



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 112298552 B

(45) 授权公告日 2022.08.12

(21) 申请号 202010782988.7

(22) 申请日 2020.08.06

(65) 同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 112298552 A

(43) 申请公布日 2021.02.02

(73) 专利权人 北京航空航天大学
地址 100191 北京市海淀区学院路37号

(72) 发明人 张艳来 赵国栋 吴江浩

(51) Int. Cl.
B64C 33/02 (2006.01)
G05D 1/08 (2006.01)

审查员 王飞

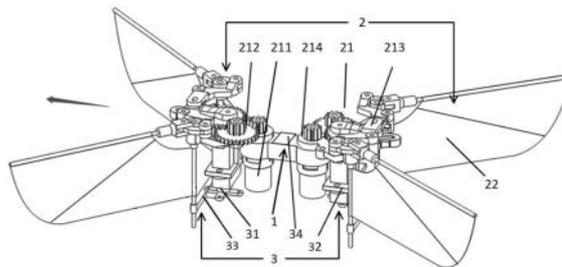
权利要求书2页 说明书7页 附图4页

(54) 发明名称

一种可自主增稳控制的微型双扑翼飞行器及其控制力矩产生方法

(57) 摘要

本发明公开了一种可自主增稳控制的微型双扑翼飞行器及其三自由度控制力矩产生方法,具体包括完全相同的两套驱动系统、升力系统和控制系统,两组驱动系统通过中间连接结构连接,驱动系统带动升力系统产生升力,控制系统改变升力系统产生控制力矩。该飞行器能够高效地产生俯仰、滚转、偏航三轴控制力矩,并通过互补滤波与卡尔曼滤波算法估计飞行器状态信息并做出自主增稳控制。本发明飞行器具有自主增稳飞行能力,着重改善了偏航性能,仅通过改变翼膜张紧程度控制滚转与偏航,避免了对控制不利的重心变化,且减少了增稳控制过程中的升力损失。



1. 一种可自主增稳控制的微型双扑翼飞行器,其特征在于,包含中间连接结构、前后两套完全相同的扑翼系统以及增稳控制系统;所述扑翼系统共有两套,每套均包括拍动机构及扑翼,所述扑翼由翼膜、主翼杆、辅翼杆、翼根杆组成;所述中间连接结构将前后两套完全相同的扑翼系统连接为一个整体;所述扑翼系统实现气动力和控制力矩产生;所述增稳控制系统用于飞行过程中的增稳控制,以消除飞行器飞行的动不稳定性;所述中间连接结构为立体结构,所述立体结构上部前后两端开有两个底座安装孔,用于固定所述前后两套扑翼系统的底座,以将两套扑翼系统组合为一个整体;

所述拍动机构包括空心杯电机、减速齿轮组、拍动角放大机构及底座;所述空心杯电机为大功率有刷电机;所述减速齿轮组为二级直齿减速轮组;所述拍动角放大机构为曲柄-连杆机构;所述底座经3D打印整体成型,为左右对称结构;

所述增稳控制系统包含姿态控制舵机、翼根位置控制机构及飞行控制电路板;

所述翼根位置控制机构共有两个,分别控制所述前后一对扑翼的翼根杆位置;所述翼根位置控制机构呈T形,在左右两个端点设孔约束所述翼根杆位置,在中间梁设槽与所述姿态控制舵机的摇臂连接,所述翼根控制机构将所述姿态控制舵机的转动转换为所述翼根位置控制机构的左右移动,带动所述翼根杆左右摆动;

所述姿态控制舵机为微小型大扭矩旋转舵机,一前一后分布在底座的正下方,通过所述姿态控制舵机的摇臂驱动所述翼根位置控制机构左右移动,改变所述翼根杆位置调整所述翼膜上下拍时的张紧程度,在上下拍过程中产生非对称的气动力,从而获得气动控制力矩。

2. 如权利要求1所述一种可自主增稳控制的微型双扑翼飞行器,其特征在于,所述翼膜为柔性薄膜,采用聚乙烯材料做成,呈仿生扑翼状;所述翼膜前缘与所述主翼杆连接,所述辅翼杆与所述主翼杆呈 30° 粘连在所述翼膜上,所述翼膜平铺状态下所述翼根杆与所述翼膜左侧粘连且与翼膜前缘呈 110° - 120° ,所述扑翼安装之后,所述翼根杆与所述主翼杆垂直,以便使所述翼膜在安装后松弛;拍动过程中,所述主翼杆带动所述辅翼杆和翼膜高频往复拍动,所述辅翼杆和翼膜在惯性力和气动力的作用下发生变形,所述翼膜的最大变形受所述翼根杆位置的约束,使得上下拍中间时刻翼展向面积二阶矩位置处的攻角在 25° - 35° 之间,以维持较高的气动效率。

3. 如权利要求1所述一种可自主增稳控制的微型双扑翼飞行器,其特征在于,飞行器的滚转力矩和偏航力矩产生方法如下:

滚转力矩产生方法为:当飞行器需要右滚转力矩时,前端姿态控制舵机臂顺时针转动,后端姿态控制舵机臂逆时针转动,通过翼根位置控制机构带动两对翼根杆同时向右摆动,从而使左侧前后两个扑翼翼膜的张紧程度同时变紧,攻角变大,升力增大;使右侧前后两个扑翼翼膜的张紧程度同时放松,攻角变小,升力减小;因此产生了两组左右翼的升力差,得到右滚控制力矩,进而完成飞行器的右滚;左滚力矩姿态控制舵机臂旋转方向与右滚转力矩产生过程相反;

偏航力矩产生方法为:当飞行器需要产生左偏航力矩时,前后两个姿态控制舵机同时顺时针转动,通过翼根位置控制机构带动前端翼根杆向右摆动、后端翼根杆向左摆动:使左侧前后两个翼上拍时翼膜张紧程度变松、攻角变小、气动阻力增大,下拍时翼膜张紧程度变紧、攻角变大、气动阻力减小;右侧前后两个翼上拍时翼膜的张紧程度变紧、攻角变大、气动

阻力减小,下拍时翼膜的张紧程度变松、攻角变小、气动阻力增大,因此在水平面内产生了两对扑翼上下拍的阻力差,从而得到左偏航控制力矩,进而完成飞行器向左偏航;右偏航力矩姿态控制舵机臂旋转方向与左偏航力矩产生过程相反。

一种可自主增稳控制的微型双扑翼飞行器及其控制力矩产生方法

技术领域

[0001] 本发明涉及微型飞行器领域,具体来说是一种可自主增稳控制的微型双扑翼飞行器及其控制力矩产生方法。

背景技术

[0002] 随着上世纪末飞行器设计理念的不断创新和微电子技术的大幅进步,微型飞行器被提出并快速发展。微型飞行器具有体积小、重量轻和机动性强等特征,适用于复杂环境下的侦查、勘探和协助救援等工作,应用前景广泛。仿生微型扑翼飞行器作为微型飞行器的一个重要分支,随着仿生学设计的发展逐渐开始出现。扑翼微型飞行器依靠扑翼的往复拍动产生升力,通过对扑翼拍动过程的细微控制产生控制力矩,其可在低雷诺数下保持较高的气动效率及灵敏的机动性,具备垂直起降、悬停等飞行能力。

[0003] 仿昆虫扑翼飞行器模仿自然界中的蜂、蝇等飞行生物,大多具有一对翅膀,其升力、控制力矩均依靠仅有的一对翼产生,因此这导致这类飞行器普遍存在升力不足、控制舵效较低、控制方案复杂等问题。为解决上述问题,现今提出了微型双扑翼飞行器,此类飞行器有前后两对扑翼,翼数量的增加增大了升力,对前后两对翼的整体控制进行力矩控制和姿态控制,降低了控制舵效和控制设计的难度。上述特征为研制大载荷微型飞行器提供了有效方案。

[0004] 微型双扑翼飞行器没有尾翼,其飞行是动不稳定的;此外,微型双扑翼飞行器在扑翼反复扑动时会产生振动,这加剧了飞行的动不稳定性,这也为飞行器运动信息的精确解算带来了困难,因此微型双扑翼飞行器实际稳定飞行需要增稳控制和精确的姿态解算能力。

[0005] 实际制造的飞行器传动机构、扑翼在制造和装配时无法保证严格对称,因此其左右扑翼产生的力有差别,因此飞行器无法避免初始偏航力矩的存在,无偏航控制飞行器飞行时会不停绕竖直轴旋转。因此,应着重开发或改进微型双扑翼飞行器的偏航控制。

[0006] 过往微型扑翼飞行器还存在控制机构响应较慢、舵效不足,控制力矩产生会带来较大的升力损失的问题,如专利“一种微型四扑翼飞行器”(CN 110712751A)公开了一种扑翼飞行器,其利用直线舵机拉动翼根杆的方式进行滚转和偏航控制,直线舵机相较旋转舵机反应速度慢、定位能力差,难以快速地定位翼根杆,因此扑翼难以及时提供足够的气动力,滚转、偏航方向控制舵效也不足。此外,该设计通过每对扑翼系统的整体转动改变气动力产生控制力矩,控制力矩产生的同时合力在竖直方向的分量减小,这导致有效升力不足。

[0007] 除上述问题之外,过去微型扑翼飞行器进行姿态控制过程还会伴随飞行器重心的变化。如专利“一种微型四扑翼飞行器”(CN 110712751A)、“一种适用于微型四扑翼飞行器的传动机构”(CN 110525647 A)公布的具有三自由度控制能力的微型双扑翼飞行器大多采用将飞行器机构、扑翼、电机作为整体进行移动的控制力矩产生方式,该种方式会导致飞行器重心的变化,也不利于飞行器的稳定控制。

[0008] 总的来看,目前仍有必要发明一种微型双扑翼飞行器,使其具有偏航姿态控制能力,同时在保证控制过程升力少损失、飞行器重心小变化的基础上增强俯仰、滚转及偏航力矩产生舵效。

发明内容

[0009] 本发明针对现有微型双扑翼飞行器的增稳控制与偏航控制问题,同时为解决飞行器控制舵效低、控制力矩产生过程中飞行器易损失升力、重心位置易改变等问题,发明了一种可自主增稳控制的微型双扑翼飞行器及其控制力矩产生方法。该飞行器采用前后两对扑翼产生升力,具有俯仰、滚转、偏航三轴姿态自主增稳控制能力。该微型双扑翼飞行器借助旋转舵机改变柔性扑翼膜的张紧程度改变翼上的气动力和力矩,而不再通过改变前后两套拍动机构的相对位置来产生控制力矩,实现了舵效增强、升力损失降低以及重心位置不变,增强了控制效果并降低了控制难度。

[0010] 一种可自主增稳控制的微型双扑翼飞行器,包含中间连接结构、前后两套完全相同的扑翼系统以及增稳控制系统,所述中间连接结构将前后两套完全相同的扑翼系统连接为一个整体,所述扑翼系统实现气动力和控制力矩产生,所述增稳控制系统用于飞行过程中的增稳控制,以消除飞行器飞行的动不稳定性。

[0011] 所述中间连接结构为立体结构,所述立体结构上部前后两端开有两个底座安装孔,用于固定所述前后两套扑翼系统的底座,以将两套扑翼系统组合为一个整体。

[0012] 所述扑翼系统共有两套,每套均包括拍动机构及扑翼。

[0013] 所述拍动机构包括空心杯电机、减速齿轮组、拍动角放大机构及底座。所述空心杯电机为大功率有刷电机。所述减速齿轮组为二级直齿减速轮组。所述拍动角放大机构为曲柄-连杆机构。所述底座经3D打印整体成型,为左右对称结构。

[0014] 所述扑翼由翼膜、主翼杆、辅翼杆、翼根杆组成。翼膜为柔性薄膜,通常采用聚乙烯材料等做成,呈仿生扑翼状。所述翼膜前缘与所述主翼杆连接,所述辅翼杆与所述主翼杆呈 30° 粘连在所述翼膜上,所述翼膜平铺状态下所述翼根杆与所述翼膜左侧粘连且与翼膜前缘呈 $110^\circ-120^\circ$,所述扑翼安装之后,所述翼根杆与所述主翼杆垂直,以便使所述翼膜在安装后松弛;拍动过程中,所述主翼杆带动所述辅翼杆和翼膜高频往复拍动,所述辅翼杆和翼膜在惯性力和气动力的作用下发生变形,所述翼膜的最大变形受所述翼根杆位置的约束,使得上下拍中间时刻翼展向面积二阶矩位置处的攻角(定义为翼拍动平面与翼面积二阶矩位置处展向截面的攻角)在 $25^\circ-35^\circ$ 之间,以维持较高的气动效率。所述扑翼系统在上下拍中间时刻通过改变翼根杆的前后左右位置,可改变翼膜的张紧程度,进而改变上下拍攻角产生不同的气动力和气动力矩。

[0015] 所述增稳控制系统包含姿态控制舵机、翼根位置控制机构及飞行控制电路板。

[0016] 所述姿态控制舵机为微小型大扭矩旋转舵机,一前一后分布在底座的正下方,通过所述姿态控制舵机的摇臂驱动所述翼根位置控制机构左右移动,改变所述翼根杆位置调整所述翼膜上下拍时的张紧程度,在上下拍过程中产生非对称的气动力,从而获得气动控制力矩。

[0017] 所述翼根位置控制机构共有两个,分别控制所述前后一对扑翼的翼根杆位置;所述翼根位置控制机构呈T形,在左右两个端点设孔约束所述翼根杆位置,在中间梁设槽与所

述姿态控制舵机的摇臂连接,所述翼根控制机构将所述姿态控制舵机的转动转换为所述翼根位置控制机构的左右移动,带动所述翼根杆左右摆动。

[0018] 所述飞行控制电路板为采用MEMS工艺制造、微型、轻型的机载电路板,包含主控芯片和机载传感器,其中主控芯片用于运行增稳控制算法;所述机载传感器集成了加速度计、陀螺仪及磁力计,分别测量飞行器的加速度、角速度、磁方位角数据;所述机载传感器测量的数据经低通滤波处理后,在所述主控芯片中通过互补滤波和扩展卡尔曼滤波组成的姿态估计算法计算出飞行器的三轴角速度与三轴姿态角。为准确获取飞行器飞行参数,该飞行控制电路板借助泡沫胶粘接在中间连接结构上并靠近飞行器重心。

[0019] 由于扑翼扑动时产生的振动对传感器的数据采集造成了严重干扰,加速度计的采集数据尤为不准确。尽管互补滤波算法中利用陀螺仪对加速度计数据进行了一次修正,但仅仅依靠互补滤波解算的飞行姿态信息仍无法直接用于增稳控制。扩展卡尔曼滤波算法利用加速度计与磁力计直接解算出的姿态角作为观测量,在扑翼振动影响下,姿态解算结果也不够精确。单独使用任何一种方法均不能够满足高精度姿态解算要求。因此,本发明的姿态估计算法同时采用了互补滤波和扩展卡尔曼滤波的方式,利用互补滤波算法修正后的姿态角作为扩展卡尔曼滤波的观测变量,然后进行扩展卡尔曼滤波解算飞行器运动数据,能够有效抑制振动噪声,并减小姿态角随振动的漂移。

[0020] 一种可自主增稳控制的微型双扑翼飞行器的增稳飞行控制方法是内外两环的PID串级控制,外环控制器为姿态角控制器,内环控制器为角速度控制器;当飞行器受到扰动时,将无扰动理想状态下的三轴姿态角控制指令作为姿态角期望值,姿态角期望值与飞行控制电路板中的滤波算法解算出的三轴姿态角信息做差,差值作为姿态角控制器的输入值,经过外环PID控制,输出值直接作为三轴角速度期望值;之后,角速度期望值与飞行控制电路板中的滤波算法解算出的三轴角速度信息做差,差值作为角速度控制器的输入值,经过内环PID控制,输出为三轴增稳控制期望;最后,三轴增稳控制期望通过预先设置的混控矩阵,转换为两个电机与两个姿态控制舵机这四个通道的PWM波控制信号,通过脉冲宽度的占空比来控制电机转速与姿态控制舵机舵偏量,进而产生三轴控制力矩,使飞行器快速做出相应动作,消除期望姿态与实际姿态间的误差,达到增稳控制的目的。

[0021] 一种可自主增稳控制的微型双扑翼飞行器控制力矩产生方法包括滚转力矩、俯仰力矩以及偏航力矩产生方法。

[0022] 一种可自主增稳控制的微型双扑翼飞行器的滚转力矩产生方法为:当飞行器需要右滚转力矩时,前端姿态控制舵机臂顺时针转动,后端姿态控制舵机臂逆时针转动,通过翼根位置控制机构带动两对翼根杆同时向右摆动,从而使左侧前后两个扑翼翼膜的张紧程度同时变紧,攻角变大,升力增大;使右侧前后两个扑翼翼膜的张紧程度同时放松,攻角变小,升力减小。因此产生了两组左右翼的升力差,得到右滚控制力矩,进而完成飞行器的右滚。左滚力矩姿态控制舵机臂旋转方向与右滚转力矩产生过程相反。滚转力矩产生方法只需改变翼根位置,无需将飞行器机构、电机等较重的部分作为整体进行移动,能够保证在产生有效滚转控制力矩的同时,减小升力的损失和重心位置的改变。

[0023] 一种可自主增稳控制的微型双扑翼飞行器的俯仰力矩产生方法为:当飞行器需要产生抬头力矩时,前端电机转速上升,后端电机转速下降,前后两电机分别驱动主轴齿轮及减速齿轮组,经过拍动角放大机构驱动扑翼往复拍动,使得前对扑翼拍动频率增高、升力增

大,后对扑翼拍动频率降低、升力减小,从而产生俯仰控制力矩,进而完成飞行器的抬头动作;低头力矩前后电机转速的变化与抬头力矩相反。该方法中,前后两组翼相互独立,便于控制,而且能够产生较大的控制力矩,为微型大载荷高机动双扑翼飞行器提供了一个方案。

[0024] 一种可自主增稳控制的微型双扑翼飞行器的偏航力矩产生方法为:当飞行器需要产生左偏航力矩时,前后两个姿态控制舵机同时顺时针转动,通过翼根位置控制机构带动前端翼根杆向右摆动、后端翼根杆向左摆动:使左侧前后两个扑翼上拍时翼膜张紧程度变松、攻角变小、气动阻力增大,下拍时翼膜张紧程度变紧、攻角变大、气动阻力减小;右侧前后两个扑翼上拍时翼膜的张紧程度变紧、攻角变大、气动阻力减小,下拍时翼膜的张紧程度变松、攻角变小、气动阻力增大,因此在水平面内产生了两对扑翼上下拍的阻力差,从而得到左偏航控制力矩,进而完成飞行器向左偏航。右偏航力矩姿态控制舵机臂旋转方向与左偏航力矩产生过程相反。该方法只需改变翼根位置,无需将飞行器机构、电机等较重的部分作为整体进行移动或旋转,能够保证在产生有效滚转控制力矩的同时,减小升力的损失和重心位置的改变。

[0025] 本发明的优点在于:

[0026] (1) 一种可自主增稳控制的微型双扑翼飞行器及其三自由度控制力矩产生方法,具有俯仰、滚转、偏航三轴姿态增稳控制能力,弥补了先前偏航控制的缺失。通过两个姿态控制舵机分别控制了两对扑翼的翼根位置,相对直线姿态控制舵机和单个姿态控制舵机控制方案,能够产生更高的舵效,使飞行器实现更高的机动性能。

[0027] (2) 一种可自主增稳控制的微型双扑翼飞行器及其三自由度控制力矩产生方法,该飞行器的控制方式针对之前的双扑翼控制过程中易改变重心的问题,只改变了柔性扑翼的张紧程度,没有整体移动机构与电机位置,也没有直接改变扑翼方向,不仅增大了控制力矩,而且减少了不利于控制的重心位置变动与升力的损失。

[0028] (3) 一种可自主增稳控制的微型双扑翼飞行器及其三自由度控制力矩产生方法,采用了互补滤波和扩展卡尔曼滤波融合解算的方式,提高了高频振动下双扑翼飞行器运动数据的解算精度,解决了先前双扑翼飞行器姿态估计不准的问题。

[0029] (4) 一种可自主增稳控制的微型双扑翼飞行器及其三自由度控制力矩产生方法,将两套拍动机构通过固定结构连接在一起后振动更小,更利于飞行器的稳定性。

附图说明

[0030] 图1是本发明一种可自主增稳控制的微型双扑翼飞行器的整体方案示意图;

[0031] 图2是本发明一种可自主增稳控制的微型双扑翼飞行器的中间连接结构示意图;

[0032] 图3是本发明一种可自主增稳控制的微型双扑翼飞行器的减速齿轮组示意图;

[0033] 图4是本发明一种可自主增稳控制的微型双扑翼飞行器的拍动角放大机构示意图;

[0034] 图5是本发明一种可自主增稳控制的微型双扑翼飞行器的底座示意图;

[0035] 图6是本发明一种可自主增稳控制的微型双扑翼飞行器的扑翼示意图;

[0036] 图7是本发明一种可自主增稳控制的微型双扑翼飞行器的姿态控制舵机固定架示意图;

[0037] 图8是本发明一种可自主增稳控制的微型双扑翼飞行器的翼根位置控制机构示意

图;图中:

- [0038] 1-中间连接结构;2-扑翼系统;3-增稳控制系统;
- [0039] 21-拍动机构;211-空心杯电机;212-减速齿轮组;213-拍动角放大机构;214-底座;
- [0040] 2121-主轴齿轮;2122-双层齿轮;2123-大齿轮;2124-驱动连杆安装孔;
- [0041] 2131-驱动连杆;2132-Z型连杆;2133-圆弧连杆;2134-摇杆;
- [0042] 2141-电机安装孔;2142-双层齿轮安装孔;2143-大齿轮安装孔;2144-Z型连杆安装孔;2145-摇杆安装孔;2146-槽形凸台;2147-姿态控制舵机固定架安装孔;
- [0043] 22-扑翼;221-翼膜;222-主翼杆;223-辅翼杆;224-翼根杆;
- [0044] 31-姿态控制舵机;
- [0045] 32-姿态控制舵机固定架;321-底座安装孔;322-姿态控制舵机安装孔;
- [0046] 33-翼根位置控制机构;331-翼根定位孔;332-姿态控制舵机摇臂连接槽;
- [0047] 34-飞行控制电路板;

具体实施方式

[0048] 下面将结合附图和实施例对本发明作进一步的详细说明。

[0049] 如图1所示,本发明一种可自主增稳控制的微型双扑翼飞行器,包含中间连接结构1、扑翼系统2以及增稳控制系统3。箭头指向前方。

[0050] 如图2所示,所述中间连接结构1为立体结构,上部前后两端开有两孔,用于固定前后两套拍动机构21,以将两套拍动机构21组合为一个整体。

[0051] 如图1所示,所述扑翼系统2共有两套,每套均包括拍动机构21及扑翼22。

[0052] 如图1所示,所述拍动机构21包括空心杯电机211、减速齿轮组212、拍动角放大机构213及底座214。所述空心杯电机211为大功率有刷电机。

[0053] 如图3所示,所述减速齿轮组212为二级直齿减速轮组,均采用塑料制成,包括主轴齿轮2121,双层齿轮2122和大齿轮2123。主轴齿轮2121安装在电机211的输出轴上,大齿轮2123安装在底座214中间的安裝孔上,双层齿轮2122安装在底座两侧的任一安裝孔上,分别与大齿轮2123和主轴齿轮2121啮合。空心杯电机211输出的高速旋转运动通过主轴齿轮2121依次带动双层齿轮2122、大齿轮2123实现减速。大齿轮2123上设有驱动连杆安裝孔2124,用于安裝拍动角放大机构的驱动连杆2131。

[0054] 如图4所示,所述拍动角放大机构213为曲柄-连杆机构,包括驱动连杆2131、Z型连杆2132、圆弧连杆2133、摇杆2134。驱动连杆2131一端通过安裝孔与大齿轮2123铰接,另一端在底座顶部的槽形凸台2146约束下滑动。Z型连杆2132两端分别设有一孔一槽,中上部设有一孔;Z型连杆2132通过中部的孔与底座214上缘内测两孔铰接,通过端部的孔与圆弧连杆2133任意端铰接,驱动连杆2131一端在槽内滑动。圆弧连杆2133两端开孔,分别与Z型连杆2132和摇杆2134铰接。摇杆2134中间设有一孔与圆弧连杆2133铰接,一端设有一孔与底座214上缘外侧两孔铰接,另一端沿轴向开孔固连主翼杆222。

[0055] 如图5所示,所述底座214呈对称布置。底座214最下端设定内径较大的柱形空腔电机安裝孔2141,用于安裝空心杯电机211;底座214中部设有三个孔及凸台2142、2143,分别用于双层齿轮2122和大齿轮2123的安裝定位;底座214的上表面分布四个孔及凸台,用于安

拍动角放大机构213;底座214上表面对称轴位置设置一个槽形凸台2146,用于拍动角放大机构213中驱动连杆2131的限位;底座214中部设两姿态控制舵机固定架安装孔2147,将姿态控制舵机固定架32固连在底座214上。

[0056] 如图6所示,所述扑翼22由翼膜221、主翼杆222、辅翼杆223、翼根杆224组成。翼膜221为柔性薄膜,通常采用聚乙烯材料等做成,呈仿生扑翼状。翼膜221前缘与主翼杆222连接,辅翼杆223与主翼杆222呈 30° 粘连在翼膜221上。翼膜221平铺状态下翼根杆224与翼膜221左侧粘连且与翼膜221前缘呈 110° - 120° ,翼安装之后,翼根杆224与主翼杆222垂直,以便使翼膜221在安装后松弛。拍动过程中,主翼杆222带动辅翼杆223和翼膜221高频往复拍动,辅翼杆223和翼膜221在惯性力和气动力的作用下发生变形,膜的最大变形受翼根杆224位置的约束,使得上下拍中间时刻翼展向面积二阶矩位置处的攻角(定义为翼拍动平面与翼面积二阶矩位置处展向截面的夹角)在 25° - 35° 之间,以维持较高的气动效率。所述扑翼系统2在上下拍中间时刻通过改变翼根杆224的前后左右位置,可改变翼膜221的张紧程度,进而改变上下拍攻角产生不同的气动力和气动力矩。

[0057] 如图1所示,所述增稳控制系统3包含姿态控制舵机31及姿态控制舵机固定架32、翼根位置控制机构33及飞行控制电路板34。

[0058] 如图1所示,所述姿态控制舵机31为微小型大扭矩旋转舵机,一前一后分布在底座的正下方,通过舵机摇臂驱动翼根位置控制机构33左右移动,改变翼根杆224位置调整扑翼膜221上下拍时的张紧程度,在上下拍过程中产生非对称的气动力,从而获得气动控制力矩。

[0059] 如图7所示,所述姿态控制舵机固定架32上端设两底座安装孔321,用于将姿态控制舵机固定架32与底座214固连;上端设两姿态控制舵机安装孔322,用于将姿态控制舵机31与姿态控制舵机固定架32固连。

[0060] 如图8所示,所述翼根位置控制机构33呈T形,左右两个端点设翼根定位孔331孔约束翼根杆224,中间梁设姿态控制舵机摇臂连接槽332与姿态控制舵机31摇臂连接,从而实现将姿态控制舵机31的转动角转换为翼根位置控制机构33的左右移动,带动翼根杆224左右摆动,从而改变左右两侧扑翼翼膜221的张紧程度,产生左右翼不同的气动力,进而产生两组左右翼的升力差,因此两姿态控制舵机31反向转动能够产生滚转控制力矩,同向转动能够产生偏航控制力矩,二者叠加控制了飞行器的滚转和偏航。

[0061] 所述飞行控制电路板34为采用MEMS工艺制造、微型、轻型的机载电路板,包含主控芯片和机载传感器,其中主控芯片为采用ARM Cortex-M内核的32位微控制器STM32F405,用于运行增稳控制算法,机载传感器采用微型九轴运动跟踪装置MPU9250,其中集成了加速度计、陀螺仪及磁力计,分别测量飞行器的加速度、角速度、磁方位角数据。机载传感器测量的数据经低通滤波处理后,在主控芯片中通过互补滤波和扩展卡尔曼滤波组成的姿态估计算法计算出飞行器的三轴角速度与三轴姿态角。为准确获取飞行器飞行参数,该飞行控制电路板34借助泡沫胶粘接在中间连接结构1上并靠近飞行器重心。

[0062] 当飞行器受到扰动时,将无扰动理想状态下的三轴姿态角控制指令作为姿态角期望值,姿态角期望值与飞行控制电路板34中的滤波算法解算出的三轴姿态角信息做差,差值作为姿态角控制器的输入值,经过外环PID控制,输出值直接作为三轴角速度期望值;之后,角速度期望值与飞行控制电路板34中的滤波算法解算出的三轴角速度信息做差,差值

作为角速度控制器的输入值,经过内环PID控制,输出为三轴增稳控制期望;最后,三轴增稳控制期望通过预先设置的混控矩阵,转换为两个电机211与两个姿态控制舵机31这四个通道的PWM波控制信号,通过脉冲宽度的占空比来控制电机211的转速与姿态控制舵机31的舵偏量,进而产生三轴控制力矩,使飞行器快速做出相应动作,消除期望姿态与实际姿态间的误差,达到增稳控制的目的。

[0063] 当飞行器需要右滚转力矩时,前端姿态控制舵机31摇臂顺时针转动,后端姿态控制舵机31摇臂逆时针转动,通过翼根位置控制机构33带动两对翼根杆224同时向右摆动,从而使左侧前后两个扑翼翼膜221的张紧程度同时变紧,攻角变大,升力增大;使右侧前后两个扑翼翼膜221的张紧程度同时放松,攻角变小,升力减小。因此产生了两组左右翼的升力差,得到右滚控制力矩,进而完成飞行器的右滚。左滚力矩姿态控制舵机31摇臂旋转方向与右滚转力矩产生过程相反。当飞行器需要产生抬头力矩时,前端电机211转速上升,后端电机211转速下降,前后两电机211分别驱动主轴齿轮2121及减速齿轮组212,经过拍动角放大机构213驱动扑翼22往复拍动,使得前对扑翼22拍动频率增高、升力增大,后对扑翼22拍动频率降低、升力减小,从而产生俯仰控制力矩,进而完成飞行器的抬头动作;低头力矩前后电机211转速的变化与抬头力矩相反。当飞行器需要产生左偏航力矩时,前后两个姿态控制舵机31同时顺时针转动,通过翼根位置控制机构33带动前端翼根杆224向右摆动、后端翼根杆224向左摆动:使左侧前后两个扑翼22上拍时翼膜221张紧程度变松、攻角变小、气动阻力增大,下拍时翼膜221张紧程度变紧、攻角变大、气动阻力减小;右侧前后两个扑翼22上拍时翼膜221的张紧程度变紧、攻角变大、气动阻力减小,下拍时翼膜221的张紧程度变松、攻角变小、气动阻力增大,因此在水平面内产生了两对扑翼22上下拍的阻力差,从而得到左偏航控制力矩,进而完成飞行器向左偏航。右偏航力矩姿态控制舵机31摇臂旋转方向与左偏航力矩产生过程相反。

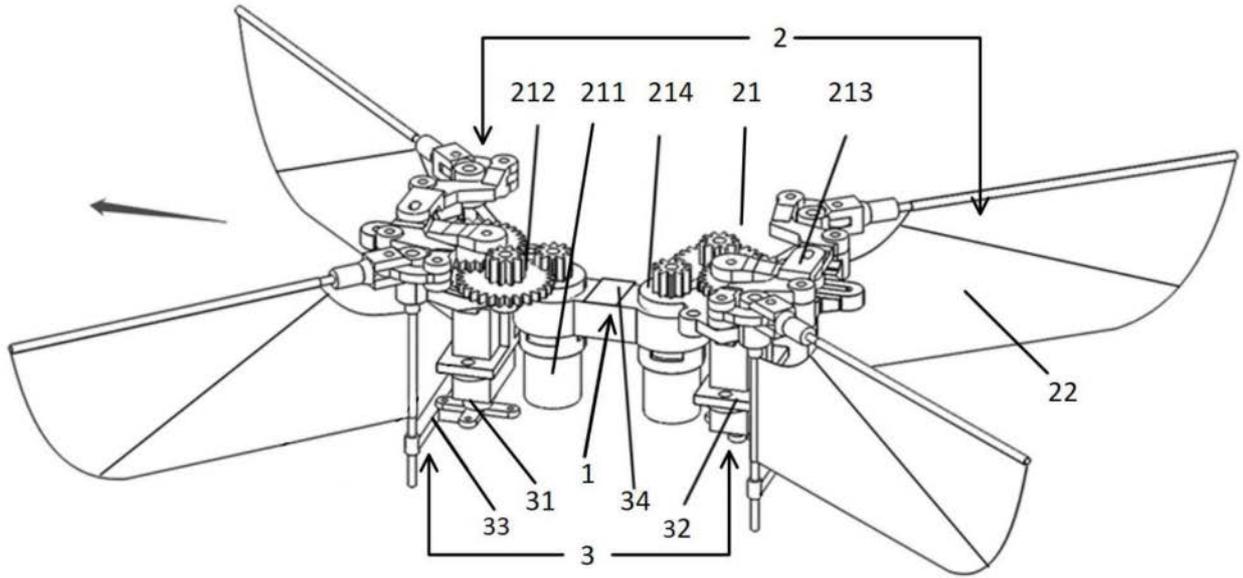


图1

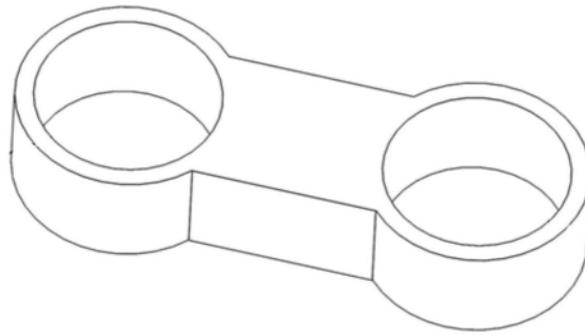


图2

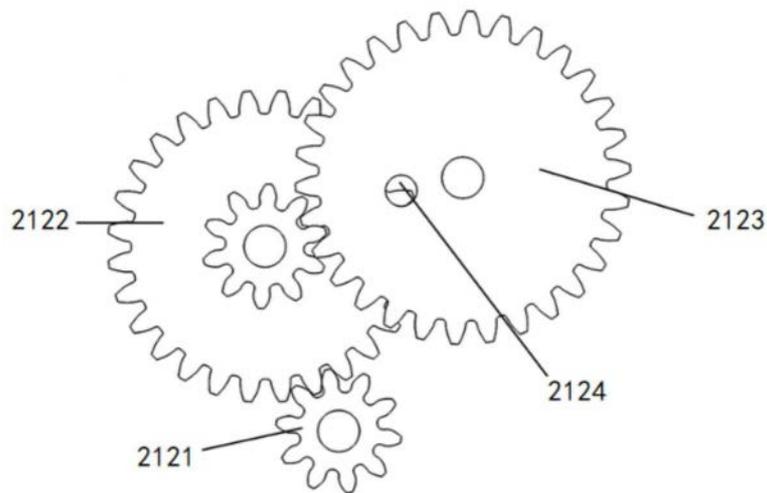


图3

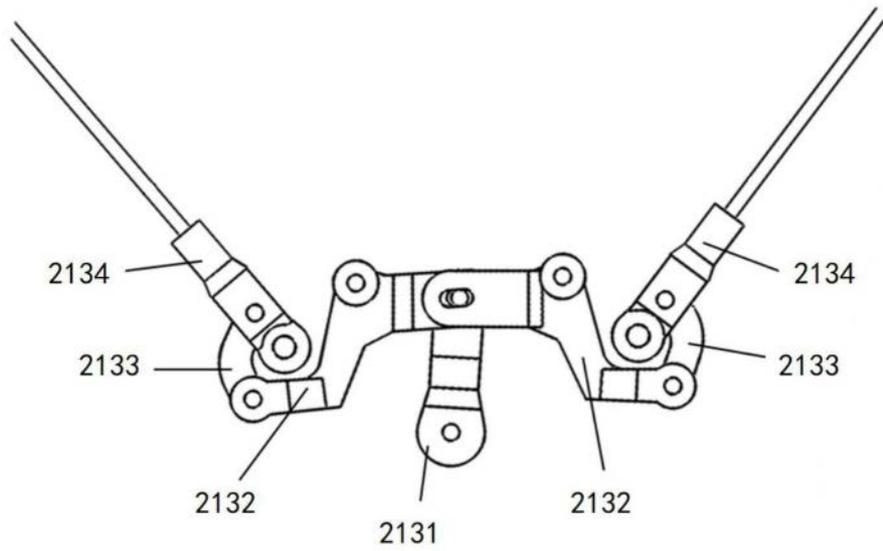


图4

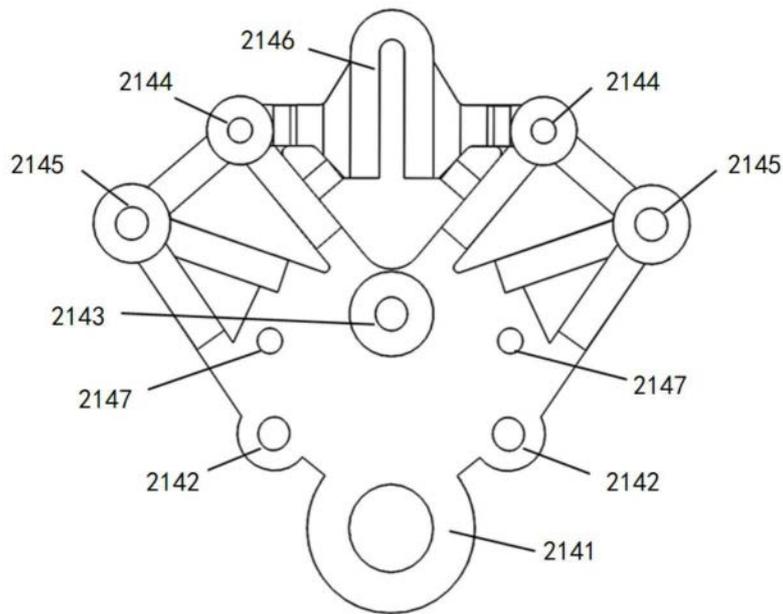


图5

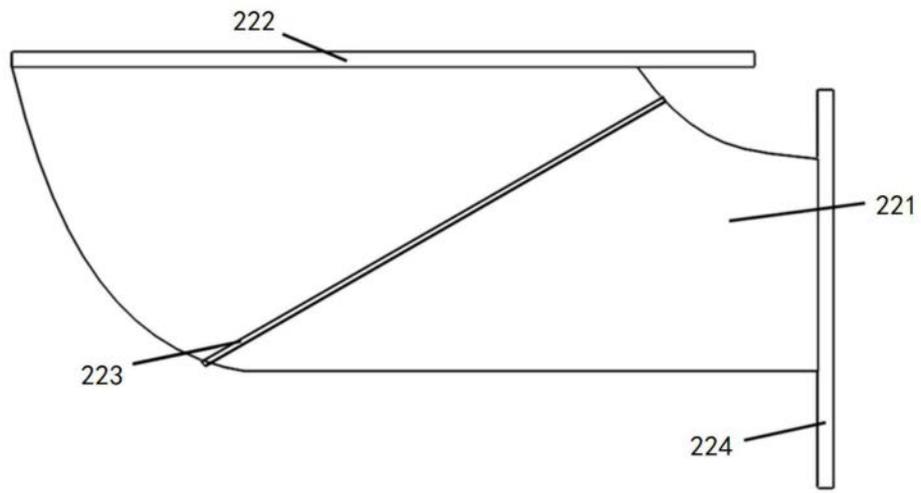


图6

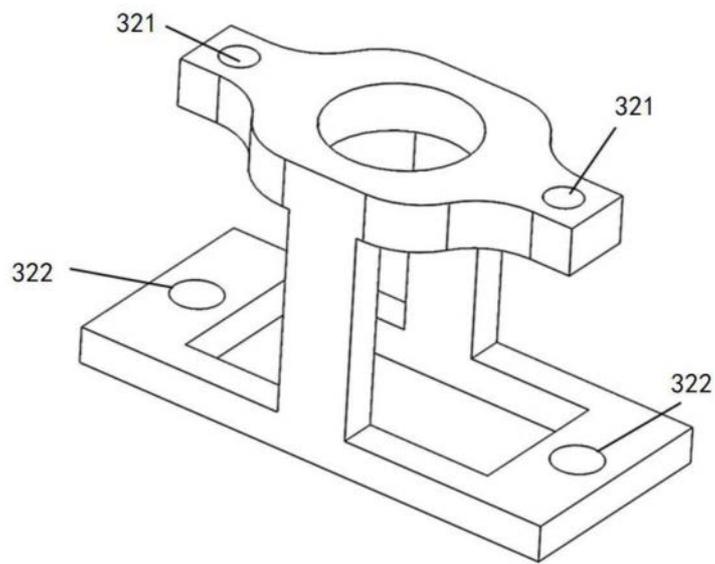


图7

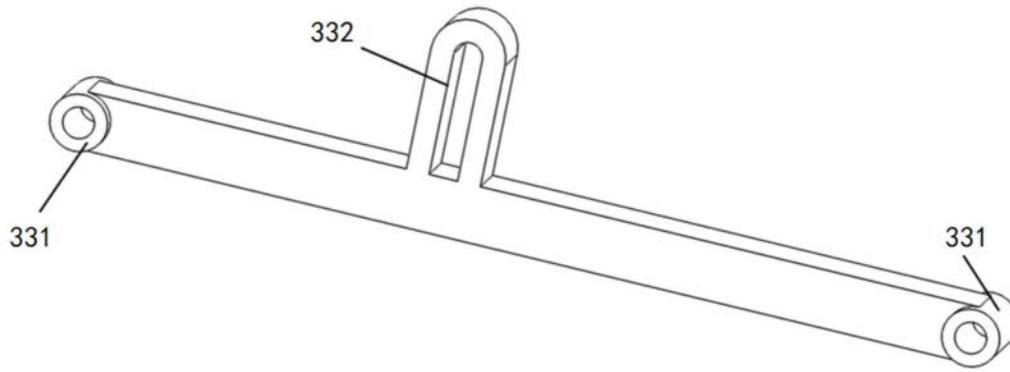


图8