



(21) 申请号 201320713576. 3

(22) 申请日 2013. 11. 13

(73) 专利权人 湖北航天技术研究院总体设计所
地址 430040 湖北省武汉市金山大道 9 号

(72) 发明人 汪文龙 信傲 郭辉荣

(74) 专利代理机构 武汉东喻专利代理事务所
(普通合伙) 42224

代理人 李佑宏

(51) Int. Cl.

F42B 10/14(2006. 01)

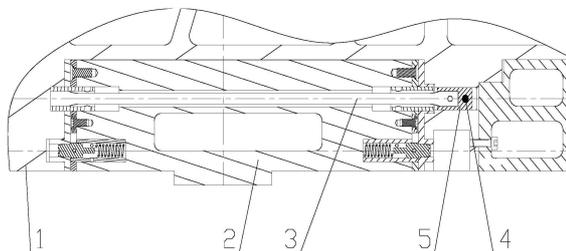
权利要求书1页 说明书4页 附图3页

(54) 实用新型名称

一种用于横向折叠弹翼的拨片式折叠机构

(57) 摘要

本实用新型公开了一种用于横向折叠弹翼的拨片式折叠机构,包括:外翼前挡板和外翼后挡板,内翼前挡板和内翼后挡板,扭力杆前转接头和扭力杆后转接头,其一端分别通过内翼前挡板和内翼后挡板上的通孔插入内翼骨架上的两侧壁内,另一端通过外翼前挡板和外翼后挡板上的通孔插入外翼骨架上的两侧壁中,且该前转接头和扭力杆后转接头之间设置有施加有预应力的扭力杆,通过其作用可实现外翼相对内翼可转动地连接;锁止机构,其设置在内翼骨架的两侧端面上,其可在所述外翼相对内翼转动展开或折叠到位后实现将两者锁止。本实用新型的机构能够实现折叠弹翼手动或自动的展开和锁定,具有承力性能好,翼面晃动间隙小,拆装方便的优点。



1. 一种用于横向折叠弹翼的拨片式折叠机构,设置在机翼外翼和内翼之间,用于实现所述外翼和内翼之间的相对转动和锁止,其特征在于,该折叠机构包括:

外翼前挡板(6)和外翼后挡板(7),其通过螺钉分别固定设置在外翼骨架(1)上的用于与内翼匹配的两侧壁上;

内翼前挡板(8)和内翼后挡板(9),其通过螺钉固定安装在内翼骨架(2)上的与外翼匹配的对应两侧端面上;

扭力杆前转接头(10)和扭力杆后转接头(11),其一端分别通过内翼前挡板(8)和内翼后挡板(9)上的通孔插入所述内翼骨架(2)上的两侧壁内,另一端通过所述外翼前挡板(6)和外翼后挡板(7)上的通孔分别插入外翼骨架(1)上的两侧壁中,且该前转接头(10)和扭力杆后转接头(11)之间设置有施加有预应力的扭力杆(3),通过其作用可实现所述外翼相对内翼可转动地连接;

锁止机构,其设置在内翼骨架(2)的所述两侧端面上,其可在所述外翼相对内翼转动展开或折叠到位后实现将两者锁止。

2. 根据权利要求1所述的一种用于横向折叠弹翼的拨片式折叠机构,其特征在于,所述锁止机构包括设置在内翼骨架(2)侧端面的开孔中的弹簧销(12),其一端通过压缩弹簧(13)设置在所述开孔中,另一端可在所述外翼相对内翼展开到位后通过该压缩弹簧(13)作用伸入所述外翼骨架(1)的侧壁开孔中,实现两者相对固定而锁止。

3. 根据权利要求2所述的一种用于横向折叠弹翼的拨片式折叠机构,其特征在于,所述锁止机构还包括解锁挡片转轴(14)和解锁挡片(16),该解锁挡片(16)通过解锁挡片转轴(14)固定在设置在内翼骨架(2)上,该解锁挡片(16)上的球窝与弹簧销(12)上的球头相抵接以将其约束,所述解锁挡片(16)在周向力的作用下,可以相对解锁挡片转轴(14)轴向转动,从而可以解除对该弹簧销(12)的约束。

4. 根据权利要求1-3中任一项所述的一种用于横向折叠弹翼的拨片式折叠机构,其特征在于,该机构还包括内翼前轴套(17)和内翼后轴套(18),所述锁止机构为两套,其中的弹簧销(12)分别通过该内翼前轴套(17)和内翼后轴套(18)套装在所述内翼骨架(2)侧端面的开孔中。

一种用于横向折叠弹翼的拨片式折叠机构

技术领域

[0001] 本实用新型属于飞行器的折叠弹翼技术领域,具体涉及一种用于折叠弹翼的折叠机构。

背景技术

[0002] 为缩小贮存、运输和发射装置上导弹体积,而将弹翼的一部分或全部折叠,使翼展减小,当导弹飞离发射装置后,弹翼自动展开,保证导弹正常飞行。也有些导弹的折叠翼面仅用于缩小贮存、运输过程中的体积,当导弹装到发射装置上时,即将弹翼展开。

[0003] 折叠弹翼是在翼面展向的一部分或翼根部用折叠机构将弹翼折叠,解除约束后,弹翼即自动展开并在规定位置上锁定,能实现弹翼折叠、展开和锁紧的机构即折叠弹翼的折叠机构。折叠弹翼的折叠机构一般包括展开装置与锁紧装置两部分。展开装置的作用是使处于折叠状态的翼面在一定条件下展开。锁紧装置的作用是弹翼的折叠部分展开后,能使弹翼的固定部分与折叠部分两者可靠地锁定为一个整体,以便共同承担气动力,为导弹提供升力。

[0004] 目前常见的折叠弹翼形式主要有:卷叠式、潜入式、尾叠式、纵向折叠式、横向折叠式、多次折叠式和伸缩折叠式等。展开锁定系统多为弹簧机构,也有用液压系统或火工品形成的燃气压力系统。对折叠机构的要求是连接可靠,机构简单,展开迅速,锁定牢固,重量轻、体积小、气动外形好。

[0005] 折叠机构做为折叠弹翼的重要组成部分,根据折叠弹翼的尺寸大小、安装空间和使用环境条件、力学环境条件等不同,可以采用不同形式的折叠机构。目前常采用的折叠机构大致可分为两类,一类是沿舵轴方向(对于翼则为垂直于翼根弦)的轴向折叠机构,一类是垂直于舵轴方向(对于翼则为平行于翼根弦)的横向折叠机构。轴向折叠机构通常是由锁紧销加压缩弹簧组成,折叠机构由翼面约束,展开到位后插入销孔进行锁紧,或由翼面展开过程中惯性将锁紧销压缩,展开到位后再插入销孔进行锁紧,轴向锁紧机构可由一到两组组成。此种折叠机构结构简单可靠,成本低,占用尺寸小,在尺寸较小的导弹折叠弹翼上应用较广,也存在一些缺陷:如折叠弹翼不能承受较大的载荷,且当翼面温度过高时,压缩弹簧容易失效,进而导致锁紧机构失效,此外,当弹体经受较大的振动环境和侧向过载时,轴向锁紧机构容易松动。横向折叠机构形式较为多样,通过横向设置两个锁紧点,使折叠弹翼能承受较大的翼面法向载荷。此种折叠机构是通过在折叠弹翼上设置两个锁紧销,锁紧销后端安装压缩弹簧,由一连杆将两锁紧销固定在折叠舵内翼的两端面以内,当折叠弹翼外翼展开时,由折叠弹翼外翼的惯性将连杆剪断,固定在折叠弹翼内翼里的锁紧销解锁并在压缩弹簧的作用下弹出插入折叠弹翼外翼两端的销孔,使折叠弹翼外翼锁紧并固定。此种折叠机构能承受较大的载荷,锁紧较好,但剪断连杆会产生多余物,且展开锁紧的可靠性降低,同时该折叠机构无止锁功能,在振动量级较大或是气动热较严酷的环境中,折叠机构容易松动。

[0006] 近年来,在导弹上采用折叠翼面的趋势日益增多,采用折叠弹翼不仅可以缩小导

弹的横向尺寸,便于箱式贮装、运输和发射,同时也可节省导弹的贮运空间,增加车辆或舰艇的运载能力,减少阵地车辆数目、提高战斗力。因此,加强折叠机构的研究对折叠弹翼在导弹中应用实践具有重要而现实的意义。

实用新型内容

[0007] 本实用新型的目的在于提供一种用于横向折叠弹翼的拨片式折叠机构,实现横向折叠的弹翼能够自动解锁、展开,并在规定位置上锁定,使得翼展减小,进而缩小贮存、运输和发射装置上导弹体积,当导弹飞离发射装置后,弹翼自动展开,保证导弹正常飞行。

[0008] 本实用新型提供的一种用于横向折叠弹翼的拨片式折叠机构,设置在机翼外翼和内翼之间,用于实现所述外翼和内翼之间的相对转动和锁止,其特征在于,该折叠机构包括:

[0009] 外翼前挡板和外翼后挡板,其通过螺钉分别固定设置在外翼骨架 1 上的用于与内翼匹配的两侧壁上;

[0010] 内翼前挡板和内翼后挡板,其通过螺钉固定安装在内翼骨架 2 上的与外翼匹配的对应两侧端面上;

[0011] 扭力杆前转接头和扭力杆后转接头,其一端分别通过内翼前挡板和内翼后挡板上的通孔插入所述内翼骨架上的两侧壁内,另一端通过所述外翼前挡板和外翼后挡板上的通孔插入外翼骨架上的两侧壁中,且该前转接头和扭力杆后转接头之间设置有施加有预应力的扭力杆,通过其作用可实现所述外翼相对内翼可转动地连接;

[0012] 锁止机构,其设置在内翼骨架的所述两侧端面上,其可在所述外翼相对内翼转动展开或折叠到位后实现将两者锁止。

[0013] 作为本实用新型的改进,所述锁止机构包括设置在内翼骨架侧端面的开孔中的弹簧销,其一端通过压缩弹簧设置在所述开孔中,另一端可在所述外翼相对内翼展开到位后通过该压缩弹簧作用伸入所述外翼骨架的侧壁开孔中,实现两者相对固定而锁止。

[0014] 作为本实用新型的改进,所述锁止机构还包括解锁挡片转轴和解锁挡片,该解锁挡片通过解锁挡片转轴固定设置在设置在内翼骨架上,该解锁挡片上的球窝与弹簧销上的球头相抵接以将其约束,所述解锁挡片在周向力的作用下,可以相对解锁挡片转轴轴向转动,从而可以解除对该弹簧销的约束。

[0015] 作为本实用新型的改进,该机构还包括内翼前轴套和内翼后轴套,所述锁止机构为两套,其中的弹簧销分别通过该内翼前轴套和内翼后轴套套装在所述内翼骨架侧端面的开孔中。

[0016] 本实用新型中,弹翼由外翼和内翼组成,其中内翼固定不动,外翼和内翼通过扭力杆前转接头和扭力杆后转接头连结为一体,且外翼相对内翼转动。

[0017] 本实用新型中,外翼骨架中间为空,前端有两个圆形沉孔,后端上部为台阶圆孔,下部为圆形通孔;沿外翼骨架法向有一个螺纹通孔,外翼骨架两端上下部的圆孔均为同轴。外翼前挡板下部凸出一个圆轴,同时沿翼展方向有两个通孔,且下部圆孔与圆轴同轴。外翼后挡板上两个圆轴,沿圆轴轴线分别加工有直径不同的圆形通孔。

[0018] 本实用新型中,内翼前挡板从上到下依次加工有一个锥形通孔、一个矩形孔、一个上部小中间宽下部大的异形通孔和两个螺纹孔,同时在异形通孔的下部一侧加工有一个

“U”形槽。所述内翼后挡板和所述内翼前挡板为对称件,对称面为所述内翼前挡板的端面。所述扭力杆前转接头为一台阶轴,一端为矩形轴,一端为圆轴,在矩形轴一端、沿台阶轴的轴线加工有一圆形通孔,同时,在矩形轴一端均布有4个圆形通孔;在圆轴一端、沿台阶轴的轴线加工有一矩形通孔。所述扭力杆后转接头为一台阶轴,一端为矩形轴,一端为圆轴,沿台阶轴的轴线加工有一圆形通孔,同时,在矩形轴一端均布有4个圆形通孔。所述弹簧销为台阶销,台阶销中间直径最大,加工有一螺纹通孔,两端直径较小,其中一端圆轴有一定的锥度,在锥端端面凸出有1/3的球面。所述解锁挡片转轴为台阶轴,分为三段,直径依次变小,直径较大端沿轴线加工有内十字形的沉孔,直径较小一端加工有外螺纹。所述解锁挡片呈“球拍”状,中间凸出一圆轴,一端加工了一个台阶沉孔,一端加工有一个凹陷1/4的球窝。所述内翼前轴套为一圆管,圆管一端加工有两个相隔一定角度(即折叠角)的长“U”形孔,同时在长“U”形孔末端对面分别加工有一圆形通孔,且在长“U”形孔外端的圆管切割了一半。所述内翼后轴套和所述内翼前轴套结构为对称件,对称面为内翼前轴套的端面。所述紧钉螺钉II为螺纹销,一端倒角,一端加工了一个“一”字槽。

[0019] 本实用新型中,扭力杆为金属弹性元件,扭力杆两端可以承受一定的相对扭矩,当扭力杆处于扭转状态时,具有一定的弹性势能,其功能和扭转弹簧类似。其两端径向分别加工有一个圆形通孔。

[0020] 本实用新型结合了轴向折叠机构和横向折叠机构的优点,能够实现折叠弹翼手动或自动的展开和锁定,具有承力性能好,翼面晃动间隙小,拆装方便,可以多次使用,便于维护,且连接可靠,机构简单,展开迅速,重量轻、体积小、气动外形较好,适宜于在导弹飞离发射装置后,弹翼自动展开,保证导弹正常飞行的中小型折叠弹翼中应用。

附图说明

[0021] 图1为本实用新型的折叠弹翼分别处于展开锁紧时的半剖视图。

[0022] 图2(a)-2(c)为本实用新型的折叠弹翼中外翼的剖视图。

[0023] 图3(a)-3(c)为本实用新型的折叠弹翼中内翼剖视图。

[0024] 图4为本实用新型的解锁销示意图。

[0025] 图5(a)-5(c)为本实用新型的扭力杆与限位块连接示意图。

[0026] 图中,1为外翼骨架,2为内翼骨架,3为扭力杆,4为紧钉螺钉,5为限位块,6为外翼前挡板,7为外翼后挡板,8为内翼前挡板,9为内翼后挡板,10为扭力杆前转接头,11为扭力杆后转接头,12为弹簧销,13为压缩弹簧,14为解锁挡片转轴,15为螺钉,16为解锁挡片,17为内翼前轴套,18为内翼后轴套,19为螺钉,23为销轴。

具体实施方式

[0027] 为了使本实用新型的目的、技术方案及优点更加清楚明白,以下结合附图及实施例,对本实用新型进行进一步详细说明。应当理解,此处所描述的具体实施例仅仅用以解释本实用新型,并不用于限定本实用新型。

[0028] 如图1~图4所示,本实用新型提供的用于横向折叠弹翼的拨片式折叠机构包括外翼中的外翼骨架1、通过螺钉15和螺钉19固定在外翼骨架1上的外翼前挡板6和外翼后挡板7,内翼中的内翼骨架2,通过螺钉15和螺钉19固定在内翼骨架2上的内翼前挡板8

和内翼后挡板 9,通过紧钉螺钉固定在内翼上的扭力杆前转接头 10 和扭力杆后转接头 11,依次安装在内翼两端的内翼前轴套 17、内翼后轴套 18、压缩弹簧 13 和弹簧销 12,通过解锁挡片转轴 14 固定在内翼骨架 2 上的解锁挡片 16,扭力杆 3,紧钉螺钉 4,限位块 5,解锁销、限位螺钉和销轴 23。

[0029] 将外翼前挡板 6 和外翼后挡板 7 依次插入外翼骨架 1 的两端面圆孔内,通过螺钉 15 和螺钉 19 依次固定在外翼骨架 1 共同构成外翼。

[0030] 将内翼前挡板 8 和内翼后挡板 9 依次与内翼骨架上的对应孔轴线对齐,通过螺钉 15 和螺钉 19 固定在内翼骨架 2 上,然后依次装入扭力杆前转接头 10 和扭力杆后转接头 11,其中扭力杆前转接头 10 和扭力杆后转接头 11 可以在内翼骨架 2 的上部的矩形孔内能够前后自由移动。将内翼前轴套 17、内翼后轴套 18、压缩弹簧 13 和弹簧销 12 依次装入内翼骨架 2 下部圆孔内,随后将解锁挡片 16 通过解锁挡片转轴 14 固定在内翼骨架 2 上的,解锁挡片 16 的球窝与弹簧销 12 球头相抵接,其中解锁挡片 16 在周向力的作用下,可以相对解锁挡片转轴 14 轴向转动,上述零件共同组成内翼。

[0031] 将外翼和内翼对齐,保持外翼孔与内翼孔同轴,然后通过解锁销分别依次将扭力杆前转接头 10 和扭力杆后转接头 11 沿内翼骨架 2 孔轴线拨动至外翼骨架 1 的圆孔内,使用紧钉螺钉分别将其与内翼骨架 2 固定在一起,至此外翼和内翼已经通过扭力杆前转接头 10 和扭力杆后转接头 11 连接为一个整体。

[0032] 将扭力杆 3 一端与限位块 5 的矩形槽孔底面相抵接,并通过销轴 23 将扭力杆 3 一端与限位块 5 连为一体,然后从后至前依次穿过外翼骨架 1 后端圆孔、扭力杆后转接头 11 的圆孔、内翼骨架 2 的矩形孔和圆孔、扭力杆前转接头 10 的矩形槽,与外翼骨架 1 的沉孔底面抵接;通过工具使限位块 5 转动一定的角度,使其自身圆孔与外翼骨架 1 上的螺纹孔对齐,拧紧紧钉螺钉 4。

[0033] 本实用新型中,当外翼处于展开锁紧状态时,通过解锁销向后拨动弹簧销 12 至内翼骨架 2 螺纹孔处,在内翼骨架 2 两端分别拧入限位螺钉,将弹簧销 12 解锁,即可解锁外翼的周向约束,将外翼相对内翼折叠装入发射装置内;当折叠弹翼在发射装置内时,处于折叠状态,当折叠弹翼从发射装置出来的瞬间,折叠弹翼所受到的周向约束被解除,外翼在扭力杆 3 的弹性势能作用下,迅速展开,同时带动解锁挡片 16 绕解锁挡片转轴 14 转动,当解锁挡片转轴 14 旋转一定角度后,即解除弹簧销 12 的轴向约束,弹簧销 12 在压缩弹簧 13 的弹簧力作用下,迅速插入外翼前挡板 6 和外翼后挡板 7 的轴孔内,将外翼锁紧。

[0034] 本实用新型中,关键在于利用弹翼内部有限的空间,通过外翼骨架 1、外翼前挡板 6、外翼后挡板 7、扭力杆 3、解锁挡片转轴 14、解锁挡片 16、弹簧销 12、压缩弹簧 13 等零件组成的拨片式折叠机构实现外翼骨架 1、解锁挡片 16、弹簧销 12、压缩弹簧 13 的联动,进而实现外翼 1 的展开和锁紧。

[0035] 由于受到折叠翼解锁形式和几何空间的制约,本实用新型适用与需要缩小贮存、运输过程中的体积,当导弹飞离发射装置后,弹翼自动展开,保证导弹正常飞行。

[0036] 本领域的技术人员容易理解,以上所述仅为本实用新型的较佳实施例而已,并不用以限制本实用新型,凡在本实用新型的精神和原则之内所作的任何修改、等同替换和改进等,均应包含在本实用新型的保护范围之内。

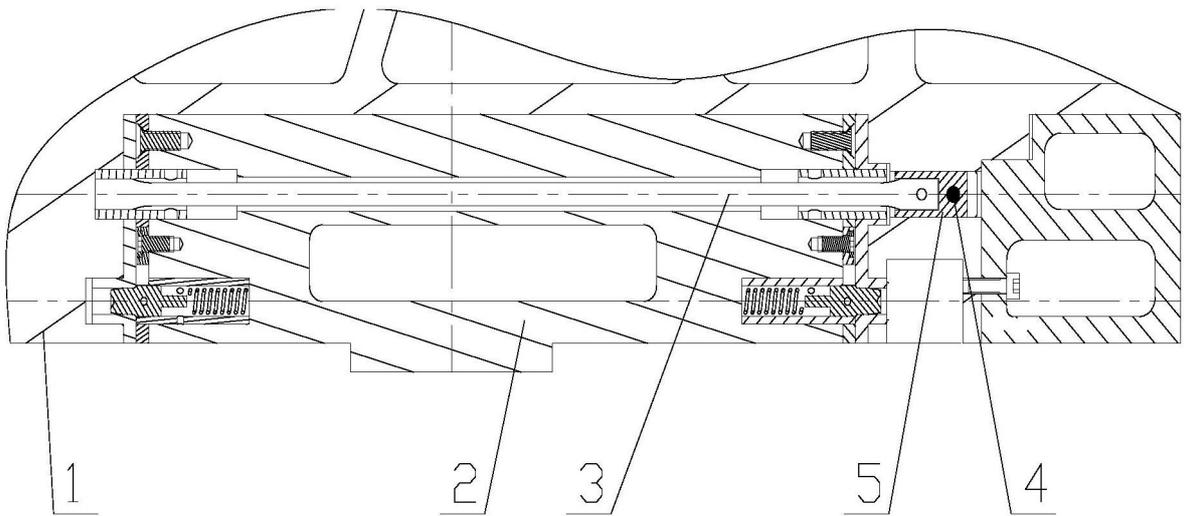


图 1

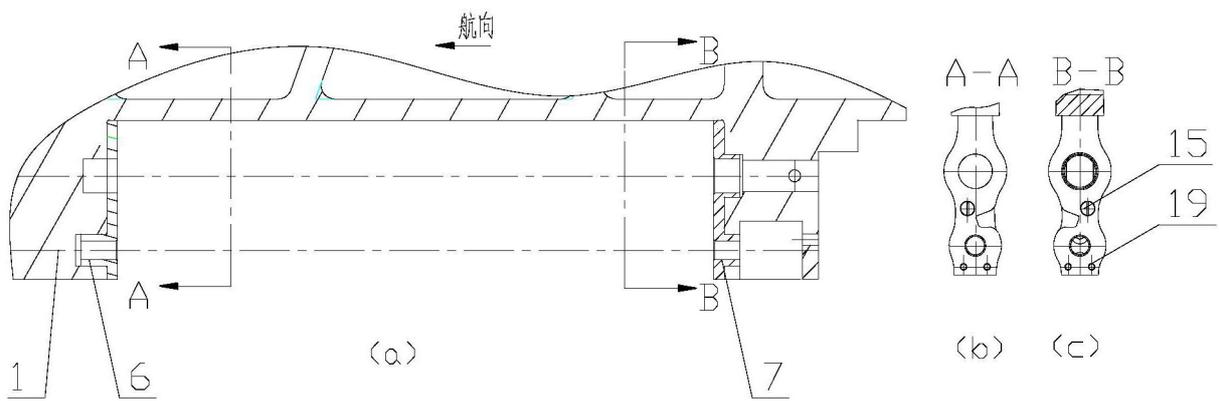


图 2

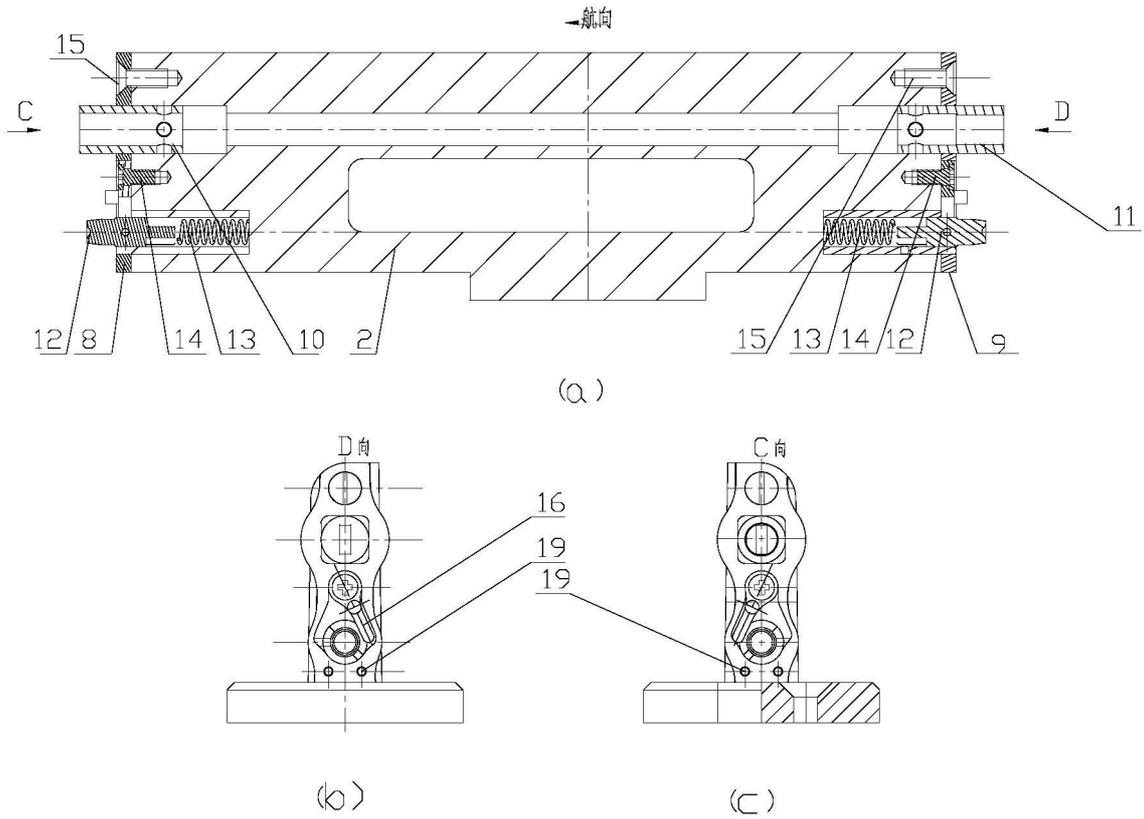


图 3

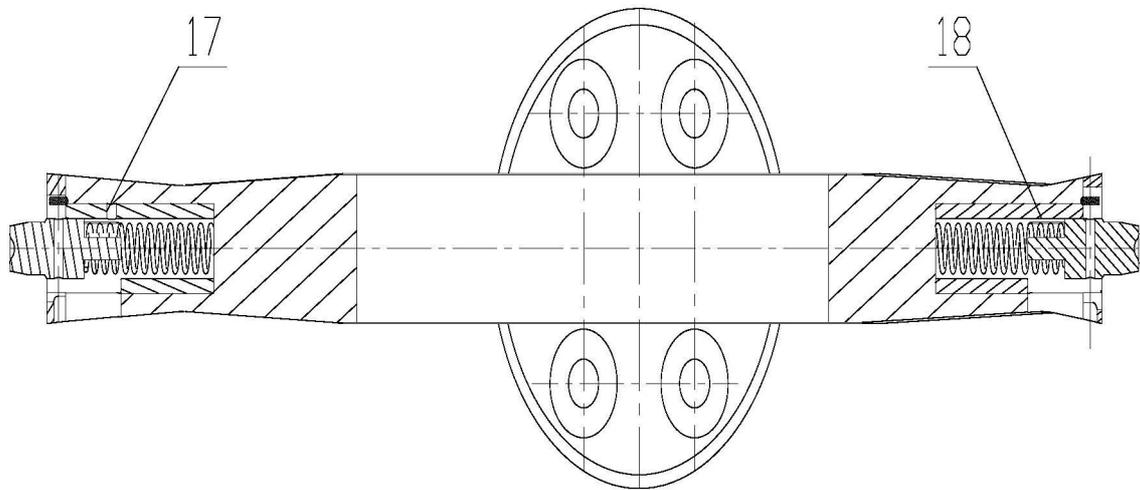


图 4

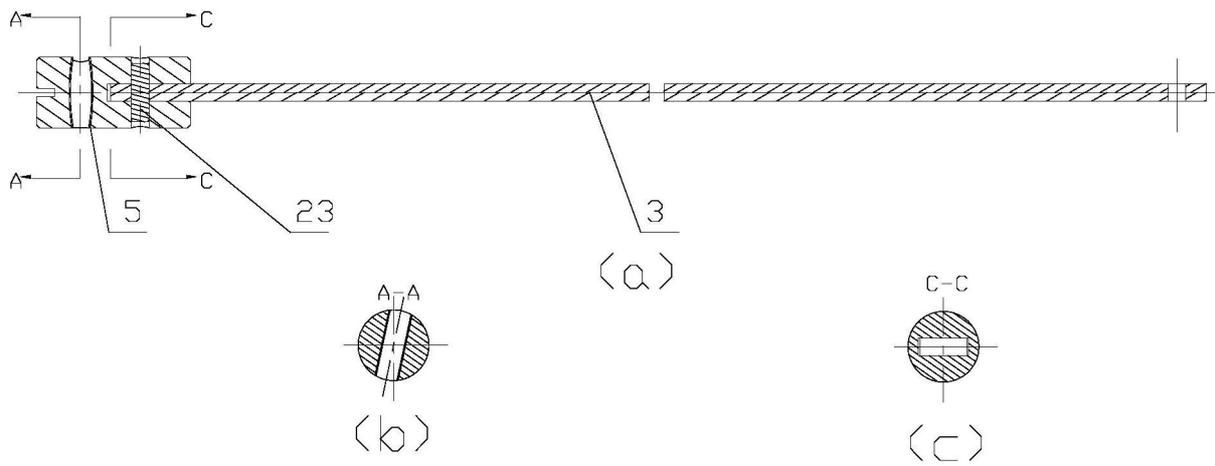


图 5