



(21) 申请号 201410557537.8

(22) 申请日 2014.10.20

(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 崔凯 肖尧 李广利

(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

代理人 胡剑辉

(51) Int. Cl.

B64C 3/56(2006.01)

审查员 倪芳原

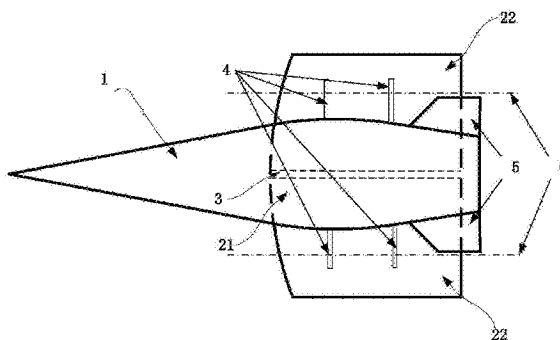
权利要求书2页 说明书6页 附图5页

(54) 发明名称

可折叠上置翼高速飞行器

(57) 摘要

本发明涉及一种可折叠上置翼高速飞行器,包括飞行器机体和上置翼,飞行器机体具有至少上壁面形成成为楔形的前体;上置翼设置在飞行器机体上,用于捕获经过所述前体后形成的高气压,从而产生对飞行器机体的升力。上置翼包括固定翼和两折叠翼,固定翼通过一支撑板固定在所述飞行器机体上壁面上方;两折叠翼分别位于固定翼两侧,且均与固定翼之间铰接;两折叠翼分别通过至少一伸缩支杆与飞行器机体连接;伸缩支杆一端与折叠翼内壁铰接,另一端与飞行器上壁面固定连接。通过伸缩支杆的伸缩控制上置翼折叠和展开,适用于发射空间受约束的小型高速飞行器,并提高了小型高速飞行器的气动性能。



1. 一种可折叠上置翼高速飞行器,包括:  
飞行器机体,所述飞行器机体具有前体,该前体至少上壁面形成成为楔形;  
上置翼,设置在所述飞行器机体上,用于捕获经过所述前体后形成的高气压,从而产生对所述飞行器机体的升力;其特征在于:  
所述上置翼包括:  
固定翼,通过一支撑板固定在所述飞行器机体上壁面上方;  
两折叠翼,分别位于所述固定翼两侧,且均与所述固定翼之间铰接;两折叠翼分别通过至少一伸缩支杆与所述飞行器机体连接;  
所述伸缩支杆一端与所述折叠翼内壁铰接,另一端与所述飞行器上壁面固定连接,所述伸缩支杆包括:  
套筒,底部固定在所述飞行器机体上;  
内杆,下部套设于所述套筒内,上部与所述折叠翼内壁铰接;  
弹性部件,位于套筒内,且位于内杆下方;  
限位组件,设置在所述内杆与套筒之间,用于限定所述内杆与套筒之间的轴向移动;所述限位组件包括至少一个限位销和一限位弹簧;所述内杆至少底部为实心体,且所述实心体上设置有穿设孔,该穿设孔自所述实心体外周侧向所述实心体中心轴线处延伸;所述限位弹簧和限位销依次穿入所述穿设孔内,且所述限位销端部与所述套筒内壁抵触;所述套筒内壁设置有限位槽,所述限位销随所述内杆相对于套筒的轴向移动能在所述限位弹簧的恢复力作用下伸入所述限位槽内;  
止挡组件,设置在所述弹性部件上,与所述内杆底部连接,用于根据飞行器的工作状态压缩或释放所述弹性部件。
2. 根据权利要求1所述的可折叠上置翼高速飞行器,其特征在于:  
所述固定翼与两所述折叠翼均呈弧面,且弧度均相同;  
所述飞行器机体的横截面呈圆形;  
所述固定翼相对于过所述飞行器机体中心轴线的纵截面对称设置,且所述支撑板沿过所述飞行器机体中心轴线的纵截面方向延伸。
3. 根据权利要求1或2所述的可折叠上置翼高速飞行器,其特征在于:  
所述穿设孔的数量与所述限位销的数量相同。
4. 根据权利要求3所述的可折叠上置翼高速飞行器,其特征在于:  
所述穿设孔为两个,且中心线位于同一直线上,共同形成一通孔;  
所述限位弹簧设置于两限位销之间。
5. 根据权利要求4所述的可折叠上置翼高速飞行器,其特征在于:  
所述止挡组件包括挡片、立柱和电磁铁;所述立柱由导磁材料制成;  
所述立柱顶端与所述挡片固定连接,所述立柱底端根据所述飞行器的工作状态与所述电磁铁吸合或分离;  
所述弹性部件为柱弹簧,所述立柱穿设于所述弹性部件内部;  
所述电磁铁设置在所述飞行器机体上,并与所述飞行器的控制器电连接。
6. 根据权利要求5所述的可折叠上置翼高速飞行器,其特征在于:  
所述套筒及内杆均呈圆柱形;

所述穿设孔沿所述内杆的径向设置。

7. 根据权利要求6所述的可折叠上置翼高速飞行器, 其特征在于:  
所述限位槽为环形, 沿所述套筒内壁一周设置。

## 可折叠上置翼高速飞行器

### 技术领域

[0001] 本发明涉及小型高速飞行器技术,尤其是一种可折叠上置翼高速飞行器。

### 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。高超音速流的激波和附面层有强烈干扰,使分析变得更加复杂,飞行器前缘由于气流受到强烈的压缩,会出现温度达数千摄氏度的激波层,这样高的温度会使周围的空气分子分解甚至电离,给飞行器的设计和制造带来许多新问题。

[0003] 新型高速飞行器构型设计是目前飞行器研制的热点问题,尤其是不同动力或无动力滑翔类超音速飞行器或高超音速飞行器的高升力、高升阻比构型设计。这类飞行器一般采用冲压发动机(在飞行马赫数大于5的高超音速飞行条件下一般考虑采用超燃冲压发动机)、火箭发动机作为动力。高速飞行器亦包括无动力高速滑翔飞行器。本发明所提出的装置可用于上述各类飞行器的气动性能改善。

[0004] 高速飞行器而言的主要功能是远程快速运输。因此在保证大容积和有效载重的条件下获得较高的气动性能是其非常关键的一个指标。针对这一问题,曾提出一种升力补偿型飞行器构型方案,参见发明名称为《升力补偿型高速飞行器》,申请号为:201210558618.0的专利文献,该方案主要是在大容积需求的飞行器设计条件下,利用机体上壁面压缩产生的高压,通过增加上置翼的方式使飞行器的升力获得大幅提升,并同时使飞行器的升阻比获得增加。

[0005] 上置翼产生升力的原理是利用机体压缩产生的高压,因而其边缘轮廓线(即前缘线)一般贴近于激波面,因而,上置翼的包络轮廓也大于飞行器机体。但在实际中,对于小型飞行器采用发射筒、弹仓等发射装置时,受限于发射空间,飞行器的包络圆半径必须保证在一定范围内。因而,在上置翼的实际使用中,应考虑这一因素对其进行修正,分别考虑发射前和发射后的不同状态和需求进行设计,本发明主要针对这一背景和需求提出。

### 发明内容

[0006] 本发明提供一种可折叠上置翼高速飞行器,用于克服现有技术中的缺陷,适用于发射空间受约束的小型高速飞行器,并提高了小型高速飞行器的气动性能。

[0007] 本发明提供一种可折叠上置翼高速飞行器,包括:

[0008] 飞行器机体,所述飞行器机体具有前体,该前体至少上壁面形成为楔形;

[0009] 上置翼,设置在所述飞行器机体上,用于捕获经过所述前体后形成的高气压,从而产生对所述飞行器机体的升力;

[0010] 所述上置翼包括:

[0011] 固定翼,通过一支撑板固定在所述飞行器机体上壁面上方;

[0012] 两折叠翼,分别位于所述固定翼两侧,且均与所述固定翼之间铰接;两折叠翼分别

通过至少一伸缩支杆与所述飞行器机体连接；

[0013] 所述伸缩支杆一端与所述折叠翼内壁铰接，另一端与所述飞行器上壁面固定连接；所述伸缩支杆包括：

[0014] 套筒，底部固定在所述飞行器机体上；

[0015] 内杆，下部套设于所述套筒内，上部与所述折叠翼内壁铰接；

[0016] 弹性部件，位于套筒内，且位于内杆下方；

[0017] 限位组件，设置在所述内杆与套筒之间，用于限定所述内杆与套筒之间的轴向移动；所述限位组件包括至少一个限位销和一限位弹簧，所述内杆至少底部为实心体，且所述实心体上设置有穿设孔，该穿设自所述实心体外周侧向所述实心体中心轴线处延伸；所述限位弹簧和限位销依次穿入所述穿设孔内，且所述限位销端部与所述套筒内壁抵触；所述套筒内壁设置有限位槽，所述限位销随所述内杆相对与套筒的轴向移动能在所述限位弹簧的恢复力作用下伸入所述限位槽内；

[0018] 止挡组件，设置在所述弹性部件上，与所述内杆底部连接，用于根据飞行器的工作状态压缩或释放所述弹性部件；。

[0019] 其中：

[0020] 所述固定翼与两所述折叠翼均呈弧面，且弧度均相同；

[0021] 所述飞行器机体的横截面呈圆形；

[0022] 所述固定翼相对于过所述飞行器机体中心轴线的纵截面对称设置，且所述支撑板沿过所述飞行器机体中心轴线的纵截面方向延伸。

[0023] 进一步地：

[0024] 特别是：

[0025] 所述穿设孔的数量与所述限位销的数量相同。

[0026] 优选地：

[0027] 所述穿设孔为两个，且中心线位于同一直线上，共同形成一通孔；

[0028] 所述限位弹簧设置于两限位销之间。

[0029] 进一步优选地：

[0030] 所述止挡组件包括挡片、立柱和电磁铁；所述立柱由导磁材料制成；

[0031] 所述立柱顶端与所述挡片固定连接，所述立柱底端根据所述飞行器的工作状态与所述电磁铁吸合或分离；

[0032] 所述弹性部件为柱弹簧，所述立柱穿设于所述弹性部件内部；

[0033] 所述电磁铁设置在所述飞行器机体上，并与所述飞行器的控制器电连接。

[0034] 上述实施例中：

[0035] 所述套筒及内杆均呈圆柱形；

[0036] 所述穿设孔沿所述内杆的径向设置。

[0037] 其中：

[0038] 所述限位槽为环形，沿所述套筒内壁一周设置。

[0039] 本发明提供的可折叠上置翼高速飞行器，在发射前，伸缩支杆处于收缩状态，使得上置翼折叠，即两折叠翼收折于固定翼下方，当发射后，伸缩支杆处于拉伸状态，进而推动上置翼的折叠部分充分展开，使得两折叠翼展开在固定翼两侧，并与固定翼一起形成上置

翼,用于捕获经过前体后形成的高气压,从而产生对飞行器机体的升力,使飞行器的升力大幅增加,并明显提高飞行器的升阻比;本发明提供的是一种可兼顾发射空间约束和气动性能要求的可折叠上置翼高速飞行器,其主要应用范围为各类高速军用/探测用高速飞行器,特别适合用于小型空射高超声速飞行器设计。

#### 附图说明

- [0040] 图1为本发明实施例提供的可折叠上置翼高速飞行器的主视图;
- [0041] 图2为图1中飞行器处于发射后状态的仰视图;
- [0042] 图3为图1中飞行器处于发射前状态的左视图;
- [0043] 图4为图1中飞行器处于发射后状态的左视图;
- [0044] 图5a为固定翼与折叠翼之间的连接结构示意图;
- [0045] 图5b为图5a的左视图;
- [0046] 图6为折叠翼与伸缩支杆之间的连接结构示意图;
- [0047] 图7为伸缩支杆在飞行器处于发射前状态的结构示意图;
- [0048] 图8为伸缩支杆在飞行器处于发射后状态的结构示意图;
- [0049] 图9为上置翼的设计原理图。

#### 具体实施方式

[0050] 如图1-4所示,本发明实施例提供一种可折叠上置翼高速飞行器,包括飞行器机体1和上置翼2;飞行器机体1具有前体,该前体至少上壁面形成楔形;上置翼2设置在飞行器机体1上,用于捕获经过前体后形成的高气压,从而产生对飞行器机体的升力;上置翼2包括固定翼21和两折叠翼22,固定翼21通过一支撑板3固定在飞行器机体1上壁面上方;两折叠翼22分别位于固定翼21两侧,且均与固定翼21之间铰接;两折叠翼22分别通过至少一伸缩支杆4与飞行器机体1连接;伸缩支杆4一端与折叠翼22内壁铰接,伸缩支杆4另一端与飞行器机体1的上壁面固定连接。

[0051] 本实施例中机体采用轴对称设计,用以容纳载荷,尾部安装有两个水平控制舵5。上置翼2位于飞行器上部,高速飞行时可以利用机体产生的高压产生升力,上置翼2和飞行器机体1之间采用一个垂直立板即支撑板3进行支撑。上置翼2设计为可折叠,图2中给出了折叠轴6的轴线位置。飞行器发射前,上置翼2完全折叠,整个飞行器的包络半径最小,伸缩支杆4处于收缩状态,参见图4;飞行器发射后,上置翼2完全展开,整个飞行器的包络圆半径较大,伸缩支杆4处于拉伸状态,参见图2和图3。上置翼的可折叠部分与机体间采用伸缩支杆4连接,伸缩支杆4地作用主要为对折叠翼产生支撑。随实际飞行器的结构设计需求,可适当增加或减少支杆的数量,但原理一致。这里以两个伸缩支杆为例。

[0052] 本发明提供的可折叠上置翼高速飞行器,在发射前,伸缩支杆4处于收缩状态,使得上置翼2折叠,即两折叠翼22收折于固定翼21下方,当发射后,伸缩支杆4处于拉伸状态,进而推动上置翼2的折叠部分即折叠翼22充分展开,使得两折叠翼22展开在固定翼21两侧,并与固定翼21一起形成上置翼2,用于捕获经过前体后形成的高气压,从而产生对飞行器机体1的升力,使飞行器的升力大幅增加,并明显提高飞行器的升阻比;本发明提供的是一种可兼顾发射空间约束和气动性能要求的可折叠上置翼高速飞行器,其主要应用范围为各类

高速军用高速飞行器及探测用高速飞行器,特别适合用于小型空射高超声速飞行器设计。

[0053] 如图9所示,高速来流经飞行器机体1前缘楔形压缩后,会产生一道压缩激波,其激波角和压缩强度与来流马赫数、前缘楔角相关。本发明所提出的上置翼2置于前缘压缩激波11稍后位置(具体摆放位置由实际的外形尺寸和飞行状态确定)。过前缘压缩激波后的上置翼2压缩后产生反射激波12(或二次压缩激波),由斜激波关系式可以计算出,来流经两次激波压缩后其压力可大幅提高。

[0054] 前缘压缩激波3后的高压区向下游流动,过飞行器机体1拐点后进行膨胀,产生前马赫线13和后马赫线14,高压气体经过此区域后压力下降。显然,引入上置翼2以后,在图9中的A、B、C三个点所围成的三角形范围内将形成一个压力极高的高压区,而上置翼2的上部压力与来流压力基本相等,这样在上置翼2的上下表面将产生一个较大的压力差,使飞行器获得较大的升力补偿。此外,由于高压区捕获翼2的摆放位置一般与来流平行,且属于薄翼结构,其所产生的附加阻力相对较小,因而整个飞行器的升阻比也可获得大幅提高。

[0055] 完整的飞行器设计由飞行器机体1、上置翼2、水平支撑面(两个水平控制舵5)和垂直支撑面(支撑板3)组成。由于上置翼2的高升力性能需依赖前缘压缩激波和二次压缩激波后的高压区获得,因此机体设计一般建议采用锥(半锥)、锥(半锥)-圆台(半圆台)组合、或锥(半锥)-圆柱(半圆柱)组合设计。前缘压缩锥角主要参考实际的容积需求给定。高压区捕获翼一般采用半圆柱壳结构,亦可依据实际需求采用平面或曲面设计。水平支撑面和垂直支撑面用以连接飞行器机体1和上置翼2,同时对上置翼2进行支撑。实际使用中,可按需求采用板结构或梁系结构,亦可考虑将支撑面与飞行器的垂直控制舵面进行一体化设计。

[0056] 本实施例中的飞行器的前体可以呈直线或曲线锥形,前体的横截面可以是圆形、椭圆形或弧面形,上置翼的形状需要根据前体的具体形状进行设计,横截面形状最好与前体的横截面形状相适配,保证前体与上置翼之间的气流均匀,固定翼和折叠翼可以呈圆弧面、椭圆弧面或弧面状,弧度可以相同,也可以不同,保证折叠翼完全展开后形成的上置翼的形状为一个整体过渡曲面,且符合上述设计原则即可。

[0057] 上述实施例中:

[0058] 如图3、图4所示,固定翼21与两折叠翼22均呈弧面,且弧度均相同(可不同。飞行器机体1的横截面呈圆形;固定翼21相对于过飞行器机体1中心轴线的纵截面10呈对称设置,且支撑板3沿过飞行器机体中心轴线的纵截面10方向延伸。这样折叠翼22充分展开后与固定翼21形成的上置翼2为一完整的扇形面,与飞行器机体1之间平行,使飞行器获得较大的升力补偿。上置翼的对称设置有利于保证飞行器的平衡。

[0059] 图3、图4给出了该飞行器发射前和发射后的外形示意图(轴向视图)。其中图3为发射前,此时上置翼2处于折叠状态,整个飞行器的包络圆半径可有效减小。图4为发射后,伸缩支杆4弹出,进而推动上置翼2的折叠部分充分展开,使飞行器的升力大幅增加,并明显提高飞行器的升阻比。

[0060] 图5a和图5b给出了上置翼的固定部分即固定翼21和折叠部分即折叠翼22的连接示意图。为了提高高速飞行器的热防护和减阻要求,固定翼21和折叠翼22之间的连接结构不形成外凸装置;在固定翼21上间隔打出两个凹槽21a,并在凹槽21a中间嵌入连接轴20,在折叠翼22上打出轴套22a并套于连接轴20中,使固定翼21与折叠翼22呈完全的铰接连接。实际使用中,应尽量减小连阶部分的缝隙,保证折叠翼展开后外表的光顺。

[0061] 图6给出了折叠翼与伸缩支杆之间的连接结构示意图;在折叠翼22展开前后,伸缩支杆4与折叠翼22之间的夹角不同,因而两部分必须采用铰接。这两部分的连接方式与上置翼2中的固定翼21与折叠翼22之间的连接方式类似。亦采用销轴40连接。但由于机翼较薄,且伸缩支杆4和折叠翼22之间的连接部分为承力部件,因此连接轴无法置于折叠翼22内部。图6中给一种结构,在折叠翼22内壁上周隔形成两个连接座22b,在连接座22b内分别设置凹槽,并在凹槽中间嵌入销轴40,在伸缩支杆4端部上打出轴套4a并套于销轴40中,使折叠翼22与伸缩支杆4呈铰接。

[0062] 下面给出伸缩支杆的一种具体结构,如图7、图8所示,伸缩支杆4包括套筒41、内杆42、弹性部件43、限位组件44和止挡组件45,套筒41底部固定在飞行器机体1上;内杆42下部套设于套筒41内,内杆42上部与折叠翼22内壁铰接;弹性部件43位于套筒41内,且整体位于内杆42下方;限位组件44设置在内杆42与套筒41之间,用于限定内杆42与套筒41之间的轴向移动;止挡组件45设置在弹性部件43上,且与内杆42底部连接,用于根据飞行器的工作状态压缩或释放弹性部件。

[0063] 下面给出限位组件的一种具体结构,如图7所示:

[0064] 限位组件44包括至少一个限位销441和一限位弹簧442;内杆42至少底部为实心体,且实心体上设置有穿设孔,该穿设孔自实心体外周侧向实心体中心轴线42a处延伸;限位弹簧442和限位销441依次穿入穿设孔内,且限位销441端部与套筒41内壁抵触;套筒41内壁设置有限位槽41a,限位销441随内杆42相对于套筒41的轴向移动能在限位弹簧442的恢复力作用下伸入限位槽41a内。

[0065] 伸缩支杆4的套筒41内嵌于飞行器机体1的部分可在机体内部伸缩,并进而控制折叠翼22的状态。由于折叠翼22仅包含折叠和展开两个状态,且展开后无需再次折叠,因此机构设计可采用较为简单可靠的方式。图7、图8给出了一种利用弹簧控制的机构。该机构的套筒41置于飞行器机体1内部,在套筒41内壁相应的部位设置限位槽41a,限位槽41a的位置与折叠翼的展开位置相关。套筒41底部安装弹性部件43,弹性部件43可选用圆柱弹簧,发射前圆柱弹簧由止挡组件限制于收缩状态。伸缩支杆4内部嵌入一个限位弹簧442,其两侧各设置一个限位销441。

[0066] 飞行器发射前,如图7所示,止挡组件45压缩弹性部件43,使得伸缩支杆4处于收缩状态,此时限位销441与限位槽41a脱离;飞行器发射后,如图8所示,止挡组件45释放弹性部件43,弹性部件43在弹性恢复力作用下将内杆42向上顶起,内杆42相对于套筒41轴向移动,限位销441随内杆42在套筒内上移,在此过程中,位于内杆42穿设孔内的限位弹簧442一直处于压缩状态,直到移动至限位槽41a所在位置时,限位弹簧442释放,限位销441在压缩弹簧442的作用下伸入限位槽41a内,此时内杆42停止上移,伸缩支杆4的总长度伸长,且轴向长度通过限位销441与限位槽41a的配合得以固定。

[0067] 设置在内杆42底部的穿设孔的数量与限位销441的数量相同。内杆42的横截面与套筒41内壁的横截面形状相适配,可以呈方形、圆形等,若内杆42为方形杆,则穿设孔的长度方向沿内杆42侧面的垂线方向设置,若内杆42呈圆柱形,则穿设孔的长度方向沿内杆42横截面的径向设置。穿设孔为两个以上时,可沿内杆42横截面方向均布。

[0068] 本实施例中,套筒41及内杆42均呈圆柱形;穿设孔沿内杆42的径向设置,穿设孔为两个,且中心线位于同一直线上,共同形成一通孔;限位弹簧442设置于两限位销441之间。



限位槽41a可在套筒41内壁的相应位置分别与限位销441对应设置,本实施例中,限位槽41a为环形,沿套筒内壁一周设置,这样,当内杆42与套筒41之间有周向相对转动时,限位销441仍然能与限位槽41a准确配合。

[0069] 下面给出止挡组件的一种具体结构,如图7所示:止挡组件45包括挡片451、立柱452和电磁铁453;立柱452由导磁材料制成;立柱452顶端与挡片451固定连接,立柱451底端根据飞行器的工作状态与电磁铁453吸合或分离;弹性部件43为柱弹簧,立柱452穿设于弹性部件43内部;电磁铁453设置在飞行器机体1上,并与飞行器的控制器电连接。

[0070] 结合上述装置的设计方案,以下给出该飞行器的折叠翼展开流程:

[0071] 发射前,控制器发出收缩控制信号,使得电磁铁453带电,电磁铁453吸合立柱452,从而带动挡板441向下移动,并使得圆柱弹簧处于压缩状态,挡板441锁定,此时伸缩支杆4大部分置于飞行器机体内部,上置翼的折叠部分呈折叠状态;参见图7;

[0072] 发射后,控制器发出拉伸控制信号,使得电磁铁453断电,电磁铁453与立柱452之间没有吸合力,挡板441在圆柱弹簧的恢复力作用下向上移动,挡板解锁,圆柱弹簧弹出,推动内杆42向上移动,伸缩支杆4整体伸长,进而推动折叠翼开始展开;

[0073] 当内杆42向上运动至限位槽41a位置时,限位销441两端无约束,限位弹簧442弹出,推动限位销441卡入限位槽41a后固定不动,此时折叠翼完全展开,形成完整的带翼飞行器。

[0074] 1)本发明以轴对称机体飞行器为例进行设计,实际中,飞行器机体外形可依据实际需求进行适当改变;

[0075] 2)上置翼的固定部分即固定翼21和折叠部分即折叠翼22的连接轴与机翼厚度相关,若机翼过薄,也可考虑连接轴置于机翼外部(与折叠翼和伸缩支杆的连接方式类似);

[0076] 3)除本发明提出的弹簧发射装置外,支杆弹射装置亦可采用其他方式,如压缩空气弹射装置或爆破弹射装置,这也可以依据实际需求进行设计。

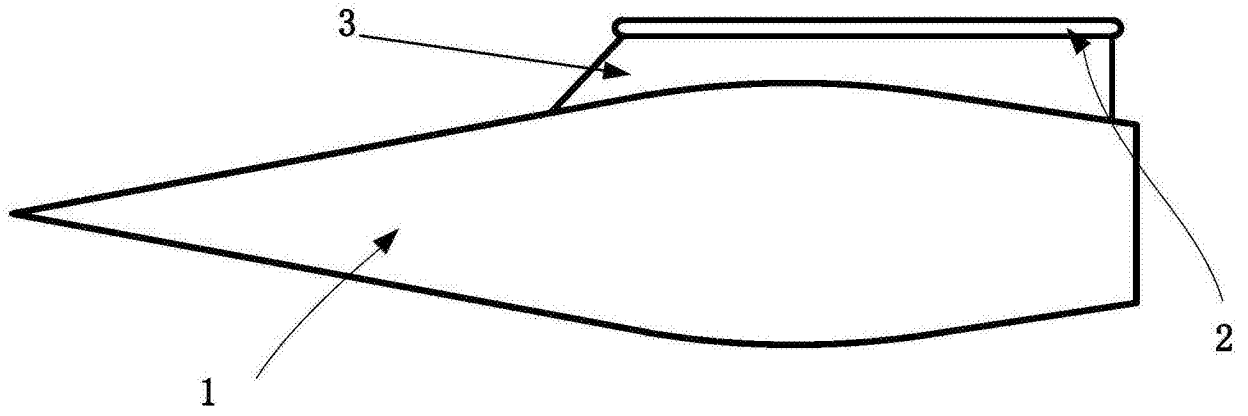


图1

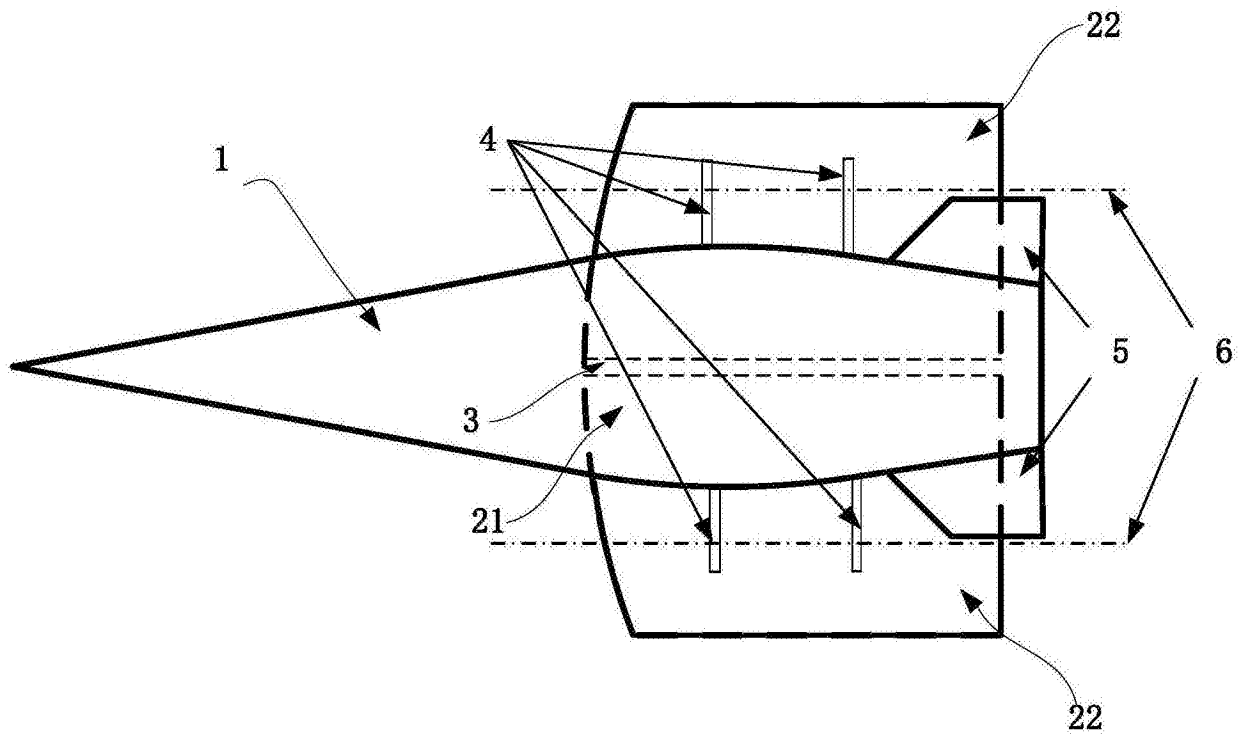


图2

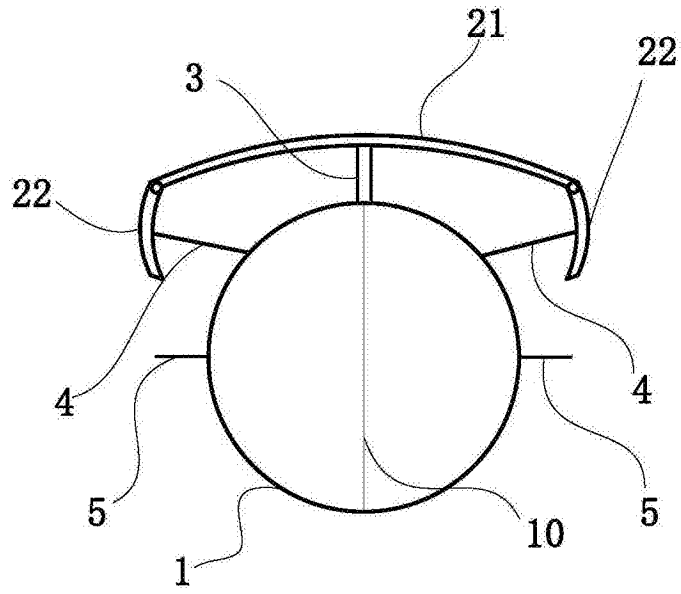


图3

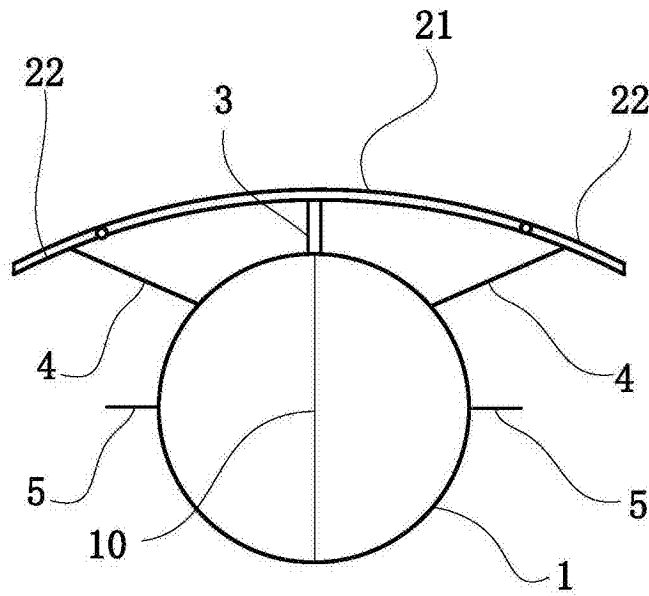


图4

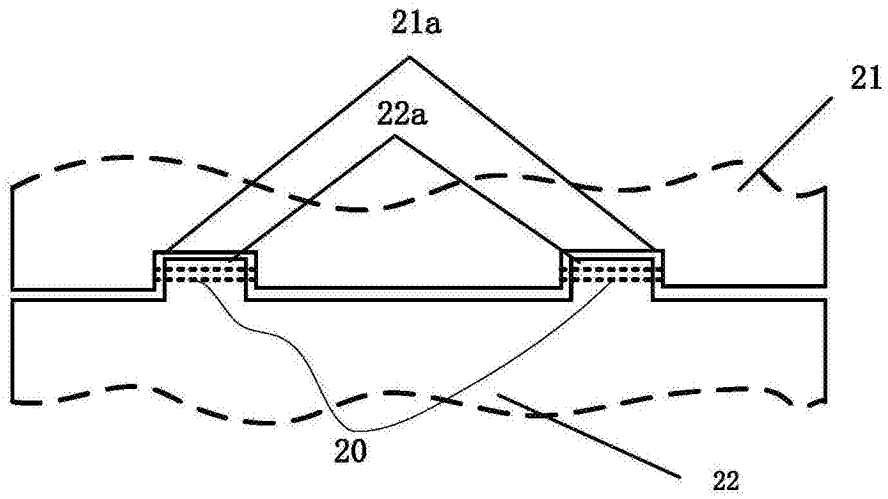


图5a

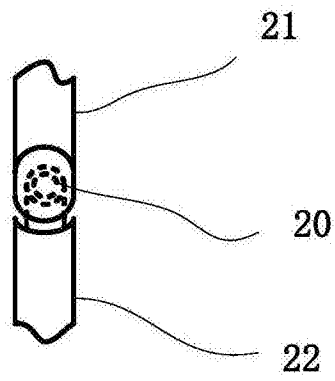


图5b

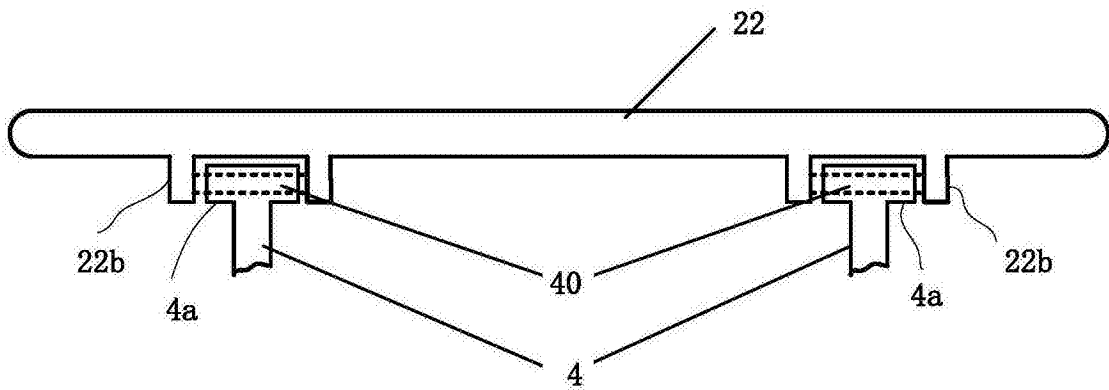


图6

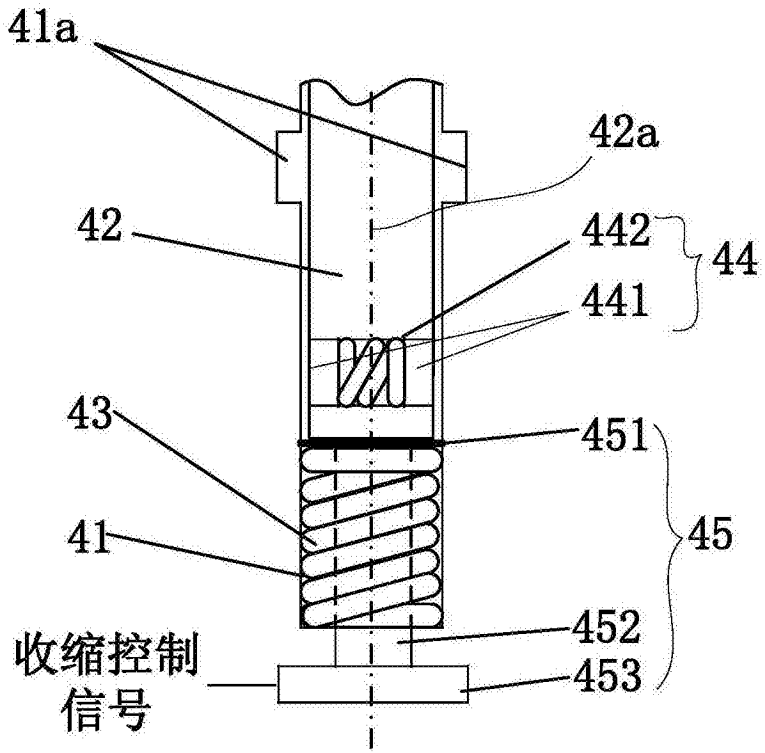


图7

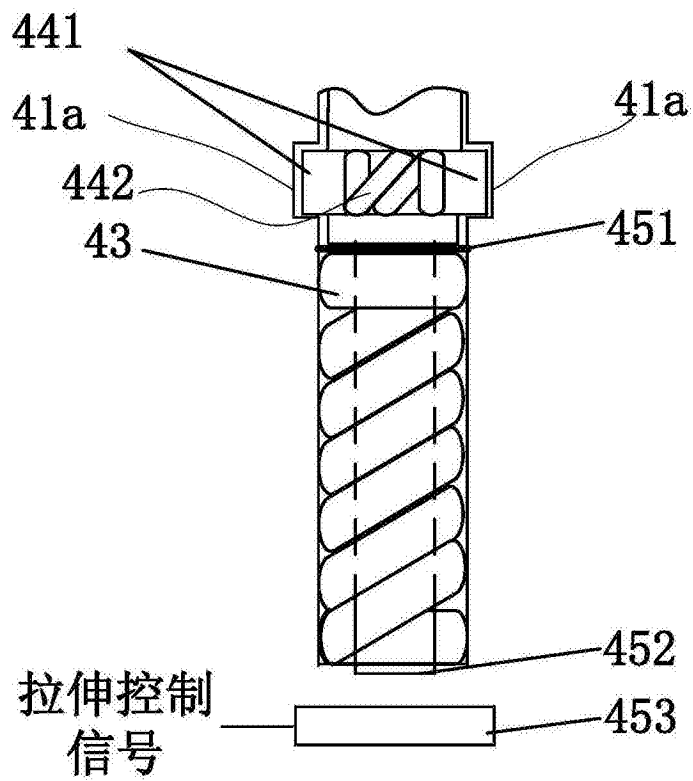


图8

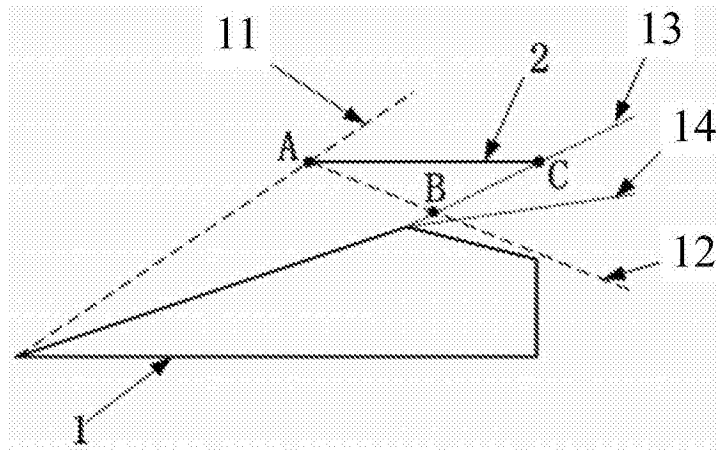


图9