



## (12) 实用新型专利

(10) 授权公告号 CN 203473238 U

(45) 授权公告日 2014.03.12

(21) 申请号 201320303683.9

(ESM) 同样的发明创造已同日申请发明专利

(22) 申请日 2013.05.30

(73) 专利权人 江西洪都航空工业集团有限责任公司

地址 330000 江西省南昌市新溪桥 5001 信  
箱 460 分箱

(72)发明人 梁可人 蒋若冰 王再玉 黄海龙  
毛端华 刘慧慧 孙启星 杨皖

(74) 专利代理机构 南昌新天下专利商标代理有限公司 36115

代理人 施秀瑾

(51) Int. Cl.

*B64C 13/24* (2006.01)

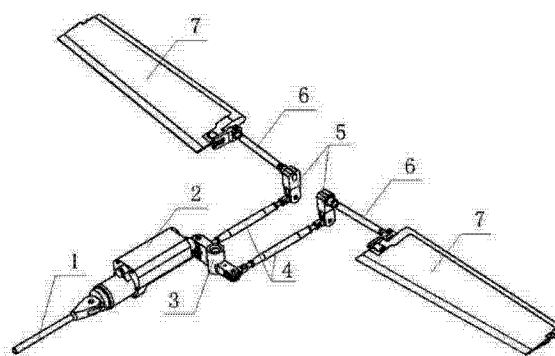
权利要求书1页 说明书2页 附图2页

(54) 实用新型名称

# 一种导弹副翼操纵机构

(57) 摘要

本实用新型属于导弹操纵系统技术领域,尤其涉及一种导弹副翼操纵机构。它包括一调零螺栓,所述调零螺栓的一端固定在舱体上,调零螺栓的另一端端面为叉口,叉口处固定舵机,舵机处的舵机活塞拉杆连接到副翼转臂上,副翼转臂在同一平面连接两个副翼拉杆,两个副翼拉杆的另一端连接副翼摇臂,副翼摇臂与副翼之间用副翼转轴连接。1、本实用新型传力方式简单可靠,可在有限的空间内将位移更有效的转化为角度。2、本实用新型两个副翼拉杆保持在同一个平面上,舵机活塞杆产生位移时,能保证两个副翼同时差动偏转角度一致,误差减到最小。3、本实用新型副翼转臂在转动时能带动两个副翼拉杆同时反方向转动,从而保证副翼同时反向偏转。



1. 一种导弹副翼操纵机构,其特征在于:它包括一调零螺栓(1),所述调零螺栓(1)的一端固定在舱体上,调零螺栓(1)的另一端端面为叉口,叉口处固定舵机(2),舵机(2)处的舵机活塞拉杆(8)连接到副翼转臂(3)上,副翼转臂(3)在同一平面连接两个副翼拉杆(4),两个副翼拉杆(4)的另一端连接副翼摇臂(5),副翼摇臂(5)与副翼(7)之间用副翼转轴(6)连接。

2. 根据权利要求1所述的导弹副翼操纵机构,其特征在于:在所述副翼转臂(3)中部设置有轴承(9)。

## 一种导弹副翼操纵机构

### 技术领域

[0001] 本实用新型属于导弹操纵系统技术领域,尤其涉及一种导弹副翼操纵机构。

### 背景技术

[0002] 操纵机构是指导弹控制系统中,从舵机到操纵面转轴之间的一套机械传动装置。它的功用一是使操纵面产生与舵机位移相应的偏转角;二是传递舵机力矩,用以平衡操纵面得铰链力矩。为使导弹产生绕纵轴的滚转力矩,会设计一种副翼操纵机构,翼面始终同时反向偏转。

### 发明内容

[0003] 本实用新型为了克服上述缺陷,目的在于提供一种传力方式简单可靠,可在有限的空间内将位移更有效的转化为角度的导弹副翼操纵机构。

[0004] 为了达到上述目的,本实用新型采用如下技术方案:

[0005] 一种导弹副翼操纵机构,它包括一调零螺栓,所述调零螺栓的一端固定在舱体上,调零螺栓的另一端端面为叉口,叉口处固定舵机,这样可调整舵机的位置,并且可以解决舵机活塞杆伸缩时所产生的自身偏摆角度。

[0006] 舵机处的舵机活塞拉杆连接到副翼转臂上,副翼转臂在同一平面连接两个副翼拉杆,两个副翼拉杆的另一端连接副翼摇臂,副翼摇臂与副翼之间用副翼转轴连接。

[0007] 副翼转臂在转动时能带动两个副翼拉杆同时反方向转动,从而保证副翼同时反向偏转。

[0008] 所述副翼转臂中部设置有轴承。

[0009] 本实用新型的有益效果:

[0010] 1、本实用新型传力方式简单可靠,可在有限的空间内将位移更有效的转化为角度。

[0011] 2、本实用新型两个副翼拉杆保持在同一个平面上,舵机活塞杆产生位移时,能保证两个副翼同时差动偏转角度一致,误差减到最小。

[0012] 3、本实用新型副翼转臂在转动时能带动两个副翼拉杆同时反方向转动,从而保证副翼同时反向偏转。

### 附图说明

[0013] 图1为本实用新型的结构示意图。

[0014] 图2为副翼转臂的截面结构示意图。

[0015] 图3为副翼传动原理图(第一环节:摆动导杆机构)。

[0016] 图4为副翼传动原理图(第二环节:空间4连杆机构(1组))。

### 具体实施方式

[0017] 下面结合附图 1、2、3、4 对本实用新型进行详细说明：

[0018] 一种导弹副翼操纵机构，它包括一调零螺栓 1，所述调零螺栓 1 的一端固定在舱体上，调零螺栓 1 的另一端端面为叉口，叉口处固定舵机 2，舵机 2 处的舵机活塞拉杆 8 连接到副翼转臂 3 上，副翼转臂 3 在同一平面连接两个副翼拉杆 4，两个副翼拉杆 4 的另一端连接副翼摇臂 5，副翼摇臂 5 与副翼 7 之间用副翼转轴 6 连接。

[0019] 在所述副翼转臂 3 中部设置有轴承 9。

[0020] 导弹副翼整个操纵机构系统在进气道上方，该副翼操纵系统由 1 个摆动导杆机构与 2 个空间四杆机构两个环节串联得到，将操纵机构系统传动原理分解如图 3、图 4：第一环节的舵机活塞杆产生位移  $s$ ，副翼转臂产生偏转角  $\phi_1$ ，偏转角  $\phi_1$  又带动第二环节的副翼摇臂产生偏转角  $\phi_2$ ，副翼臂带动副翼拉杆及从动臂使翼面产生偏转角  $\psi$ ，从而得到整个机构的传动关系。

[0021] 为使 2 个空间四杆机构传动关系一致，现设计一种副翼转臂，见附图 1、2。其中两个副翼拉杆保持在同一个平面上，舵机活塞杆产生位移时，能保证两个副翼同时差动偏转角度一致，误差减到最小。

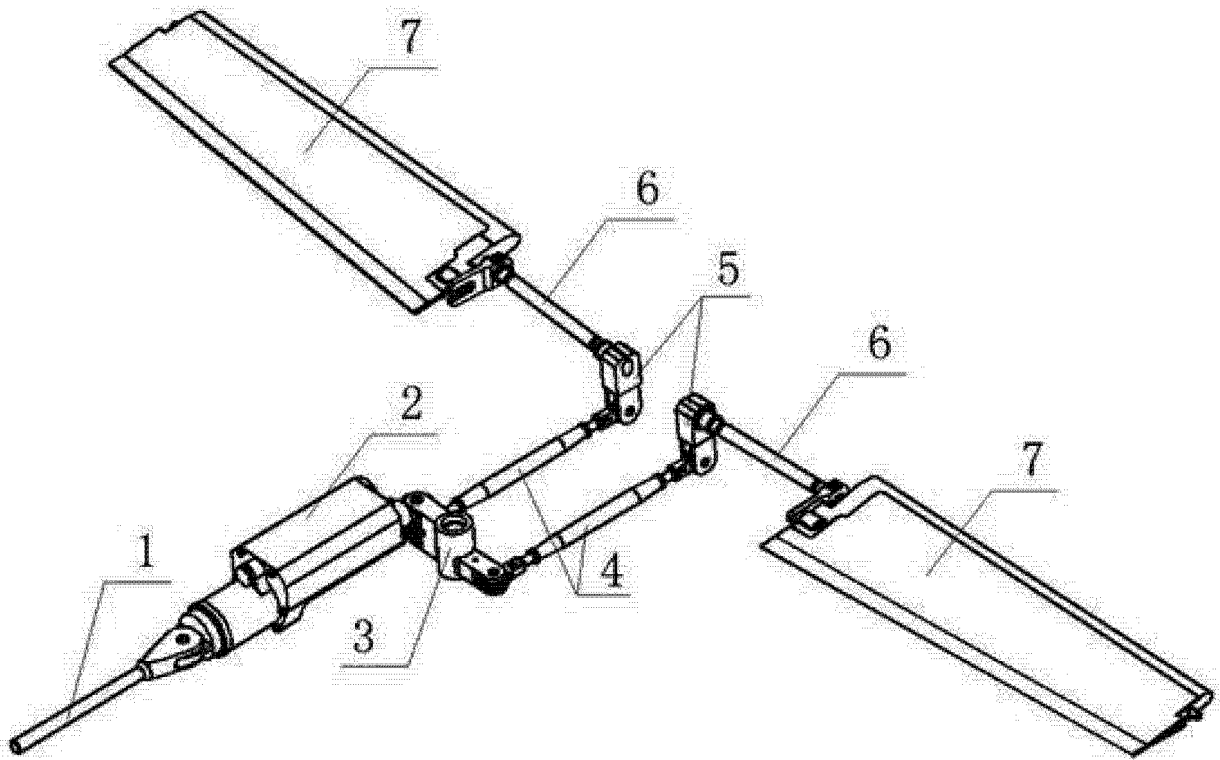


图 1

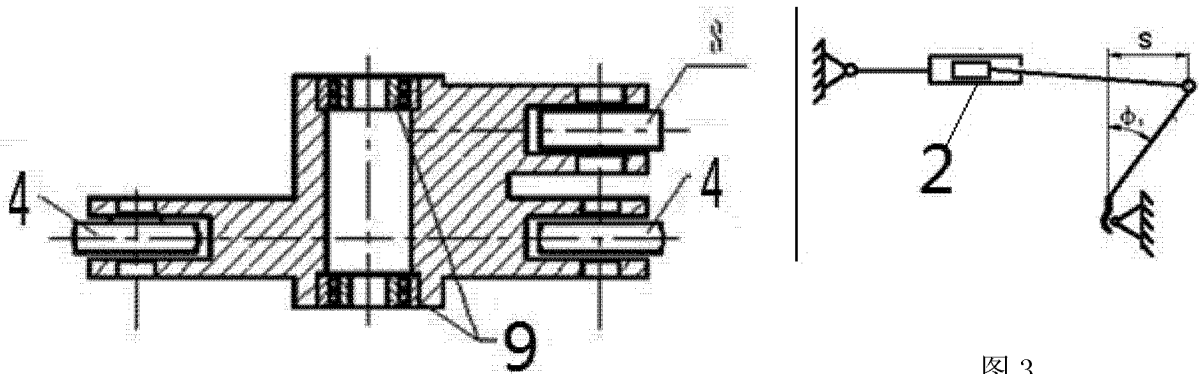


图 2

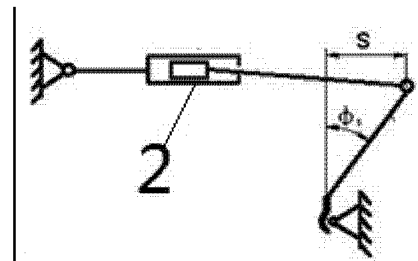


图 3

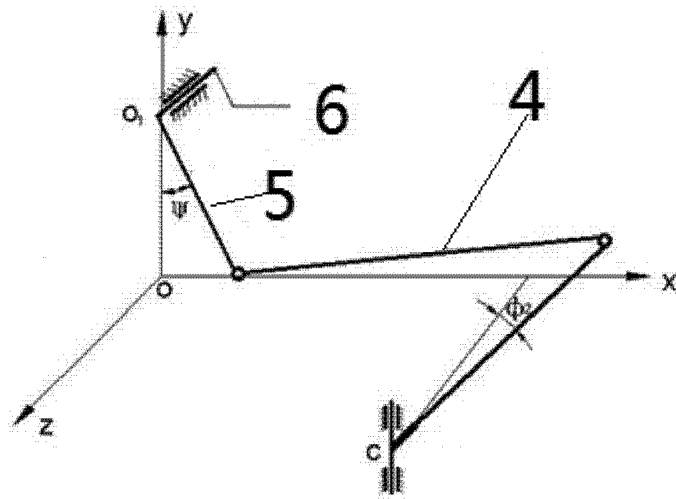


图 4