



(12)实用新型专利

(10)授权公告号 CN 210258810 U

(45)授权公告日 2020.04.07

(21)申请号 201921203402.6

(22)申请日 2019.07.29

(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 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 3/14(2006.01)

B64C 30/00(2006.01)

B64D 27/02(2006.01)

(ESM)同样的发明创造已同日申请发明专利

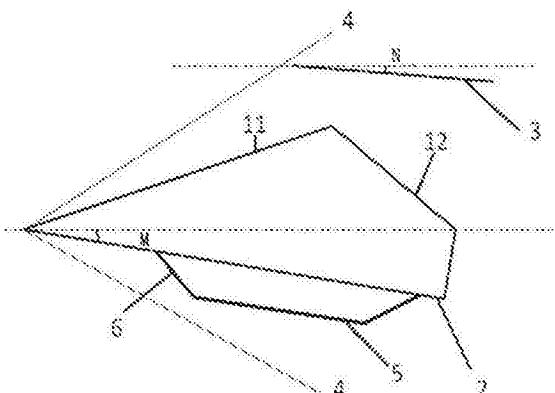
权利要求书1页 说明书4页 附图5页

(54)实用新型名称

一种具有高压捕获翼的吸气式高速飞行器

(57)摘要

本实用新型涉及一种具有高压捕获翼的吸气式高速飞行器，包括机体，机体的下方设有下翼面，下翼面的宽度从前端到后端逐渐扩大，机体包括前后顺次连接的第一段部和第二段部，第一段部的前端至后端高度逐渐增加，第二段部的前端至后端高度逐渐减小，机体的上方设置有高压捕获翼，高速飞行器还包括吸气式发动机，吸气式发动机的前端设有进气口，本实用新型通过将吸气式发动机和高压捕获翼结合起来运用到高速飞行器中，一方面，由于安装了高压捕获翼提升了飞行器的升阻比，从而使得大尺寸高速飞行器的设计成为可能，以安装吸气式发动机以及燃料；另一方面，吸气式发动机的安装又有效地提升了飞行器的速度和航程，从而满足了对远程快速运输的需求。



1. 一种具有高压捕获翼的吸气式高速飞行器，包括机体(1)，所述机体(1)的下方设有下翼面(2)，所述下翼面(2)的宽度从前端到后端逐渐扩大，所述机体(1)包括前后顺次连接的第一段部(11)和第二段部(12)，所述第一段部(11)的前端至后端高度逐渐增加，所述第二段部(12)的前端至后端高度逐渐减小，其特征在于：所述机体(1)的上方设置有高压捕获翼(3)，所述高速飞行器还包括吸气式发动机(5)，所述吸气式发动机(5)的前端设有进气口(6)。

2. 根据权利要求1所述的一种具有高压捕获翼的吸气式高速飞行器，其特征在于：垂直于所述高压捕获翼(3)前后轴线方向的纵截面的外接矩形宽度为W，高度为H，其中 $0 < H/W \leq 0.25$ 。

3. 根据权利要求2所述的一种具有高压捕获翼的吸气式高速飞行器，其特征在于：所述高压捕获翼(3)的翼面呈光滑的过度曲线，高压捕获翼(3)的翼面从中心向两侧渐渐弯曲。

4. 根据权利要求1～3任意一项所述的一种具有高压捕获翼的吸气式高速飞行器，其特征在于：所述飞行器前端形成压缩激波(4)，所述吸气式发动机(5)的进气口(6)位于所述压缩激波(4)之后。

5. 根据权利要求1～3任意一项所述的一种具有高压捕获翼的吸气式高速飞行器，其特征在于：所述吸气式发动机(5)安装在飞行器的机体(1)内部；所述吸气式发动机(5)的进气口(6)位于机体(1)的第一段部(11)的前端，机体(1)的第二段部(12)的后端设有排气系统。

6. 根据权利要求5所述的一种具有高压捕获翼的吸气式高速飞行器，其特征在于：所述机体(1)第一段部(11)的宽度从前端至后端保持不变。

7. 根据权利要求1的任意一项所述的一种具有高压捕获翼的吸气式高速飞行器，其特征在于：所述高压捕获翼(3)的前沿位于所述飞行器前沿形成的压缩激波(4)之后，以飞行的水平面为参考，所述下翼面(2)与飞行面的前端所成夹角M为 $0 \sim 10$ 度，所述高压捕获翼(3)与水平面的夹角N为 $0 \sim 5$ 度，所述夹角均是相对于水平面向下侧倾斜的角度。

8. 根据权利要求7所述的一种具有高压捕获翼的吸气式高速飞行器，其特征在于：所述夹角 $M > N$ 。

9. 根据权利要求1所述的一种具有高压捕获翼的吸气式高速飞行器，其特征在于：所述吸气式发动机(5)为冲压发动机。

## 一种具有高压捕获翼的吸气式高速飞行器

### 技术领域

[0001] 本实用新型实施例涉及高速飞行器装置技术领域，具体涉及一种具有高压捕获翼的吸气式高速飞行器。

### 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。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] 现有技术当中，一类是无动力的滑翔飞行器，通过在飞行器上方布置上置式捕获翼，可以有效提升升阻比，例如CN103350750A，其在飞行器机体的上方设置有高压捕获翼；再比如CN104354852A公开了一种高速飞行器，其具有上置翼，其实质也是高压捕获翼。但上述专利的高压捕获翼基本为圆弧结构，不易安装固定，且易于变形，需要比较高的加工精度。另一类高速飞行器则主要配置发动机，然而发动机虽然能够提供动力，但是由于自重和体积较大，导致飞行器容量有限，难以满足远程、快速、大容量的运输需求。目前，还没有将高压捕获翼和吸气式发动机同时用于高速飞行器的研究，特别是对于吸气发动机的布置方式，对于整个飞行器的性能都有重要的影响。

[0004] 另一方面，高压捕获翼本身的结构设计也直接影响着飞行器的性能，虽然其在一定条件下能够提供升力补偿，但同时也会使机体的阻力和重量增加。因此，高压捕获翼的翼型设计至关重要。实用新型人曾提出了一种捕获翼的构型，在学术论文“Hypersonic I-shaped aerodynamic configurations, Science China Physics, mechanics&Astronomy, vol. 61 No. 2, 2018”的图1中，展示了一种捕获翼的大致形状，其前侧采用后掠式设计，尾部具有大的支撑面，而对于高速飞行器而言，高压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，其气动性能并不高。对于高超声速飞行器而言，由于强激波的存在，压差阻力急剧增加，导致升阻比性能下降，因此高速飞行器的机翼一般采用大后掠设计。

### 实用新型内容

[0005] 为此，本实用新型提供一种具有高压捕获翼的吸气式高速飞行器，以解决现有技术中由于强激波的存在，导致升阻比性能下降的问题。

[0006] 为了实现上述目的，本实用新型实施例提供如下技术方案：

[0007] 一种具有高压捕获翼的吸气式高速飞行器，包括机体，所述机体的下方设有下翼面，所述下翼面的宽度从前端到后端逐渐扩大，所述机体包括前后顺次连接的第一段部和第二段部，所述第一段部的前端至后端高度逐渐增加，所述第二段部的前端至后端高度逐渐减小，其特征在于：所述机体的上方设置有高压捕获翼，所述高速飞行器还包括吸气式发动机，所述吸气式发动机的前端设有进气口。

[0008] 进一步的，垂直于所述高压捕获翼前后轴线方向的纵截面的外接矩形宽度为W，高

度为H,其中 $0 < H/W \leq 0.25$ 。

[0009] 进一步的,所述高压捕获翼的翼面呈光滑的过度曲线,高压捕获翼的翼面从中心向两侧渐渐弯曲。

[0010] 进一步的,所述飞行器前端形成压缩激波,所述吸气式发动机的进气口位于所述压缩激波之后。

[0011] 进一步的,所述吸气式发动机安装在飞行器的机体内部;所述吸气式发动机的进气口位于机体的第一段部的前端,机体的第二段部的后端设有排气系统。

[0012] 进一步的,所述机体第一段部的宽度从前端至后端保持不变。

[0013] 进一步的,所述高压捕获翼的前沿位于所述飞行器前沿形成的压缩激波之后,以飞行的水平面为参考,所述下翼面与飞行面的前端所成夹角M为 $0 \sim 10$ 度,所述高压捕获翼与水平面的夹角N为 $0 \sim 5$ 度,所述夹角均是相对于水平面向下侧倾斜的角度。

[0014] 进一步的,所述夹角 $M > N$ 。

[0015] 进一步的,所述吸气式发动机为冲压发动机。

[0016] 本实用新型实施例具有如下优点:

[0017] 本实用新型通过将吸气式发动机和高压捕获翼结合起来运用到高速飞行器中,一方面,由于安装了高压捕获翼提升了飞行器的升阻比,从而使得大尺寸高速飞行器的设计成为可能,以容纳吸气式发动机以及燃料;另一方面,吸气式发动机的安装又有效地提升了飞行器的速度和航程,从而满足了对远程快速运输的需求。

## 附图说明

[0018] 为了更清楚地说明本实用新型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。

[0019] 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,并非用以限定本实用新型可实施的限定条件,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,在不影响本实用新型所能产生的功效及所能达成的目的下,均应仍落在本实用新型所揭示的技术内容得能涵盖的范围内。

[0020] 图1为本实用新型的下翼面和机体的结构示意图;

[0021] 图2为本实用新型加装高压捕获翼后的结构示意图;

[0022] 图3为本实用新型高压捕获翼的前视图;

[0023] 图4为本实用新型吸气式发动机布置于下翼面下方的结构示意图;

[0024] 图5为本实用新型进气口腹部两侧布置的结构三维示意图;

[0025] 图6为本实用新型进气口腹部两侧布置的正面结构示意图;

[0026] 图7为本实用新型进气口腹部两侧布置的仰视结构示意图;

[0027] 图8为本实用新型进气口腹部两侧布置的侧面结构示意;

[0028] 图9为本实用新型的吸气式发动机进气口位于机体背部的结构示意图;

[0029] 图10为本实用新型的高压捕获翼的俯视图结构示意图。

[0030] 图中：

[0031] 1-机体；2-下翼面；3-高压捕获翼；4-压缩激波；5-吸气式发动机；6-进气口；7-对称轴线；

[0032] 11-第一段部；12-第二段部；21-锥体；22-气体流道；23-下壳体。

## 具体实施方式

[0033] 以下由特定的具体实施例说明本实用新型的实施方式，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实用新型的其他优点及功效，显然，所描述的实施例是本实用新型一部分实施例，而不是全部的实施例。基于本实用新型中的实施例，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，都属于本实用新型保护的范围。

[0034] 如图1至图3所示，高速来流经飞行器的机体1前沿压缩后，会产生一道压缩激波4，压缩激波4和压缩强度与来流马赫数、前缘楔角相关。通过在机体1的上方设置高压捕获翼3，高速来流过压缩激波4后的高压区经高压捕获翼3压缩后产生反射激波，由斜激波关系式可以计算出，来流经压缩激波4和反射激波压缩后其压力可大幅提高。这样在高压捕获翼3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，并大幅提高飞行器的升阻比。

[0035] 为了进一步提高高速飞行器的升阻比，常见的方式是为飞行器配备发动机，然而发动机虽然能够提供动力，但是由于自重和体积较大，导致飞行器容量有限，难以满足远程、快速、大容量的运输需求。为了攻克飞行器研究的这一难题，本实用新型提供一种具有高压捕获翼的吸气式高速飞行器，旨在具有高压捕获翼3的高速飞行器的基础上增设一个吸气式发动机5。通过将吸气式发动机5和高压捕获翼3结合起来运用到高速飞行器中。一方面，由于安装了高压捕获翼3提升了飞行器的升阻比，从而使得大尺寸高速飞行器的设计成为可能，以容纳吸气式发动机以及燃料；另一方面，吸气式发动机5的安装又有效地提升了飞行器的速度和航程，从而满足了对远程快速运输的需求。具体的：

[0036] 图1至图3为飞行器的下翼面2和机体1的结构示意图，飞行器包括机体1，机体1的下方设有下翼面2，下翼面2的宽度从前端到后端逐渐扩大，机体1包括前后顺次连接的第一段部11和第二段部12，第一段部11的前端至后端高度逐渐增加，第二段部12的前端至后端高度逐渐减小，机体1的上方设置有高压捕获翼3。高压捕获翼3基本上呈平面形状。具体地，高压捕获翼3前后方向的截面的外接矩形宽度为W，高度为H，其中 $0 < H/W \leq 0.25$ 。

[0037] 图1中示出了一种高压捕获翼3前后截面的主体形状示意图，其呈光滑的过度曲线，翼面从中心向两侧渐渐弯曲，采用这样的横截面，一方面，可以更加有效地利用高压区产生升力，另一方面可使高压捕获翼3的下反角减小，有利于整机构型的横向稳定性。

[0038] 图4中，吸气式发动机5布置在所述下翼面2的下方，所述吸气式发动机5具有进气口6，高压捕获翼3的前沿位于所述飞行器前沿形成的激波4之后。其中，根据飞行的水平面H为参考，所述下翼面2与飞行面的前端夹角M为 $0 \sim 10$ 度，所述高压捕获翼3与水平面的后端夹角N为 $0 \sim 5$ 度。所述夹角均是相对于水平面向下侧倾斜的角度。由于高压捕获翼3利用机体1压缩，而机体1下翼面2直接利用来流压缩。优选地，所述 $M > N$ ，以此，飞行器整体可以获得较好的升阻比性能，且有利于发动机在下翼面2下方的布置。

[0039] 图5至图8中,吸气式发动机5位于飞行器的主体1内,进气口6位于下翼面2下方的前部两侧。具体的布置方式为,在下翼面2的下部,具有从前端开始,向飞行器的后方、下方延伸的锥体21,锥体21的宽度小于对应的下翼面2的宽度,从而在锥体的两侧、下翼面2的下方形成气体通道22,进气口6布置于两侧的气体通道后方。从机体1的侧面看,进气道的外侧逐渐收敛,整体上成三角形状。进气道的后方与下翼面2光滑过渡连接,具有下壳体23,将发动机内流道完全包裹于机体1内部,机体1腹部空间得以释放,可以完全作为升力面使用。将进气口6置于飞行器前端两侧,可以采用乘波前体设计,充分利用乘波体的均匀压缩特性,一方面可以有效提升发动机的性能,另一方面采用乘波前体也可有效提升整机升阻比特性。

[0040] 作为更优的发动机的布置方式,图9中,吸气式发动机5位于机体1背部上方,其进气口位6于所述机体1第一段部11的前端,第二段12部的后端设有排气系统。一方面,进气口置于飞行器上方,自然的为高压捕获翼3生成预压缩面,另一方面,将进气口置于背部前侧,不仅可以使发动机获得更好的来流品质,进气道唇口压缩所产生的高压也可被高压捕获翼3捕获。如此,利用高压捕获翼3和背部吸气式发动机5形成有机结合的气动布局,可使飞行器的综合性能获得提升。为了使得发动机的进气更加均匀。优选地,所述第一段部的宽度从前端至后端基本保持不变。

[0041] 作为高速飞行器,所采用的吸气式发动机5为冲压发动机。

[0042] 图10为高压捕获翼3的构型的俯视图,也是在水平面上的投影,前端后端均采用后掠式设计。如图所示,整个高压捕获翼3具有对称构成性,沿着前后方向具有对称线7,对称线上,将高压捕获翼3的最前端定义为A点,从A点开始沿着光滑曲线向两侧后掠,到达侧面的最远点B点,A、B之间的连线与水平线的夹角为第一夹角 $\alpha$ ,也即后掠角,最后沿着直线往后延伸至C点,A、C两点的距离构成了高压捕获翼3的最大长度,对称线上的最末端点定义为D点,D、C之间的连线与对称线的夹角为第二夹角 $\beta$ 。

[0043] 对于高超声速飞行器而言,由于强激波的存在,压差阻力急剧增加,导致升阻比性能下降,因此一般的后掠式机翼, $\alpha>50^\circ$ 。而高压捕获翼3不同于常规机翼,它是利用机体1上表面压缩所产生的高压来增加升力,因此,高压捕获翼3前缘线不仅要综合考虑减小波阻,也要考虑尽可能多地捕获高压区,所以后掠程度相对于传统的超高速飞行器的机翼较小。本实施方式中,机翼采用后掠形式, $30^\circ<\alpha<50^\circ$ ,既可以有效减小波阻,也可以有效捕获高压区。此外,相对于现有技术,高压捕获翼3的尾部也采用类似燕尾形的后掠式设计, $45^\circ<\beta<90^\circ$ 。具有以下优点:尾部对称面附近为低压区,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,采用这种燕尾形可以更有效的利用高压区;将对称面尾部截掉后可减轻结构质量,翼面积减小,可使结构强度增加;采用燕尾形,使高压区更加集中于高压捕获翼3中间位置,使压心位置靠前,更容易实现配平。

[0044] 虽然,上文中已经用一般性说明及具体实施例对本实用新型作了详尽的描述,但在本实用新型基础上,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,在不偏离本实用新型精神的基础上所做的这些修改或改进,均属于本实用新型要求保护的范围。

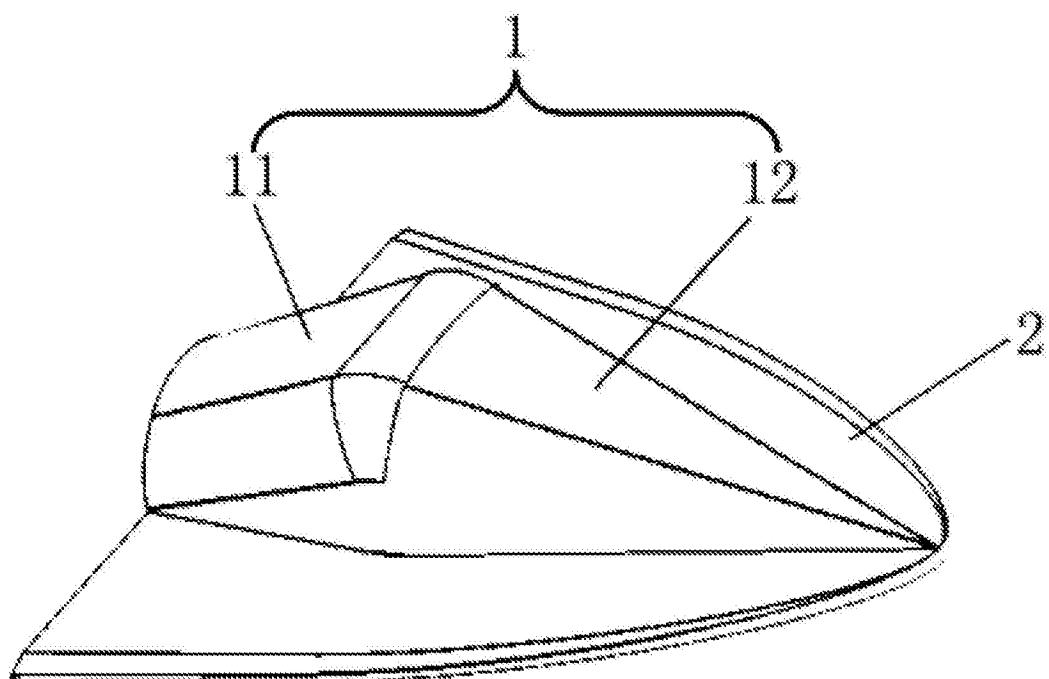


图1

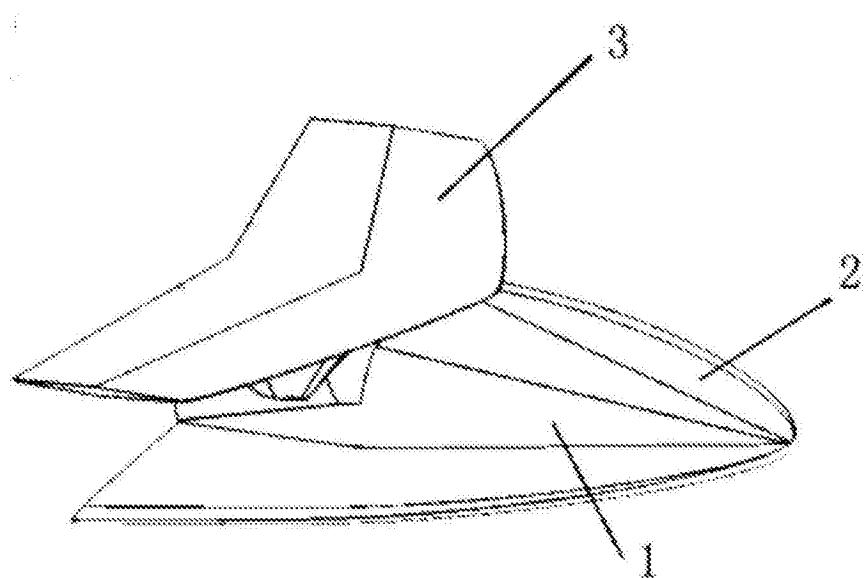


图2

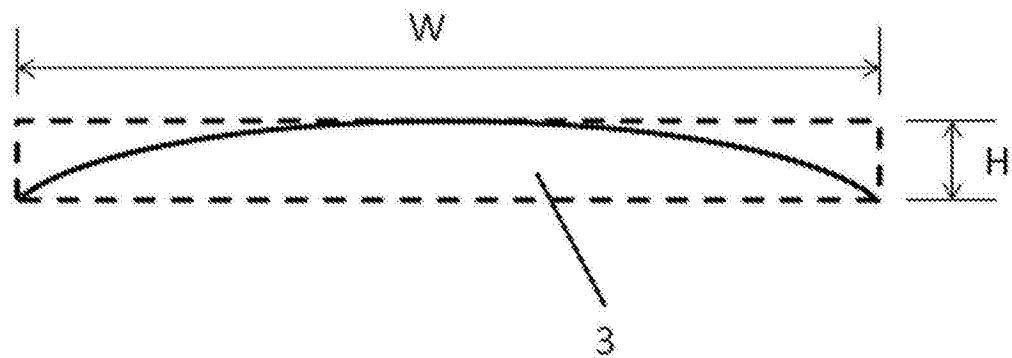


图3

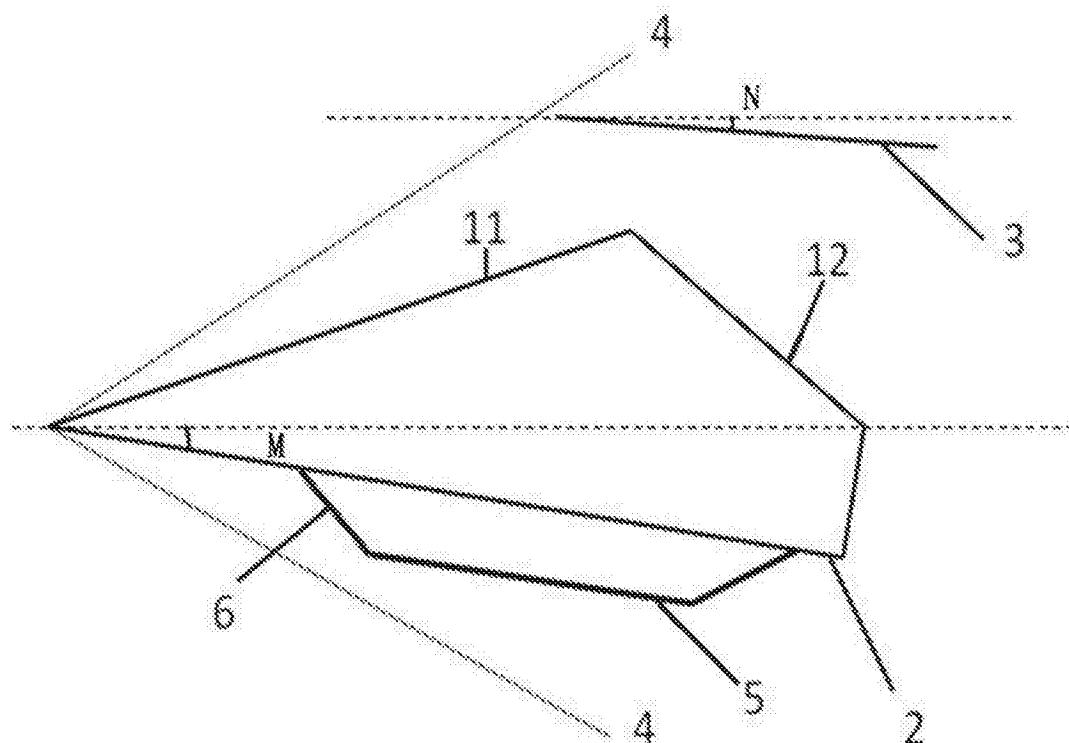


图4

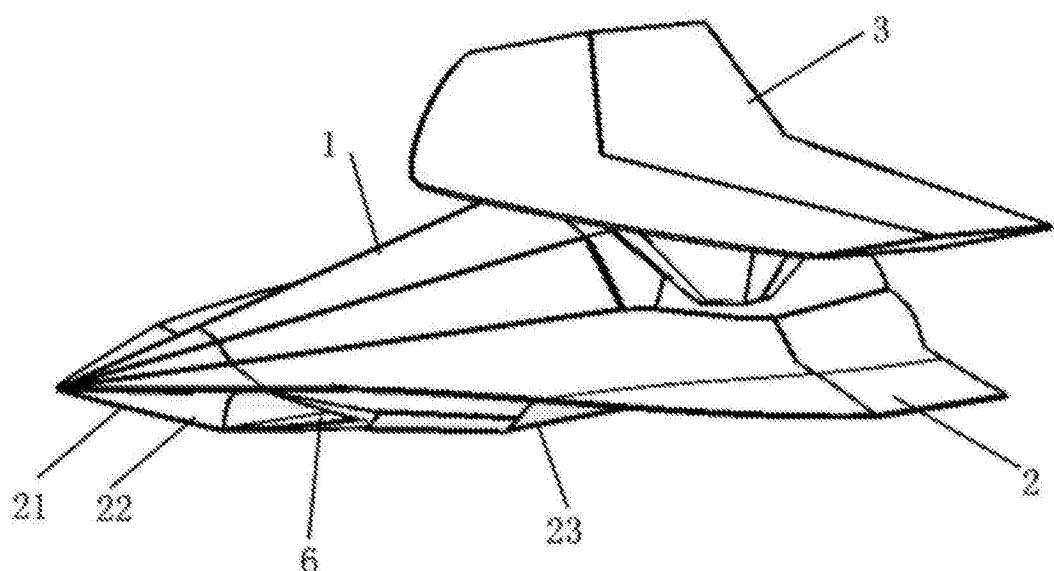


图5

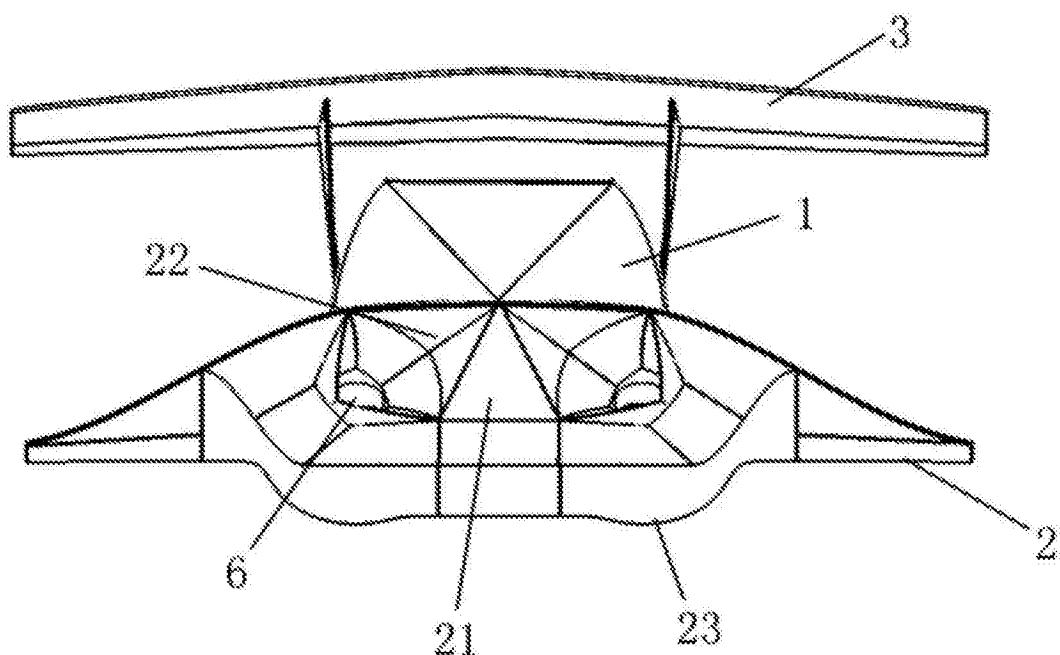


图6

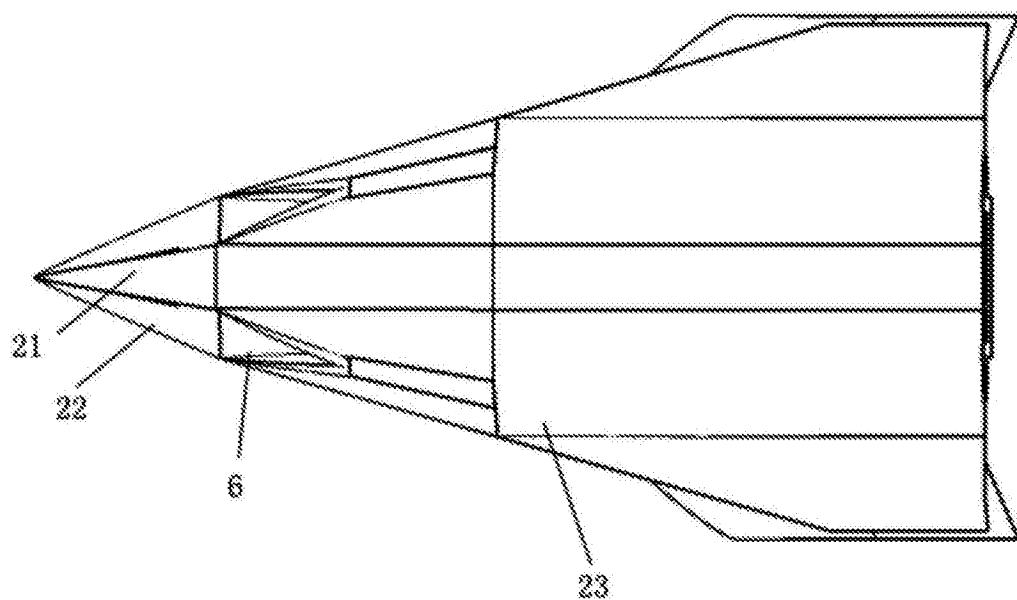


图7

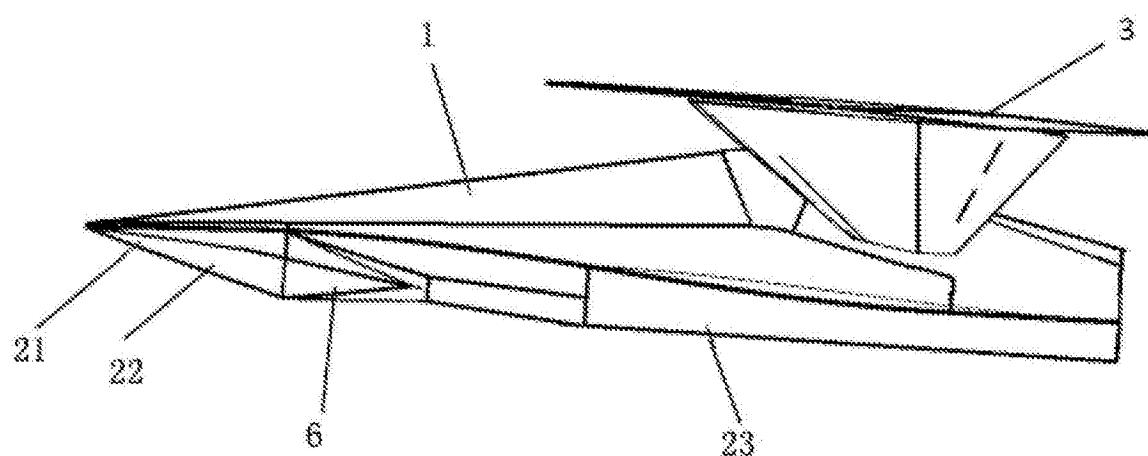


图8

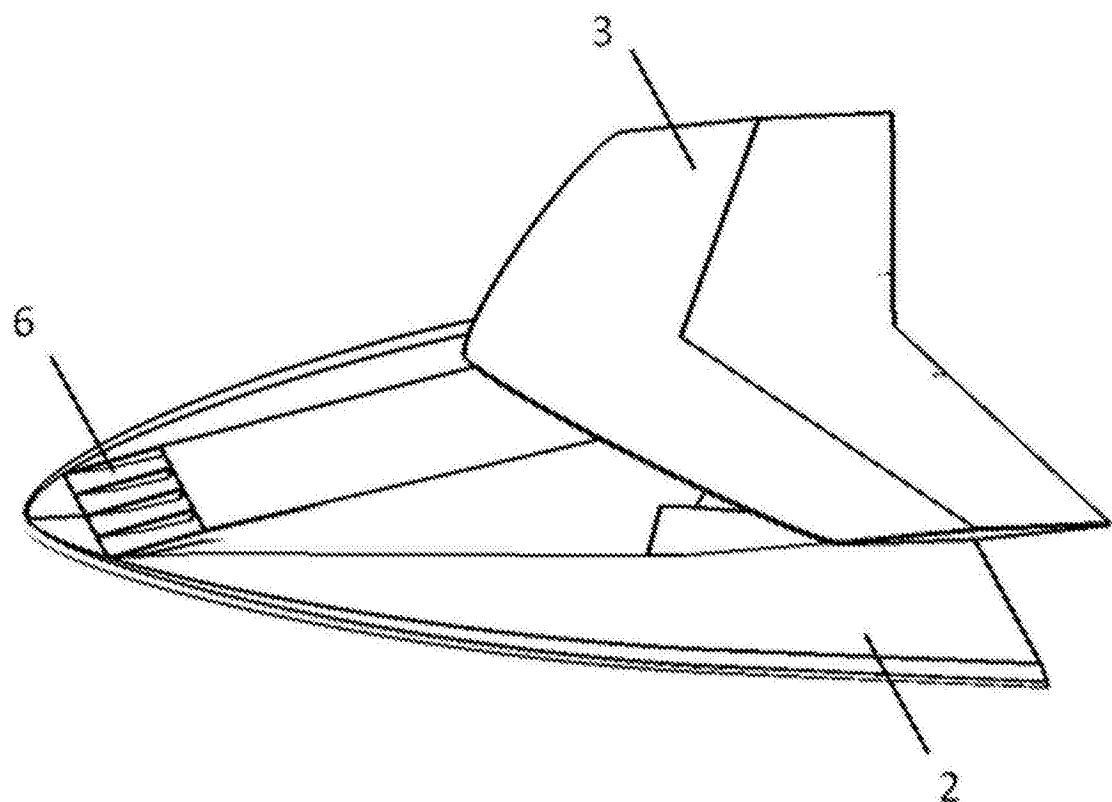


图9

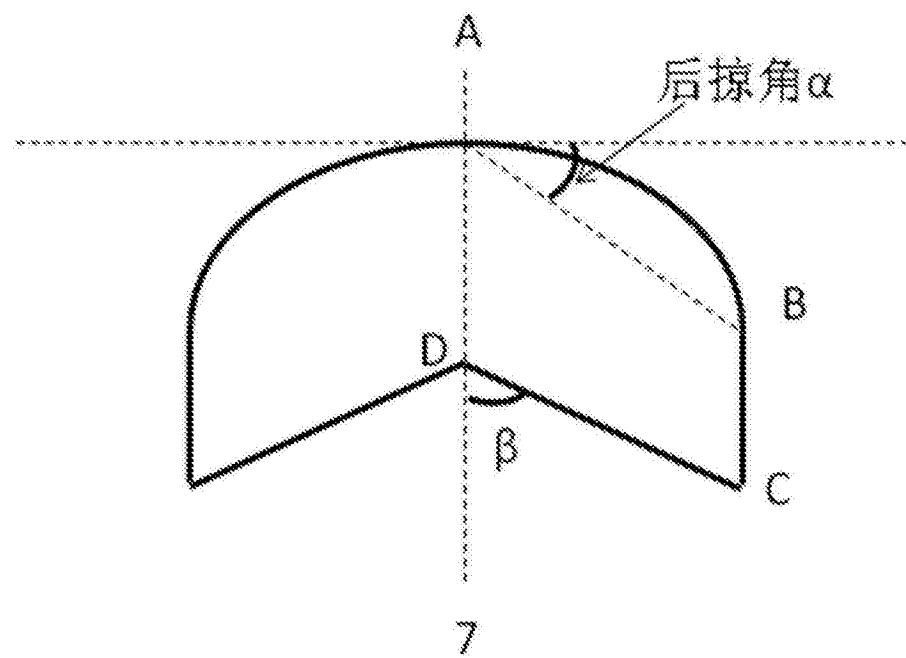


图10