



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 112829922 B

(45) 授权公告日 2022. 01. 07

(21) 申请号 202110180693.7

(22) 申请日 2021.02.08

(65) 同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 112829922 A

(43) 申请公布日 2021.05.25

(73) 专利权人 北京北航天宇长鹰无人机科技有
限公司
地址 100089 北京市海淀区知春路7号致真
大厦C座8层

(72) 发明人 任勇勇 熊阳 王靖欢

(74) 专利代理机构 北京高文律师事务所 11359
代理人 曹玲柱 王冬

(51) Int. Cl.

B64C 3/38 (2006.01)

B64C 23/06 (2006.01)

(56) 对比文件

US 2019322354 A1, 2019.10.24

US 4722499 A, 1988.02.02

CN 205574261 U, 2016.09.14

CN 110667822 A, 2020.01.10

CN 109153440 A, 2019.01.04

CN 110937103 A, 2020.03.31

CN 102953924 A, 2013.03.06

CN 105035304 A, 2015.11.11

US 6345790 B1, 2002.02.12

US 2016368594 A1, 2016.12.22

US 2015203190 A1, 2015.07.23

US 6547181 B1, 2003.04.15

审查员 陈小龙

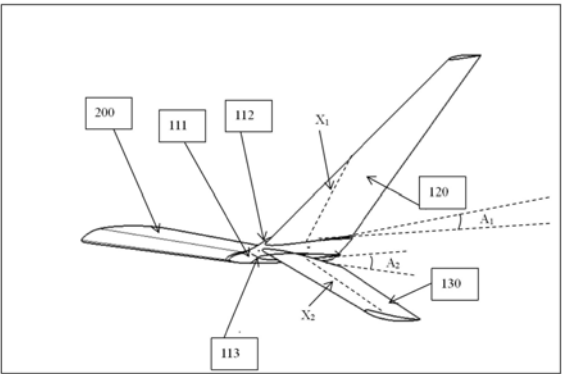
权利要求书2页 说明书7页 附图2页

(54) 发明名称

无人机

(57) 摘要

本发明提供了一种无人机。其中,通过翼尖小翼的上、下小翼绕着自身轴线偏转,不仅减小了无人机机翼的诱导阻力,同时可以根据上下小翼组合偏转,抵消纵向升力的改变,来控制无人机航向,起无人机方向舵的作用,起到一举两得的效果,在无人机领域和传统固定翼无人机领域均有广阔的应用前景。



1. 一种无人机,其特征在于,包括:

无人机本体;以及

左翼和右翼,分别固定于所述无人机本体的左右两侧,两者均为如下机翼,该机翼包括:机翼本体;以及如下所述的翼尖小翼,其连接部连接于所述机翼本体的远端;

所述翼尖小翼包括:

固定部分,包括:连接部;上分支,连接于所述连接部并朝向侧上方延伸;下分支,连接于所述连接部并朝向侧方或侧下方延伸;

上小翼,连接于所述固定部分的所述上分支,并朝向远离所述上分支的方向延伸;

下小翼,设置于所述上小翼的下方,连接于所述固定部分的所述下分支并朝向远离所述下分支的方向延伸;

其中,所述上小翼可绕上小翼轴线旋转,所述上小翼轴线为垂直于所述上小翼与所述上分支的交接面的轴线,所述上小翼轴线与水平面的夹角 B_1 的范围为: $25^\circ \leq B_1 \leq 45^\circ$;所述下小翼可绕下小翼轴线旋转,所述下小翼轴线为垂直于所述下小翼与所述下分支的交接面的轴线,所述下小翼轴线与水平面的夹角 B_2 的范围为: $-15^\circ \leq B_2 \leq -45^\circ$,其中,正夹角表示自水平面向上偏转的夹角;负夹角表示自水平面向下偏转的夹角;

其中,所述上小翼的旋转方向与所述下小翼的旋转方向相反,所述上小翼的旋转角度 A_1 与所述下小翼的旋转角度 A_2 满足:

$$\left| \frac{A_1}{A_2} \right| = \frac{L_2}{L_1}$$

其中,运算符号 $|\dots|$ 为取绝对值; L_1 为每度的所述上小翼的旋转所产生的升力; L_2 为每度的所述下小翼的旋转所产生的升力,所述上小翼可绕上小翼轴线旋转中,所述旋转的基准状态为所述上小翼与所述上分支的夹角为 0° 的状态;所述下小翼可绕下小翼轴线旋转中,所述旋转的基准状态为所述下小翼与所述下分支的夹角为 0° 的状态;

所述上小翼的翼型为以下翼型中的一种:NACA4412、NACA4415;和/或所述下小翼的翼型为以下翼型中的一种:NACA23012、NACA23014;

其中:①当无人机需要左侧转弯时,右翼的翼尖小翼的上、下小翼保持基准状态,左翼中的翼尖小翼中:上小翼绕上小翼轴线朝尾缘下偏方向旋转;下小翼绕下小翼轴线朝尾缘上偏方向旋转,使其尾缘上偏;②当无人机需要右侧转弯时,左翼的翼尖小翼的上、下小翼保持基准状态,右翼中的翼尖小翼中:上小翼绕上小翼轴线朝尾缘下偏方向旋转;下小翼绕下小翼轴线朝尾缘上偏方向旋转,使其尾缘上偏。

2. 根据权利要求1所述的无人机,其特征在于:

所述上小翼的旋转角度 A_1 的范围为: $-30^\circ \leq A_1 \leq +30^\circ$,其中,正的旋转角度朝向所述上小翼尾缘下偏的方向;负的旋转角度朝向所述上小翼尾缘上偏的方向;

所述下小翼的旋转角度 A_2 的范围为: $-30^\circ \leq A_2 \leq +30^\circ$,其中,正的旋转角度朝向所述下小翼尾缘下偏的方向;负的旋转角度朝向所述下小翼尾缘上偏的方向。

3. 根据权利要求1所述的无人机,其特征在于,还包括:

上小翼驱动装置,用于驱动所述上小翼的旋转;

下小翼驱动装置,用于驱动所述下小翼的旋转;

控制机构,与所述上小翼驱动装置和所述下小翼驱动装置相连接,用于通过所述上小翼驱动装置控制所述上小翼的旋转,通过所述下小翼驱动装置控制所述下小翼的旋转。

4. 根据权利要求3所述的无人机,其特征在于:

所述上小翼驱动装置包括:上小翼舵机,安装于所述固定部分的所述上分支,其扭矩输出孔沿所述上小翼轴线的方向;上小翼传动机构,呈Z字形,其扭矩输入轴插入并固定于所述上小翼舵机的所述扭矩输出孔中,除扭矩输入轴之外的其他部分固定于所述上小翼上;

所述下小翼驱动装置包括:下小翼舵机,安装于所述固定部分的所述下分支,其扭矩输出孔沿所述下小翼轴线的方向;下小翼传动机构,呈Z字形,其扭矩输入轴插入并固定于所述下小翼舵机的所述扭矩输出孔中,除扭矩输入轴之外的其他部固定于所述下小翼上。

无人机

技术领域

[0001] 本发明涉及飞行器翼型设计技术领域,尤其涉及一种无人机。

背景技术

[0002] 无人机的升力,来自机翼上下表面的压力差,但是在翼尖附近,由于没有机翼的分割,下翼高压气流就会绕过翼尖流到上翼面,从而形成了升力的“副产品”-翼尖涡,翼尖涡会削弱翼尖的部分升力,进而产生诱导阻力,影响无人机的稳定性。而翼尖小翼就好比一堵墙,可以阻碍下翼高压气流向上流动,减弱翼尖涡,减小无人机的诱导阻力,减少油耗,提高航程。

[0003] 在实现本发明的过程中,申请人发现传统技术中翼尖小翼均为固定设置,不能灵活调整无人机机翼的诱导阻力和纵向升力。

发明内容

[0004] (一)要解决的技术问题

[0005] 本发明以期至少部分地解决以上技术问题中的至少之一。

[0006] (二)技术方案

[0007] 为了实现如上目的,根据本发明的第一个方面,提供了一种翼尖小翼。该翼尖小翼包括:固定部分,包括:连接部;上分支,连接于连接部并朝向侧上方延伸;下分支,连接于连接部并朝向侧方或侧下方延伸;上小翼,连接于固定部分的上分支,并朝向远离上分支的方向延伸;下小翼,设置于上小翼的下方,连接于固定部分的下分支并朝向远离下分支的方向延伸;其中,上小翼可绕上小翼轴线旋转,上小翼轴线为垂直于上小翼与上分支的交接面的轴线;和/或,下小翼可绕下小翼轴线旋转,下小翼轴线为垂直于下小翼与下分支的交接面的轴线。

[0008] 在本发明的一些实施例中,上小翼可绕上小翼轴线旋转,下小翼可绕下小翼轴线旋转,且上小翼的旋转方向与下小翼的旋转方向相反。

[0009] 在本发明的一些实施例中,上小翼的旋转角度 A_1 与下小翼的旋转角度 A_2 满足:

$$[0010] \quad \left| \frac{A_1}{A_2} \right| = \frac{L_2}{L_1}$$

[0011] 其中,运算符号 $|\dots\dots|$ 为取绝对值; L_1 为每度的上小翼的旋转所产生的升力; L_2 为每度的下小翼的旋转所产生的升力;其中,上小翼可绕上小翼轴线旋转中,旋转的基准状态为上小翼与上分支的夹角为 0° 的状态;下小翼可绕下小翼轴线旋转中,旋转的基准状态为下小翼与下分支的夹角为 0° 的状态。

[0012] 在本发明的一些实施例中,上小翼的旋转角度 A_1 的范围为: $-30^\circ \leq A_1 \leq +30^\circ$,其中,正的旋转角度朝向上小翼尾缘下偏的方向;负的旋转角度朝向上小翼尾缘上偏的方向;下小翼的旋转角度 A_2 的范围为: $-30^\circ \leq A_2 \leq +30^\circ$,其中,正的旋转角度朝向下小翼尾缘下偏的方向;负的旋转角度朝向下小翼尾缘上偏的方向。

[0013] 在本发明的一些实施例中,还包括:上小翼驱动装置,用于驱动上小翼的旋转;下小翼驱动装置,用于驱动下小翼的旋转;控制机构,与上小翼驱动装置和下小翼驱动装置相连接,用于通过上小翼驱动装置控制上小翼的旋转,通过下小翼驱动装置控制下小翼的旋转。

[0014] 在本发明的一些实施例中,上小翼驱动装置包括:上小翼舵机,安装于固定部分的上分支,其扭矩输出孔沿上小翼轴线的方向;上小翼传动机构,呈Z字形,其扭矩输入轴插入并固定于上小翼舵机的扭矩输出孔中,除扭矩输入轴之外的其他部分固定于上小翼上;下小翼驱动装置包括:下小翼舵机,安装于固定部分的下分支,其扭矩输出孔沿下小翼轴线的方向;下小翼传动机构,呈Z字形,其扭矩输入轴插入并固定于下小翼舵机的扭矩输出孔中,除扭矩输入轴之外的其他部固定于下小翼上。

[0015] 在本发明的一些实施例中,上小翼轴线与水平面的夹角 B_1 的范围为: $25^\circ \leq B_1 \leq 45^\circ$;下小翼轴线与水平面的夹角 B_2 的范围为: $-15^\circ \leq B_2 \leq -45^\circ$;其中,正夹角表示自水平面向上偏转的夹角;负夹角表示自水平面向下偏转的夹角。

[0016] 在本发明的一些实施例中,上小翼的翼型为以下翼型中的一种:NACA4412、NACA4415。

[0017] 在本发明的一些实施例中,下小翼的翼型为以下翼型中的一种:NACA23012、NACA23014。

[0018] 为了实现如上目的,根据本发明的第二个方面,还提供了一种机翼。该机翼包括:机翼本体;以及如上所述的翼尖小翼,其连接部连接于机翼本体的远端。

[0019] 为了实现如上目的,根据本发明的第三个方面,还提供了一种无人机。该无人机包括:无人机本体;以及左翼和右翼,分别固定于无人机本体的左右两侧,两者均为如上所述的机翼。

[0020] (三)有益效果

[0021] 从上述技术方案可知,本发明至少具有以下有益效果其中之一:

[0022] (1)翼尖小翼包括上小翼和下小翼,能够减小无人机的翼尖扰流;

[0023] (2)上、下小翼至少其中之一可沿自身轴线旋转,从而可以根据需要灵活地调整机翼的诱导阻力和纵向升力,提高了无人机操纵的灵活性。

[0024] (3)在上、下小翼均可以旋转的情况下,令两者的旋转方向相反,可以完全或者部分地抵消旋转所带来的纵向升力影响,通过两者旋转所带来的横向力矩的改变实现转变方向的目的。

[0025] (4)上、下小翼的旋转方向相反,且满足 $\left| \frac{A_1}{A_2} \right| = \frac{L_2}{L_1}$ 时,两者旋转所带来的纵向升力影响完全抵消,从而可以省去方向舵的设计,使得无人机的诱导阻力和摩擦阻力均降低,无人机总阻力减小,航程增加。

附图说明

[0026] 图1和图2为本发明翼尖小翼实施例的立体图。

[0027] 图3A和图3B为图1所述翼尖小翼中上、下小翼驱动装置的示意图。

[0028] 【附图中主要元件符号说明】

- [0029] 111-连接部; 112-上分支; 113-下分支;
[0030] 120-上小翼; 121-上小翼舵机; 122-上小翼传动机构;
[0031] 130-下小翼; 131-下小翼舵机; 132-下小翼传动机构;
[0032] 200-机翼本体;
[0033] X_1 -上小翼轴线; X_2 -下小翼轴线;
[0034] A_1 -上小翼的旋转角度; A_2 -下小翼的旋转角度;
[0035] B_1 -上小翼轴线与水平面的夹角;
[0036] B_2 -下小翼轴线与水平面的夹角。

具体实施方式

[0037] 本发明提供了一种翼尖小翼,不仅减小了无人机的诱导阻力,同时可以根据上下小翼组合偏转,来控制无人机航向姿态,代替无人机方向舵的作用。

[0038] 为使本发明的目的、技术方案和优点更加清楚明白,下文结合具体实施例,并参照附图,对本发明进一步详细说明。

[0039] 本发明首先提供了一种翼尖小翼。该翼尖小翼具有能够旋转的上小翼和下小翼,从而能够灵活调整机翼的诱导阻力和纵向升力。

[0040] 图1和图2为本发明翼尖小翼实施例的立体图。请参照图1和图2,本实施例翼尖小翼固定于机翼本体200的远端,包括:固定部分;以及安装于固定部分上的上小翼120和下小翼130。其中,上小翼的翼型为NACA4412,下小翼的翼型为NACA23012。

[0041] 本领域技术人员应当能力理解,以上翼型只是示例。在实际场景中,上、下小翼的翼型可以根据需要灵活选择。优选地,上小翼的翼型可以选择NACA4412型或者NACA4415型;下小翼地翼型可以选择NACA23012型或者NACA23014。

[0042] 请继续参照图1和图2,固定部分包括:连接部111,用于将本实施例的翼尖小翼连接于机翼本体200上;上分支112,连接于连接部111并朝向侧上方延伸;下分支113,连接于连接部111并朝向侧下方延伸。

[0043] 需要说明的是,此处的侧下方、侧上方等均是相对于水平面而言的,本领域技术人员应当清楚其表达的含义。此外,虽然本实施例中下分支113朝向侧下方延伸,但本本发明的某些实施例中,下分支也可以朝向侧方延伸,即沿水平面延伸。

[0044] 还需要说明的是,虽然本实施例中上分支、下分支是分离的,即在视觉上是分辨开的,但是在某些实施例中,上分支、下分支可以连接在一起设计,即在视觉上并不能完全分辨出上分支和下分支,而仅保留连接上小翼的上交接面和连接下小翼的下交接面,其仅为本发明的一种特殊实现方式,实质上固定部分仍然有上分支和下分支的设计,只是其隐藏在固定部分之内,同样应当在本发明的保护范围之内。

[0045] 请继续参照图1和图2,上小翼120连接于固定部分的上分支112,并朝向远离上分支的方向延伸。下小翼130连接于固定部分的下分支113,并朝向远离下分支的方向延伸。

[0046] 上小翼120可绕上小翼轴线 X_1 旋转。该上小翼轴线 X_1 是垂直于上小翼与上分支的交接面的轴线,所述旋转的基准状态为上小翼120与上分支112的夹角为 0° 的状态。下小翼130可绕下小翼轴线 X_2 旋转。该下小翼轴线 X_2 为垂直于下小翼130与下分支113的交接面的轴线,所述旋转的基准状态为下小翼130与下分支113的夹角为 0° 的状态。

[0047] 需要说明的是,对于上小翼轴线 X_1 ,其可以过上小翼与上分支的交接面中心点,也可以不过交接面中心点,本发明并不对其限定,需要根据具体场景中舵机扭矩大小和翼型来确定。同样地,下小翼轴线 X_2 ,其可以过下小翼与下分支的交接面中心点,也可以不过交接面中心点,本发明并不对其限定,需要根据具体场景中舵机扭矩大小和翼型来确定。举例来说,如果舵机扭矩输出较小,则要将旋转轴线靠近交接面中心点设计。而如果舵机扭矩输出很大,则可以将旋转轴线距离交接面中心点的距离拉长。

[0048] 请参照图2,对于如上所述的上分支112朝向侧上方延伸,上小翼120朝向远离上分支的方向延伸,具体而言,上小翼轴线与水平面的夹角 B_1 为 40° 。对于如上所述的下分支113朝向侧下方延伸,下小翼130朝向远离下分支的方向延伸,具体而言,下小翼轴线与水平面的夹角 B_2 为 -30° 。为了描述方便,如上角度中,正夹角表示自水平面向上偏转的夹角;负夹角表示自水平面向下偏转的夹角。

[0049] 需要说明的是,虽然本实施例中采用如上的夹角,但本发明并不以此为限。在本发明其他实施例中,上小翼轴线与水平面的夹角 B_1 的范围为: $25^\circ \leq B_1 \leq 45^\circ$;下小翼轴线与水平面的夹角 B_2 的范围为: $-15^\circ \leq B_2 \leq -45^\circ$ 。

[0050] 本领域技术人员可以理解,上小翼120绕上小翼轴线 X_1 旋转,下小翼130绕下小翼轴线 X_2 旋转,两者的旋转都会带来诱导阻力和纵向升力的变化。以无人机右侧机翼为例,当上小翼120绕上小翼轴线 X_1 朝尾缘下偏的方向旋转时,会产生正升力。类似地,当下小翼130绕下小翼轴线 X_2 朝尾缘上偏的方向旋转时,会产生负升力。

[0051] 可见,在无人机中,通过控制上小翼和/或下小翼的旋转角度,可以调整无人机整体的诱导阻力和纵向升力,从而可以进一步优化无人机的设计,例如实现无人机的转向功能。

[0052] 在无人机处于飞行状态时,往往不希望升力瞬时产生太大变化,因此,可以设置上小翼的旋转方向和下小翼的旋转方向相反,从而可以完全或者部分地抵消上、下小翼旋转所带来的纵向升力影响。本领域技术人员应当能够理解上述“旋转方向相反”的含义,即:

[0053] (1) 上小翼的旋转方向为朝向上小翼尾缘下偏的方向,下小翼的旋转方向为朝向下小翼尾缘上偏的方向;或者

[0054] (2) 上小翼的旋转方向为朝向上小翼尾缘上偏的方向,下小翼的旋转方向为朝向下小翼尾缘下偏的方向。

[0055] 请参照图1,对于如上所述的上小翼120可绕上小翼轴线 X_1 旋转,上小翼的旋转角度 A_1 的范围为: $-30^\circ \leq A_1 \leq +30^\circ$ 。类似地,下小翼130可绕下小翼轴线 X_2 旋转,下小翼的旋转角度 A_2 的范围为: $-30^\circ \leq A_2 \leq +30^\circ$ 。

[0056] 此处,采用了本领域通用的表示旋转方向的方法,对于上小翼,正的旋转角度朝向所述上小翼尾缘下偏的方向;负的旋转角度朝向所述上小翼尾缘上偏的方向;对于下小翼,正的旋转角度朝向所述下小翼尾缘下偏的方向;负的旋转角度朝向所述下小翼尾缘上偏的方向。

[0057] 进一步地,当希望完全抵消上、下小翼旋转所带来的纵向升力影响,则可以按照以下公式来调整旋转角度:

[0058]
$$\left| \frac{A_1}{A_2} \right| = \frac{L_2}{L_1}$$

[0059] 在如上公式中,运算符 $|\dots\dots|$ 为取绝对值; L_1 为每度的上小翼旋转所产生的升力; L_2 为每度的下小翼旋转所产生的升力。关于 L_2/L_1 的具体数值,可以根据仿真得出,也可以通过飞行实验得出。

[0060] 具体而言,在本实施例的一个场景中, $L_2/L_1=0.6$,则可以设置上小翼120相对于基准状态的旋转角度 A_1 为 15° ;下小翼130相对于基准状态的旋转角度 A_2 为 -25° 。

[0061] 通过完全抵消上、下小翼旋转所带来的纵向升力影响,可以实现无人机的转向,以无人机右侧转弯为例,当无人机需要向右改变航向姿态时,右侧上小翼绕着上小翼轴线尾缘向下偏转,产生正升力;右侧下小翼绕着下小翼轴线尾缘向上偏转,产生负升力。当满足如上公式时,二者升力相互抵消,不改变无人机整体纵向升力大小,右侧上、下小翼偏转产生的阻力形成向右的偏航力矩,从而引导无人机向右转弯。

[0062] 为了实现对翼尖小翼中上、下小翼旋转的控制,本实施例中,翼尖小翼还包括:上小翼驱动装置,用于驱动上小翼的旋转;下小翼驱动装置,用于驱动下小翼的旋转;控制机构,与上小翼驱动装置和下小翼驱动装置相连接,用于通过上小翼驱动装置控制上小翼的旋转,通过下小翼驱动装置控制下小翼的旋转。

[0063] 图3A和图3B为图1翼尖小翼中上、下小翼驱动装置的示意图。请参照图3A和图3B,上小翼驱动装置包括:上小翼舵机121,安装于固定部分的上分支,其扭矩输出孔沿上小翼轴线方向;上小翼传动机构122,呈Z字形,其扭矩输入轴插入并固定于上小翼舵机的扭矩输出孔中,除扭矩输入轴之外的其他部分固定于上小翼上。其中,Z字形的上小翼传动机构122可以提高扭矩传输的可靠性和效率。

[0064] 请继续参照图3A和图3B,下小翼驱动装置包括:下小翼舵机131,安装于固定部分的下分支,其扭矩输出孔沿下小翼轴线方向;下小翼传动机构132,呈Z字形,其扭矩输入轴插入并固定于下小翼舵机的扭矩输出孔中,除扭矩输入轴之外的其他部固定于下小翼上。其中,Z字形的下小翼传动机构132可以提高扭矩传输的可靠性和效率。

[0065] 在实际应用中,上小翼驱动机构和下小翼驱动机构可以进一步小型化处理,并且,为了安全性和美观性,固定结构的上分支和上小翼之间的过渡部分,即上小翼驱动装置所在的部分,会被柔性的机翼蒙皮所覆盖。同样地,固定结构的下分支和下小翼之间的过渡部分,即下小翼驱动装置所在的部分,也被柔性的机翼蒙皮所覆盖。

[0066] 本领域技术人员应当能够理解,如上实施例的上、下小翼驱动装置仅为示例。在实际场景中,还可以采用其他的驱动装置,只要能够完成如上的上小翼绕上小翼轴线旋转、下小翼绕下小翼轴线旋转即可。

[0067] 基于如上实施例的翼尖小翼,本发明还提供了一种机翼。请参照图1和图2,本发明机翼实施例包括:机翼本体200;以及如上翼尖小翼实施例所述的翼尖小翼,连接于所述机翼本体的远端。

[0068] 基于如上实施例的机翼,本发明还提供了一种配备了如上机翼的无人机。其中,该无人机可以是常规的固定翼无人机,例如无人客机或者无人货机,还可以是玩具无人机或者无人机模型。

[0069] 本发明无人机实施例包括:无人机本体;以及左翼和右翼,固定于无人机本体的左右两侧,两者均为如上机翼实施例所述的机翼。其中:

[0070] 1、当无人机需要左侧转弯时,右翼的翼尖小翼的上、下小翼保持基准状态,左翼中

的翼尖小翼中:上小翼绕上小翼轴线朝尾缘下偏方向旋转;下小翼绕下小翼轴线朝尾缘上偏方向旋转,使其尾缘上偏,并且,上小翼和下小翼的旋转角度满足: $\left|\frac{A_1}{A_2}\right| = \frac{L_2}{L_1}$;

[0071] 2、当无人机需要右侧转弯时,左翼的翼尖小翼的上、下小翼保持基准状态,右翼中的翼尖小翼中:上小翼绕上小翼轴线朝尾缘下偏方向旋转;下小翼绕下小翼轴线朝尾缘上偏方向旋转,使其尾缘上偏,并且,上小翼和下小翼的旋转角度满足: $\left|\frac{A_1}{A_2}\right| = \frac{L_2}{L_1}$ 。

[0072] 可见,通过可旋转的翼尖小翼,可以省去无人机上的方向舵,从而使得无人机的诱导阻力和摩擦阻力均降低,无人机总阻力减小,航程增加。

[0073] 至此,已经结合附图对本发明实施例进行了详细描述。

[0074] 需要说明的是,对于某些实现方式,如果其并非本发明的关键内容,且为所属技术领域普通技术人员所熟知,则在附图或说明书正文中并未对其进行详细说明,此时可参照相关现有技术进行理解。

[0075] 此外,上述对各元件和方法的定义并不仅限于实施例中提到的各种具体结构、形状或方式,本领域普通技术人员可对其进行简单地更改或替换,例如:

[0076] (1) 上、下小翼的翼型可以根据需要选用现有技术中的其他翼型;

[0077] (2) 上、下小翼相对于水平面的倾斜角度可以根据需要进行调整;

[0078] (3) 上、下小翼驱动装置还可以采用其他的驱动方式;

[0079] (4) 上小翼轴线的位置和下小翼轴线的位置可以根据相应舵机扭矩大小和翼型进行调整。

[0080] 依据以上描述,本领域技术人员应当对本发明翼尖小翼及应用其的机翼、无人机有了清楚地认识。

[0081] 综上所述,本发明中,通过翼尖小翼的上、下小翼绕着自身轴线偏转,不仅减小了无人机机翼的诱导阻力,同时可以根据上下小翼组合偏转,抵消纵向升力的改变,来控制无人机航向,起无人机方向舵的作用,起到一举两得的效果,在无人机领域和传统无人机领域均有广阔的应用前景。

[0082] 还需要说明的是,实施例中提到的方向用语,例如“上”、“下”、“前”、“后”、“左”、“右”、“内”、“外”等,仅是参考附图的方向,并非用来限制本发明的保护范围。贯穿附图,相同的元素由相同或相近的附图标记来表示。在可能导致对本发明的理解造成混淆时,将省略常规结构或构造。

[0083] 并且图中各部件的形状和尺寸不反映真实大小和比例,而仅示意本发明实施例的内容。另外,在权利要求中,不应将位于括号之间的任何参考符号构造成对权利要求的限制。

[0084] 在本发明的描述中,需要说明的是,除非另有明确的规定和限定,术语“相连”、“连接”应做广义理解,例如,可以是固定连接,也可以是可拆卸连接,或一体地连接;可以是机械连接,也可以是电连接;可以是直接相连,也可以通过中间媒介间接相连,可以是两个元件内部的连通。对于本领域的普通技术人员而言,可以具体情况理解上述术语的具体含义。

[0085] 除非明确指明为相反之意,本发明的说明书及权利要求中的数值参数可以是近似

值,能够根据通过本发明的内容改变。具体而言,所有使用于说明书及权利要求中表示组成的含量、反应条件等的数字,应理解为在所有情况中是受到“约”的用语所修饰,其表达的含义是指包含由特定数量在一些实施例中 $\pm 10\%$ 的变化、在一些实施例中 $\pm 5\%$ 的变化、在一些实施例中 $\pm 1\%$ 的变化、在一些实施例中 $\pm 0.5\%$ 的变化。

[0086] 再者,单词“包含”不排除存在未列在权利要求中的元件或步骤。位于元件之前的单词“一”或“一个”不排除存在多个这样的元件。

[0087] 说明书与权利要求中所使用的序数例如“第一”、“第二”、“第三”、“主”、“次”,以及阿拉伯数字、字母等,以修饰相应的元件或步骤,其本意仅用来使具有某命名的一元件(或步骤)得以和另一具有相同命名的元件(或步骤)能做出清楚区分,并不意味着该元件(或步骤)有任何的序数,也不代表某一元件(或步骤)与另一元件(或步骤)的顺序。

[0088] 类似地,应当理解,为了精简本发明并帮助理解各个发明方面中的一个或多个,在上面对本发明的示例性实施例的描述中,本发明的各个特征有时被一起分组到单个实施例、图,或者对其的描述中。然而,并不应将该发明的方法解释成反映如下意图:所要求保护的本发明需要比在每个权利要求中所明确记载的特征更多的特征。更确切地说,如权利要求书所反映的那样,各个发明方面在于少于前面单个实施例的所有特征。因此,遵循具体实施方式的权利要求书由此明确地并入该具体实施方式,其中每个权利要求本身都作为本发明的单独实施例。

[0089] 以上所述的具体实施例,对本发明的目的、技术方案和有益效果进行了详细说明,应理解的是,以上所述仅为本发明的具体实施例而已,并不用于限制本发明,凡在本发明的精神和原则之内,所做的任何修改、等同替换、改进等,均应包含在本发明的保护范围之内。

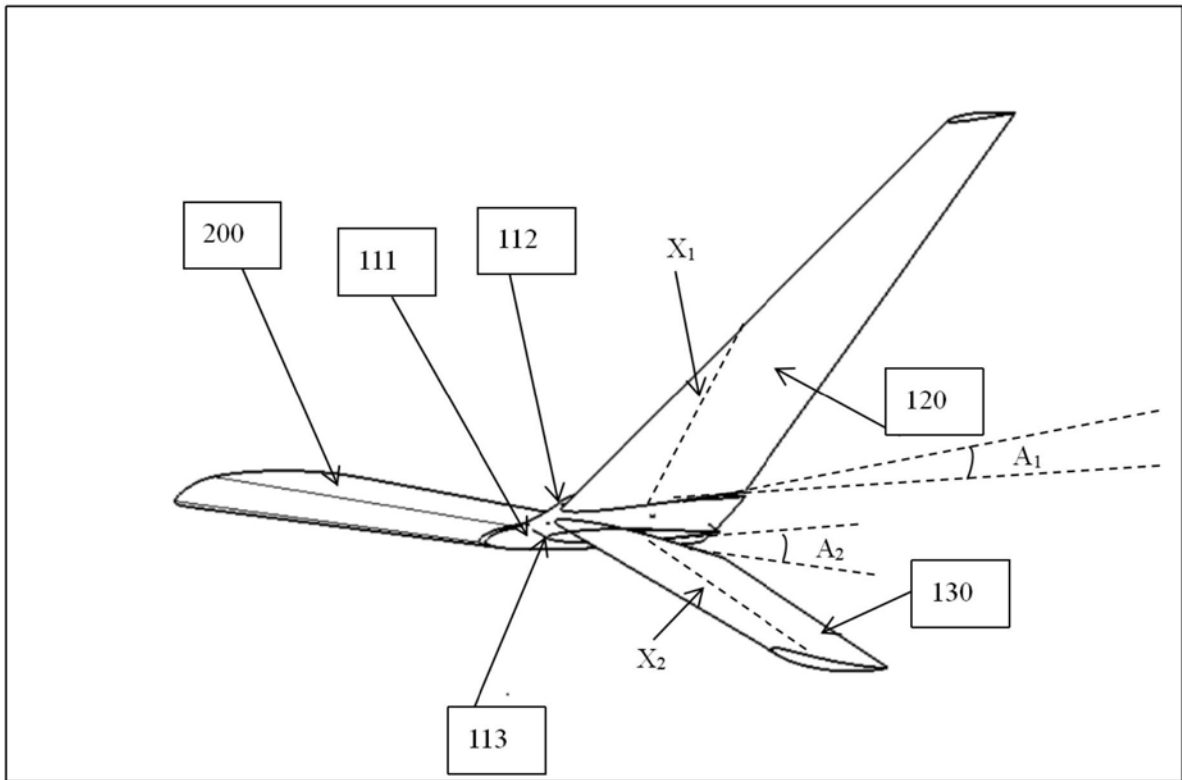


图1

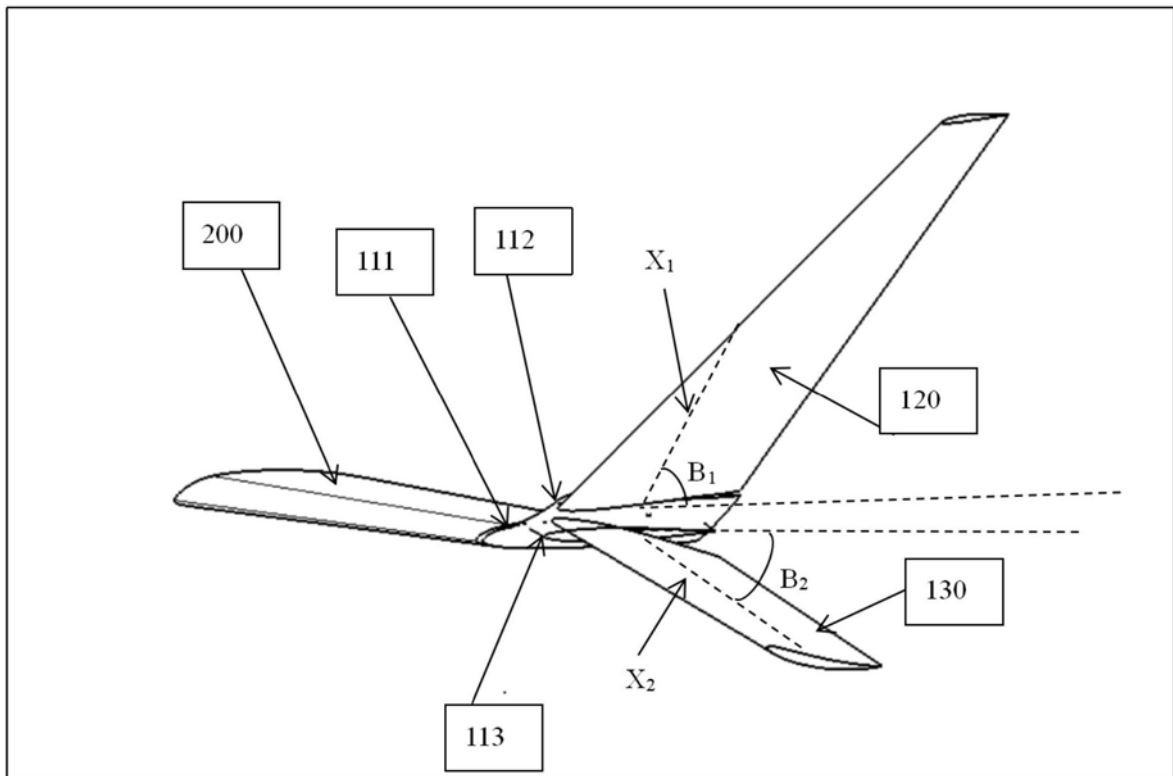


图2

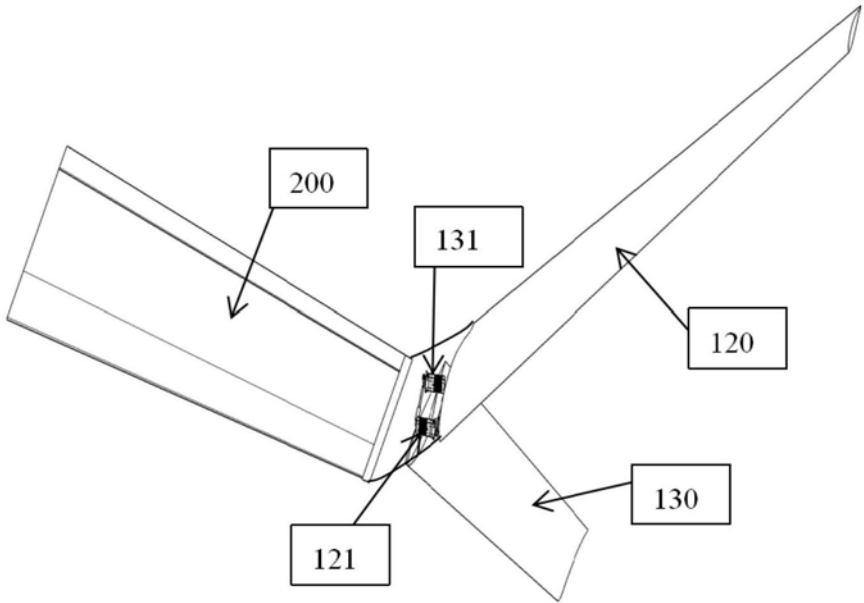


图3A

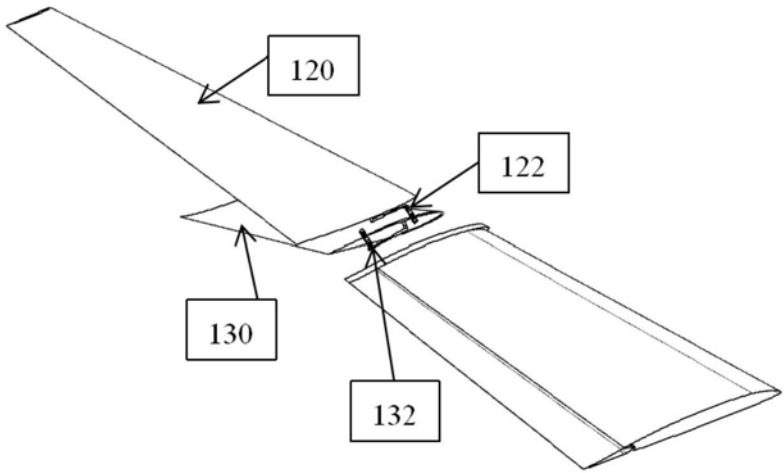


图3B