



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 104864774 B

(45)授权公告日 2016.10.19

(21)申请号 201510272137.7

审查员 吴晨明

(22)申请日 2015.05.25

(65)同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 104864774 A

(43)申请公布日 2015.08.26

(73)专利权人 北京理工大学

地址 100081 北京市海淀区中关村南大街5号

(72)发明人 姜毅 董晓彤 于邵祯

(74)专利代理机构 北京理工大学专利中心

11120

代理人 李爱英 仇蕾安

(51)Int.Cl.

F41F 7/00(2006.01)

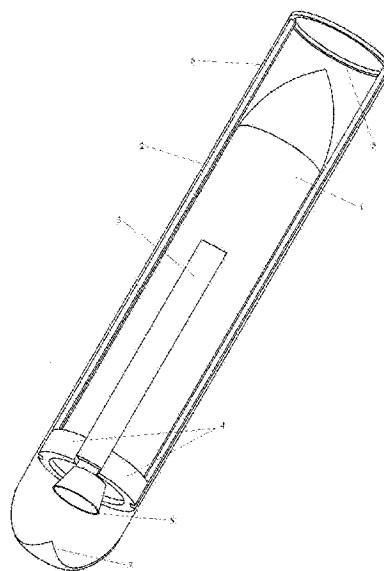
权利要求书1页 说明书3页 附图3页

(54)发明名称

一种导弹自弹射发射装置

(57)摘要

本发明提供了一种导弹自弹射发射装置,包括导流锥、限位机构、缓冲装置、长导轨、短导轨和适配器;导流锥固连在发射筒的底端,缓冲装置固连在发射筒的出口处,长导轨和短导轨均沿发射筒的轴线方向固定于发射筒内壁,长导轨和短导轨交替均布于发射筒内,适配器的凹槽与长导轨滑动配合,相邻两个适配器之间的间隙与短导轨滑动配合,限位机构固连在发射筒内壁,限定适配器沿发射筒轴线方向向筒内的位移,导弹装填后,适配器的底面、导弹底部、长导轨的底部端面以及短导轨的底部端面在发射筒内构成一个密闭的空间;本发明装置能够提高导弹的初始发射精度,并且有效降低发射设备制造和维护成本。



1. 一种导弹自弹射发射装置,其特征在于,包括导流锥、限位机构、缓冲装置、长导轨、短导轨和适配器;

适配器为环形结构,环形结构外缘的中间处设置有凹槽;

短导轨的长度为长导轨长度的三分之一至三分之二之间;

导流锥固连在发射筒的底端,缓冲装置固连在发射筒的出口处,长导轨和短导轨均沿发射筒的轴线方向固定于发射筒内壁,长导轨和短导轨交替均布于发射筒内,适配器的凹槽与长导轨滑动配合,相邻两个适配器之间的间隙与短导轨滑动配合,限位机构固连在发射筒内壁,限定适配器沿发射筒轴线方向向筒内的位移,导弹装填后,适配器的底面、导弹底部、长导轨的底部端面以及短导轨的底部端面在发射筒内构成一个密闭的空间。

2. 如权利要求1所述的一种导弹自弹射发射装置,其特征在于,所述长导轨、短导轨和适配器均为两个。

一种导弹自弹射发射装置

技术领域

[0001] 本发明属于导弹发射装置的技术领域,具体涉及一种导弹自弹射发射装置。

背景技术

[0002] 目前,国际上通用的导弹发射技术有两种,一种是热发射,即导弹利用主发动机的推力自发射筒内直接推出的发射方式;另一种是弹射,即先给予导弹一定的出筒速度再进行发动机点火的发射方式。在早前舰载导弹发射系统中,美国及其他西方国家多采用热发射技术,如美国的MK41垂直发射系统;而俄罗斯则偏重于弹射技术,如SA-N-6垂直发射系统。90年代始初,美国对两种发射技术进行了论证和比较,并逐渐开始重视弹射技术,西方各国开始研制适用于舰载导弹的垂直弹射系统。我国舰载导弹垂直发射方式为弹射和热发射共用状态。

[0003] 热发射目前多采用同心筒发射,主要具有以下优点:

[0004] 1)发射装置结构简单、重量轻、体积小;

[0005] 2)自身提供了导弹发射燃气流排导的途径,省去了集中、公共燃气排导系统、排烟系统,可满足导弹齐射;

[0006] 3)双层同心筒结构为导弹提供良好的保护与隔热功能,并解决了邻近导弹意外点火所带来的安全隐患;

[0007] 4)发射控制系统采用分布式设置系统,使得发射控制系统具有很强的扩展性。

[0008] 其主要缺点是:

[0009] 1)导弹出筒后发动机尾焰流场对于舰船甲板的冲击和烧蚀作用严重;

[0010] 2)若导弹点火失败,很可能发生爆炸,危及舰船和人员的安全。

[0011] 弹射发射技术主要具有以下优点:

[0012] 1)弹射使得导弹离开发射筒时已具有一定的初始速度,其转弯段可以在主发动机点火前完成,有利于提高发射精度和作战能力;

[0013] 2)对于发射装置而言,弹射技术使得燃气射流对发射区的影响甚微,不需要考虑复杂的燃气排导问题;

[0014] 3)弹射对发射环境和周围设备的适应性较好,安全性高。

[0015] 弹射技术的主要缺点是:

[0016] 1)发射装置结构复杂,质量大,无法做到模块化的安装;

[0017] 2)导弹受到的过载较大;

[0018] 3)需要设置隔离器,在发射时将工质(气体或液体)与导弹隔离;

[0019] 4)隔离器应保证导弹可靠出筒并且落下时不危害周围设备和人员;

[0020] 5)再装填过程复杂,耗时长。

发明内容

[0021] 有鉴于此,本发明提供了一种导弹自弹射发射装置,能够提高导弹的初始发射精

度,并且有效降低发射设备制造和维护成本。

[0022] 实现本发明的技术方案如下:

[0023] 一种导弹自弹射发射装置,包括导流锥、限位机构、缓冲装置、长导轨、短导轨和适配器;

[0024] 适配器为环形结构,环形结构外缘的中间处设置有凹槽;

[0025] 短导轨的长度为长导轨长度的三分之一至三分之二之间;

[0026] 导流锥固连在发射筒的底端,缓冲装置固连在发射筒的出口处,长导轨和短导轨均沿发射筒的轴线方向固定于发射筒内壁,长导轨和短导轨交替均布于发射筒内,适配器的凹槽与长导轨滑动配合,相邻两个适配器之间的间隙与短导轨滑动配合,限位机构固连在发射筒内壁,限定适配器沿发射筒轴线方向向筒内的位移,导弹装填后,适配器的底面、导弹底部、长导轨的底部端面以及短导轨的底部端面在发射筒内构成一个密闭的空间。

[0027] 进一步地,所述长导轨、短导轨和适配器均为两个。

[0028] 有益效果:

[0029] 1.结构简单、紧凑,无附属的液压、电力附加设备,工作环境可靠。

[0030] 2.直接依靠发动机尾焰燃气在密闭筒内产生的高压为导弹提供附加弹射力,提高了导弹的离筒速度并降低了在发射筒内的停留时间,提高了导弹的初始发射精度。

[0031] 3.导流锥的使用降低了导弹燃气尾焰对发射环境的冲击和烧蚀作用,对发射环境和周围设备起到良好的热防护效果,保证了设备人员的安全。

[0032] 4.适配器可有效的减小导弹弹体在发射筒内运动过程中受到燃气流的高温烧蚀作用,且可以在发射任务完成后回收进行重复利用。

[0033] 5.在保证发射效率和可靠性的前提下,可有效降低发射设备制造和维护成本。

附图说明

[0034] 图1是本发明装置中实施例初始阶段的总体结构示意图。

[0035] 图2是本发明装置的内部主要结构示意图。

[0036] 图3是本发明中装置中实施例中间阶段的结构示意图。

[0037] 图4是本发明中装置中实施例终止阶段的结构示意图。

[0038] 其中,1-导弹,2-长导轨,3-短导轨,4-适配器,5-缓冲装置,6-发射筒,7-导流锥,8-发动机喷口。

具体实施方式

[0039] 下面结合附图并举实施例,对本发明进行详细描述。

[0040] 自弹射发射装置的原理是在弹筒筒底与适配器形成的有限空间内,将导弹发动机喷出的高能燃气流场转化为导弹的弹射动力。

[0041] 本发明提供了一种导弹自弹射发射装置,包括导流锥(7)、限位机构、缓冲装置(5)、两个长导轨(2)、两个短导轨(3)和两个适配器(4);

[0042] 导流锥(7)为一个金属圆锥或者类圆锥。

[0043] 缓冲装置(5)为一个金属圆环。

[0044] 限位机构为一个金属圆环,用于托住适配器。

[0045] 短导轨(3)的长度为长导轨(2)长度的三分之一至三分之二之间。

[0046] 适配器(4)为环形结构,环形结构的外缘的中间处设置有凹槽;适配器(4)为法兰型复合材料结构,具有质量轻,强度高、耐高温的特性。

[0047] 导流锥(7)固连在发射筒(6)的底端,缓冲装置(5)固连在发射筒(6)的出口处,两个长导轨(2)和两个短导轨(3)均沿发射筒(6)的轴线方向焊接在发射筒(6)内壁,长导轨(2)和短导轨(3)交替均布于发射筒(6)内,于发射筒(6)内呈十字形分布,同一种导轨处于相对位置,适配器(4)的凹槽与长导轨(2)滑动配合,相邻两个适配器之间的间隙与短导轨(3)滑动配合,限位机构固连在距离发射筒(6)底端40cm-50cm处的内壁上,限定适配器(4)沿发射筒轴线方向向筒内的位移,如图2所示,导弹装填后,适配器(4)的底面、导弹(1)底部、长导轨(2)的底部端面以及短导轨(3)的底部端面在发射筒(6)内构成一个密闭的空间。

[0048] 长导轨(2)为适配器(4)起导向作用,短导轨(3)为导弹(1)在发射筒(6)内的运动提供导向作用并在末端提供高压燃气的泄压通道。在长、短导轨的约束下,适配器(4)可以沿筒内轴向滑动,紧贴导弹(1)弹底并支撑导弹(1),在导弹(1)的贮存中,适配器(4)与弹底贴合形成密封效果,在发射过程中可对导弹(1)起到热防护作用。发射筒(6)筒口配备缓冲装置(5),防止适配器(4)从发射筒(6)内飞出砸伤周围设备或人员,回收重复使用。发射筒(6)底端固连有导流锥(7),提供燃气的排导并降低燃气射流对筒底的冲击作用。

[0049] 工作过程:图1显示为导弹发射的初始阶段结构状态。适配器(4)由限位机构托住置于发射筒(6)底部,导弹(1)装填时,导弹发动机喷口(8)穿过适配器(4),弹底被适配器(4)托住并定向,导弹(1)径向受到短导轨(3)的约束,从而稳固竖立于发射筒(6)内。

[0050] 待发动机点火后,发动机喷口(8)喷出的燃气尾焰在弹底与发射筒(6)底部之间的有限空间内迅速积聚增压,高压高温气体推动适配器(4)沿发射筒(6)轴线向筒口方向运动。导弹(1)受到适配器(4)对它的增推力,并在自身燃气流推力双重作用下受长、短导轨约束向筒外方向移动。发射筒(6)底部设有导流锥(7),降低燃气射流对筒底的冲击作用。

[0051] 图3显示为导弹发射中间阶段结构状态。当适配器(4)滑离高度超过短导轨(3)后,两个适配器(4)之间的空隙为发射筒(6)底部的燃气流提供排气通道。同时发射筒(6)底部的燃气压力降低,适配器(4)受到筒内燃气压力减小,导弹(1)在自身推力作用下与适配器(4)产生速度差,两者实现分离。

[0052] 图4显示为实施例的终止阶段结构状态。在发射筒(6)筒口缓冲装置(5)的作用下,适配器(4)停留在发射筒(6)内,待发射筒(6)内燃气排出后,筒内压力降低,适配器(4)依靠自身重力沿导轨滑落回筒底,为再装填备用。

[0053] 综上所述,以上仅为本发明的较佳实施例而已,并非用于限定本发明的保护范围。凡在本发明的精神和原则之内,所作的任何修改、等同替换、改进等,均应包含在本发明的保护范围之内。

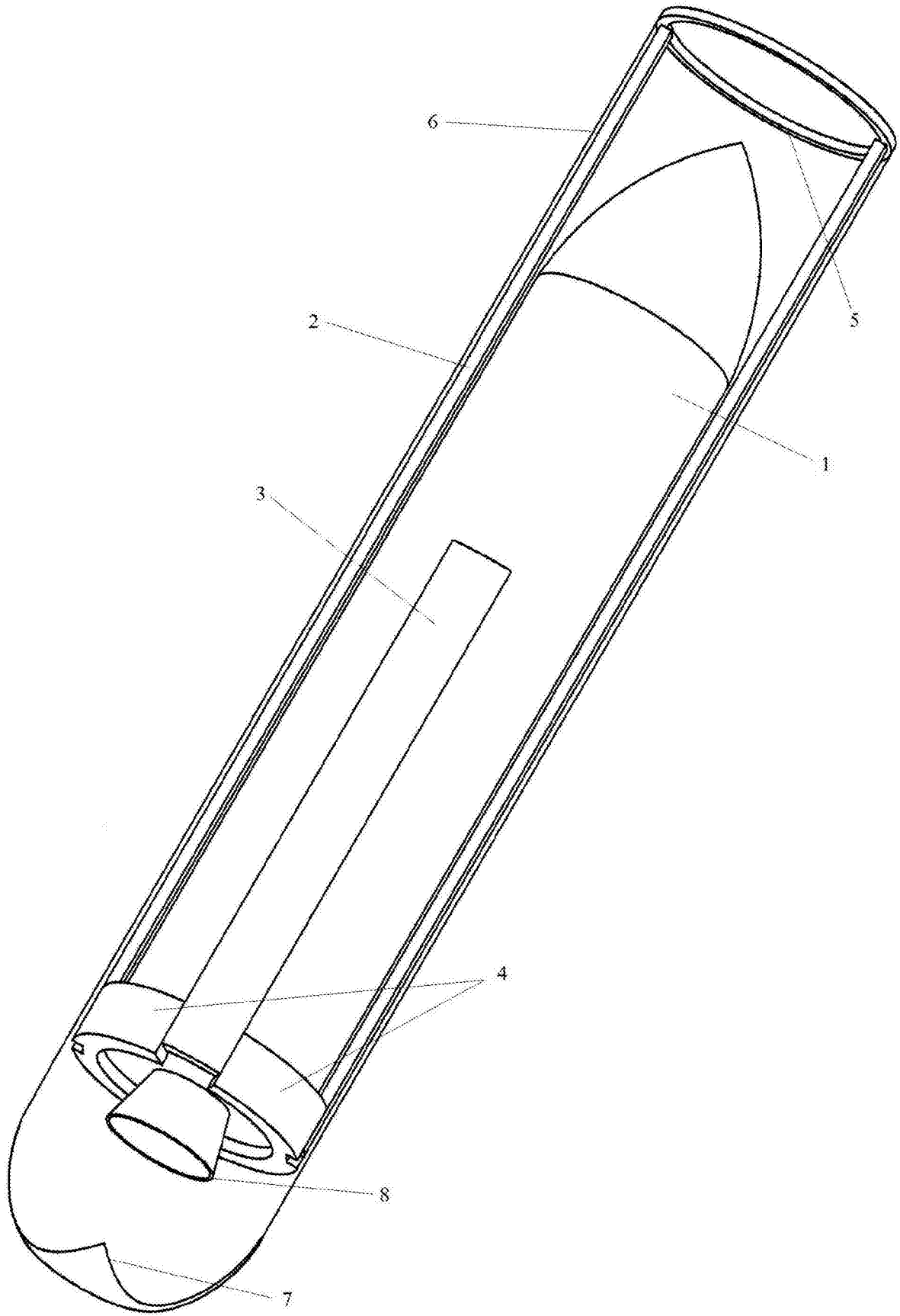


图1

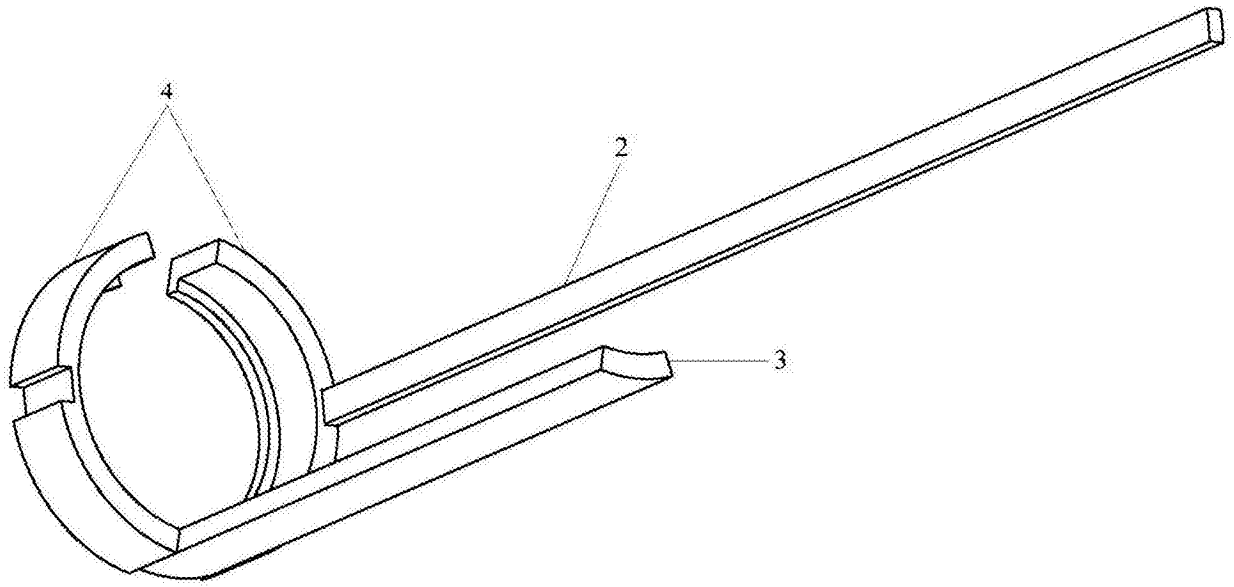


图2

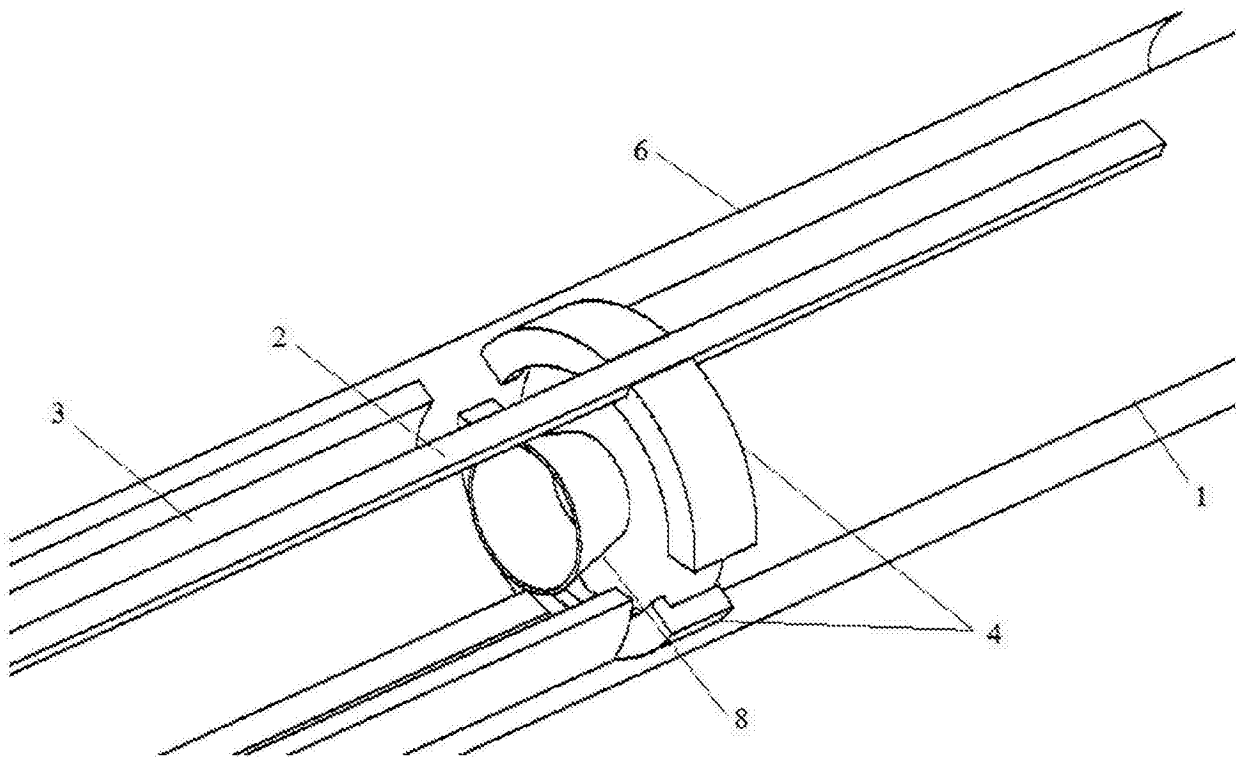


图3

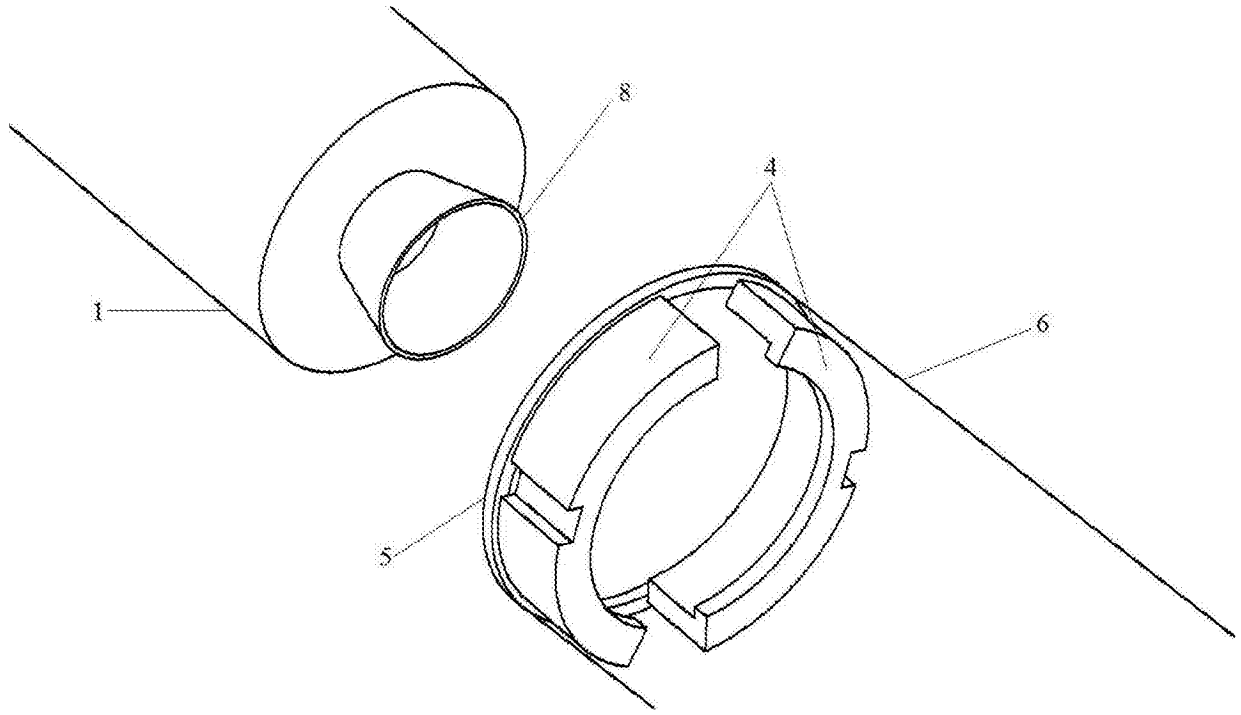


图4