



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 118009814 A

(43) 申请公布日 2024. 05. 10

(21) 申请号 202410264063.1

(22) 申请日 2024.03.08

(71) 申请人 西北工业集团有限公司

地址 710043 陕西省西安市未央区经开区
泾渭新城泾高北路中段29号

(72) 发明人 田金艳 黄鹏 陈磊 陈嘉瑶
韦凯鹤 樊菲 张博 贺飞 张婧
马成斌 朱林林 毛梦娜

(74) 专利代理机构 中国兵器工业集团公司专利
中心 11011
专利代理师 韩冰

(51) Int. Cl.
F42B 10/14 (2006.01)

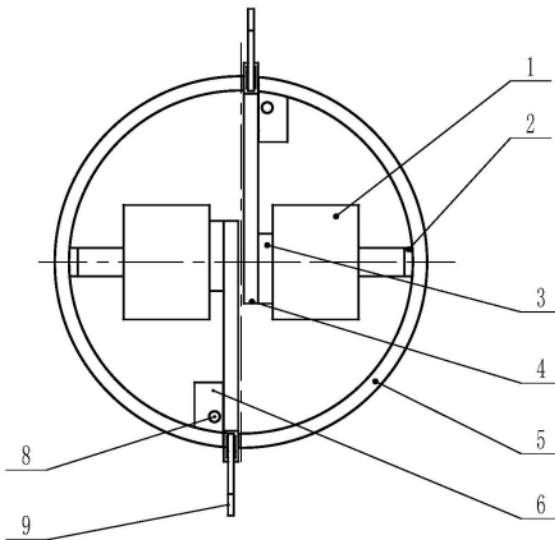
权利要求书1页 说明书2页 附图2页

(54) 发明名称

一种高强度、轻量化、后掠角可调的弹翼机构

(57) 摘要

本发明属于制导弹药飞行器技术领域,公开了一种高强度、轻量化、后掠角可调的弹翼机构,包括两组沿着舱体(5)轴线旋转对称设置的弹翼组件;所述舱体(5)上旋转对称设置有两组导轨(6)。本发明结构简单紧凑、占用空间小;展开机构定位准确,展开冲击性小,对弹身干扰小,传动平稳且高效;弹翼展开后掠角度可调节,进而适应不同飞行工况。



1. 一种高强度、轻量化、后掠角可调的弹翼机构,其特征在于,包括两组沿着舱体(5)轴线旋转对称设置的弹翼组件;所述舱体(5)上旋转对称设置有两组导轨(6);

每组弹翼组件包括电机(1)、曲柄(3)、连杆(4)、滑块(7)、伸缩杆(8)和弹翼(9);所述电机(1)固定设置在舱体内部;曲柄(3)的一端与电机(1)的输出轴固定连接,另一端与连杆(4)一端连接,连杆(4)另一端与滑块(7)连接,滑块(7)与相应的导轨(6)滑动连接;滑块(7)的底部设置有一凹孔,所述伸缩杆(8)设置在滑块(7)的一侧,伸缩杆(8)的一端与舱体相对固定,另一端为伸缩端与滑块(7)底部的凹孔配合;连杆(4)另一端的端部与弹翼(9)固定连接。

2. 根据权利要求1所述的高强度、轻量化、后掠角可调的弹翼机构,其特征在于,所述伸缩杆(8)为电动伸缩杆。

3. 根据权利要求1所述的高强度、轻量化、后掠角可调的弹翼机构,其特征在于,所述导轨处的舱体上设置有长槽。

4. 根据权利要求1所述的高强度、轻量化、后掠角可调的弹翼机构,其特征在于,电机(1)通过电机座(2)固接于舱体内部。

一种高强度、轻量化、后掠角可调的弹翼机构

技术领域

[0001] 本发明属于制导弹药飞行器技术领域,尤其涉及一种高强度、轻量化、后掠角可调的弹翼机构。

背景技术

[0002] 针对导弹作战环境及性能,综合考量运输贮存、以及作战发射的工况,小型化、轻量化作为一种发展趋势。换言之,减少导弹的横向尺寸,会增加导弹的储存空间、增加运输能力,提高作战能力。

[0003] 为满足此需求,多采用折叠弹翼机构,且表现为弹翼一次性张开,但无法满足多种复杂工况下的飞行,导致强度低等问题。通常将两侧弹翼对称布置,所占用的空间位置较大,导致整个弹体结构尺寸也较大,增加贮存运输等成本,降低作战能力。除此以外,目前国内导弹折叠弹翼机构存在展开瞬间冲击大,可能对弹体造成较大的干扰,甚至可能破坏锁定机构,从而造成弹翼展开后无法锁紧,造成严重影响等。

发明内容

[0004] 本发明要解决的技术问题是:导弹弹翼机构占用空间大、展开时间太过迅速、冲击大、无法适应多工况下飞行的问题。

[0005] 为解决上述技术问题,本发明的具体技术方案如下:

[0006] 一种高强度、轻量化、后掠角可调的弹翼机构,包括两组沿着舱体5轴线旋转对称设置的弹翼组件;所述舱体5上旋转对称设置有两组导轨6;每组弹翼组件包括电机1、曲柄3、连杆4、滑块7、伸缩杆8和弹翼9;所述电机1固定设置在舱体内部;曲柄3的一端与电机1的输出轴固定连接,另一端与连杆4一端连接,连杆4另一端与滑块7连接,滑块7与相应的导轨6滑动连接;滑块7的底部设置有一凹孔,所述伸缩杆8设置在滑块7的一侧,伸缩杆8的一端与舱体相对固定,另一端为伸缩端与滑块7底部的凹孔配合;连杆4另一端的端部与弹翼9固定连接。

[0007] 进一步,所述伸缩杆8为电动伸缩杆。

[0008] 进一步,所述导轨处的舱体上设置有长槽。

[0009] 进一步,电机1通过电机座2固接于舱体内部。

[0010] 本发明具有以下优点:

[0011] 1、结构简单紧凑、占用空间小;

[0012] 2、展开机构定位准确,展开冲击性小,对弹身干扰小,传动平稳且高效;

[0013] 3、弹翼展开后掠角度可调节,进而适应不同飞行工况。

附图说明

[0014] 图1为本发明弹翼机构的俯视图;

[0015] 图2为本发明弹翼机构的全剖视图;

[0016] 图3为本发明弹翼展开的任意位置图；

[0017] 图4为本发明弹翼机构的收缩状态图。

具体实施方式

[0018] 为了更好地了解本发明的目的、结构及功能,下面结合附图,对本发明做进一步详细的描述。

[0019] 如图1所示,本发明的一种高强度、轻量化、后掠角可调的弹翼机构。具体包括:电机1、电机座2、曲柄3、连杆4、舱体5、导轨6、滑块7、伸缩杆8、弹翼9。

[0020] 如图2,电机1通过电机座2固接于舱体内部,电机1转轴与曲柄3固定连接,曲柄另一端与连杆4转动连接,连杆4另一端与滑块7转动连接,且连杆4的尾部与弹翼9镶嵌连接。舱体5内部固接有导轨6,滑块7在导轨6内移动连接,且滑块7下表面有一凹孔,用于伸缩杆8顶部插入此凹孔后自锁,进而锁紧滑块7,结合电机1自锁,实现弹翼机构的锁紧。

[0021] 所述导轨处的舱体上设置有长槽,用于避免弹翼与舱体发生干涉。

[0022] 装配阶段,弹翼9处于收缩状态,如图4,滑块7处于下极限位置,装入弹筒。发射状态,弹翼机构随全弹出筒,电机1接收信号,开始正转,带动曲柄3、连杆4以及滑块7运动,带动弹翼9开始展开。飞行状态,调整电机1正反转,控制弹翼9展开后掠角度,适应不同的飞行工况,如图3弹翼展开在任意位置;锁紧状态,电机1转动待弹翼9张开相应角度自锁,同时伸缩杆8自锁,实现整个弹翼机构的锁紧。

[0023] 工作过程:外围设备发出信号,传输至电机,电机转动带动曲柄运动,进而带动连杆摆动,同时带动滑块在导轨内移动,带动弹翼展开到位,电机自锁,同时伸缩杆接受信号自锁,进而锁紧滑块,进而达到弹翼展开后锁紧效果。电机可实现正反转,带动整个弹翼机构实现展开和收缩至任意位置,并通过电信号控制电机和伸缩杆自锁,实现弹翼展开后掠角度的调节,进而适应不同工况下的飞行。

[0024] 虽然结合了附图描述了本发明的实施方式,但是对于本领域技术人员来说,在不脱离本发明原理的前提下,还可以做出若干变形和改进,这些也应视为属于本发明的保护范围。

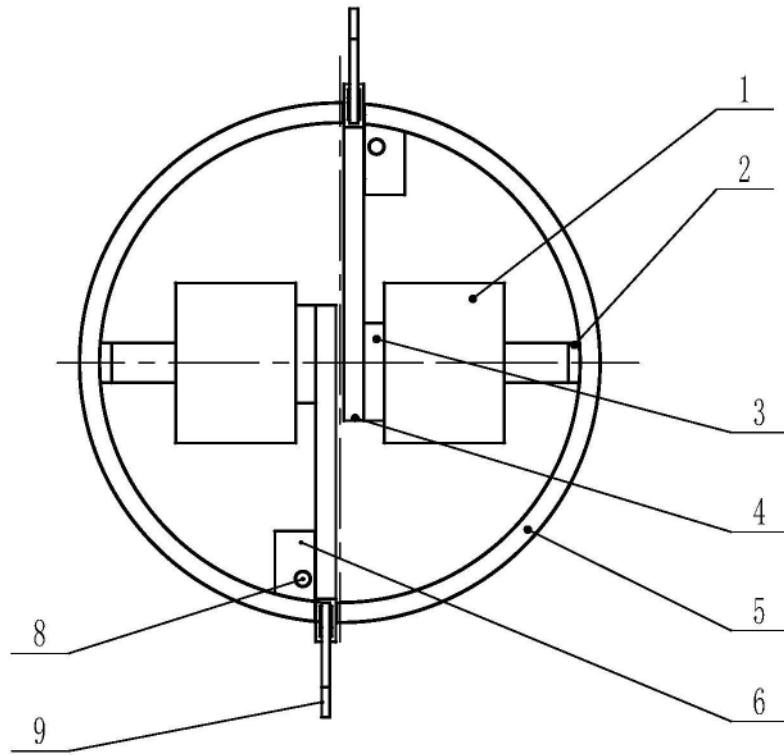


图1

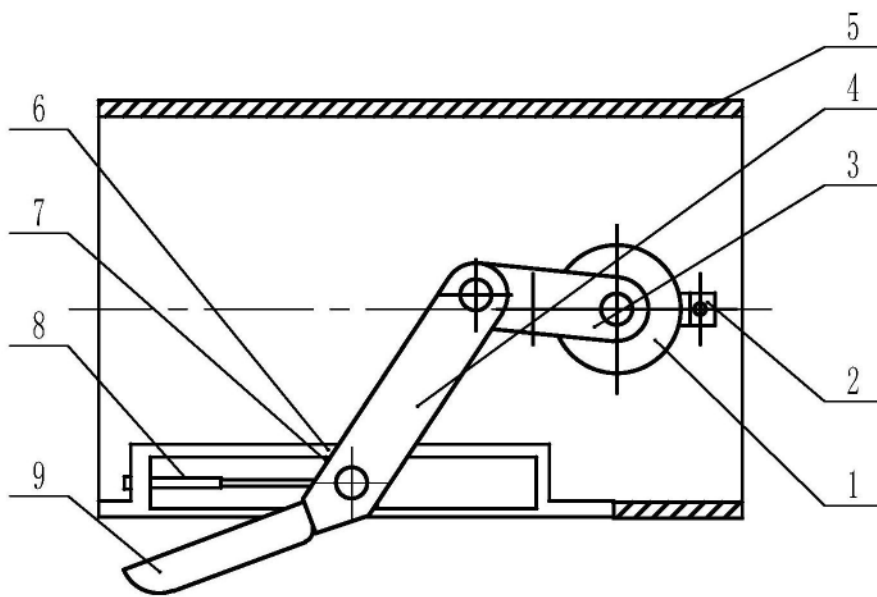


图2

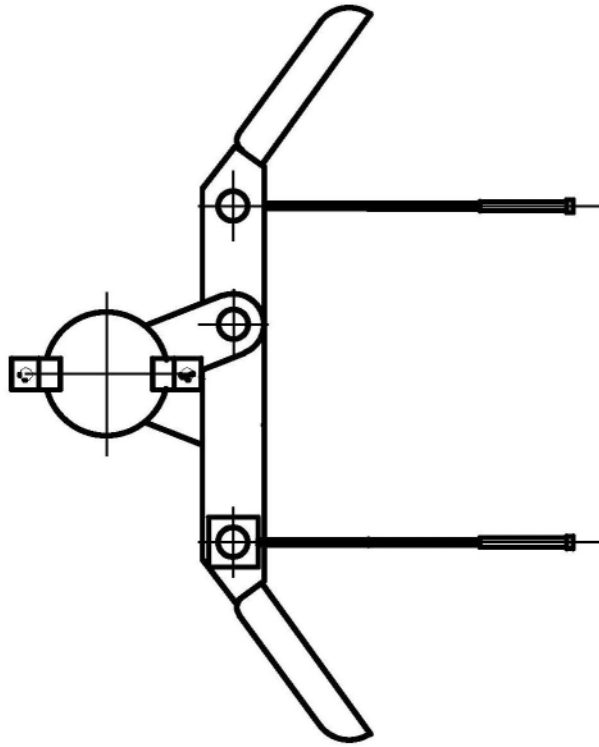


图3

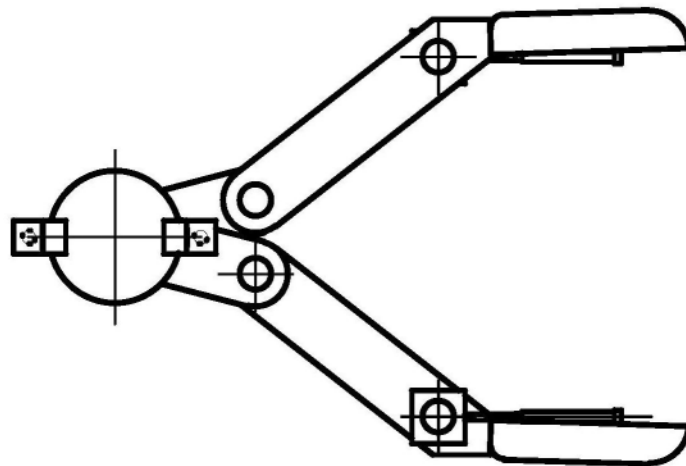


图4