



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 114426094 A

(43) 申请公布日 2022. 05. 03

(21) 申请号 202210353024.X

(22) 申请日 2022.04.06

(71) 申请人 北京凌空天行科技有限责任公司
地址 100176 北京市大兴区经济技术开发区
荣华南路2号院3号楼1101

(72) 发明人 不公告发明人

(74) 专利代理机构 天津市鼎拓知识产权代理有限公司 12233

代理人 刘雪娜

(51) Int. Cl.

B64C 9/00 (2006.01)

B64C 30/00 (2006.01)

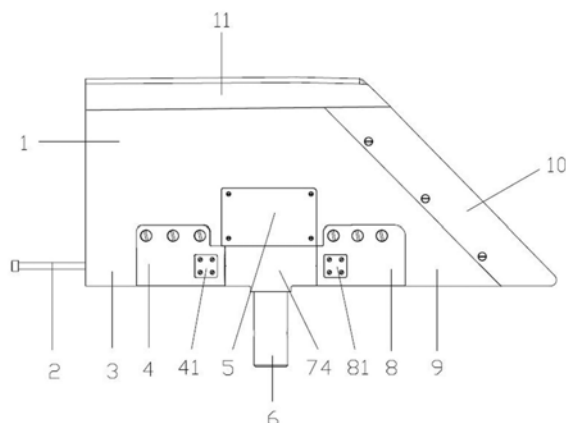
权利要求书2页 说明书8页 附图5页

(54) 发明名称

一种高超声速飞行器可折叠空气舵

(57) 摘要

本申请提供一种高超声速飞行器可折叠空气舵,包括舵面组件、舵柄组件、舵面固定组件。舵面固定组件通过传动轴与舵柄组件可转动连接,舵面组件设有径向锁紧结构,舵面固定组件设有轴向锁紧结构,配合舵柄组件上的径向锁紧孔、轴向锁紧孔,使舵面组件在自动展开后从多个方向同时锁紧,显著提高了舵面组件展开后连接处的强度;本申请采用模块化设计,便于装配,将传动轴及扭簧结构设计在空气舵内部,整体结构紧凑,密封性好;舵面组件、舵柄组件及舵面固定组件均设有隔热层,可有效降低在高超声速飞行过程中气动热对内部结构的影响,提高飞行器在飞行过程中的稳定性、可靠性及轨迹精度,满足在高温大过载环境中高超声速稳定飞行要求。



1. 一种高超声速飞行器可折叠空气舵,其特征在于,所述空气舵包括,

舵柄组件,具有与飞行器连接的第一端和相对远离的第二端,以及第一中心面和用于隔热的舵柄隔热层;所述第二端上设有传动轴,所述传动轴的轴线方向为第一方向;

舵面组件,具有第二中心面和用于隔热的舵面隔热层,所述第二中心面具有与所述第一中心面呈第一夹角的折叠状态,和与所述第一中心面呈第二夹角的展开状态;所述第一夹角大于所述第二夹角;

舵面固定组件,包括用于连接舵面组件的舵面连接部和用于隔热的舵面固定组件隔热层;所述舵面固定组件绕所述传动轴可转动连接;

所述舵面固定组件和舵柄组件上分别设置有配合使用的轴向锁紧结构和轴向锁紧孔,所述轴向锁紧孔的轴线平行于所述第一方向;所述舵面组件和舵柄组件上分别设置有配合使用的径向锁紧结构和径向锁紧孔,所述径向锁紧孔设置在所述第二端,且其轴线垂直于所述第一方向;

当所述舵面组件处于展开状态时,所述轴向锁紧结构和轴向锁紧孔配合锁紧,所述径向锁紧结构和径向锁紧孔配合锁紧。

2. 根据权利要求1所述的一种高超声速飞行器可折叠空气舵,其特征在于,所述轴向锁紧结构包括:

转筒,与所述传动轴可转动连接;

轴向锁紧腔,沿所述第一方向设置在所述转筒内邻近所述第二端的一侧,所述轴向锁紧腔邻近所述第二端的一侧设有轴向弹出口;

扭簧结构,沿所述第一方向设置在所述转筒内远离所述第二端的一侧;所述传动轴穿过所述转筒与所述扭簧结构的内部通过花键配合连接;所述扭簧结构与所述转筒可转动连接;

轴向压簧,在所述舵面组件呈折叠状态时,呈压缩状态,位于所述轴向锁紧腔内;所述轴向压簧的一端与所述轴向锁紧腔的内壁可拆卸连接;

轴向锁紧销,与所述轴向压簧的另一端可拆卸连接,对应所述轴向锁紧孔设置;所述轴向锁紧销在所述舵面组件呈折叠状态时,与所述轴向锁紧孔错开,在所述舵面组件呈展开状态时,从所述轴向弹出口弹出与所述轴向锁紧孔配合连接。

3. 根据权利要求2所述的一种高超声速飞行器可折叠空气舵,其特征在于,在所述舵柄组件第二端的两侧分别设有所述传动轴;所述舵面固定组件上对应所述传动轴均设有所述轴向锁紧结构。

4. 根据权利要求2所述的一种高超声速飞行器可折叠空气舵,其特征在于,所述径向锁紧结构包括:

径向锁紧腔,对应所述径向锁紧孔设置在所述舵面组件邻近所述第二端的一侧;所述径向锁紧腔邻近所述第二端的一侧设有径向弹出口;

径向压簧,在所述舵面组件呈折叠状态时,呈压缩状态,位于所述径向锁紧腔内;所述径向压簧的一端与所述径向锁紧腔的内壁可拆卸连接;

径向锁紧销,与所述径向压簧的另一端可拆卸连接,对应所述径向锁紧孔设置;所述径向锁紧销在所述舵面组件呈折叠状态时,与所述径向锁紧孔错开,在所述舵面组件呈展开状态时,从所述径向弹出口弹出与所述径向锁紧孔配合连接。

5. 根据权利要求1所述的一种高超声速飞行器可折叠空气舵,其特征在于,所述舵柄组件沿所述第一方向设有贯穿所述传动轴和所述第二端的第一通孔;所述舵面组件设有贯穿所述第一通孔的长销轴。

6. 根据权利要求4所述的一种高超声速飞行器可折叠空气舵,其特征在于,所述轴向锁紧销和所述径向锁紧销分别设有用于容纳所述轴向压簧端部和用于容纳所述径向压簧端部的内孔。

7. 根据权利要求4所述的一种高超声速飞行器可折叠空气舵,其特征在于,所述径向锁紧结构还包括与所述径向锁紧腔内壁连接的压簧挡块,所述径向压簧相对远离所述径向锁紧销的一端与所述压簧挡块顶接。

8. 根据权利要求1所述的一种高超声速飞行器可折叠空气舵,其特征在于,所述第二端设有用于调整所述舵面组件折叠状态的凹槽。

9. 根据权利要求6所述的一种高超声速飞行器可折叠空气舵,其特征在于,所述内孔的孔壁上设有第二通孔。

10. 根据权利要求4所述的一种高超声速飞行器可折叠空气舵,其特征在于,所述舵面组件和所述舵面固定组件对应所述径向锁紧腔和轴向锁紧腔分别设有可拆卸的径向锁紧腔盖板和轴向锁紧腔盖板。

一种高超声速飞行器可折叠空气舵

技术领域

[0001] 本发明涉及空气舵技术领域,特别涉及一种高超声速飞行器可折叠空气舵。

背景技术

[0002] 近年来高超声速飞行器技术受到越来越多国家重视,已经从概念原理的基础研究探索阶段,发展到高超声速导弹、高超声速侦查机、高超声速运输机、跨大气层飞行器、空天飞机等工程技术开发应用阶段。随着应用场景增加,方便储藏运输的高超声速飞行器可折叠空气舵成为研究重点。

[0003] 可折叠空气舵是高超声速飞行器实现姿态调整的重要执行机构,决定着飞行的可靠性、稳定性、操纵性及轨迹精度。随着飞行速度的增加,折叠舵面临着严苛的气动力热环境,目前能够满足高超声速应用条件的可折叠空气舵较少,也是该领域的研究难点和热点,所以开发一种可以快速展开锁紧可靠,能够承受高温大过载的折叠舵意义重大。

发明内容

[0004] 鉴于以上问题,本申请旨在提供一种高超声速飞行器可折叠空气舵,可实现快速展开锁紧功能,连接稳定可靠性高,能够满足飞行器在高温大过载环境中高超声速稳定飞行要求。

[0005] 本申请提供一种高超声速飞行器可折叠空气舵,所述空气舵包括,

舵柄组件,具有与飞行器连接的第一端和相对远离的第二端,以及第一中心面和用于隔热的舵柄隔热层;所述第二端上设有传动轴,所述传动轴的轴线方向为第一方向;

舵面组件,具有第二中心面和用于隔热的舵面隔热层,所述第二中心面具有与所述第一中心面呈第一夹角的折叠状态,和与所述第一中心面呈第二夹角的展开状态;所述第一夹角大于所述第二夹角;

舵面固定组件,包括用于连接舵面组件的舵面连接部和用于隔热的舵面固定组件隔热层;所述舵面固定组件绕所述传动轴可转动连接;

所述舵面固定组件和舵柄组件上分别设置有配合使用的轴向锁紧结构和轴向锁紧孔,所述轴向锁紧孔的轴线平行于所述第一方向;所述舵面组件和舵柄组件上分别设置有配合使用的径向锁紧结构和径向锁紧孔,所述径向锁紧孔设置在所述第二端,且其轴线垂直于所述第一方向;

当所述舵面组件处于展开状态时,所述轴向锁紧结构和轴向锁紧孔配合锁紧,所述径向锁紧结构和径向锁紧孔配合锁紧。

[0006] 根据本实施例提供的技术方案,所述轴向锁紧结构包括:

转筒,与所述传动轴可转动连接;

轴向锁紧腔,沿所述第一方向设置在所述转筒内邻近所述第二端的一侧,所述轴向锁紧腔邻近所述第二端的一侧设有轴向弹出口;

扭簧结构,沿所述第一方向设置在所述转筒内远离所述第二端的一侧;所述传动

轴穿过所述转筒与所述扭簧结构的内部通过花键配合连接;所述扭簧结构与所述转筒可转动连接;

轴向压簧,在所述舵面组件呈折叠状态时,呈压缩状态,位于所述轴向锁紧腔内;所述轴向压簧的一端与所述轴向锁紧腔的内壁可拆卸连接;

轴向锁紧销,与所述轴向压簧的另一端可拆卸连接,对应所述轴向锁紧孔设置;所述轴向锁紧销在所述舵面组件呈折叠状态时,与所述轴向锁紧孔错开,在所述舵面组件呈展开状态时,从所述轴向弹出口弹出与所述轴向锁紧孔配合连接。

[0007] 根据本实施例提供的技术方案,在所述舵柄组件第二端的两侧分别设有所述传动轴;所述舵面固定组件上对应所述传动轴均设有所述轴向锁紧结构,从两个方向同时轴向锁紧所述舵面组件,可以进一步提高所述舵面组件与所述舵柄组件的连接强度,保证空气舵在高超声速飞行过程中的可靠性和稳定性,从而保证飞行轨迹的精度。

[0008] 根据本实施例提供的技术方案,所述径向锁紧结构包括:

径向锁紧腔,对应所述径向锁紧孔设置在所述舵面组件邻近所述第二端的一侧;所述径向锁紧腔邻近所述第二端的一侧设有径向弹出口;

径向压簧,在所述舵面组件呈折叠状态时,呈压缩状态,位于所述径向锁紧腔内;所述径向压簧的一端与所述径向锁紧腔的内壁可拆卸连接;

径向锁紧销,与所述径向压簧的另一端可拆卸连接,对应所述径向锁紧孔设置;所述径向锁紧销在所述舵面组件呈折叠状态时,与所述径向锁紧孔错开,在所述舵面组件呈展开状态时,从所述径向弹出口弹出与所述径向锁紧孔配合连接。

[0009] 根据本实施例提供的技术方案,所述舵柄组件沿所述第一方向设有贯穿所述传动轴和所述第二端的第一通孔;所述舵面组件设有贯穿所述第一通孔的长销轴,所述长销轴既可以保证装配调试过程中所述舵面组件与所述舵柄组件的同轴度,也可以提高所述空气舵的整体连接强度。

[0010] 根据本实施例提供的技术方案,所述轴向锁紧销和所述径向锁紧销分别设有用于容纳所述轴向压簧端部和用于容纳所述径向压簧端部的内孔。

[0011] 根据本实施例提供的技术方案,所述径向锁紧结构还包括与所述径向锁紧腔内壁连接的压簧挡块,所述径向压簧相对远离所述径向锁紧销的一端与所述压簧挡块顶接,便于在装配调试过程中拆卸所述径向压簧。

[0012] 根据本实施例提供的技术方案,所述第二端设有用于调整所述舵面组件折叠状态的凹槽,根据需要调整所述凹槽的结构和尺寸,可以使得所述舵面组件达到需要的折叠角度。

[0013] 根据本实施例提供的技术方案,所述内孔的孔壁上设有第二通孔,用于在装配调试过程中使用工具将所述径向锁紧销或轴向锁紧销退到所述径向锁紧腔或所述轴向锁紧腔。

[0014] 根据本实施例提供的技术方案,所述舵面组件和所述舵面固定组件对应所述径向锁紧腔和轴向锁紧腔分别设有可拆卸的径向锁紧腔盖板和轴向锁紧腔盖板,便于所述径向锁紧结构和轴向锁紧结构的装配调试及维护。

[0015] 根据本实施例提供的技术方案,所述舵面组件还包括用于隔热的尾缘防热板和前缘防热板以及用于保护空气舵不被磕碰和磨损的防磨条。

[0016] 综上,本申请公开有一种高超声速飞行器可折叠空气舵,基于上述方案产生的有益效果是,所述空气舵包括舵面组件、舵柄组件和舵面固定组件,所述舵面固定组件通过舵柄组件上的传动轴与所述舵柄组件可转动连接,所述舵面组件通过所述舵面固定组件上的舵面连接部连接到所述舵柄组件上,从而实现所述舵面组件绕所述传动轴转动折叠,所述舵面组件设有用于径向锁紧所述舵面组件的径向锁紧结构,所述舵面固定组件设有用于轴向锁紧所述舵面组件的轴向锁紧结构,而所述舵柄组件上对应设有分别与所述径向锁紧结构和轴向锁紧结构配合的径向锁紧孔和轴向锁紧孔,从而实现在所述舵面组件展开后从多个方向锁紧,显著提高所述舵面组件展开后的连接强度和稳定性,保障了所述舵面组件在高超声速飞行过程中的可靠性;本申请采用模块化设计,便于装配,整体结构紧凑,密封性好,而且所述舵面组件、舵柄组件、舵面固定组件分别设有舵面隔热层、舵柄隔热层、舵面固定组件隔热层,有效降低在高超声速飞行过程中气动热对内部结构的影响,提高了飞行器在飞行过程中的稳定性和可靠性,保证了飞行轨迹的精度,满足了飞行器在高温大过载环境中高超声速稳定飞行要求。

附图说明

[0017] 通过阅读参照以下附图所作的对非限制性实施例所作的详细描述,本申请的其它特征、目的和优点将会变得更明显。

[0018] 图1为本申请提供的一种高超声速飞行器可折叠空气舵的结构示意图。

[0019] 图2为本申请实施例高超声速飞行器可折叠空气舵的舵面组件结构示意图。

[0020] 图3为本申请实施例高超声速飞行器可折叠空气舵的舵面固定组件结构示意图。

[0021] 图4为本申请实施例高超声速飞行器可折叠空气舵的舵柄组件结构示意图。

[0022] 图5为本申请实施例高超声速飞行器可折叠空气舵的展开状态示意图。

[0023] 图6为本申请实施例高超声速飞行器可折叠空气舵的折叠状态示意图。

[0024] 图7为本申请实施例高超声速飞行器可折叠空气舵的舵面组件及舵柄组件侧面结构示意图。

[0025] 图8为本申请实施例第一轴向锁紧结构的截面示意图。

[0026] 图中,1、舵面组件;2、长销轴;3、第一转动部;4、第一转筒;41、第一轴向锁紧腔盖板;42、第一轴向锁紧腔;421、第一轴向压簧;422、第一轴向锁紧销;43、第一扭簧结构;44、第一夹板;45、第二夹板;46、第一扭簧;5、径向锁紧腔隔热层;6、第一端;7、第二端;71、第一传动轴;72、第二传动轴;73、径向锁紧孔;74、舵柄隔热层;8、第二转筒;81、第二轴向锁紧腔盖板;82、第二轴向锁紧腔;821、第二轴向压簧;822、第二轴向锁紧销;84、第三夹板;85、第四夹板;86、第二轴向孔;9、第二转动部;10、前缘隔热板;11、防磨条;12、第一连接板;13、径向锁紧腔盖板;14、径向锁紧结构;141、径向锁紧销;142、径向压簧;15、径向锁紧腔;16、第二连接板;17、舵面骨架;18、尾缘隔热板;19、压簧挡块;20、舵面隔热层;21、舵面固定组件隔热层;22、第一中心面;23、第二中心面。

具体实施方式

[0027] 下面结合附图和实施例对本申请作进一步的详细说明。可以理解的是,此处所描述的具体实施例仅用于解释相关发明,而非对该发明的限定。另外还需要说明的是,为了便

于描述,附图中仅示出了与发明相关的部分。下面参考附图并结合实施例来详细说明本申请。

[0028] 如图1~8所示的一种高超声速飞行器可折叠空气舵,包括舵面组件1、舵柄组件、舵面固定组件。

[0029] 舵柄组件,具有与飞行器连接的第一端6和相对远离的第二端7,以及第一中心面22和用于隔热的舵柄隔热层74;所述第二端7上设有传动轴,所述传动轴的轴线方向为第一方向;具体的,所述舵柄隔热层74包裹所述第二端7暴露在外部的部分及部分第一端6。

[0030] 舵面组件1,具有第二中心面23和用于隔热的舵面隔热层20,所述第二中心面23具有与所述第一中心面22呈第一夹角的折叠状态,和与所述第一中心面22呈第二夹角的展开状态,当所述舵面组件1处于展开状态时,所述第一中心面22与所述第二中心面23重合,如图7所示,设定所述第二夹角的角度为 0° ;当所述舵面组件1处于折叠状态时,所述第一中心面22与所述第二中心面23呈第一夹角 α ,所述第一夹角 α 的角度大于 0° 。

[0031] 舵面固定组件,包括用于连接舵面组件1的舵面连接部和用于隔热的舵面固定组件隔热层21;所述舵面固定组件绕所述传动轴可转动连接;

所述舵面固定组件和舵柄组件上分别设置有配合使用的轴向锁紧结构和轴向锁紧孔,所述轴向锁紧孔的轴线平行于所述第一方向;所述舵面组件1和舵柄组件上分别设置有配合使用的径向锁紧结构14和径向锁紧孔73,所述径向锁紧孔73设置在所述第二端,且其轴线垂直于所述第一方向。

[0032] 当所述舵面组件1处于展开状态时,所述轴向锁紧结构和轴向锁紧孔配合锁紧,所述径向锁紧结构14和径向锁紧孔73配合锁紧。

[0033] 进一步的,在所述舵柄组件第二端7的两侧分别设有所述传动轴,所述舵面固定组件上对应第二端7两侧的所述传动轴均设有所述轴向锁紧结构,具体的,设置在所述第二端7两侧的传动轴分别为第一传动轴71和第二传动轴72,所述第一传动轴71和所述第二传动轴72同轴且端部均设有键槽;所述轴向锁紧结构包括对应所述第一传动轴71和所述第二传动轴72设置在所述舵面固定组件上的第一轴向锁紧结构和第二轴向锁紧结构,所述轴向锁紧孔包括对应所述第一轴向锁紧结构和第二轴向锁紧结构分别设置在所述舵柄组件第二端7两侧的第一轴向锁紧孔和第二轴向锁紧孔,所述第一轴向锁紧孔与所述第二轴向锁紧孔轴线方向平行且与所述第一方向平行,为了更清楚描述本方案,如图1、图3、图4所示,

所述第一轴向锁紧结构包括:

第一转筒4,沿所述第一方向设有第一轴向孔,所述第一传动轴71穿过所述第一轴向孔与所述第一转筒4可转动连接;

第一轴向锁紧腔42,沿所述第一方向设置在所述第一转筒4内邻近所述第二端7的一侧,所述第一轴向锁紧腔42邻近所述第二端7的一侧设有第一轴向弹出口;

第一扭簧结构43,沿所述第一方向设置在所述第一转筒4内远离所述第二端7的一侧,且内部设有与所述第一传动轴71键槽配合的键;所述键槽与键组成花键结构;所述第一传动轴71穿过所述第一轴向孔与所述第一扭簧结构43的内部通过花键结构配合连接,实现所述第一扭簧结构43与所述第一传动轴71的固定连接;如图8所示,所述第一扭簧结构43包括第一扭簧46,所述第一扭簧46的一端与所述第一转筒4内部固定连接,另一端与所述第一扭簧结构内部固定连接,当所述第一转筒4绕所述第一传动轴71转动使所述舵面组件1处于

折叠状态时,所述第一扭簧46会产生一个使所述舵面组件1展开的扭矩,从而保证空气舵在使用时所述舵面组件1能够及时的自动展开;

第一轴向压簧421,在所述舵面组件1呈折叠状态时,呈压缩状态,位于所述第一轴向锁紧腔42内;所述第一轴向压簧421的一端与所述第一轴向锁紧腔42的内壁可拆卸连接;

第一轴向锁紧销422,与所述第一轴向压簧421的另一端可拆卸连接,对应所述第一轴向锁紧孔设置;所述第一轴向锁紧销422在所述舵面组件1呈折叠状态时,与所述第一轴向锁紧孔错开,在所述舵面组件1呈展开状态时,从所述第一轴向弹出口弹出与所述第一轴向锁紧孔配合连接,实现所述舵面组件1轴向锁紧。

[0034] 进一步的,如图3所示,所述第一轴向锁紧结构设有并列的两组所述第一轴向锁紧腔42、第一轴向压簧421和第一轴向锁紧销422,对应的,所述舵柄组件第二端7设有两个与所述第一轴向锁紧销422配合的第一轴向锁紧孔。

[0035] 所述第二轴向锁紧结构包括:

第二转筒8,沿所述第一方向设有第二轴向孔86,如图8所示,所述第二传动轴72穿过所述第二轴向孔86与所述第二转筒8可转动连接;

第二轴向锁紧腔82,沿所述第一方向设置在所述第二转筒8内邻近所述第二端7的一侧,所述第二轴向锁紧腔82邻近所述第二端7的一侧设有第二轴向弹出口;

第二扭簧结构,沿所述第一方向设置在所述第二转筒8内远离所述第二端7的一侧,且内部设有与所述第二传动轴72键槽配合的键;所述键槽与键组成花键结构;所述第二传动轴72穿过所述第二轴向孔86与所述第二扭簧结构的内部通过花键结构配合连接,实现所述第二扭簧结构与所述第二传动轴72的固定连接;所述第二扭簧结构包括第二扭簧,所述第二扭簧的一端与所述第二转筒8内部固定连接,另一端与所述第二扭簧结构内部固定连接,当所述第二转筒8绕所述第二传动轴72转动使所述舵面组件1处于折叠状态时,所述第二扭簧会产生一个使所述舵面组件1展开的扭矩,从而保证空气舵在使用时所述舵面组件1能够及时的自动展开;所述舵面组件1处于折叠状态时,所述第一扭簧46与所述第二扭簧共同作用,为所述舵面组件1能够及时的自动展开提供足够的力;

第二轴向压簧821,在所述舵面组件1呈折叠状态时,呈压缩状态,位于所述第二轴向锁紧腔82内;所述第二轴向压簧821的一端与所述第二轴向锁紧腔82的内壁可拆卸连接;

第二轴向锁紧销822,与所述第二轴向压簧821的另一端可拆卸连接,对应所述第二轴向锁紧孔设置;所述第二轴向锁紧销822在所述舵面组件1呈折叠状态时,与所述第二轴向锁紧孔错开,在所述舵面组件1呈展开状态时,从所述第二轴向弹出口弹出与所述第二轴向锁紧孔配合连接,实现所述舵面组件1轴向锁紧。

[0036] 所述第一轴向锁紧销422和所述第二轴向锁紧销822共同轴向锁紧所述舵面组件1,可以显著提高舵面组件1与所述舵柄组件的强度,从而提高空气舵的可靠性和稳定性。

[0037] 进一步的,如图3所示,所述第二轴向锁紧结构设有并列的两组所述第二轴向锁紧腔82、第二轴向压簧821和第二轴向锁紧销822,对应的,所述舵柄组件第二端7设有两个与所述第二轴向锁紧销822配合的第二轴向锁紧孔。

[0038] 如图2所示,所述径向锁紧结构14包括:

径向锁紧腔15,对应所述径向锁紧孔73设置在所述舵面组件1邻近所述第二端7的一侧;所述径向锁紧腔15邻近所述第二端7的一侧设有径向弹出口;

径向压簧142,在所述舵面组件1呈折叠状态时,呈压缩状态,位于所述径向锁紧腔15内;所述径向压簧142的一端与所述径向锁紧腔15的内壁可拆卸连接;

径向锁紧销141,与所述径向压簧142的另一端可拆卸连接,对应所述径向锁紧孔73设置;所述径向锁紧销141在所述舵面组件1呈折叠状态时,与所述径向锁紧孔73错开,在所述舵面组件1呈展开状态时,从所述径向弹出口弹出与所述径向锁紧孔73配合连接,实现所述舵面组件1的径向锁紧。

[0039] 进一步的,所述舵面组件1还包括舵面骨架17,所述舵面骨架17外侧设有所述舵面防热层20;所述舵面骨架17邻近所述第二端7的一侧设有径向锁紧腔15;所述径向锁紧腔15内设有五组并列的径向压簧142和径向锁紧销141,对应的,如图6所示,所述舵柄组件第二端7设有五组与所述径向锁紧销141配合的径向锁紧孔73;

由于高超声速飞行器速度高,动压大,导致舵面载荷大,仅仅从径向锁紧舵面组件1还不能提供足够的强度,不能保证空气舵高超声速飞行过程的稳定性和可靠性,所以本申请通过对传动轴和扭簧结构的合理设计和布局,在舵面固定组件上设计轴向锁紧结构,在舵面组件1上设计径向锁紧结构14,实现从径向和轴向多个方向共同锁紧舵面组件1,从而提供足够的连接强度,保证空气舵整体的稳定性和可靠性。

[0040] 进一步的,如图1、图2、图3、图4所示,所述舵面骨架17还包括第一转动部3和第二转动部9;所述第一转动部3沿所述第一方向设有第三通孔,所述第二转动部9设有与所述第三通孔同轴的第四孔,所述第四孔设有内螺纹。所述舵柄组件沿所述第一方向设有贯穿所述第一传动轴71、所述第二端7和所述第二传动轴72的第一通孔;所述长销轴2贯穿所述第三通孔、所述第一通孔与所述第四孔螺纹连接,从而进一步提高所述空气舵的整体连接强度和可靠性,保证所述舵面组件1、所述舵面固定组件及舵柄组件之间的同轴度,防止在舵面组件折叠过程同轴度发生变化而影响后期飞行器在高超声速飞行时的稳定性和轨迹精度。

[0041] 进一步的,所述轴向锁紧销和所述径向锁紧销分别设有用于容纳所述轴向压簧端部和用于容纳所述径向压簧端部的内孔,具体的,所述轴向锁紧销包括第一轴向锁紧销422和第二轴向锁紧销822,如图3所示,所述第一轴向锁紧销422与所述第一轴向压簧421连接的一端设有用于容纳所述第一轴向压簧421端部的内孔,便于所述第一轴向压簧421的装配和固定;所述第二轴向锁紧销822与所述第二轴向压簧821连接的一端设有用于容纳所述第二轴向压簧821端部的内孔,便于所述第二轴向压簧821的装配和固定;所述径向锁紧销141与所述径向压簧142连接的一端设有用于容纳所述径向压簧142端部的内孔,便于所述径向压簧142的装配和固定。

[0042] 进一步的,所述第一轴向锁紧销、所述第二轴向锁紧销和所述径向锁紧销的内孔孔壁上周向均设有4个第二通孔,便于在装配和试验调试过程中使用工具将所述第一轴向锁紧销422、所述第二轴向锁紧销822、所述径向锁紧销141分别退回到所述第一轴向锁紧腔42、所述第二轴向锁紧腔82、所述径向锁紧腔15。

[0043] 进一步的,如图2、图5所示,所述径向锁紧结构14还包括与所述径向锁紧腔15内壁螺纹可拆卸连接的五个压簧挡块19,所述压簧挡块19分别对应五个所述径向压簧142设置,所述径向压簧142相对远离所述径向锁紧销141的一端与所述压簧挡块19顶紧连接,所述压簧挡块19设有插入所述径向压簧142内部的凸出部,以防止所述径向压簧142发生位移而影

响径向锁紧功能,设置可拆卸的所述压簧挡块19,也可便于所述径向压簧142的装配、拆卸和调整。

[0044] 进一步的,如图7所示,所述第二端7设有用于调整所述舵面组件折叠角度凹槽,在满足舵柄组件强度的条件下可以根据需要调整凹槽的具体尺寸和结构,使折叠角度最大化,最大折叠角度可大于 110° ,以减小所述飞行器的装配体积,便于所述飞行器的装载和运输。

[0045] 进一步的,所述轴向锁紧腔盖板包括第一轴向锁紧腔盖板41和第二轴向锁紧腔盖板81,具体的,如图3所示,所述第一转筒4前后两侧设有一对可拆卸的第一轴向锁紧腔盖板41,便于两组所述第一轴向锁紧销422和第一轴向压簧421的装配、调试更换和维护,所述第二转筒8前后两侧设有一对可拆卸的第二轴向锁紧腔盖板81,便于两组所述第二轴向锁紧销822和第二轴向压簧821的装配、调试更换和维护,所述第一轴向锁紧腔盖板41和所述第二轴向锁紧腔盖板81均采用耐热材料制成,可在高超飞行过程中对内部结构进行热防护,防止内部金属受气动热后强度降低,影响锁紧功能和效果。

[0046] 进一步的,如图3所示,所述舵面固定组件外侧设有舵面固定组件隔热层21,可防止所述第一轴向锁紧结构42、所述第二轴向锁紧结构82、所述第一转筒4及所述第二转筒8金属结构受气动热后强度降低,影响锁紧功能和效果。

[0047] 进一步的,如图2所示,所述舵面骨架17还包括用于封闭所述径向锁紧腔15且可拆卸的径向锁紧腔盖板13,所述径向锁紧腔盖板13外表面设有径向锁紧腔隔热层5,便于五组所述径向锁紧销141和所述径向压簧及压簧挡块19的装配、调试更换和维护,同时也防止所述径向锁紧结构14受气动热后强度降低,影响自动锁紧功能和效果。

[0048] 进一步的,如图2所示,所述舵面组件1还包括尾缘隔热板18、前缘隔热板10、防磨条11,所述尾缘隔热板18与所述舵面骨架17尾部通过高强螺栓固定连接,用于防止气动热从舵面尾部进入空气舵内部;所述前缘隔热板10与所述舵面骨架17前端通过高强螺栓固定连接,用于承受高速飞行过程中激波对舵面前端的高温加热和冲刷,提高前端的耐高温和抗变形能力;所述防磨条11与所述舵面骨架17顶部连接,所述防磨条11具有一定柔软性,用于保护空气舵在出筒、装载及运输过程中不被磕碰和磨损。

[0049] 进一步的,如图2、图3所示,所述舵面连接部包括设置于所述第一转筒4上的第一舵面连接部和设置于所述第二转筒8上的第二舵面连接部;所述舵面骨架17设有与第一舵面连接部连接的第一连接板12和与第二舵面连接部连接的第二连接板16。

[0050] 所述第一舵面连接部包括与所述第一转筒4顶部连接的第一夹板44和第二夹板45,所述第一夹板44和所述第二夹板45形成用于容纳所述第一连接板12的空间;所述第二舵面连接部包括与所述第二转筒8顶部连接的第三夹板84和第四夹板85,所述第三夹板84和所述第四夹板85形成用于容纳所述第二连接板16的空间。所述第一连接板12通过螺栓与所述第一夹板44和所述第二夹板45固定连接,提高了所述舵面骨架17与所述第一转筒4的连接强度及可靠性,所述第二连接板16通过螺栓与所述第三夹板84和所述第四夹板85固定连接,提高了所述舵面骨架17与所述第二转筒8的连接强度,从而提高了空气舵的整体连接强度及可靠性。

[0051] 进一步的,所述舵面骨架17选用钛合金等高强度轻质金属材料制成;所述舵柄组件选用镍基合金等耐高温、高强度的金属材料制成;所述舵面隔热层20、所述舵面固定组件

隔热层21、所述舵柄隔热层74采用耐高温耐冲刷的材料制成；所述尾缘隔热板18和所述前缘隔热板10采用石英材料制成。

[0052] 综合以上实施例可以看出，本申请提供一种高超声速飞行器可折叠空气舵，所述空气舵包括舵面组件1、舵柄组件、舵面固定组件，所述舵面固定组件内的第一转筒4和第二转筒8分别通过第一传动轴71和第二传动轴72可转动连接到所述舵柄组件上，所述第一扭簧结构43和所述第二扭簧结构分别设置在所述第一转筒4和第二转筒8内，并通过花键结构分别与第一传动轴71和第二传动轴72连接固定到所述舵柄组件上，所述舵面组件1通过所述舵面固定组件上的第一舵面连接部和第二舵面连接部连接到所述舵柄组件，实现所述舵面组件1绕所述第一传动轴71和所述第二传动轴72转动折叠，当所述舵面组件1呈折叠状态时，所述第一轴向压簧421、所述第二轴向压簧821、所述径向压簧142均呈压缩状态，当所述舵面组件1呈展开状态时，所述第一轴向压簧421、所述第二轴向压簧821、所述径向压簧142分别将所述第一轴向锁紧销422、第二轴向锁紧销822、径向锁紧销141压入对应的第一轴向锁紧孔、第二轴向锁紧孔、径向锁紧孔，实现从3个方向同时锁紧所述舵面组件1，显著提高了所述舵面组件1展开后与舵柄组件的连接强度，而且通过长销轴2连接所述舵面组件1、所述舵面固定组件和所述舵柄组件，进一步提高了空气舵的整体连接强度，进而提高飞行器在高超声速飞行过程中的稳定性和可靠性，而且本申请通过模块化设计，将第一扭簧结构43和第二扭簧机结构设计在空气舵内部，整体结构紧凑，密封性好，便于装配。而在所述舵面组件1、舵柄组件、舵面固定组件分别设有舵面隔热层20、舵柄隔热层74、舵面固定组件隔热层21，其中，舵面组件1还设有尾缘隔热板18和前缘隔热板10，有效降低了飞行器在高超声速飞行过程中气动热对内部结构的影响，提高了飞行过程的稳定性、可靠性及轨迹精度，满足了在高温大过载环境中高超声速稳定飞行要求。

[0053] 本发明的上述实施例仅是为清楚地说明本发明所作的举例，而并非是对本发明的实施方式的限定，对于所属领域的普通技术人员来说，在上述说明的基础上还可以做出其它不同形式的变化或变动，这里无法对所有的实施方式予以穷举，凡是属于本发明的技术方案所引申出的显而易见的变化或者变动仍处于本发明的保护范围之列。

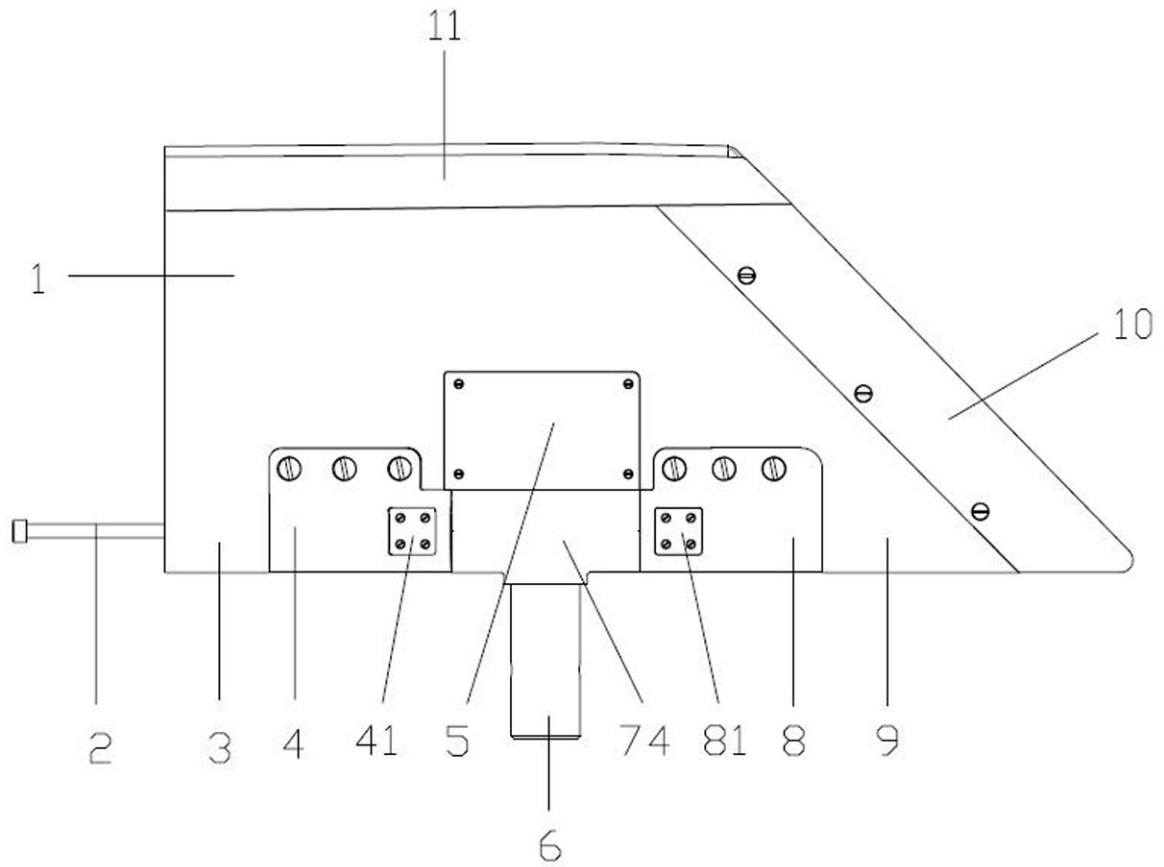


图1

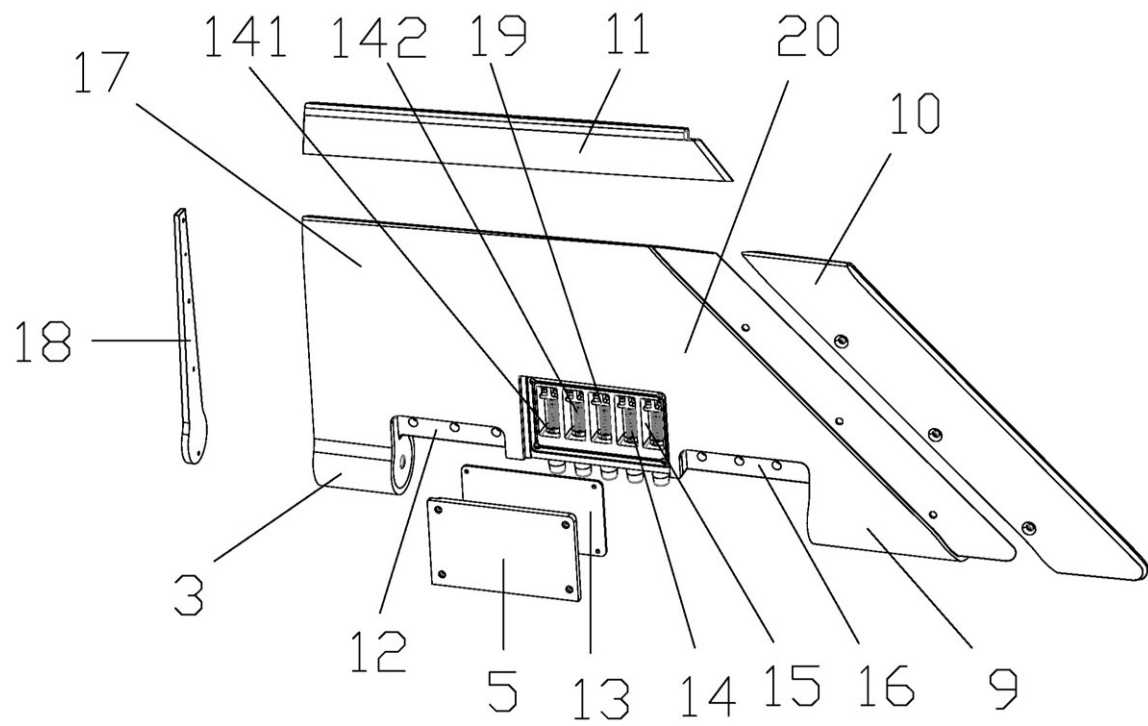


图2

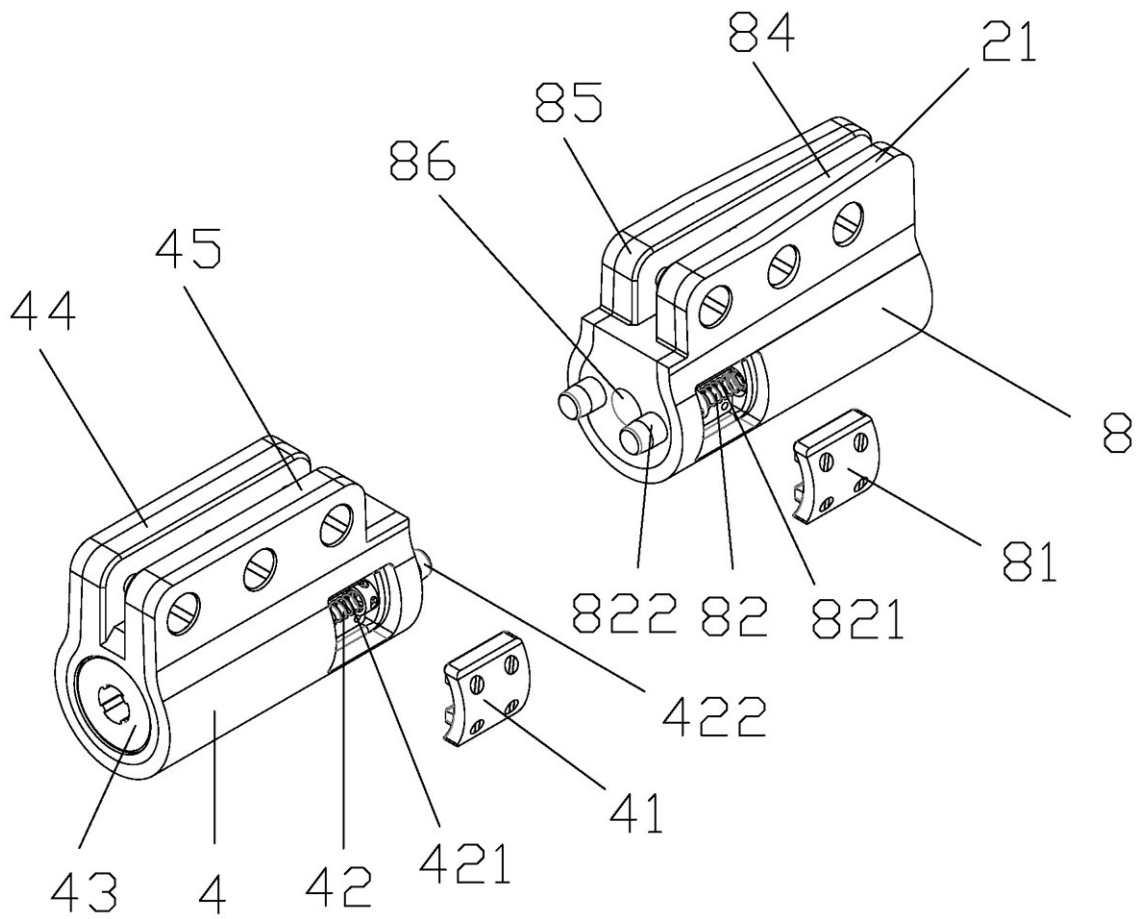


图3

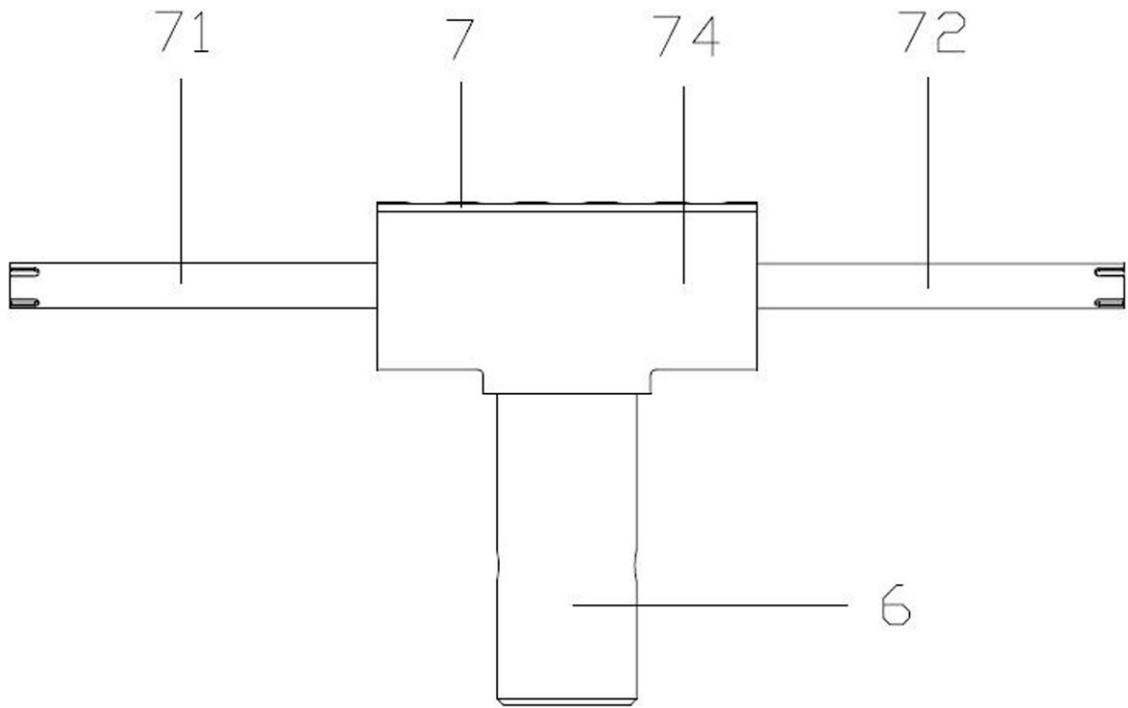


图4

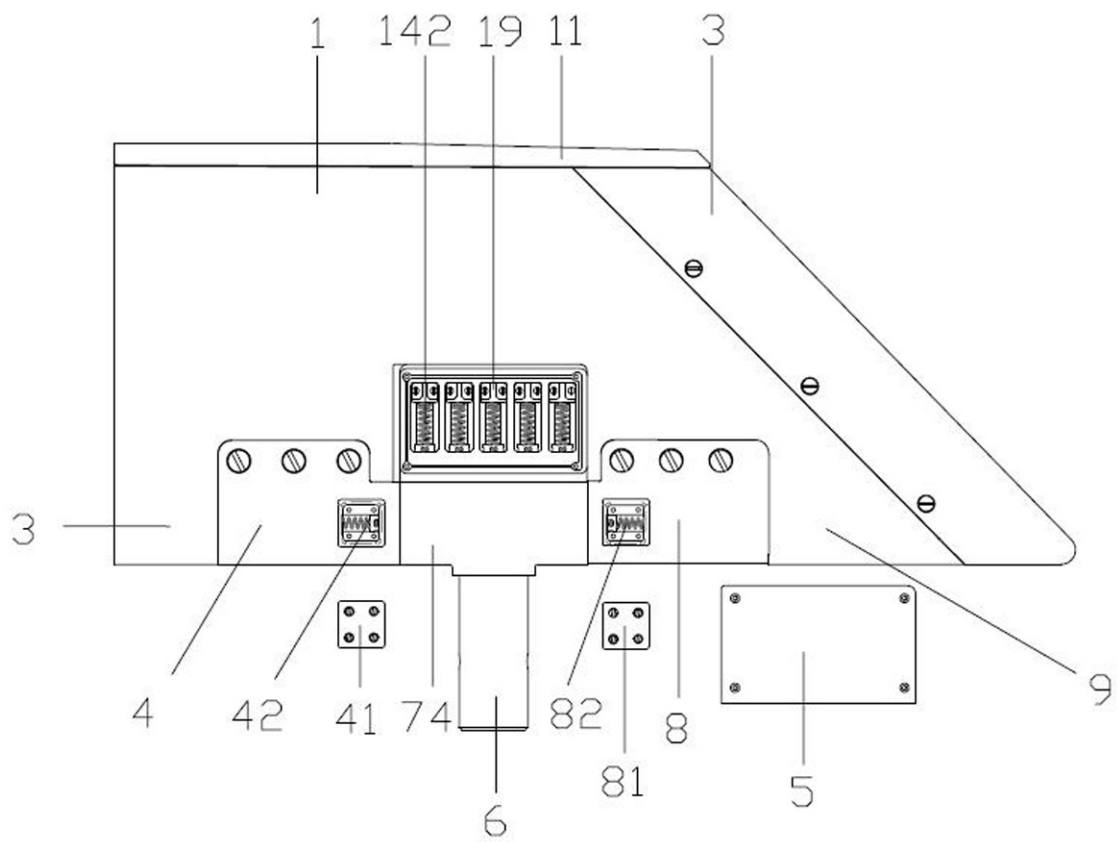


图5

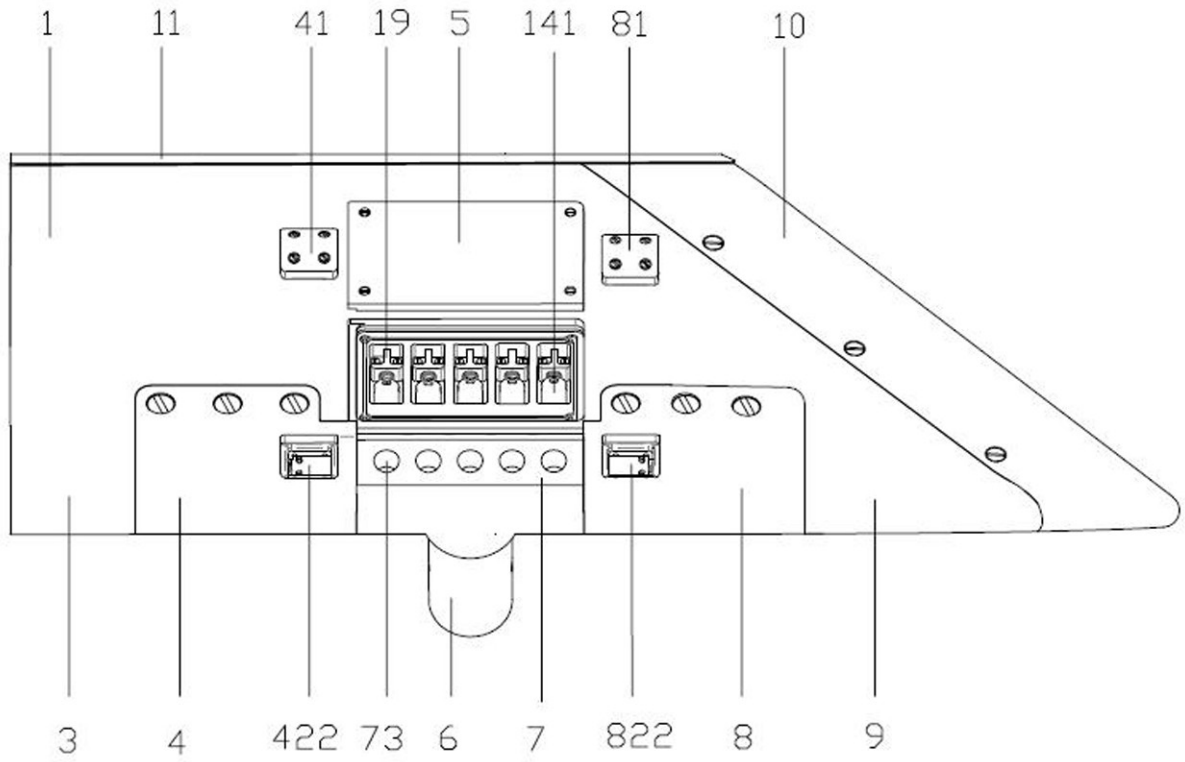


图6

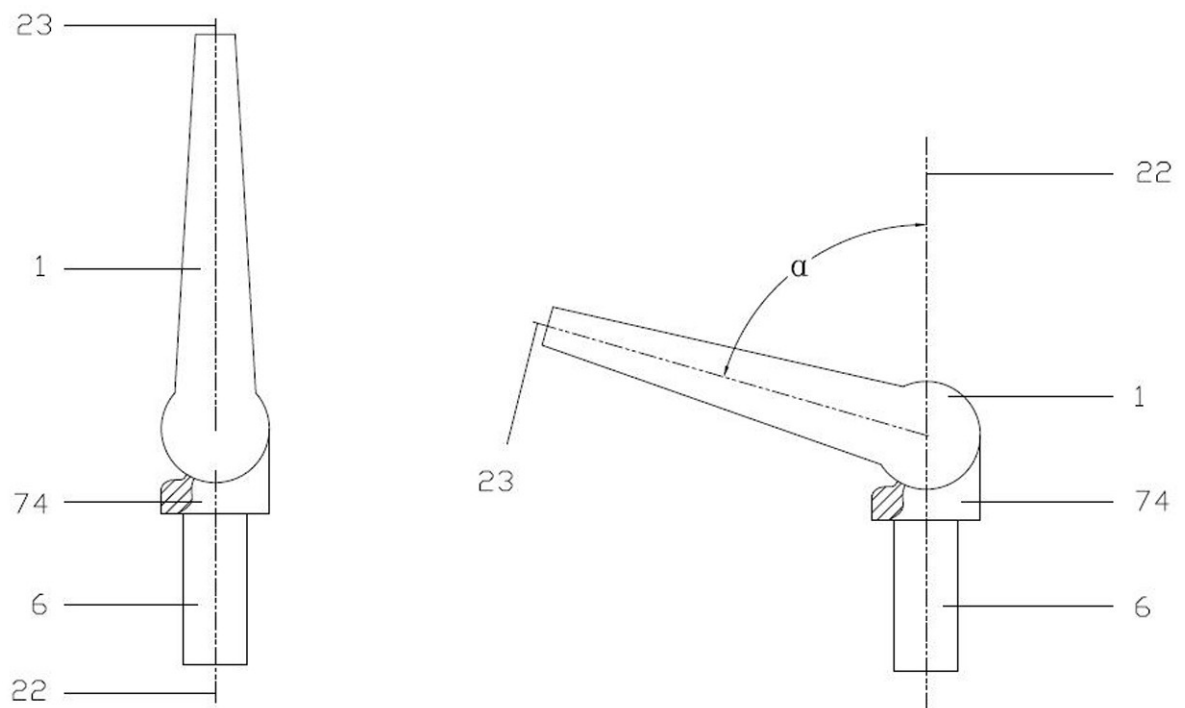


图7

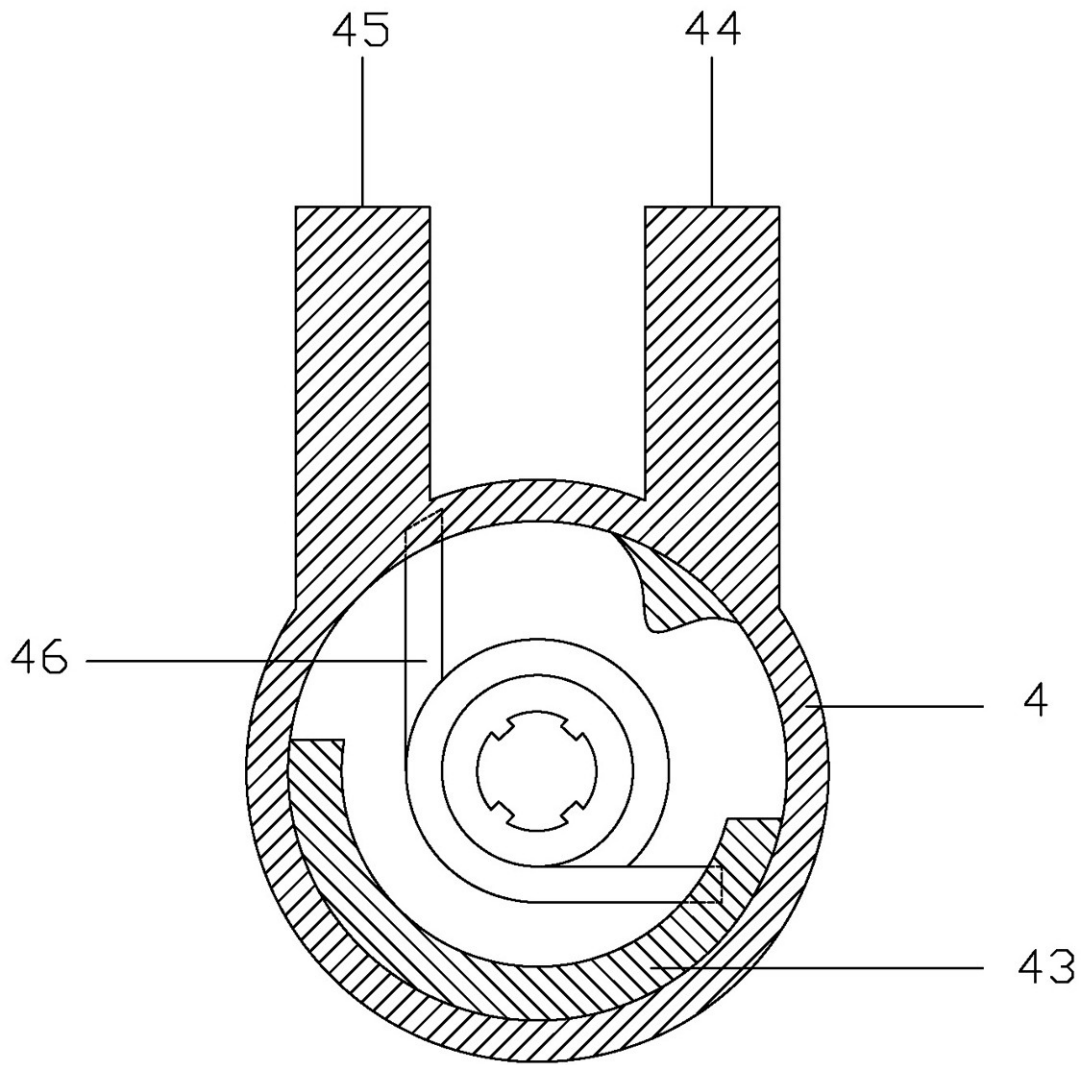


图8