



(12) 实用新型专利

(10) 授权公告号 CN 205034337 U

(45) 授权公告日 2016. 02. 17

(21) 申请号 201520770969. 7

(ESM) 同样的发明创造已同日申请发明专利

(22) 申请日 2015. 09. 30

(66) 本国优先权数据

201510272414. 4 2015. 05. 25 CN

(73) 专利权人 郝思阳

地址 100191 北京市海淀区学院路 37 号

专利权人 杨帆 姜肖

(72) 发明人 郝思阳 杨帆 姜肖

(74) 专利代理机构 沈阳亚泰专利商标代理有限公司 21107

代理人 许宇来

(51) Int. Cl.

B64C 27/22(2006. 01)

B64C 27/52(2006. 01)

B64C 29/02(2006. 01)

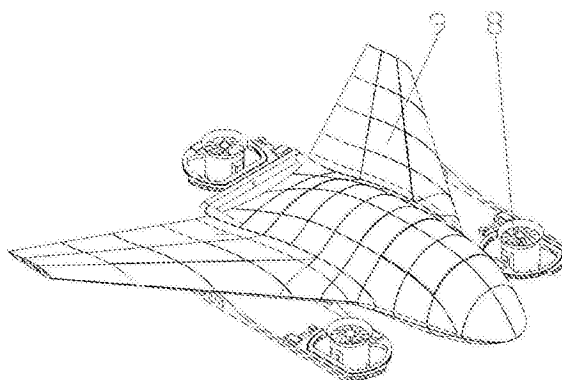
权利要求书1页 说明书9页 附图6页

(54) 实用新型名称

分布式矢量推进机构

(57) 摘要

分布式矢量推进机构属于航空技术和机电控制技术领域,尤其涉及一种分布式矢量推进机构。本实用新型提供一种可以实现任意姿态起飞、降落及悬停的分布式矢量推进机构。本实用新型包括自由推力单元和飞行控制器,自由推力单元包括第一伺服机构机架,第一伺服机构机架上设置有第一舵机,第一舵机轴与第二伺服机构机架相连,第二伺服机构机架上设置有第二舵机,第二舵机轴与动力涵道架相连,所述第二舵机轴与第一舵机轴垂直;所述飞行控制器控制第一舵机和第二舵机的旋转角度输入,以及动力涵道的转速。



1. 分布式矢量推进机构,包括自由推力单元和飞行控制器,其特征在于自由推力单元包括第一伺服机构机架,第一伺服机构机架上设置有第一舵机,第一舵机轴与第二伺服机构机架相连,第二伺服机构机架上设置有第二舵机,第二舵机轴与动力涵道架相连,所述第二舵机轴与第一舵机轴垂直;所述飞行控制器控制第一舵机和第二舵机的旋转角度输入,以及动力涵道的转速。

2. 根据权利要求 1 所述分布式矢量推进机构,其特征在于所述自由推力单元为三个;其中一个自由推力单元位于重心之后机身对称轴上,与重心距离为  $L_3$ ;另外两个对称地分布在重心之前,到重心的距离分别为  $L_1$ 、 $L_2$ 。

3. 根据权利要求 1 所述分布式矢量推进机构,其特征在于所述飞行控制器通过电子调速器控制动力涵道的转速。

4. 根据权利要求 2 所述分布式矢量推进机构,其特征在于所述飞行控制器包括集成传感器和飞控板,所述集成传感器包括惯性测量单元、GPS 导航模块和三轴磁力计模块,惯性测量单元包括三轴角速度测量部分和三轴加速度测量部分。

5. 根据权利要求 4 所述分布式矢量推进机构,其特征在于所述飞控板采用 Atmega1280/2560 芯片。

6. 根据权利要求 4 所述分布式矢量推进机构,其特征在于所述飞控板包括第一接收机、第二接收机、APM1 芯片、APM2 芯片、Arithmetic 单元、MWC1 板、MWC2 板和 MWC3 板,Arithmetic 单元的信号输入端口分别与第二接收机的信号输出端口、APM2 芯片的信号输出端口相连,第一接收机的信号输出端口与 APM1 芯片的信号输入端口相连;Arithmetic 单元的信号输出端口分别与 APM1 芯片的信号输入端口、MWC1 板的信号输入端口、MWC2 板的信号输入端口、MWC3 板的信号输入端口相连;MWC1 板的信号输出端口分别与其中一个自由推力单元的第一舵机控制信号输入端口、第二舵机控制信号输入端口相连,MWC2 板的信号输出端口分别与另一自由推力单元的第一舵机控制信号输入端口、第二舵机控制信号输入端口相连,MWC2 板的信号输出端口分别与第三自由推力单元的第一舵机控制信号输入端口、第二舵机控制信号输入端口相连;所述 APM2 芯片的信号输入端口分别与光流传感器的信号输出端口、GPS 传感器的信号输出端口相连;APM1 芯片的信号输出端口分别与三个自由推力单元的动力涵道转速控制信号输入端口相连。

7. 根据权利要求 1 所述分布式矢量推进机构,其特征在于所述第一伺服机构机架包括横框,横框前端设置有向前上端弯曲的前弧形边框,横框后部相应于前弧形边框设置有向后上部弯曲的后弧形边框,横框的后端设置有所述第一舵机,第一舵机轴平行于所述横框并穿过所述后弧形边框上部通孔;所述第二伺服机构机架为多半圆形封边框,第二伺服机构机架的下部轮廓与所述横框与前弧形边框、后弧形边框围成的轮廓相对应;所述第二舵机设置在第二伺服机构机架上端,第二舵机轴垂直向下与动力涵道架相连;所述第二伺服机构机架中部横向一端与所述第一舵机轴相连,第二伺服机构机架中部横向另一端通过横轴与前弧形边框上部相连。

## 分布式矢量推进机构

### 技术领域

[0001] 本实用新型属于航空技术和机电控制技术领域,尤其涉及一种分布式矢量推进机构。

### 背景技术

[0002] 现有固定翼飞行器不具有垂直起降能力,对起降场地比较依赖。倾转旋翼机构虽然兼具了垂直起降和平飞,但是同固定翼相似也对飞行品质要求较高,不能满足复杂环境下的机动飞行。新近流行的多旋翼飞行器,虽然有较好的垂直起降和悬停性能,但是由于机构限制无法进行高效的巡航飞行,导致航程较短无法长距离执行任务。而且航迹与姿态仍然耦合,无法做出空间全自由度全姿态飞行,机动性还可提高。

[0003] 推力矢量技术能让发动机推力的一部分变成操纵力,代替或部分代替操纵面,从而大大减少了雷达反射面积;不管迎角多大和飞行速度多低,飞机都可利用这部分操纵力进行操纵,这就增加了飞机的可操纵性。由于直接产生操纵力,并且量值和方向易变,也就增加了飞机的敏捷性,因而可适当地减小或去掉垂尾,也能替代其他一些操纵面;这对降低飞机的可探测性是有利的,也能使飞机的阻力减小。

### 发明内容

[0004] 本实用新型就是针对上述问题,提供一种可以实现任意姿态起飞、降落及悬停的分布式矢量推进机构。

[0005] 为实现上述目的,本实用新型采用如下技术方案,本实用新型包括自由推力单元和飞行控制器,自由推力单元包括第一伺服机构机架,第一伺服机构机架上设置有第一舵机,第一舵机轴与第二伺服机构机架相连,第二伺服机构机架上设置有第二舵机,第二舵机轴与动力涵道架相连,所述第二舵机轴与第一舵机轴垂直;所述飞行控制器控制第一舵机和第二舵机的旋转角度输入,以及动力涵道的转速。

[0006] 作为一种优选方案,本实用新型所述自由推力单元为三个;其中一个自由推力单元位于重心之后机身对称轴上,与重心距离为  $L_3$ ;另外两个对称地分布在重心之前,到重心的距离分别为  $L_1$ 、 $L_2$ ;三自由推力单元的控制力分别为  $F_1$ 、 $F_2$ 、 $F_3$ ,通过自由推力调节升力焦点与重心重合,合控制力为  $F = F_1 + F_2 + F_3$ 、合控制力矩  $M = F_1 \times L_1 + F_2 \times L_2 + F_3 \times L_3$ 。

[0007] 作为另一种优选方案,本实用新型所述飞行控制器通过电子调速器控制动力涵道的转速。

[0008] 作为另一种优选方案,本实用新型所述飞行控制器包括集成传感器和飞控板,所述集成传感器包括惯性测量单元、GPS 导航模块和三轴磁力计模块,惯性测量单元包括三轴角速度测量部分和三轴加速度测量部分;所述飞行控制器测量三轴角速度,三轴加速度,配合方向数据进行校正,测得载机的飞行姿态角度,运用余弦算法得出飞机飞行的姿态数据。

[0009] 作为另一种优选方案,本实用新型所述飞控板采用 Atmega1280/2560 芯片。

[0010] 其次,本实用新型所述飞控板包括第一接收机、第二接收机、APM1 芯片、APM2 芯

片、Arithmetic 单元、MWC1 板、MWC2 板和 MWC3 板, Arithmetic 单元的信号输入端口分别与第二接收机的信号输出端口、APM2 芯片的信号输出端口相连, 第一接收机的信号输出端口与 APM1 芯片的信号输入端口相连; Arithmetic 单元的信号输出端口分别与 APM1 芯片的信号输入端口、MWC1 板的信号输入端口、MWC2 板的信号输入端口、MWC3 板的信号输入端口相连; MWC1 板的信号输出端口分别与其中一个自由推力单元的第一舵机控制信号输入端口、第二舵机控制信号输入端口相连, MWC2 板的信号输出端口分别与另一自由推力单元的第一舵机控制信号输入端口、第二舵机控制信号输入端口相连, MWC2 板的信号输出端口分别与第三自由推力单元的第一舵机控制信号输入端口、第二舵机控制信号输入端口相连; 所述 APM2 芯片的信号输入端口分别与光流传感器的信号输出端口、GPS 传感器的信号输出端口相连; APM1 芯片的信号输出端口分别与三个自由推力单元的动力涵道转速控制信号输入端口相连。

[0011] 所述第一接收机接受地面控制器对载机发送的姿态数据, 将姿态信号输入 APM1 芯片中进行解算, APM1 芯片还接受经过运算器处理后的油门信号, 输出三路油门信号分别控制三个动力涵道的转速大小; 第二接收机接受地面控制器对载机发送的航迹控制信号, 将航迹控制信号输入 ARITHMETIC 单元; APM2 芯片采集光流传感器以及 GPS 传感器的信号数据, 向 ARITHMETIC 单元输入四路控制信号 1、2、3、Y(1); 运算器将信号处理后转换为七路输出信号 P1 (OUT)、P2 (OUT)、P3 (OUT)、R1 (OUT)、R2 (OUT)、R3 (OUT)、T 作为三块 MWC 板的输入信号, 三块 MWC 控制板分别控制六个舵机的倾转。

[0012] 另外, 本实用新型所述第一伺服机构机架包括横框, 横框前端设置有向前上端弯曲的前弧形边框, 横框后部相应于前弧形边框设置有向后上部弯曲的后弧形边框, 横框的后端设置有所述第一舵机, 第一舵机轴平行于所述横框并穿过所述后弧形边框上部通孔; 所述第二伺服机构机架为多半圆形封边框, 第二伺服机构机架的下部轮廓与所述横框与前弧形边框、后弧形边框围成的轮廓相对应; 所述第二舵机设置在第二伺服机构机架上端, 第二舵机轴垂直向下与动力涵道架相连; 所述第二伺服机构机架中部横向一端与所述第一舵机轴相连, 第二伺服机构机架中部横向另一端通过横轴与前弧形边框上部相连。

[0013] 本实用新型有益效果。

[0014] 本实用新型自由推力单元可自由调节推力大小和方向。

[0015] 本实用新型飞行控制器分别控制自由推力单元的第一、第二舵机的角度输入, 动力涵道的转速, 以获得全自由推力。

[0016] 本实用新型分布式矢量推进机构起飞不依赖场地条件, 可以实现任意姿态起飞、降落及悬停, 特别适合城市复杂狭小地形与特殊环境起降, 并可以以稳定姿态执行探索、监视及侦查任务。执行任务时, 分布式矢量推进机构可以实现任意飞行姿态平稳飞行, 姿态调整快速灵活, 并可以实现快速启动及停车, 因此其可以在城市狭小街道甚至建筑物内部进行高效飞行, 同时对于丛林、城镇及废墟等环境也能高效完成任务。

[0017] 本实用新型提供一种分布式矢量推进机构的硬件基础。

## 附图说明

[0018] 下面结合附图和具体实施方式对本实用新型做进一步说明。本实用新型保护范围不仅局限于以下内容的表述。

- [0019] 图 1 是本实用新型结构示意图。
- [0020] 图 2 是本实用新型自由推力单元正视图。
- [0021] 图 3 是本实用新型自由推力单元立体图。
- [0022] 图 4 是本实用新型电路原理图。
- [0023] 图 5 是本实用新型的载荷谱图。(灰度图无法表示清楚)
- [0024] 图 6 是本实用新型控制方法坐标系建立图。
- [0025] 图 7 是本实用新型控制方法情况 1 示意图。
- [0026] 图 8 是本实用新型控制方法情况 2 示意图。
- [0027] 图 9 是本实用新型控制方法情况 3 示意图。
- [0028] 图中,1 为第一舵机、2 为第二舵机、3 为第一伺服机构机架、4 为第二伺服机构机架、5 为第一舵机轴、6 为第二舵机轴、7 为动力涵道、8 为自由推力单元、9 为载机、10 为后弧形边框、11 为横框、12 为前弧形边框、13 为横轴。

### 具体实施方式

[0029] 如图所示,本实用新型包括自由推力单元 8 和飞行控制器,自由推力单元 8 包括第一伺服机构机架 3,第一伺服机构机架 3 上设置有第一舵机 1,第一舵机轴 5 与第二伺服机构机架 4 相连,第二伺服机构机架 4 上设置有第二舵机 2,第二舵机轴 6 与动力涵道 7 架相连,所述第二舵机轴 6 与第一舵机轴 5 垂直;所述飞行控制器控制第一舵机 1 和第二舵机 2 的旋转角度输入,以及动力涵道 7 的转速。

[0030] 动力系统能源可选用电力,以获得更快的响应速度及使推力调节更加精确。

[0031] 所述飞行控制器可采用如下控制方法。

[0032] 以自由推力单元 8 所在载机 9 的重心为原点建立笛卡尔直角坐标系,如图 8 所示, $r$  为重心至涵道的距离,1 为对应点在平稳时的长度,对应点是指:将载机 9 所在的平面上的三个点“系”在与载机 9 所在的平面平行的另一上平面对应的三点上,对应点的连线垂直于此二平面,连线为“连锁”,“连锁”为线弹性,满足郑玄-胡克定律,弹性系数为  $\mu$ ;  $\tau$  为载机 9 的顶角度数。

[0033] 情况 1:在外界的扰动下,载机 9 绕  $x$  轴发生角位移为  $\delta\varphi$ ,涵道需要发生  $-\delta\varphi$  的角位移,同时,涵道所需增加的力为:  $F = \mu r \sin(\delta\varphi)$ 。

[0034] 情况 2:在外界的扰动下,载机 9 绕  $y$  轴发生角位移为  $\delta_\lambda$ ,涵道需要发生  $-\delta_\lambda$  的角位移,同时,涵道所需增加的力为:  $F = \mu r \sin \tau * \sin(\delta_\lambda)$

[0035] 情况 3: 在外界的扰动下,载机 9 绕  $z$  轴发生较小角位移为  $\delta_\theta$ ,涵道所需做出的调整为。

[0036] 绕  $x$  轴发生角位移  $\alpha$

$$[0037] \quad \alpha = \arctan \frac{2r \sin \frac{\delta_\theta}{2} * \cos \frac{\tau}{2}}{l}$$

[0038] 绕  $y$  轴发生角位移  $\beta$

$$[0039] \quad \beta = \arctan \frac{2r \sin \frac{\sigma_{\theta}}{2} * \sin \frac{\tau}{2}}{l}$$

$$[0040] \quad \text{同时,涵道所需增加的力为 } F = \mu \sqrt{\left(2r \sin \frac{\delta_{\theta}}{2}\right)^2 + l^2 - 1}$$

[0041] 侧向悬停:设置将所述上平面绕 y 轴旋转  $\kappa$ ,保持载机 9 与上平面平行,同时三个涵道同时绕 y 轴旋转。

[0042] 设置将所述上平面绕 x 轴旋转  $\zeta$ ,保持载机 9 与上平面平行,同时三个涵道同时绕 x 轴旋转。

[0043] 由于外界扰动,飞行器的平衡会产生一定程度影响,通过改变涵道的角度,同时加大推力大小实现多元矢量推进系统的载机 9 恢复稳定姿态。飞行器上使用加速度传感器,可以从设备上得到角加速度,进而得到所偏移的角度。

[0044] 所述自由推力单元 8 为三个;其中一个自由推力单元 8 位于重心之后机身对称轴上,与重心距离为  $L_3$ ;另外两个对称地分布在重心之前,到重心的距离分别为  $L_1$ 、 $L_2$ ;三自由推力单元 8 的控制力分别为  $F_1$ 、 $F_2$ 、 $F_3$ ,通过自由推力调节升力焦点与重心重合,合控制力为  $F = F_1 + F_2 + F_3$ 、合控制力矩  $M = F_1 \times L_1 + F_2 \times L_2 + F_3 \times L_3$ (均为矢量运算)。通过分布在机身上的动力单元的联动将多个推力矢量合成为一个控制力和一个力偶,达到对飞行器姿态和航向的独立控制,从而得到集良好巡航能力、定点悬停及机动性能功能于一身的空中平台。

[0045] 所述飞行控制器通过电子调速器控制动力涵道 7 的转速。

[0046] 所述飞行控制器包括集成传感器和飞控板,所述集成传感器包括惯性测量单元、GPS 导航模块和三轴磁力计模块,惯性测量单元包括三轴角速度测量部分和三轴加速度测量部分;所述飞行控制器测量三轴角速度,三轴加速度,配合方向数据进行校正,测得载机 9 的飞行姿态角度,运用余弦算法得出飞机飞行的姿态数据。GPS 导航模块可测量飞机当前的经纬度、高度、航迹方向(track)、地速等信息。三轴磁力计模块可测量飞机当前的航向(heading)。飞行控制器还可以设置空速计、空压计、AD 芯片。

[0047] 所述飞控板采用 Atmega1280/2560 芯片。Atmega1280/2560 芯片具有 PPM 解码芯片,负责监视模式通道的 PWM 信号,以便在手动模式和其他模式之间进行切换。

[0048] 所述飞控板包括第一接收机、第二接收机、APM1 芯片、APM2 芯片、Arithmetic 单元、MWC1 板、MWC2 板和 MWC3 板,Arithmetic 单元的信号输入端口分别与第二接收机的信号输出端口、APM2 芯片的信号输出端口相连,第一接收机的信号输出端口与 APM1 芯片的信号输入端口相连;Arithmetic 单元的信号输出端口分别与 APM1 芯片的信号输入端口、MWC1 板的信号输入端口、MWC2 板的信号输入端口、MWC3 板的信号输入端口相连;MWC1 板的信号输出端口分别与其中一个自由推力单元 8 的第一舵机 1 控制信号输入端口、第二舵机 2 控制信号输入端口相连,MWC2 板的信号输出端口分别与另一自由推力单元 8 的第一舵机 1 控制信号输入端口、第二舵机 2 控制信号输入端口相连,MWC2 板的信号输出端口分别与第三自由推力单元 8 的第一舵机 1 控制信号输入端口、第二舵机 2 控制信号输入端口相连;所述 APM2 芯片的信号输入端口分别与光流传感器的信号输出端口、GPS 传感器的信号输出端口

相连；APM1 芯片的信号输出端口分别与三个自由推力单元 8 的动力涵道 7 转速控制信号输入端口相连。

[0049] 所述第一接收机接受地面控制器对载机 9 发送的姿态数据，将姿态信号输入 APM1 芯片中进行解算，APM1 芯片还接受经过运算器处理后的油门信号，输出三路油门信号分别控制三个动力涵道 7 的转速大小；第二接收机接受地面控制器对载机 9 发送的航迹控制信号，将航迹控制信号输入 Arithmetic 单元；APM2 芯片采集光流传感器以及 GPS 传感器的信号数据，向 Arithmetic 单元输入四路控制信号 1、2、3、Y(1)；运算器将信号处理后转换为七路输出信号 P1(out)、P2(out)、P3(out)、R1(out)、R2(out)、R3(out)、T 作为三块 MWC 板的输入信号，三块 MWC 控制板分别控制六个舵机的倾转。

[0050] P 信号复制三次得到 P1、P2、P3 三个信号。

[0051] R 信号复制三次得到 R1、R2、R3 三个信号。

[0052] 3 信号与 2 信号叠加后降低信号强度为原来的二分之一再减去 1 信号得到 Pg 信号。

[0053] 3 信号与 2 信号相消得倒 Rg 信号。

[0054] P1(out) 为 P1 信号与 Pg 信号叠加后再跟 Y 与 Y(1) 信号相消。

[0055] P2(out) 为 P2、Y、Y(1)、Pg 四组信号相互叠加后得到的。

[0056] P3(out) 为 P3 信号与 Pg 信号相互叠加得到的。

[0057] R1(out) 为 R1 信号与 Rg 信号相互叠加获得的。

[0058] R2(out) 为 R2 信号与 Rg 信号相互叠加获得的。

[0059] R3(out) 为 R3 信号与 Rg 信号相互叠加获得的。

[0060] 所述 P—俯仰信号、R—滚转信号、T—油门信号、Y—偏航信号、1、2、3—运算用信号、(out)—输出信号。

[0061] 所述航迹控制信号包括前后、左右、机头指向、油门信号，所述姿态数据包括俯仰、滚转数据。

[0062] 所述第一伺服机构机架 3 包括横框 11，横框 11 前端设置有向前上端弯曲的前弧形边框 12，横框 11 后部相应于前弧形边框 12 设置有向后上部弯曲的后弧形边框 10，横框 11 的后端设置有所述第一舵机 1，第一舵机轴 5 平行于所述横框 11 并穿过所述后弧形边框 10 上部通孔；所述第二伺服机构机架 4 为多半圆形封边框，第二伺服机构机架 4 的下部轮廓与所述横框 11 与前弧形边框 12、后弧形边框 10 围成的轮廓相对应；所述第二舵机 2 设置在第二伺服机构机架 4 上端，第二舵机轴 6 垂直向下与动力涵道 7 架相连；所述第二伺服机构机架 4 中部横向一端与所述第一舵机轴 5 相连，第二伺服机构机架 4 中部横向另一端通过横轴 13 与前弧形边框 12 上部相连。

[0063] 本实用新型通过分布在机身上的动力单元的联动将多个推力矢量合成为一个控制力和一个力偶，从而达到对飞行器姿态和航向的独立控制。本系统具备的多个双轴全方向矢量推进单元为实现飞行器全矢量机动性能提供了保证，通过采用全新搭建的飞控平台及全新的飞行控制法控制空间两个相互垂直舵机的转角以及电机的转速，精确控制每一个矢量动力单元和动力信号实时交互，可以精确调整飞行器运动姿态和轨迹。分布式多元矢量系统中结合分布式的动力布局特点改进了飞行器的控制方式，克服了旋翼飞机欠驱动性和欠稳定性等问题，实现了飞行器空中多姿态悬停的高机动性动作。

[0064] 下表为本发明动力系统硬件参数优选表。

[0065]

内容	相关参数	备注
涵道风扇	90mm 直径涵道风扇三组	涵道筒外径: 93.2mm
		叶片外径: 89.5mm , 13 叶
		电机 : 3548 1500Kv 外转无刷电机(已配套)
		工作电压: 22.2v (6S)
		全速电流: (93A)
		推力: 2950g (压称法、非吹称)

[0066]



		重量: 360g
电池	6s 锂电池 3200mAh 三组	电芯: 锂聚合物动力电芯
		容量: 5000MAH;
		电压: 22.2V
		持续放电倍率: 45C;
舵机	EMAX ES3352	——
主力电路线	14AWG	直径 1.85mm (3 根)
信号线	PWM 线	——
电子调速器	好盈 80A 电子调速器	输出能力: 持续电流 80A, 短时电流 100A (不少于 10 秒);
		电源输入: 2—6 节锂电池组或 5—118 节镍氢/镍镉电池组;
		BEC 输出: 5V@5A (内置开关稳压模式 BEC);
		油门信号频率范围 (Refresh rate): 50Hz—432Hz;
		最高转速: 2 极马达 210000 转/分钟, 6 极马达 70000 转/分钟, 12 极马达 35000 转/分钟;
		尺寸: 86mm (长)*38mm (宽)*12mm (高);
		重量: 82g (含散热片);

[0067] 下表为本发明电路硬件参数列表。

[0068]

内容	组成	功能
飞控主芯片	Atmega1280/2560	主控芯片
PPM 解码芯片	Atmega168/328	负责监视模式通道的 PWM 信号监测，以便在手动模式和其他模式之间进行切换。提高系统安全

[0069]

惯性测量单元	双轴陀螺，单轴陀螺，三轴加速度计	测量三轴角速度，三轴加速度，配合三轴磁力计或 GPS 测得方向数据进行校正，实现方向余弦算法，计算出飞机姿态。
GPS 导航模块	Lea-5h 或其他信号 GPS 模块	测量飞机当前的经纬度，高度，航迹方向 (track)，地速等信息。
三轴磁力计模块	HMC5843/5883 模块	测量飞机当前的航向 (heading)
空速计	MPXV7002 模块	测量飞机空速 (误差较大，而且测得数据不稳定，会导致油门一阵一阵变化)
空压计	BMP085 芯片	测量 空气压力，用以换算成高度
AD 芯片	ADS7844 芯片	将三轴陀螺仪、三轴加速度计、双轴陀螺仪输出温度、空速计输出的模拟电压转换成数字量，以供后续计算
其他模块	电源芯片，USB 电平转换芯片等	——

[0070] 可以理解的是，以上关于本实用新型的具体描述，仅用于说明本实用新型而并非受限于本实用新型实施例所描述的技术方案，本领域的普通技术人员应当理解，仍然可以对本实用新型进行修改或等同替换，以达到相同的技术效果；只要满足使用需要，都在本实

用新型的保护范围之内。

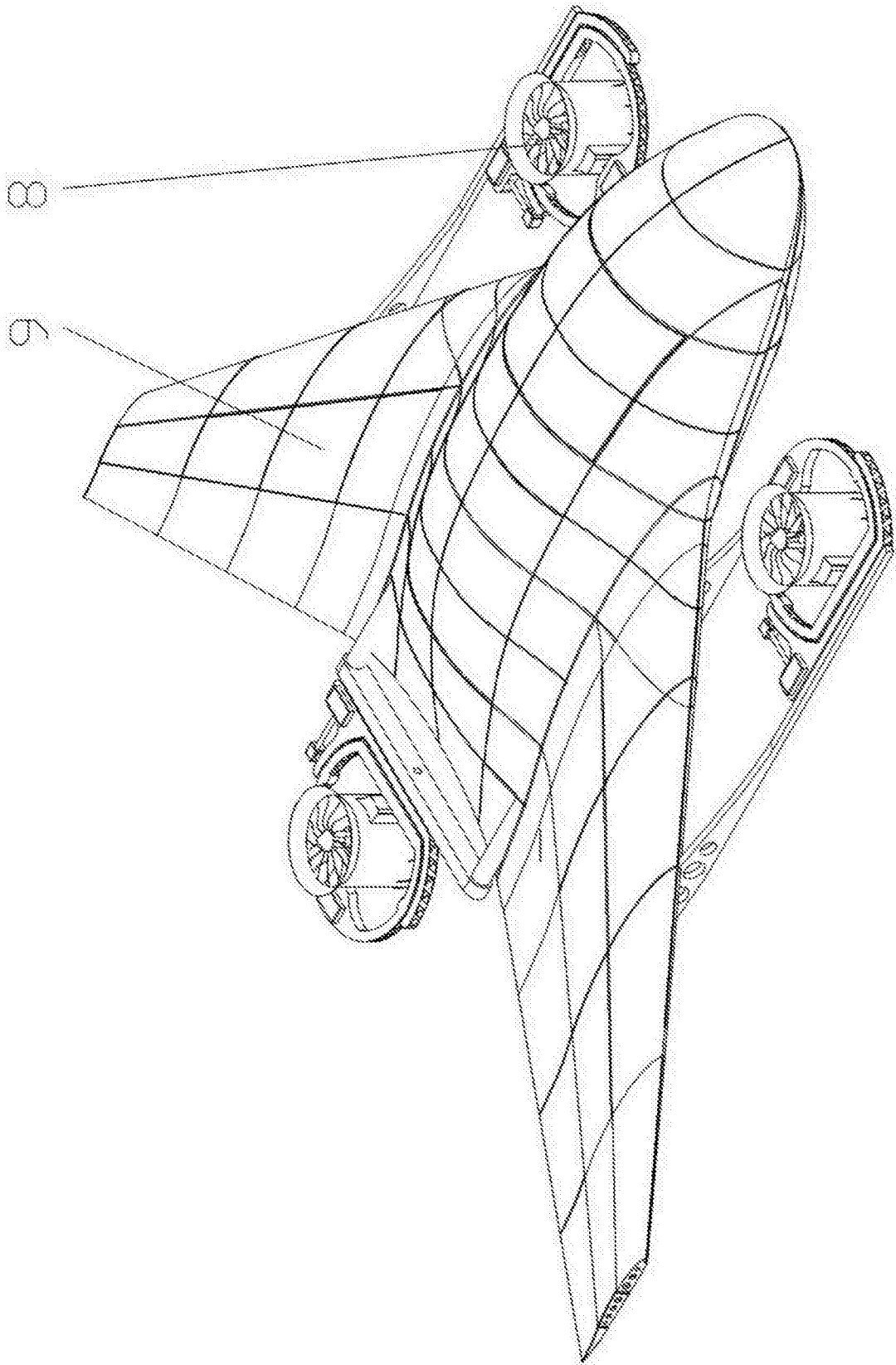


图 1

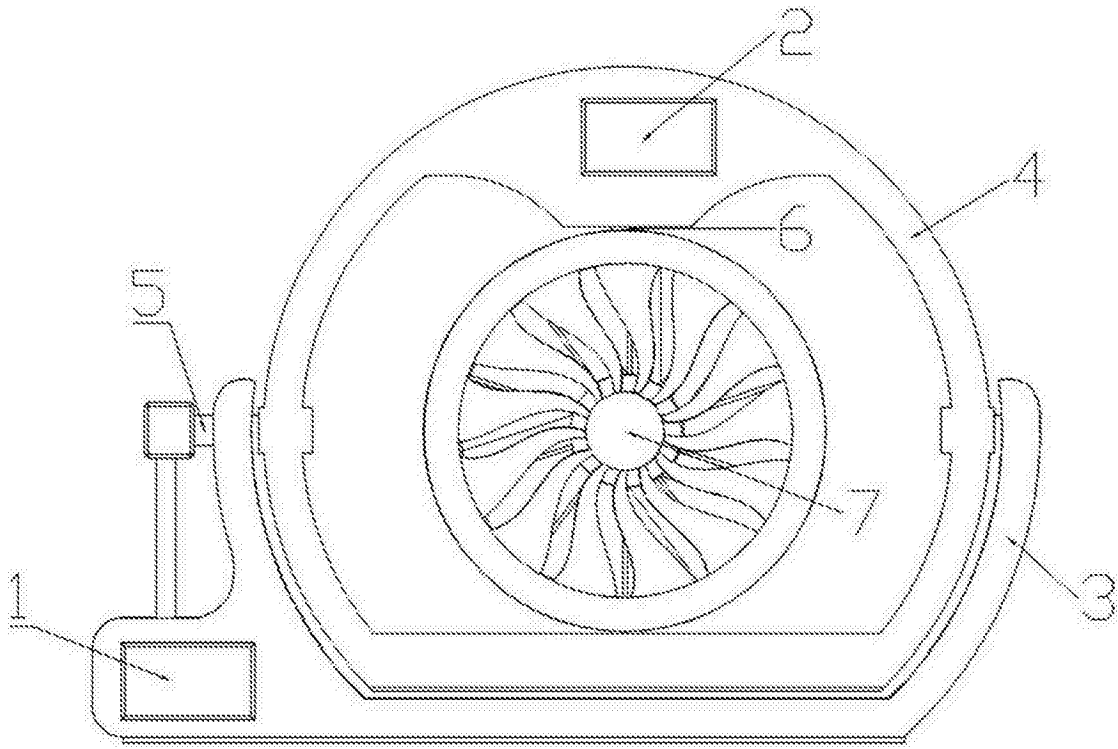


图 2

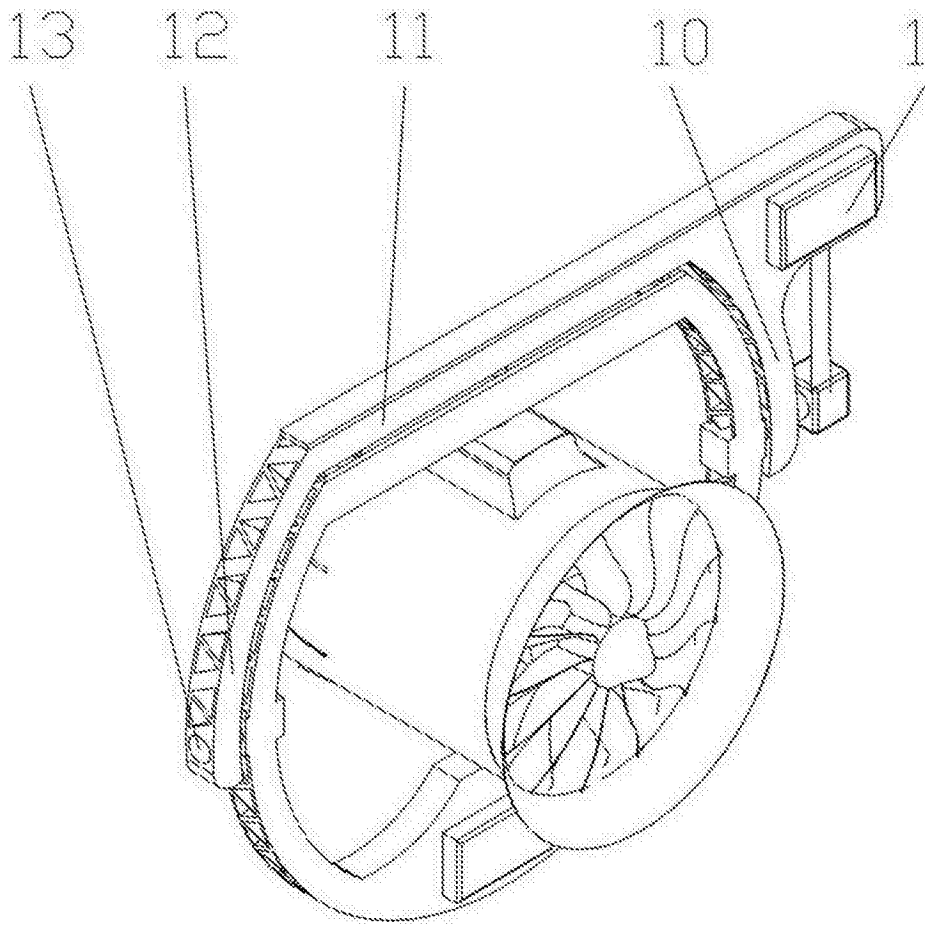


图 3

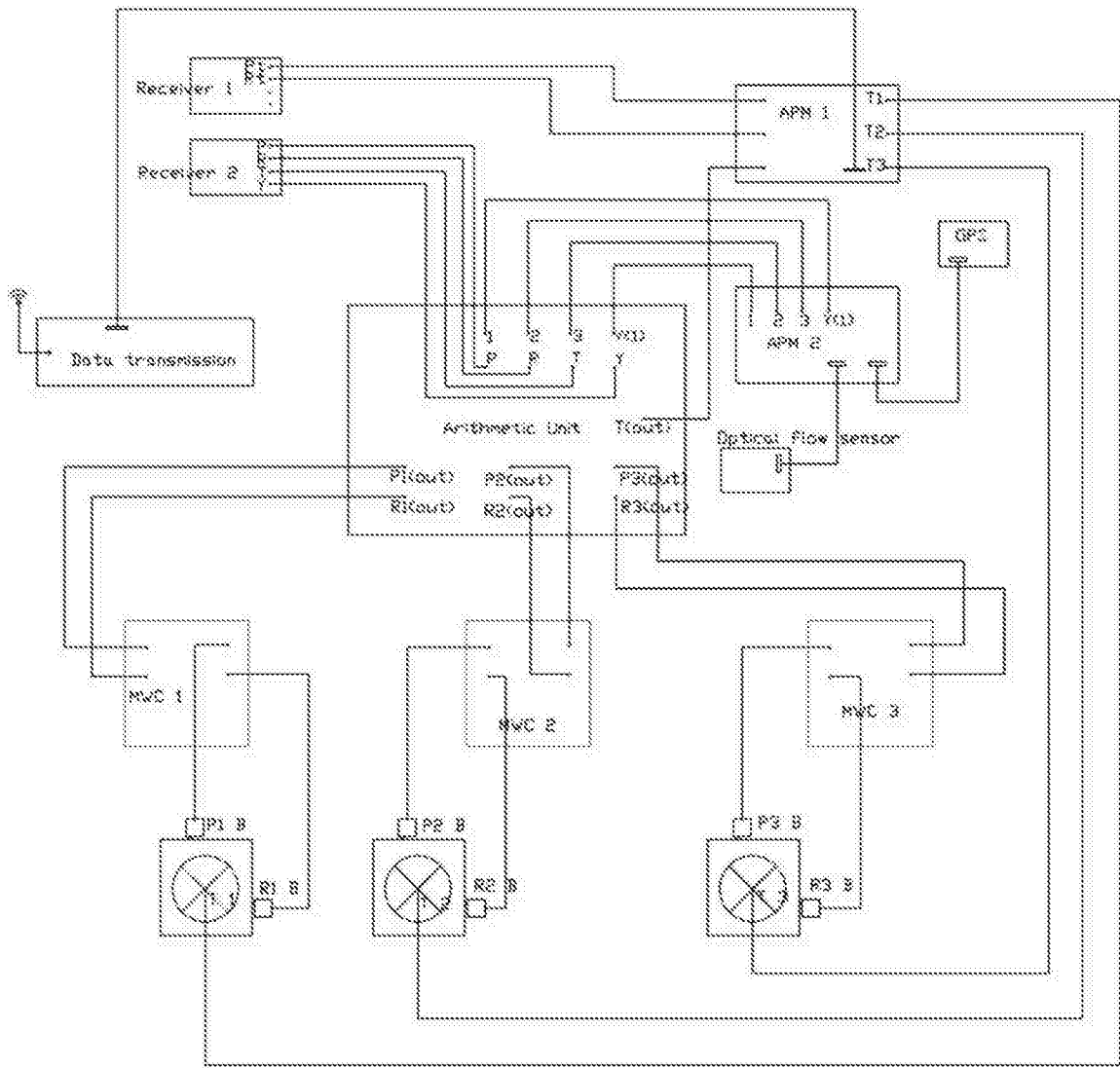


图 4

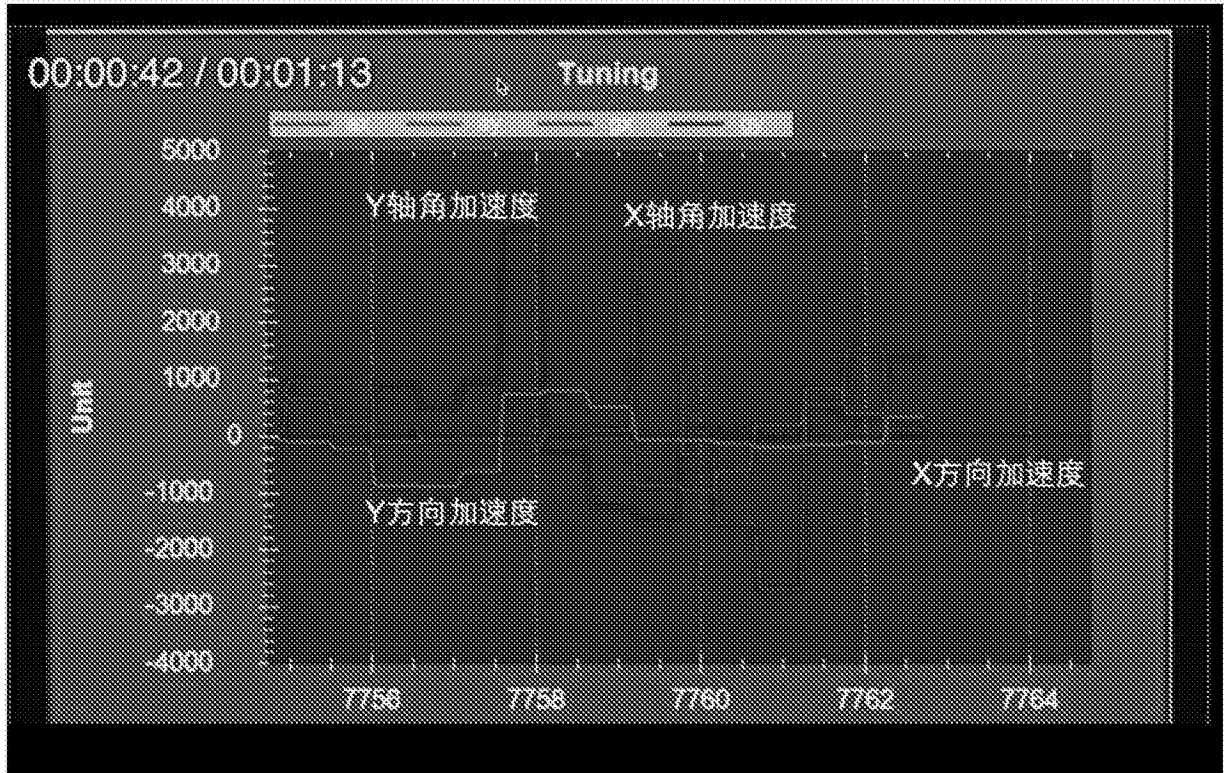


图 5

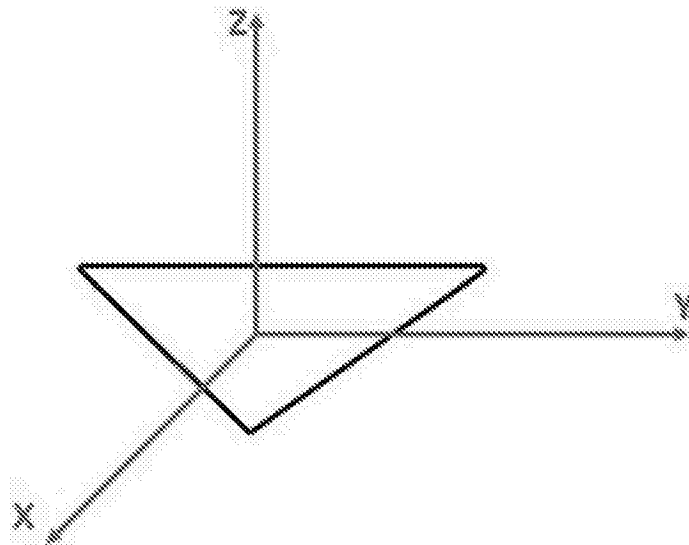


图 6



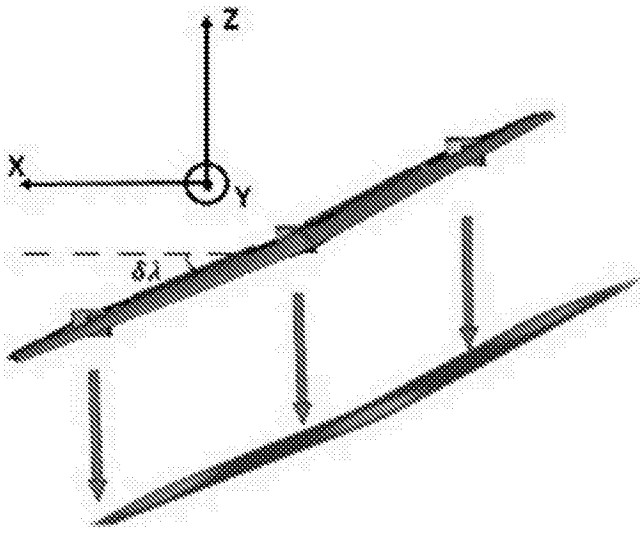


图 7

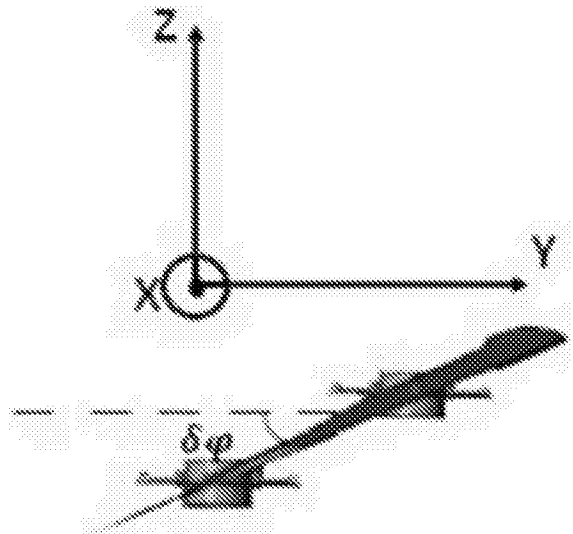


图 8

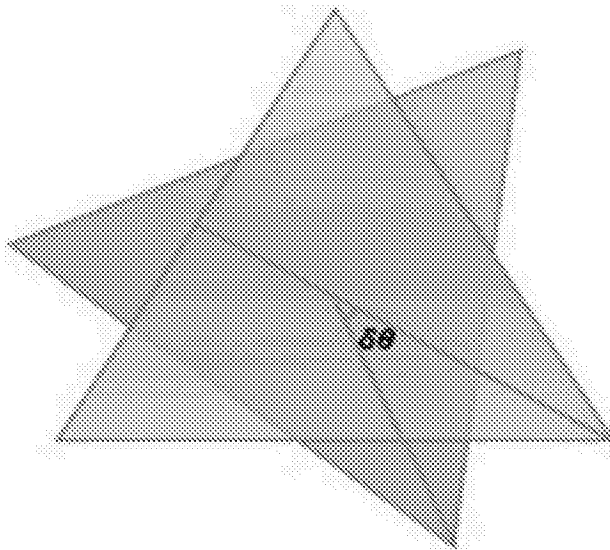


图 9