



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 104354852 A

(43) 申请公布日 2015. 02. 18

(21) 申请号 201410557661. 4

(22) 申请日 2014. 10. 20

(71) 申请人 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 肖尧

(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 9/08(2006. 01)

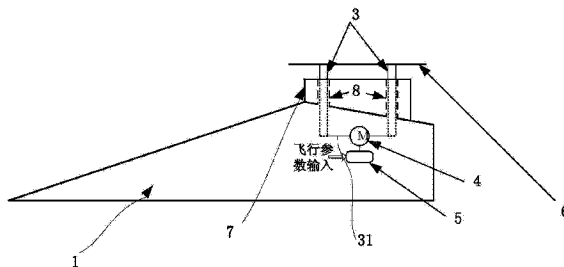
权利要求书1页 说明书6页 附图4页

(54) 发明名称

上置翼调节装置及高速飞行器

(57) 摘要

本发明涉及一种上置翼调节装置及高速飞行器,该装置包括至少一升降杆、驱动部件和控制器;升降杆用于连接驱动部件和上置翼,并在驱动部件的动作下升降;驱动部件与控制器连接,并在控制器的作用下驱动升降杆的动作以及升降高度;控制器输入端与飞行器的控制装置连接,输出端与驱动部件连接,控制器根据接从输入端接收到的来自于飞行器的控制装置的输入信号输出控制信号,并将该控制信号输出至驱动部件。当飞行状态改变时,控制器通过控制装置读入飞行参数并获得升降杆升降幅度,通过驱动部件调节上置翼高度,避免飞行状态改变时机体激波与上置翼交叉而引发的安全问题,通过控制上置翼的位置可获得更好的整机气动性能。



1. 一种上置翼调节装置,其特征在于,包括:  
至少一升降杆,用于连接驱动部件和上置翼,并在驱动部件的动作下升降;  
所述驱动部件,与控制器连接,并在控制器的作用下驱动升降杆的动作以及升降高度;  
所述控制器,输入端与飞行器的控制装置连接,输出端与所述驱动部件连接,所述控制器根据接从输入端接收到的来自于所述飞行器的控制装置的输入信号输出控制信号,并将该控制信号输出至驱动部件。
2. 根据权利要求1所述的上置翼调节装置,其特征在于:  
该装置还包括升降杆限位装置;  
该限位装置包括一限位部件,所述限位部件上设置有用于将所述升降杆的动作限定为垂直方向上下移动的限位部。
3. 根据权利要求2所述的上置翼调节装置,其特征在于:  
所述限位部件为一立板;  
所述限位部为设置在所述立板内部数量与所述升降杆数量等同的穿设孔,每根所述升降杆均穿设于一个所述穿设孔内,且与所述穿设孔间隙配合。
4. 根据权利要求3所述的上置翼调节装置,其特征在于:  
所述升降杆包括两根;  
所述升降杆底部通过一横杆连接,所述横杆与所述驱动部输出端传动连接;  
所述立板上平行设置有两个所述穿设孔。
5. 根据权利要求2所述的上置翼调节装置,其特征在于:  
所述限位部件包括至少一支撑座;  
所述限位部包括设置在所述支撑座上的至少一个导轨和设置在所述升降杆上的至少一个导槽;所述导槽的长度方向沿所述升降杆的轴向设置;  
所述导轨与所述导槽的数量相同,且所述导轨的形状与所述导槽的形状相适配;  
所述导轨插入设置在所述导槽内。
6. 根据权利要求5所述的上置翼调节装置,其特征在于:  
所述导槽的横截面呈燕尾形、圆形、椭圆形、梯形或T形。
7. 根据权利要求1-6任一所述的上置翼调节装置,其特征在于:  
所述控制器为一控制芯片;  
所述驱动部件为一升降控制电机;  
所述芯片的输出端与所述升降控制电机电连接。
8. 一种高速飞行器,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:  
所述上置翼与所述飞行器机体之间还设置有如权利要求1-7任一所述上置翼调节装置;  
所述上置翼调节装置的控制器的输入端与所述飞行器控制装置连接;  
所述上置翼调节装置的驱动部件固定在所述飞行器机体上或固定在飞行器机体内。

## 上置翼调节装置及高速飞行器

### 技术领域

[0001] 本发明涉及高速飞行器技术,尤其是一种上置翼可调节装置及高速飞行器。

### 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  $1.2 \sim 5.0$  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] 然而,在实际飞行过程中,飞行器的姿态(如飞行攻角)以及来流条件(如飞行马赫数等)均可能随飞行时间的变化而改变,对于高速滑翔飞行器而言,这一特点尤为明显。而随着飞行攻角和飞行马赫数的改变,机体压缩激波的位置和强度也不断改变。如果上置翼的位置高度固定不变,一方面其气动性能将会下降,另一方面机体激波还有可能与上置翼发生交叉,危及到上置翼的安全。

### 发明内容

[0006] 本发明提供一种上置翼调节装置及高速飞行器,用于克服现有技术中的缺陷,在飞行条件改变时,通过改变上置翼的高度来保证飞行器的安全性和较好的气动性能。

[0007] 本发明提供一种上置翼调节装置,包括:

[0008] 至少一升降杆,用于连接驱动部件和上置翼,并在驱动部件的动作下升降;

[0009] 所述驱动部件,与控制器连接,并在控制器的作用下驱动升降杆的动作以及升降高度;

[0010] 所述控制器,输入端与飞行器的控制装置连接,输出端与所述驱动部件连接,所述控制器根据接从输入端接收到的来自于所述飞行器的控制装置的输入信号输出控制信号,并将该控制信号输出至驱动部件。

- [0011] 作为上述实施例的进一步地改进；
- [0012] 该装置还包括升降杆限位装置；
- [0013] 该限位装置包括一限位部件，所述限位部件上设置有用于将所述升降杆的动作限定为垂直方向上下移动的限位部。
- [0014] 作为上述升降杆限位装置的实施例一；
- [0015] 所述限位部件为一立板；
- [0016] 所述限位部为设置在所述立板内部数量与所述升降杆数量等同的穿设孔，每根所述升降杆均穿设于一个所述穿设孔内，且与所述穿设孔间隙配合。
- [0017] 作为上述实施例一的优选方案；
- [0018] 所述升降杆包括两根；
- [0019] 所述升降杆底部通过一横杆连接，所述横杆与所述驱动部输出端传动连接；
- [0020] 所述立板上平行设置有两个所述穿设孔。
- [0021] 作为上述升降杆限位装置的实施例二；
- [0022] 所述限位部件包括至少一支撑座；
- [0023] 所述限位部包括设置在所述支撑座上的至少一个导轨和设置在所述升降杆上的至少一个导槽；所述导槽的长度方向沿所述升降杆的轴向设置；
- [0024] 所述导轨与所述导槽的数量相同，且所述导轨的形状与所述导槽的形状相适配；
- [0025] 所述导轨插入设置在所述导槽内。
- [0026] 实施例二中；
- [0027] 所述导槽的横截面呈燕尾形、圆形、椭圆形、梯形或 T 形。
- [0028] 在上述实施例的基础上；
- [0029] 所述控制器为一控制芯片；
- [0030] 所述驱动部件为一升降控制电机；
- [0031] 所述芯片的输出端与所述升降控制电机电连接。
- [0032] 本发明还提供一种高速飞行器，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；
- [0033] 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；
- [0034] 所述上置翼与所述飞行器机体之间还设置有上述上置翼调节装置；
- [0035] 所述上置翼调节装置的控制器的输入端与所述飞行器控制装置连接；
- [0036] 所述上置翼调节装置的驱动部件固定在所述飞行器机体上。
- [0037] 本发明提供的上置翼调节装置及高速飞行器，依据数值或风洞试验结果获得飞行马赫数 / 攻角的变化与上置翼垂直位置的映射关系，并将该映射关系存储于控制器中，即在一定范围内，给定上述飞行参数后，控制器能输出控制信号数值给驱动部件，驱动部件驱动升降杆上升或下降，并最终带动上置翼升降至预定位置；实际飞行中，当飞行参数改变时，相关参数通过飞行器控制装置的传感器收集，通过输入或馈入控制器，控制器获得输入参数后，基于前述映射计算获得上置翼的位置数值，输出至驱动部件；驱动部件依据给定数值进行升降，通过升降杆带动上置翼上升或下降于期望位置，完成一次升降流程。本发明的主要目的为针对高速飞行器的大容积、高升力、高升阻比需求，在飞行条件（飞行马赫数、

攻角等)改变时,通过改变上置翼的高度来保证飞行器的安全性和较好的气动性能。本发明可应用于各类高速飞行器的气动布局 and 构型设计,对具有大容积需求的高超声速飞行器尤其有效。

#### 附图说明

- [0038] 图 1 为本发明实施例提供的上置翼调节装置的设计原理图;
- [0039] 图 2 为本发明实施例提供的高速飞行器的三维立体图;
- [0040] 图 3 为本发明实施例一提供的上置翼调节装置及其与飞行器机体的安装结构示意图;
- [0041] 图 4 为图 3 的俯视图;
- [0042] 图 5 为本发明实施例二提供的上置翼调节装置及其与飞行器机体的安装结构示意图;
- [0043] 图 6 为图 5 的俯视图;
- [0044] 图 7 为本发明实施例提供的高速飞行器的检验算例示意图。

#### 具体实施方式

[0045] 如图 1、图 3、图 4 所示,本发明实施例提供一种上置翼调节装置,包括至少一升降杆 3、驱动部件 4 和控制器 5;升降杆 3 用于连接驱动部件 4 和上置翼 6,并在驱动部件的动作下带动上置翼 6 升降;驱动部件 4 与控制器 5 连接,并在控制器 5 的作用下驱动升降杆 3 的动作和升降高度;控制器 5 输入端与飞行器控制装置连接,控制器 5 输出端与驱动部件 4 连接,控制器 5 根据从其输入端接收到的来自于飞行器控制装置的输入信号输出控制信号,并将该控制信号输出至驱动部件 4。该控制信号用于控制驱动部件 4 的运行参数,并最终通过升降杆将上置翼移动至预定位置。

[0046] 驱动部件 4 为一升降控制电机,具体可采用直线电动机或步进电动机,控制器 5 可采用控制芯片,控制芯片的输出端与升降控制电机电连接,依据数值或风洞试验结果获得飞行马赫数/攻角的变化与上置翼垂直位置的映射关系,并将该映射关系存储于控制芯片中,即在一定范围内,给定上述飞行参数后,控制芯片能够找到上置翼的垂直位置,根据飞行参数的变化和前述映射关系,计算出上置翼在垂直方向上的位移,最终将该位移作为控制信号输出给直线电动机;实际飞行中,当飞行参数改变时,相关参数通过飞行器控制装置的传感器收集,通过输入馈入控制芯片,控制芯片进而获得飞行参数。

[0047] 当然驱动部件 4 也可以采用传统的电动机,因传统电动机输出的为转矩,这就需要在电动机与升降杆之间设置将转动转换为直线运动的传动装置,具体可采用螺纹传动或齿轮与齿条传动等结构,采用上述传统电动机及传动装置时,就需要控制芯片根据上置翼在垂直方向上的位移、电动机的转动参数以及传动装置的传动比计算出电动机的转动角度,最终将该转动角度以脉冲信号的形式作为控制信号输出给电动机,控制电动机转动角度,并最终使得上置翼按照上述计算得出的位移进行上升或下降。

[0048] 图 3、图 4 分别给出了一种上置翼垂直位置调节装置的主视图和俯视图。其中,机体主要用于容纳飞行器的相关载荷、燃料和装置等,下压缩面用以产生飞行器的部分升力。这两个部分随实际飞行器的需求而设计,可能采用不同的外形,但一旦设计完成后即固定

不动。

[0049] 该调节装置的主要工作流程简述如下：

[0050] 1) 依据数值或风洞试验结果获得飞行马赫数 / 攻角的变化与上置翼垂直位置的映射关系,并将上述映射关系存储于控制芯片中。即在一定范围内,给定上述飞行参数后,控制芯片的输出信号即为上置翼的垂直位置；

[0051] 2) 实际飞行中,当飞行参数改变时,相关参数通过飞行器的传感器收集,通过输入馈入控制芯片；

[0052] 3) 控制芯片获得输入参数后,基于前述映射计算获得上置翼的位置数值,输出该升降控制电机；

[0053] 4) 升降控制电机依据给定数值进行升降,通过升降杆带动上置翼上升或下降于期望位置,完成一次升降流程。

[0054] 下面对上置翼调节装置的原理进行说明：

[0055] 参见图 1,高速来流经飞行器机体前缘楔形 1 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、飞行攻角及前缘楔角等参数相关。当飞行条件给定后,所产生的激波位置如图 1 中的虚线 2 所示。按照高压捕获翼的设计(具体可参见发明名称为《升力补偿型高速飞行器》,申请号为:201210558618.0 的专利文献)可以获得上置翼的位置及长度如图 1 中 3 所示。而当飞行条件改变后,例如飞行马赫数增加时,激波位置由图 1 中的位置 2 变化至 2',此时若上置翼的位置不变,则激波与上置翼将产生交叉。在此状态下,一方面激波于上置翼的交叉可能对上置翼的安全产生威胁,另一方面上置翼在激波以前的部分上下表面均可看作为远场静压,因而对升力没有贡献,这也在一定程度上减弱了上置翼的性能。

[0056] 如果将上置翼的位置设计为垂直高度可调,仍以图 1 为例,当来流条件变化时(例如马赫数增加),将上置翼的垂直位置向下调节一定距离,至图 1 中的 3' 位置,则可以保证上置翼的前缘隐藏于激波后,且可以充分捕获激波后的高压区,因而避免上述问题。

[0057] 本发明实施例依据飞行姿态和飞行环境参数,合理的改变上置翼的高度,不但可以保证飞行器的安全性,而且可以在飞行器的飞行马赫数、飞行攻角变化时均可保证飞行器具有较好的气动性能。

[0058] 作为上述实施例的优选方案,该装置还包括一升降杆限位结构：

[0059] 该升降杆限位结构包括一限位部件,限位部件上设置有用将升降杆的动作限定为垂直方向上下移动的限位部。

[0060] 限位部件用于连接限位部与飞行器机体,这里的限位部可以单独与升降杆配合完成升降杆垂直方向的限位作用;例如限位部为一横截面与升降杆横截面形状相同的套筒,升降杆穿设于套筒内,套筒通过限位部件固定在飞行器机体上,这样,升降杆在升降时就只能沿着套筒的轴向进行;限位部也可以与设置在升降杆上的具体结构配合共同完成升降杆垂直方向的限位作用,例如限位部为一导轨,在升降杆上沿轴向设一形状与导轨相适配的导槽,导轨穿设于导槽内,导轨通过限位部件固定在飞行器机体上,升降杆只能沿着轴向导槽的方向移动;限位部还可以是三个以上的卡爪,所有卡爪共同围设呈环形空间,升降杆设置于卡爪共同围设成的环形空间内,且卡爪与升降杆外侧均为线接触或面接触,卡爪均通过限位部件固定在飞行器机体上,升降杆只能沿卡爪的长度方向移动。上述几种方案中,均

可以通过设置限位部的具体设置达到将升降杆的移动最终限定为垂直方向上的移动,避免在其它方向上存在位移导致上置翼的移动误差,进一步提高了上置翼调节的准确性、飞行器的安全性和气动性能。

[0061] 作为上述升降杆限位结构的实施例一:

[0062] 参见图 3、图 4,限位部件为一立板 7;

[0063] 限位部为设置在立板 7 内部数量与升降杆数量等同的穿设孔,每根升降杆 3 均穿设于一个穿设孔内,且升降杆 3 与穿设孔均间隙配合。立板 7 底部固定在飞行器机体 1 上,驱动部件 4 和控制器 5 均设置在飞行器机体 1 的内部,上置翼 6 为轴对称结构,且对称轴位于过飞行器机体的中心轴线的垂面上,立板 7 设置在上置翼 6 底部并沿该垂面设置,穿设孔沿立板的垂直方向设置,这样,可以保证升降杆 3 只能在垂直方向移动。

[0064] 实施例一中:

[0065] 升降杆 3 的数量可依据飞行器及上置翼的具体形状和结构进行设置,本实施例中的升降杆 3 为两根;升降杆 3 底部通过一横杆 31 连接,横杆 31 与驱动部件 4 的输出端传动连接;立板 7 上平行设置有两个穿设孔。

[0066] 这里的传动连接包括通过联轴器连接、键连接或通过螺栓组件可拆卸地连接等连接形式,穿设孔的平行设置保证了升降杆 3 能够顺利的在垂直方向上升降移动。

[0067] 本实施例中升降杆 3 的形状需要与穿设孔的形状相适配,例如升降杆 3 呈圆柱形,穿设孔为圆形孔;升降杆 3 呈方形,则穿设孔为方形孔;充分增加升降杆与穿设孔的接触面积,在升降杆 3 的动作过程中,稳定性更高。

[0068] 立板 7 较厚(厚度大于升降杆的截面尺寸)时,穿设孔可直接设置在立板 7 内部;立板 7 的厚度较薄(厚度小于或等于升降杆的截面尺寸)时,可另设外套筒,利用套筒的内孔作为穿设孔,立板 7 与外套筒固定连接即可。

[0069] 图 3 和图 4 中的上置翼调节装置主要包括上置翼 6、立板 7、外套筒 8、升降杆 3、升降控制电机和控制芯片组成。各部件的功能和相互关系如下:1) 上置翼 6 是产生升力的主要部件,该部件与升降杆 3 固定连接;2) 立板 7 用以容纳外套筒 8,并对外套筒 8 起支撑作用,立板 7 顶端位置同时作为限位器,用以限定升降杆 3 和上置翼 6 的最低位置;3) 升降控制电机用以控制升降杆 3 的升降位置,其与升降杆 3 通过传动机构连接,其中,传动机构已有较多成熟产品,如螺旋升降杆等,此处不再赘述;4) 控制芯片主要用于依据飞行条件参数输出升降杆 3 垂直位置控制数据,以确定升降杆 3 和上置翼 6 的垂直位置。

[0070] 作为上述升降杆限位结构的实施例二:

[0071] 参见图 5、图 6,限位部件包括两支撑座 9;两支撑座 9 均固定在飞行器机体 1 上,限位部包括设置在支撑座 9 上的至少一个导轨 91 以及设置在升降杆 3 上的至少一个导槽 32;导轨 91 与导槽 32 的数量相同,且导轨 91 的形状与导槽 32 的形状相适配;导轨 91 插入或部分插入设置在导槽 32 内。导槽 32 的长度方向沿升降杆 3 的轴向呈直线状设置。

[0072] 实施例二中:

[0073] 导槽 32 的横截面呈燕尾形、圆形、椭圆形、梯形或 T 形等。

[0074] 以下通过一个简单的二维构型检验飞行马赫数改变时,上置翼位置的变化对飞行器气动性能影响,进而检验本发明装置的效果。为简化计算,以下二维算例仅包含机体和上置翼。

[0075] 图 7 给出了检验算例的示意图,其中四边形 ABCE 围成的部分为机体,上置翼前端点为 D 点,尾缘为 E' 点(与 E 点的横坐标相同),直线 AF 为激波线。

[0076] 该算例的初始参数给定如下(以下单位均为 mm):

[0077] 机体长度 AE 为 1000,机体拐点位置(B 点坐标)为(800,135),尾缘高度 CE 为 81.8,机体压缩角( $\angle BAE$ )为 10 度。初始设计马赫数为 6。通过计算,可获得激波角( $\angle FAE$ )为 17.6 度。在马赫数 6 的设计条件下,通过无粘数值模拟可获得改构型的气动参数为:升力系数  $C_L = 0.05698$ ,阻力系数  $C_D = 0.01227$ ,升阻比  $L/D = 4.64$ 。

[0078] 采用同样的上置翼位置,当飞行马赫数改变为 5 时,气动参数为升力系数  $C_L = 0.04469$ ,阻力系数  $C_D = 0.01333$ ,升阻比  $L/D = 3.35$ 。当飞行马赫数改变为 7 时,气动参数为升力系数  $C_L = 0.05442$ ,阻力系数  $C_D = 0.01313$ ,升阻比  $L/D = 4.14$ 。同时,在马赫数 7 时,激波角( $\angle FAE$ )为 16.4 度,已经与上置翼产生交叉。

[0079] 基于上置翼垂直位置可调的思路,在飞行马赫数 5 时,将上置翼垂直位置上升 15mm,即垂直高度为 195mm,则气动参数变为升力系数  $C_L = 0.05665$ ,阻力系数  $C_D = 0.01463$ ,升阻比  $L/D = 3.87$ ,升阻比较位置调节前增大 15.6%。同样,在飞行马赫数 7 时,将上置翼垂直位置下降 12mm,即垂直高度为 168mm,则气动参数变为升力系数  $C_L = 0.05401$ ,阻力系数  $C_D = 0.01084$ ,升阻比  $L/D = 4.98$ ,升阻比较位置调节前增大 20.3%。且此时激波线与上置翼无交叉。

[0080] 通过上述算例可以证明,在飞行条件改变时,通过上置翼垂直位置的改变可以使飞行器的升阻比获得大幅提升,且同时避免了激波与上置翼交叉现象的出现。

[0081] 本发明实施例还提供一种高速飞行器,如图 2 所示,至少包括飞行器机体 1、上置翼 6 和上置翼调节装置 10,飞行器机体 1 具有前体,该前体至少上壁面形成为楔形;上置翼 6 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 1 的升力;上置翼调节装置 10 设置在上置翼 6 与飞行器机体 1 之间,该上置翼调节装置 10 为上述任一实施例所述的上置翼调节装置;其中,如图 1-6 所示,上置翼调节装置的控制器 5 的输入端与飞行器的控制装置连接,用于获取飞行参数;上置翼调节装置的驱动部件 4 固定在飞行器机体 1 上或飞行器机体 1 内。

[0082] 其基本工作原理为:上置翼利用机体产生激波后高压区产生升力。当飞行状态改变时(如飞行马赫数,飞行攻角等)传感器读入飞行姿态和环境参数信号,传递给辅助控制电路,获得升降杆的升降幅度,进而通过控制电机调节上置翼的水平高度。这样一方面可以避免飞行状态改变时机体激波与上置翼交叉而引发的安全问题,另一方面通过控制上置翼的位置可以获得更好的整机气动性能。



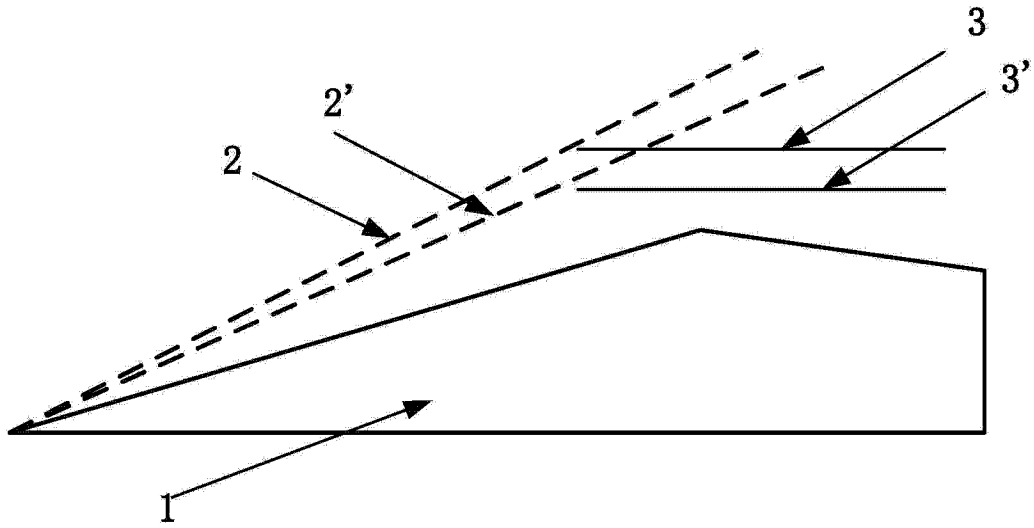


图 1

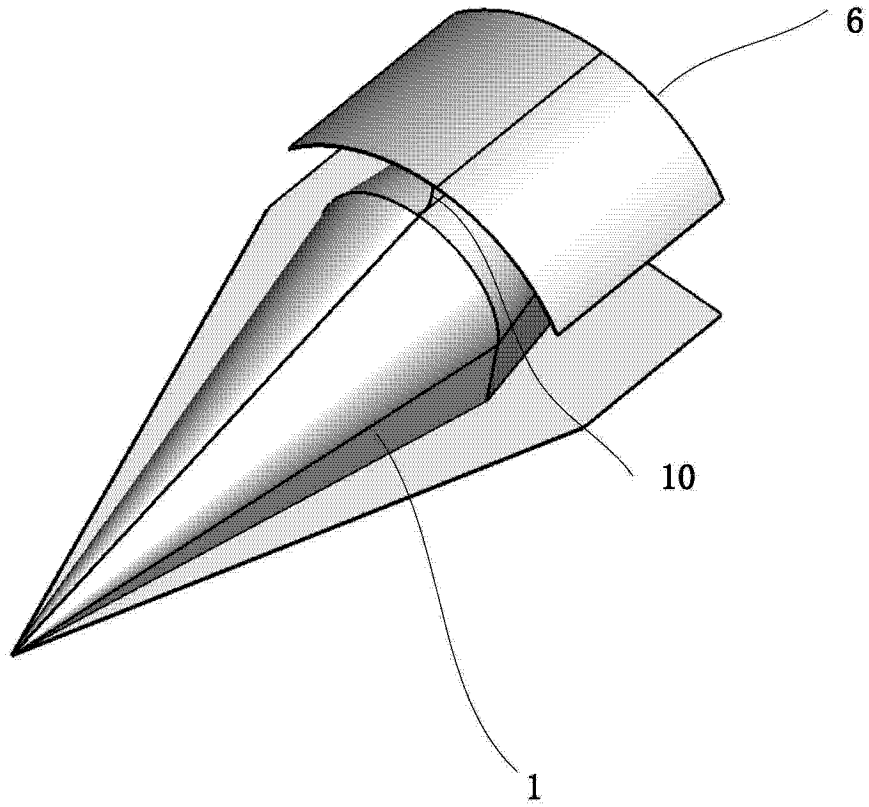


图 2

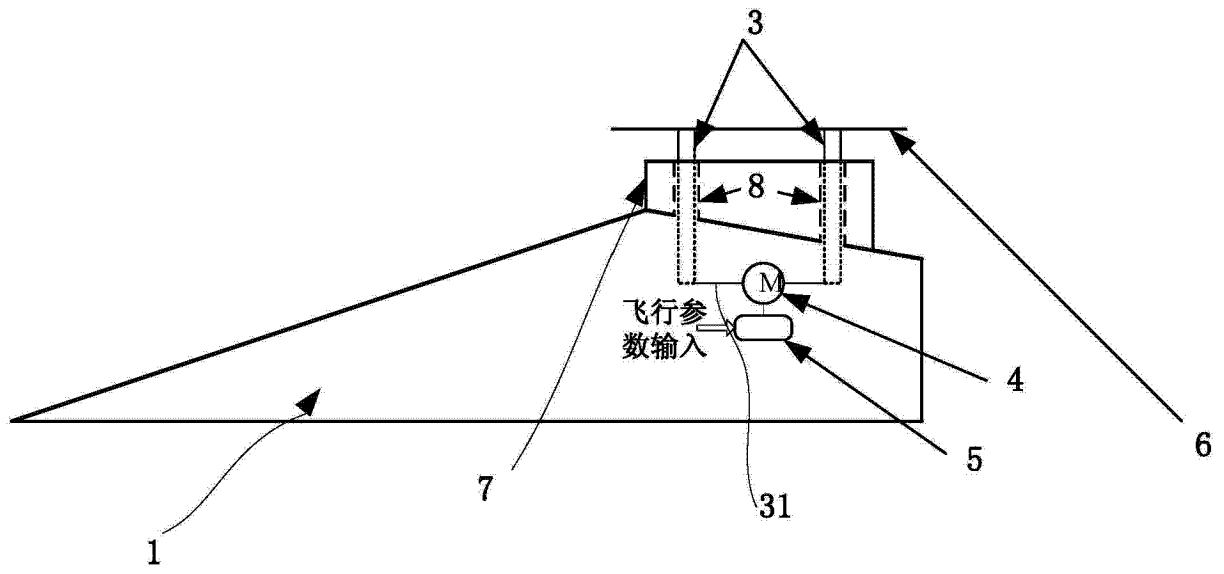


图 3

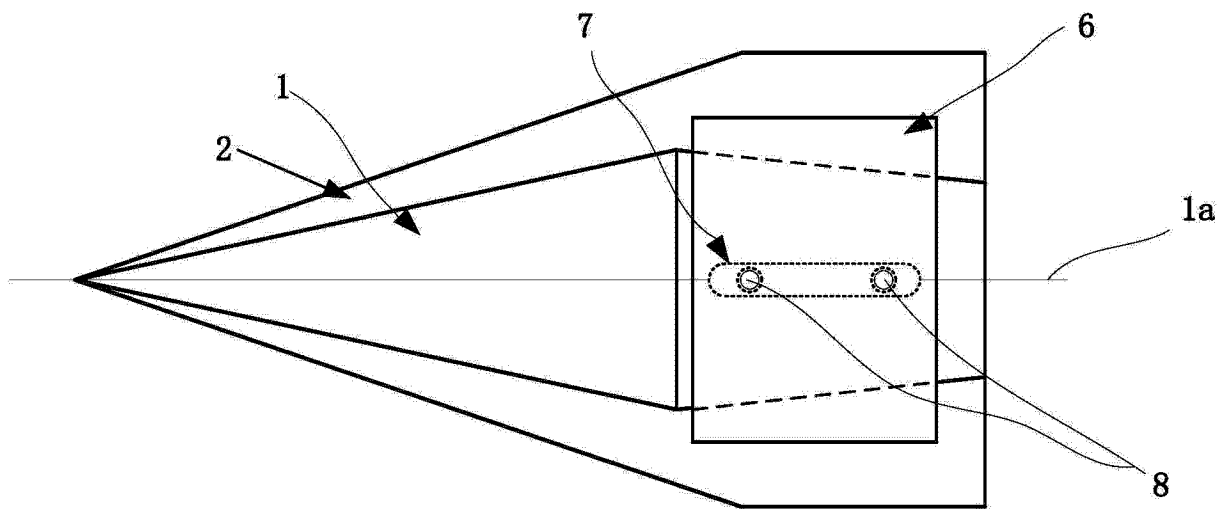


图 4

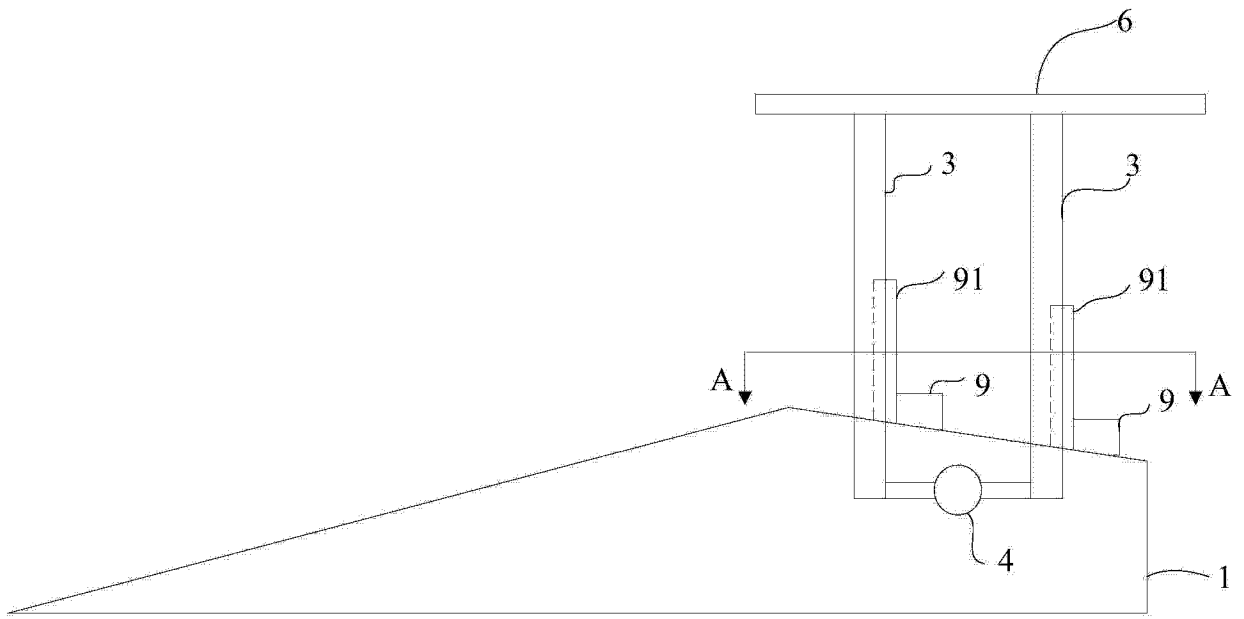


图 5

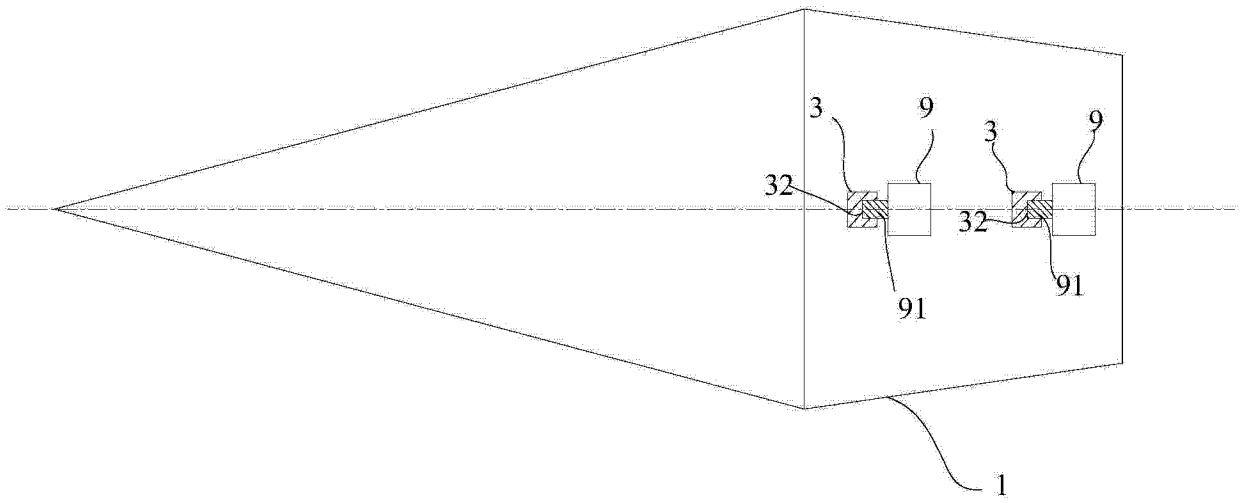


图 6

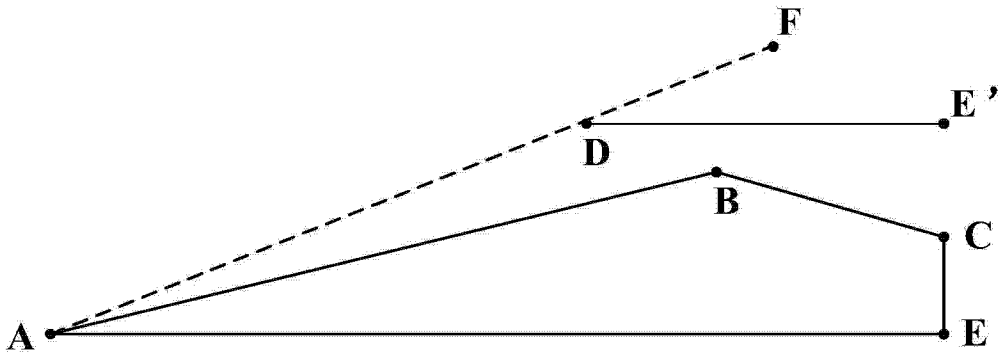


图 7