(19)国家知识产权局

(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 113443119 B
(45)授权公告日 2022.07.29

(21)申请号 202110660511.6
(22)申请日 2021.06.15
(65)同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 113443119 A
(43)申请公布日 2021.09.28
(73)专利权人 中国科学院力学研究所
地址 100190 北京市海淀区北四环西路15号
(72)发明人 李广利 崔凯 田中伟
(74)专利代理机构 北京和信华成知识产权代理事务所(普通合伙) 11390
专利代理师 胡剑辉
(51)Int.Cl.
B64C 1/38(2006.01)
B64C 5/10(2006.01)
B64D 27/20(2006.01)
F02K 9/97(2006.01)

审查员 韩熙玥

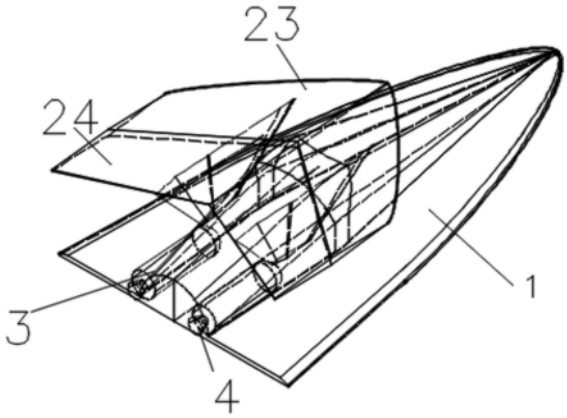
权利要求书2页 说明书5页 附图3页

(54)发明名称

一种基于火箭增程的新型高速飞行器的控制方法

(57)摘要

本发明实施例公开了一种基于火箭增程的新型高速飞行器及其控制方法,新型高速飞行器包括机体,与机体连接且位于机体上方的捕获翼,以及位于机体尾部的火箭发动机;其中,火箭发动机的尾部设置有喷管;捕获翼包括固定部和设置于固定部上且向外延展的可调节部,可调节部中至少朝向机体的一侧的面的弧度可调节。本发明通过对捕获翼的结构设置,基于可调节部的弧面的可调节,实现捕获翼相对于机体的弧面调整,在加速等过程中,能够更好地通过相对面的调整降低强激波阻力,并且,能够在飞行过程中,通过弧面的调整,使飞行翼端部向内的涡流进一步引导,并至少部分转化为捕获翼的捕获气流,协同捕获翼进一步提高整体的升阻比。



CN 113443119 B

1.一种基于火箭增程的新型高速飞行器的控制方法,其特征在于,所述新型高速飞行器包括机体(1),与所述机体(1)连接且位于所述机体(1)上方的捕获翼(2),以及位于所述机体(1)尾部的火箭发动机(3);其中,

所述火箭发动机(3)的尾部设置有喷管(4);

所述捕获翼(2)包括固定部(21)和设置于所述固定部(21)上且向外延展的可调节部(22),所述可调节部(22)中至少朝向所述机体(1)的一侧的面的弧度可调节;

所述控制方法包括:

S100、当机体(1)的飞行速度达到第一预设值时,控制火箭发动机(3)对机体(1)的飞行速度进行加速;

S200、在加速的过程中通过调节捕获翼(2)中可调节部(22)相对于机体(1)的面的弧度;

S300、当飞行速度加速至第二预设值时,重新调节捕获翼(2)中可调节部(22)相对于机体(1)的面的弧度,保持平稳的飞行状态;

S400、实时检测平稳状态下的飞行速度,当飞行速度低于第一预设值时,重复步骤S100-S300。

2.根据权利要求1所述的一种控制方法,其特征在于,所述捕获翼(2)沿所述机体(1)的中轴线方向对称布置,且所述捕获翼(2)沿所述机体(1)的延伸方向自前向后包括顺次设置的后掠部(23)和延伸部(24),所述后掠部(23)的外缘自前向后向外延展,所述延伸部(24)的外缘与所述机体(1)的中轴线平行设置。

3.根据权利要求2所述的一种控制方法,其特征在于,所述延伸部(24)的尾部形成为对称的燕尾形结构,所述燕尾形结构自中心向外侧延伸形成的夹角为大于45°,且小于90°。

4.根据权利要求2所述的一种控制方法,其特征在于,所述可调节部(22)包括自所述固定部(21)向外延伸的蒙皮(221),贴合于所述蒙皮(221)下表面上的撑杆(222),以及一端连接于所述固定部(21)上,另一端延伸至所述撑杆(222)中远离所述固定部(21)一端的长度可调节的伸缩杆(223)。

5.根据权利要求4所述的一种控制方法,其特征在于,每根所述撑杆(222)与连接于所述撑杆(222)上的伸缩杆(223)形成为一组延展组件(224),每组所述延展组件(224)连接形成的面斜向后延伸,且与所述机体(1)的中轴线形成有30°-60°的夹角;

多组所述延展组件(224)自前向后间隔设置有多组。

6.根据权利要求1-5中任意一项所述的一种控制方法,其特征在于,所述火箭发动机(3)上的喷管(4)的轴线方向与所述机体(1)的轴线方向形成有夹角,且所述喷管(4)的喷口朝向背离所述机体(1)中轴线的一侧延伸。

7.根据权利要求6所述的一种控制方法,其特征在于,所述火箭发动机(3)至少包括安装于所述机体(1)尾部,且轴线方向与所述机体(1)的轴线方向相同的燃烧室(31),设置于所述燃烧室(31)中的点火装置,以及连接于所述燃烧室(31)侧壁中靠近尾部一端上的喷管(4)。

8.根据权利要求7所述的一种控制方法,其特征在于,所述燃烧室(31)的侧壁上形成有开口(32),且自所述开口(32)向外延伸形成有截面积逐渐减小的收缩段(33),所述收缩段(33)中远离所述开口(32)的一端套接有至少部分位于所述收缩段(33)中的喉衬(34),所述

喉衬(34)的另一端安装有截面积逐渐增大的扩张段(35)。

9.根据权利要求8所述的一种控制方法,其特征在于,所述喉衬(34)的两端各自位于所述收缩段(33)和所述扩张段(35)中,所述收缩段(33)和所述扩张段(35)中相对的端部还各自延伸形成有用于包裹所述喉衬(34)的紧定连接部(36),所述紧定连接部(36)通过连接件(37)固定安装;

所述紧定连接部(36)的内表面形成有多个形成为阶梯结构的卡环(38),所述喉衬(34)的外表面形成有与所述卡环(38)相契合的卡圈。

一种基于火箭增程的新型高速飞行器的控制方法

技术领域

[0001] 本发明实施例涉及高速飞行器结构技术领域，具体涉及一种基于火箭增程的新型高速飞行器及其控制方法。

背景技术

[0002] 高速飞行器主要指各类超音速或高超音速飞行器。通常把马赫数M为1.2～5.0的飞行称为超音速飞行；马赫数M大于5.0的飞行称为高超音速飞行。新型高速飞行器构型设计是目前飞行器研制的热点问题，尤其是带动力的高升阻比构型设计。

[0003] 现有技术中，通过在飞行器上方布置捕获翼，可以有效提升升阻比，然而，由于捕获翼本身形状相对固定，且主要是捕获飞行器来流方向的气体，因此，在实际使用中，其还是具有一定的局限性。

[0004] 同时，在飞行器飞行翼的端部，会产生涡流，在发动机启动过程中，由于受到气流影响，会进一步增加涡流效应，产生强激波阻力。而对于高速飞行器而言，捕获翼的尾部附近为低压区，不仅不能产生升力，还会由于自身的湿润面积带来一定的摩擦阻力，因此，其气动性能本身就相对不高，再基于强激波阻力的存在，更是会导致压差阻力急剧增加，导致升阻比性能下降，并且在加速等过程中这种现象尤为明显。

发明内容

[0005] 为此，本发明实施例提供一种基于火箭增程的新型高速飞行器及其控制方法，通过对捕获翼的结构设置，基于可调节部的弧面的可调节，实现捕获翼相对于机体的弧面调整，在加速等过程中，能够更好地通过相对面的调整降低强激波阻力，并且，能够在飞行过程中，通过弧面的调整，使飞行翼端部向内的涡流进一步引导，并至少部分转化为捕获翼的捕获气流，协同捕获翼进一步提高整体的升阻比。

[0006] 为了实现上述目的，本发明的实施方式提供如下技术方案：

[0007] 在本发明实施例的一个方面，提供了一种基于火箭增程的新型高速飞行器，包括机体，与所述机体连接且位于所述机体上方的捕获翼，以及位于所述机体尾部的火箭发动机；其中，

[0008] 所述火箭发动机的尾部设置有喷管；

[0009] 所述捕获翼包括固定部和设置于所述固定部上且向外延展的可调节部，所述可调节部中至少朝向所述机体的一侧的面的弧度可调节。

[0010] 作为本发明的一种优选方案，所述捕获翼沿所述机体的中轴线方向对称布置，且所述捕获翼沿所述机体的延伸方向自前向后包括顺次设置的后掠部和延伸部，所述后掠部的外缘自前向后向外延展，所述延伸部的外缘与所述机体的中轴线平行设置。

[0011] 作为本发明的一种优选方案，所述延伸部的尾部形成为对称的燕尾形结构，所述燕尾形结构自中心向外侧延伸形成的夹角为大于45°，且小于90°。

[0012] 作为本发明的一种优选方案，所述可调节部包括自所述固定部向外延伸的蒙皮，

贴合于所述蒙皮下表面上的撑杆，以及一端连接于所述固定部上，另一端延伸至所述撑杆中远离所述固定部一端的长度可调节的伸缩杆。

[0013] 作为本发明的一种优选方案，每根所述撑杆与连接于所述撑杆上的伸缩杆形成为一组延展组件，每组所述延展组件连接形成的面斜向后延伸，且与所述机体的中轴线形成有30°-60°的夹角；

[0014] 多组所述延展组件自前向后间隔设置有多组。

[0015] 作为本发明的一种优选方案，所述火箭发动机上的喷管的轴线方向与所述机体的轴线方向形成有夹角，且所述喷管的喷口朝向背离所述机体中轴线的一侧延伸。

[0016] 作为本发明的一种优选方案，所述火箭发动机至少包括安装于所述机体尾部，且轴线方向与所述机体的轴线方向相同的燃烧室，设置于所述燃烧室中的点火装置，以及连接于所述燃烧室侧壁中靠近尾部一端上的喷管。

[0017] 作为本发明的一种优选方案，所述燃烧室的侧壁上形成有开口，且自所述开口向外延伸形成有截面积逐渐减小的收缩段，所述收缩段中远离所述开口的一端套接有至少部分位于所述收缩段中的喉衬，所述喉衬的另一端安装有截面积逐渐增大的扩张段。

[0018] 作为本发明的一种优选方案，所述喉衬的两端各自位于所述收缩段和所述扩张段中，所述收缩段和所述扩张段中相对的端部还各自延伸形成有用于包裹所述喉衬的紧定连接部，所述紧定连接部通过连接件固定安装；

[0019] 所述紧定连接部的内表面形成有多个形成为阶梯结构的卡环，所述喉衬的外表面形成有与所述卡环相契合的卡圈。

[0020] 在本发明实施例的另一个方面，还提供了一种基于火箭增程的新型高速飞行器的控制方法，采用根据上述所述的新型高速飞行器，所述控制方法包括：

[0021] S100、当机体的飞行速度达到第一预设值时，控制火箭发动机对机体的飞行速度进行加速；

[0022] S200、在加速的过程中通过调节捕获翼中可调节部相对于机体的面的弧度；

[0023] S300、当飞行速度加速至第二预设值时，重新调节捕获翼中可调节部相对于机体的面的弧度，保持平稳的飞行状态；

[0024] S400、实时检测平稳状态下的飞行速度，当飞行速度低于第一预设值时，重复步骤S100-S300。

[0025] 本发明的实施方式具有如下优点：

[0026] 基于捕获翼的结构设计，通过可调节部相对于机体上翼面的弧面调节，能够针对性根据飞行状态进行相应的调整，从而对飞行过程中的气流变化进行更好的利用和转换；同时，采用火箭发动机，能够适应于更为宽泛的领域，并且，其经过喷管喷射，反向推动气流实现飞行器的移动，会进一步相对改变机体尾部的气流，协同配合捕获翼的调整，能够根据实际情况更好地实现对局部气流的捕获或是转化。

附图说明

[0027] 为了更清楚地说明本发明的实施方式或现有技术中的技术方案，下面将对实施方式或现有技术描述中所需要使用的附图作简单地介绍。显而易见地，下面描述中的附图仅仅是示例性的，对于本领域普通技术人员来讲，在不付出创造性劳动的前提下，还可以根据

提供的附图引伸获得其它的实施附图。

[0028] 本说明书所绘示的结构、比例、大小等，均仅用以配合说明书所揭示的内容，以供熟悉此技术的人士了解与阅读，并非用以限定本发明可实施的限定条件，故不具技术上的实质意义，任何结构的修饰、比例关系的改变或大小的调整，在不影响本发明所能产生的功效及所能达成的目的下，均应仍落在本发明所揭示的技术内容得能涵盖的范围内。

[0029] 图1为本发明实施例提供的其中一种新型高速飞行器的结构示意图；

[0030] 图2为本发明实施例提供的新型高速飞行器的侧视图；

[0031] 图3为本发明实施例提供的其中一种捕获翼的局部侧视图；

[0032] 图4为本发明实施例提供的其中一种捕获翼的仰视图；

[0033] 图5为本发明实施例提供的火箭发动机的喷管的局部结构示意图；

[0034] 图6为图5中A部分的局部放大图。

[0035] 图中：

[0036] 1-机体；2-捕获翼；3-火箭发动机；4-喷管；

[0037] 21-固定部；22-可调节部；23-后掠部；24-延伸部；

[0038] 221-蒙皮；222-撑杆；223-伸缩杆；224-延展组件；

[0039] 31-燃烧室；32-开口；33-收缩段；34-喉衬；35-扩张段；36-紧定连接部；37-连接件；38-卡环。

具体实施方式

[0040] 以下由特定的具体实施例说明本发明的实施方式，熟悉此技术的人士可由本说明书所揭露的内容轻易地了解本发明的其他优点及功效，显然，所描述的实施例是本发明一部分实施例，而不是全部的实施例。基于本发明中的实施例，本领域普通技术人员在没有做出创造性劳动前提下所获得的所有其他实施例，都属于本发明保护的范围。

[0041] 如图1-图6所示，本发明提供了一种基于火箭增程的新型高速飞行器，包括机体1，与所述机体1连接且位于所述机体1上方的捕获翼2，以及位于所述机体1尾部的火箭发动机3；其中，

[0042] 所述火箭发动机3的尾部设置有喷管4；

[0043] 所述捕获翼2包括固定部21和设置于所述固定部21上且向外延展的可调节部22，所述可调节部22中至少朝向所述机体1的一侧的面的弧度可调节。

[0044] 在飞行过程中，为了使得捕获翼2能够更好地配合机体1的运行方式的调整，其具体调节方式如下：

[0045] S100、当机体1的飞行速度达到第一预设值时，在本研究的具体的实施例中，基于对飞行模型的计算，选择的是飞行速度达到4马赫(当然，可以在范围较小的一定区间内浮动，正常情况下浮动区间不超过0.3马赫)，此时，控制火箭发动机3点火并对机体1的飞行速度进行加速；

[0046] S200、在加速的过程中通过调节捕获翼2中可调节部22相对于机体1的面的弧度；这一阶段的调节主要是为了对加速过程中产生的涡流等进行利用，调节弧度变大对机体1的飞行翼端部的绕流进行一定的引导，使其能够至少部分转换为对捕获翼2的升力，提高整体飞行器的升阻比；

[0047] S300、当飞行速度加速至第二预设值(具体的应用中,优选为8马赫左右)时,重新调节捕获翼2中可调节部22相对于机体1的面的弧度,保持平稳的飞行状态;此时弧度调小,保持整体的平稳飞行,同时一定的弧度仍然能够引导飞行翼端部的一定的涡流状态的气流,提高飞行器在高马赫条件下的飞行时长;

[0048] S400、实时检测平稳状态下的飞行速度,当飞行速度低于第一预设值时,重复步骤S100-S300。

[0049] 在本发明的一种优选的实施例中,由于捕获翼2本身主要是用于捕获飞行方向前侧的来流,因此,为了能够更好地捕获高压区,进一步提高升阻比,所述捕获翼2沿所述机体1的中轴线方向对称布置,且所述捕获翼2沿所述机体1的延伸方向自前向后包括顺次设置的后掠部23和延伸部24,所述后掠部23的外缘自前向后向外延展,所述延伸部24的外缘与所述机体1的中轴线平行设置。以与机体1的中轴线相垂直的线作为水平线,进一步地,后掠部23斜向后倾斜的角度小于50°,从而更好地在减小飞行过程中的气流阻力的前提下,能够有效捕获高压区。

[0050] 进一步优选的实施例中,为了配合对捕获的高压区的利用,更好地通过降低整体重量和摩擦阻力等因素来提高升阻比和对来流的利用,所述延伸部24的尾部形成为对称的燕尾形结构,所述燕尾形结构自中心向外侧延伸形成的夹角为大于45°,且小于90°。

[0051] 这里的可调节部22只要能够实现捕获翼2整体弧度的调节即可,例如,一种优选的实施例中,所述可调节部22包括自所述固定部21向外延伸的蒙皮221,贴合于所述蒙皮221下表面上的撑杆222,以及一端连接于所述固定部21上,另一端延伸至所述撑杆222中远离所述固定部21一端的长度可调节的伸缩杆223。当然,这里的蒙皮221和撑杆222采用具有韧性的材料。

[0052] 由于捕获翼2并非仅需要调节相对的弧面大小即可,其主要作用在于对来流的捕获以获得高压区,从而提高整体的升阻比,因此,其本身需要尽可能避免自身阻力带来的影响,进而,在本发明的一种优选的实施例中,每根所述撑杆222与连接于所述撑杆222上的伸缩杆223形成为一组延展组件224,每组所述延展组件224连接形成的面斜向后延伸,且与所述机体1的中轴线形成有30°-60°的夹角;

[0053] 多组所述延展组件224自前向后间隔设置有多组。

[0054] 这一夹角的相对设置,能够在保证弧面可调的前提下,进一步降低自身的阻力影响,更好地实现对高压区的捕获。

[0055] 由于在整个捕获翼2的调整过程中,其主要是基于对气流的应用和适应,因此,在一种更为优选的实施例中,所述火箭发动机3上的喷管4的轴线方向与所述机体1的轴线方向形成有夹角,且所述喷管4的喷口朝向背离所述机体1中轴线的一侧延伸。通过向外开口的喷管4的设置,能够进一步在运转过程中,对喷管4附近的气流进行进一步的引导和适应。常规的向后直接喷射,在加速情况下,会导致飞行翼附近的涡流现象更为显著,而这里由于其并非直接向后喷射,因此,这部分的喷射会进一步带来机体1中飞行翼端部的涡流状态的气流的演变,并能够在此基础上,基于上述捕获翼2的调节对整个气流进行更好的引导和利用,从而通过喷射方向的稍微调整来协同捕获翼2的调节达到更好的降阻效果。当然,这里的倾斜角不宜过大,优选为不大于20°。

[0056] 一种更为优选的实施例中,所述火箭发动机3至少包括安装于所述机体1尾部,且

轴线方向与所述机体1的轴线方向相同的燃烧室31，设置于所述燃烧室31中的点火装置，以及连接于所述燃烧室31侧壁中靠近尾部一端上的喷管4。

[0057] 由于喷管4为侧向开放，因此，一种更为优选的实施例中，为了更好地提高结构的稳定性，同时，能够更好地引导燃烧室中燃气的流动，所述燃烧室31的侧壁上形成有开口32，且自所述开口32向外延伸形成有截面积逐渐减小的收缩段33，所述收缩段33中远离所述开口32的一端套接有至少部分位于所述收缩段33中的喉衬34，所述喉衬34的另一端安装有截面积逐渐增大的扩张段35。

[0058] 进一步优选的实施例中，所述喉衬34的两端各自位于所述收缩段33和所述扩张段35中，所述收缩段33和所述扩张段35中相对的端部还各自延伸形成有用于包裹所述喉衬34的紧定连接部36，所述紧定连接部36通过连接件37固定安装；

[0059] 所述紧定连接部36的内表面形成有多个形成为阶梯结构的卡环38，所述喉衬34的外表面形成有与所述卡环38相契合的卡圈。上述设置方式通过多层结构的设置更好地提高整个结构的稳定性。

[0060] 虽然，上文中已经用一般性说明及具体实施例对本发明作了详尽的描述，但在本发明基础上，可以对之作一些修改或改进，这对本领域技术人员而言是显而易见的。因此，在不偏离本发明精神的基础上所做的这些修改或改进，均属于本发明要求保护的范围。

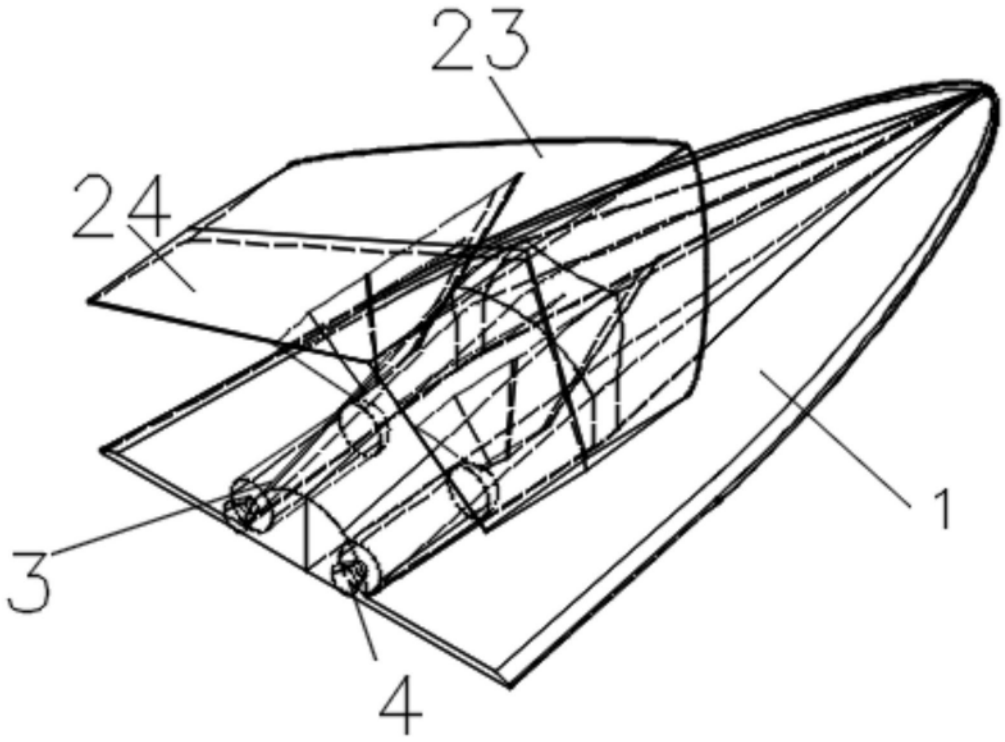


图1

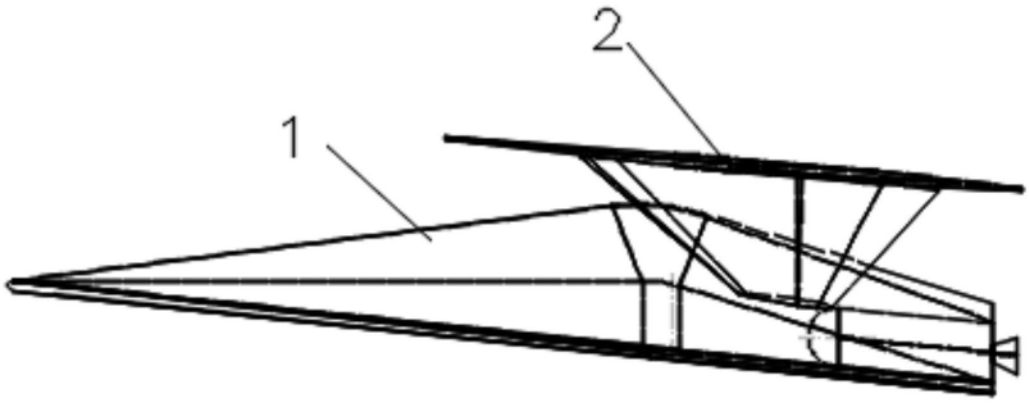


图2

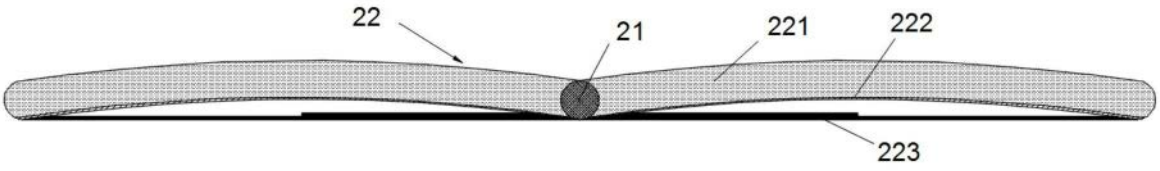


图3

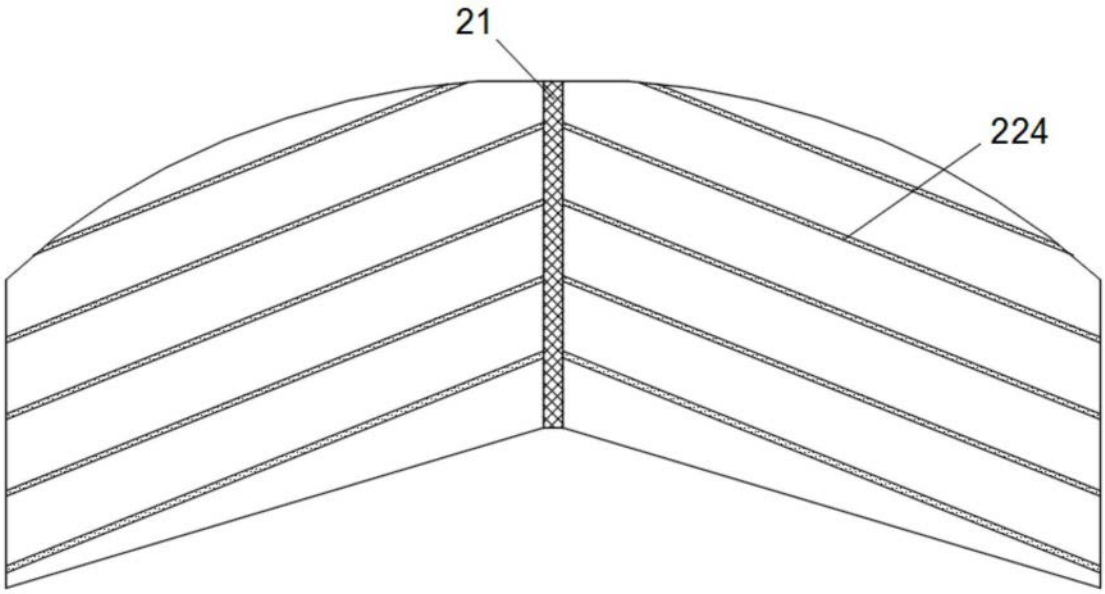


图4

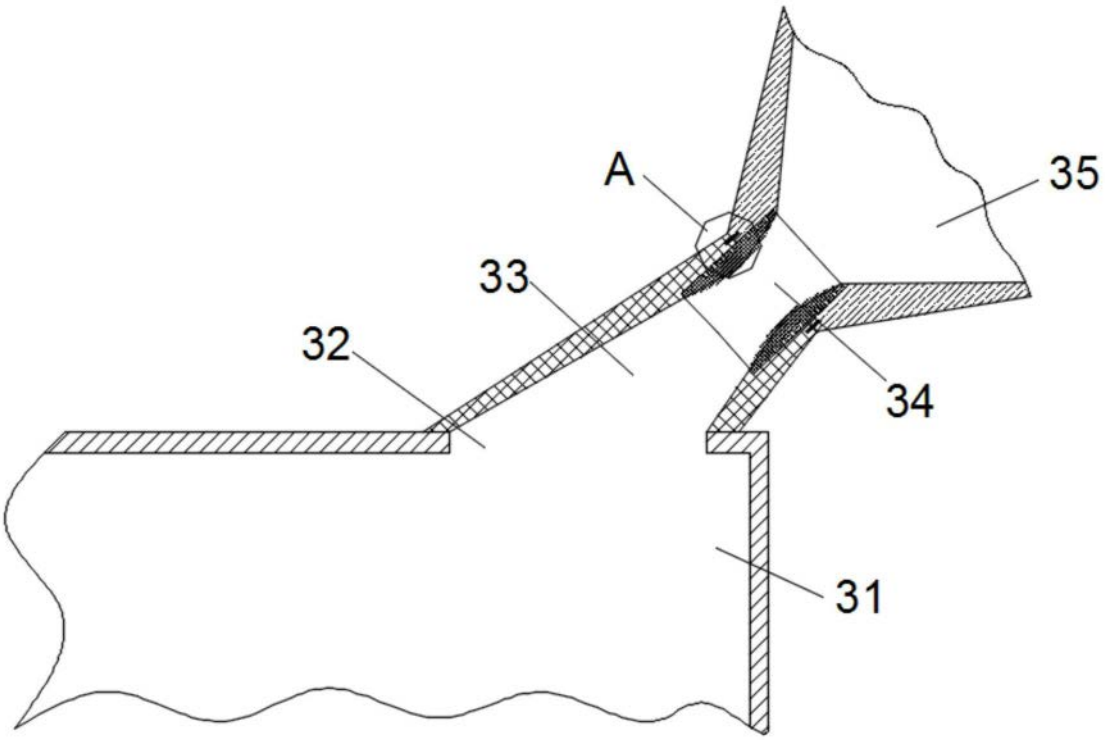


图5

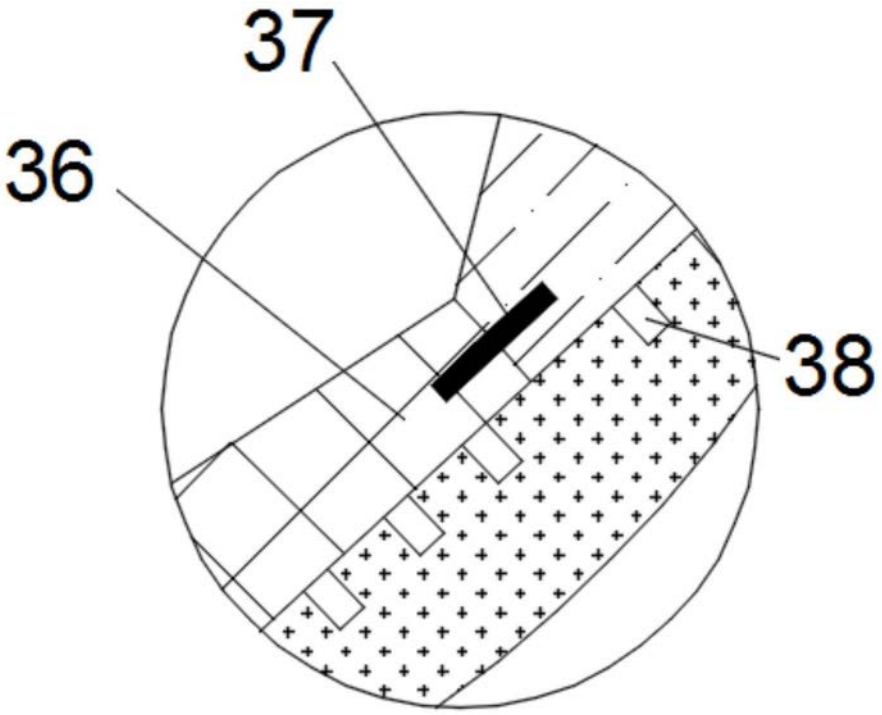


图6