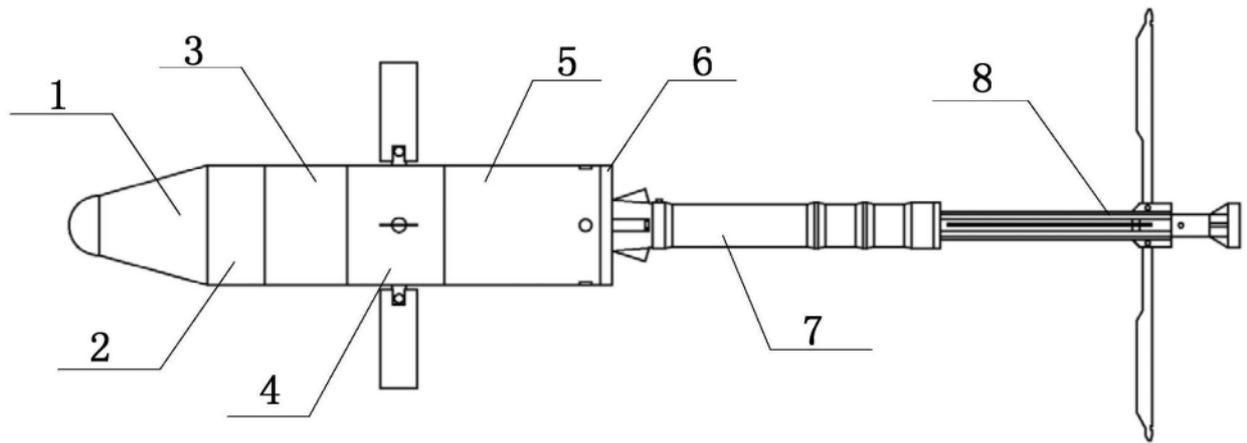


图1

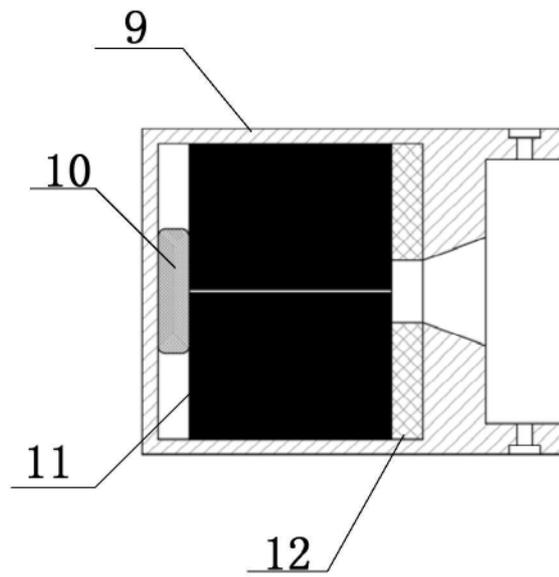


图2

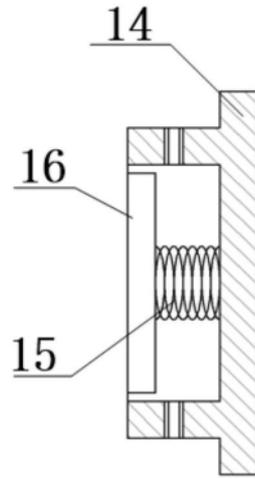


图3 (a)

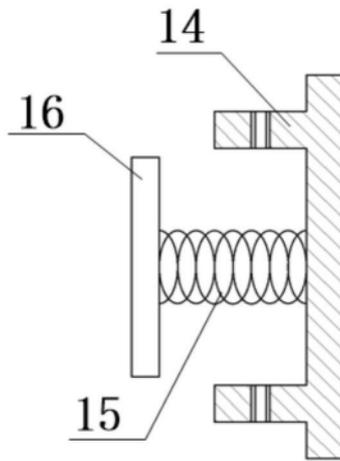


图3 (b)

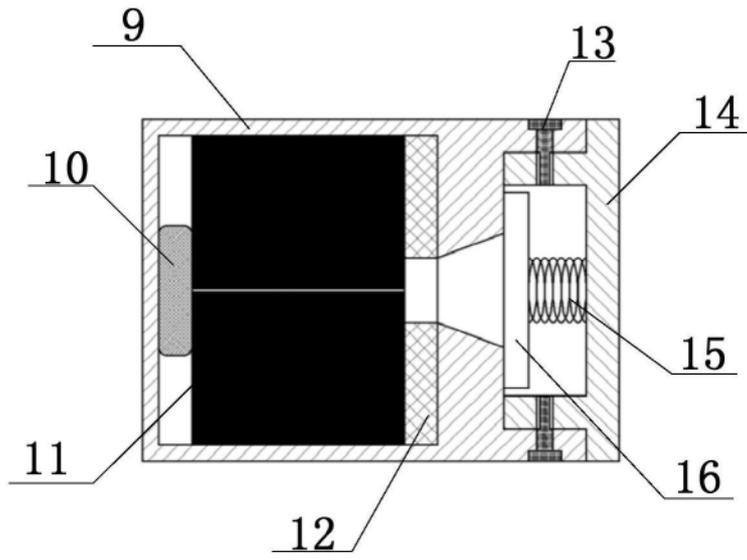


图4