



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 105151292 B

(45)授权公告日 2017.05.17

(21)申请号 201510639695.2

(22)申请日 2015.09.30

(65)同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 105151292 A

(43)申请公布日 2015.12.16

(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 黎天宇

(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)

(56)对比文件

CN 104590535 A,2015.05.06,

CN 205034337 U,2016.02.17,

CN 104176250 A,2014.12.03,

CN 103935511 A,2014.07.23,

US 2013026303 A1,2013.01.31,

审查员 马维忠

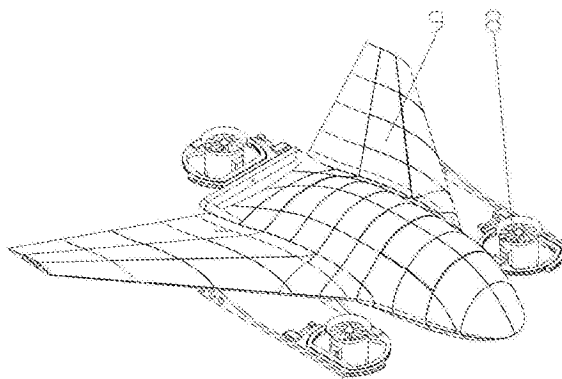
权利要求书3页 说明书9页 附图6页

(54)发明名称

分布式矢量推进系统

(57)摘要

分布式矢量推进系统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系统。本发明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系统。本发明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. 分布式矢量推进系统,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;

所述飞行控制器的控制方法为:

以自由推力单元所在载机的重心为原点建立笛卡尔直角坐标系, r 为重心至涵道的距离, l 为一对对应点在平稳时的距离,对应点是指:将载机所在的平面上的三个点“系”在与载机所在的平面平行的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 μ ; τ 为载机的顶角度数;

情况1:在外界的扰动下,载机绕 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: $F = \mu r \sin(\delta\varphi)$;

情况2:在外界的扰动下,载机绕 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: $F = \mu r \sin\tau * \sin(\delta\lambda)$;

情况3:在外界的扰动下,载机绕 z 轴发生较小角位移为 $\delta\theta$,涵道所需做出的调整为:

绕 x 轴发生角位移 α

$$\alpha = \arctan \frac{2r \sin \frac{\delta\theta}{2} * \cos \frac{\tau}{2}}{l}$$

绕 y 轴发生角位移 β

$$\beta = \arctan \frac{2r \sin \frac{\delta\theta}{2} * \sin \frac{\tau}{2}}{l}$$

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

侧向悬停:设置将所述上平面绕 y 轴旋转 κ ,保持载机与上平面平行,同时三个涵道同时绕 y 轴旋转;

设置将所述上平面绕 x 轴旋转 ζ ,保持载机与上平面平行,同时三个涵道同时绕 x 轴旋转。

2. 根据权利要求1所述分布式矢量推进系统,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 $L3$;另外两个对称地分布在重心之前,到重心的距离分别为 $L1$ 、 $L2$;三自由推力单元的控制力分别为 $F1$ 、 $F2$ 、 $F3$,通过自由推力调节升力焦点与重心重合,合控制力为 $F = F1 + F2 + F3$ 、合控制力矩 $M = F1 \times L1 + F2 \times L2 + F3 \times L3$ 。

3. 根据权利要求1所述分布式矢量推进系统,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系统,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；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，运用余弦算法得出载机飞行的姿态数据。

5. 根据权利要求4所述分布式矢量推进系统，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系统，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，MWC3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；

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；

P信号复制三次得到P1、P2、P3三个信号；

R信号复制三次得到R1、R2、R3三个信号；

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；

3信号与2信号相消得倒Rg信号；

P1(out)为P1信号与Pg信号叠加后再跟Y与Y(1)信号相消；

P2(out)为P2、Y、Y(1)、Pg四组信号相互叠加后得到的；

P3(out)为P3信号与Pg信号相互叠加得到的；

R1(out)为R1信号与Rg信号相互叠加获得的；

R2(out)为R2信号与Rg信号相互叠加获得的；

R3(out)为R3信号与Rg信号相互叠加获得的；

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，Y(1)是APM2上航向传感器反馈的偏航信号。

7. 根据权利要求6所述分布式矢量推进系统，其特征在于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。

8. 根据权利要求1所述分布式矢量推进系统，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。

分布式矢量推进系统

技术领域

[0001] 本发明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系统。

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] 本发明就是针对上述问题,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系统。

[0005] 为实现上述目的,本发明采用如下技术方案,本发明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,本发明所述飞行控制器的控制方法为。

[0007] 以自由推力单元所在载机的重心为原点建立笛卡尔直角坐标系, r 为重心至涵道的距离, l 为对应点在平稳时的长度,对应点是指:将载机所在的平面上的三个点“系”在与载机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 μ ; τ 为载机的顶角度数。

[0008] 情况1:在外界的扰动下,载机绕 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: $F = \mu r \sin(\delta\varphi)$ 。

[0009] 情况2:在外界的扰动下,载机绕 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: $F = \mu r \sin\tau * \sin(\delta\lambda)$ 。

[0010] 情况3:在外界的扰动下,载机绕 z 轴发生较小角位移为 $\delta\theta$,涵道所需做出的调整为。

[0011] 绕 x 轴发生角位移 α

$$[0012] \quad \alpha = \arctan \frac{2r \sin \frac{\delta_{\theta}}{2} * \cos \frac{\tau}{2}}{l}$$

[0013] 绕y轴发生角位移 β

$$[0014] \quad \beta = \arctan \frac{2r \sin \frac{\sigma_{\theta}}{2} * \sin \frac{\tau}{2}}{l}$$

$$[0015] \quad \text{同时,涵道所需增加的力为 } F = \mu \sqrt{\left(2r \sin \frac{\delta_{\theta}}{2}\right)^2 + [l^2 - 1]}。$$

[0016] 侧向悬停:设置将所述上平面绕y轴旋转 κ ,保持载机与上平面平行,同时三个涵道同时绕y轴旋转。

[0017] 设置将所述上平面绕x轴旋转 ζ ,保持载机与上平面平行,同时三个涵道同时绕x轴旋转。

[0018] 作为另一种优选方案,本发明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 $L3$;另外两个对称地分布在重心之前,到重心的距离分别为 $L1$ 、 $L2$;三自由推力单元的控制力分别为 $F1$ 、 $F2$ 、 $F3$,通过自由推力调节升力焦点与重心重合,合控制力为 $F=F1+F2+F3$ 、合控制力矩 $M=F1 \times L1+F2 \times L2+F3 \times L3$ 。

[0019] 作为另一种优选方案,本发明所述飞行控制器通过电子调速器控制动力涵道的转速。

[0020] 作为另一种优选方案,本发明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。

[0021] 作为另一种优选方案,本发明所述飞控板采用Atmega1280/2560芯片。

[0022] 作为另一种优选方案,本发明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,MWC3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。

[0023] 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。

[0024] P信号复制三次得到P1、P2、P3三个信号。

[0025] R信号复制三次得到R1、R2、R3三个信号。

[0026] 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。

[0027] 3信号与2信号相消得倒RG信号。

[0028] P1(OUT)为P1信号与PG信号叠加后再跟Y与Y(1)信号相消。

[0029] P2(OUT)为P2、Y、Y(1)、PG四组信号相互叠加后得到的。

[0030] P3(OUT)为P3信号与PG信号相互叠加得到的。

[0031] R1(OUT)为R1信号与RG信号相互叠加获得的。

[0032] R2(OUT)为R2信号与RG信号相互叠加获得的。

[0033] R3(OUT)为R3信号与RG信号相互叠加获得的。

[0034] 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。

[0035] 其次,本发明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。

[0036] 另外,本发明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。

[0037] 本发明有益效果。

[0038] 本发明自由推力单元可自由调节推力大小和方向。

[0039] 本发明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。

[0040] 本发明分布式多元矢量推进系统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,分布式多元矢量推进系统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。

附图说明

[0041] 下面结合附图和具体实施方式对本发明做进一步说明。本发明保护范围不仅局限于以下内容的表述。

[0042] 图1是本发明结构示意图。

- [0043] 图2是本发明自由推力单元正视图。
 [0044] 图3是本发明自由推力单元立体图。
 [0045] 图4是本发明电路原理图。
 [0046] 图5是本发明的载荷谱图。(灰度图无法表示清楚)
 [0047] 图6是本发明控制方法坐标系建立图。
 [0048] 图7是本发明控制方法情况1示意图。
 [0049] 图8是本发明控制方法情况2示意图。
 [0050] 图9是本发明控制方法情况3示意图。
 [0051] 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

[0052] 如图所示,本发明包括自由推力单元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。

[0053] 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。

[0054] 所述飞行控制器的控制方法为。

[0055] 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, l 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 μ ; τ 为载机9的顶角度数。

[0056] 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: $F = \mu r \sin(\delta\varphi)$ 。

[0057] 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: $F = \mu r \sin\tau * \sin(\delta\lambda)$ 。

[0058] 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。

[0059] 绕x轴发生角位移 α

$$[0060] \quad \alpha = \arctan \frac{2r \sin \frac{\delta\theta}{2} * \cos \frac{\tau}{2}}{l}$$

[0061] 绕y轴发生角位移 β

$$[0062] \quad \beta = \arctan \frac{2r \sin \frac{\sigma\theta}{2} * \sin \frac{\tau}{2}}{l}$$

[0063] 同时,涵道所需增加的力为 $F = \mu \sqrt{\left(2r \sin \frac{\delta_{\theta}}{2}\right)^2 + l^2 - 1}$ 。

[0064] 侧向悬停:设置将所述上平面绕y轴旋转 κ ,保持载机9与上平面平行,同时三个涵道同时绕y轴旋转。

[0065] 设置将所述上平面绕x轴旋转 ζ ,保持载机9与上平面平行,同时三个涵道同时绕x轴旋转。

[0066] 本发明飞行控制器的控制方法采用对物体悬挂于天花板时吊绳的张力与指向与物体姿态的关系进行数学建模,使用每一个独立的动力单元去模拟吊绳,将每一个动力单元的矢量方向动态模拟每一根吊绳的指向,用动力单元的推力大小模拟绳上的张力。

[0067] 在天花板上悬挂的物体会在重力以及阻力的作用下趋于稳定,基于此,我们对悬挂物体的吊绳建立了数学与力学模型;分别用吊绳的指向与绳上轴力的大小对动力单元矢量方向与推力大小进行线性仿真,并对所悬挂物体收到扰动时的情况进行动力学分析,进而可以协调各个动力单元完成对飞行器的控制。

[0068] 模型包括两部分:第一部分是以动力学定律为基础的动力学方程组,另一部分为通过坐标变换关系得出的运动学方程组。

[0069] 在建立飞行器模型之前,进行如下设定。

[0070] (1) 飞行器是绝对刚体,不考虑结构弹性的影响。

[0071] (2) 飞行器的质量和转动惯量为常量。

[0072] (3) 忽略三个涵道风扇的气流干扰。

[0073] (4) 相同部件的结构和质量相同。

[0074] (5) 结构为中心对称的。

[0075] 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。

[0076] 本发明控制方法可以控制多元矢量推进系统的载机9的前进、后退与左右移动,进行该项控制只需控制上平面进行水平移动,由于“连锁”的作用,多元矢量推进系统的载机9会受到向前的力,由此实现多元矢量推进系统的载机9的水平移动。

[0077] 本发明控制方法有效的解决了在多自由度输出时如何运用矢量单元控制飞行器的问题。可通过三轴加速度计与三轴陀螺仪对飞行器姿态进行闭环修正,从而到达协调多个自由度空中飞行器飞行的目的。

[0078] 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。

[0079] 所述飞行控制器通过电子调速器控制动力涵道7的转速。

[0080] 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。

[0081] 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。

[0082] 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。

[0083] 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。

[0084] P信号复制三次得到P1、P2、P3三个信号。

[0085] R信号复制三次得到R1、R2、R3三个信号。

[0086] 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。

[0087] 3信号与2信号相消得倒Rg信号。

[0088] P1(out)为P1信号与Pg信号叠加后再跟Y与Y(1)信号相消。

[0089] P2(out)为P2、Y、Y(1)、Pg四组信号相互叠加后得到的。

[0090] P3(out)为P3信号与Pg信号相互叠加得到的。

[0091] R1(out)为R1信号与Rg信号相互叠加获得的。

[0092] R2(out)为R2信号与Rg信号相互叠加获得的。

[0093] R3(out)为R3信号与Rg信号相互叠加获得的。

[0094] 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。

[0095] 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。

[0096] 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。本发明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。下表为本发明动力系统硬件参数优选表。

[0097]

| 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) |
| | | 重量: 360g |
| 电池 | 6s 锂电池 3200mAh 三组 | 电芯: 锂聚合物动力电池芯 |
| | | 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); |

[0098] 下表为本发明电路硬件参数列表。

[0099]

| 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 |
| 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 | --- |

[0100] 可以理解的是，以上关于本发明的具体描述，仅用于说明本发明而并非受限于本发明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，仍然可以对本发明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，都在本发明的保护范围之内。

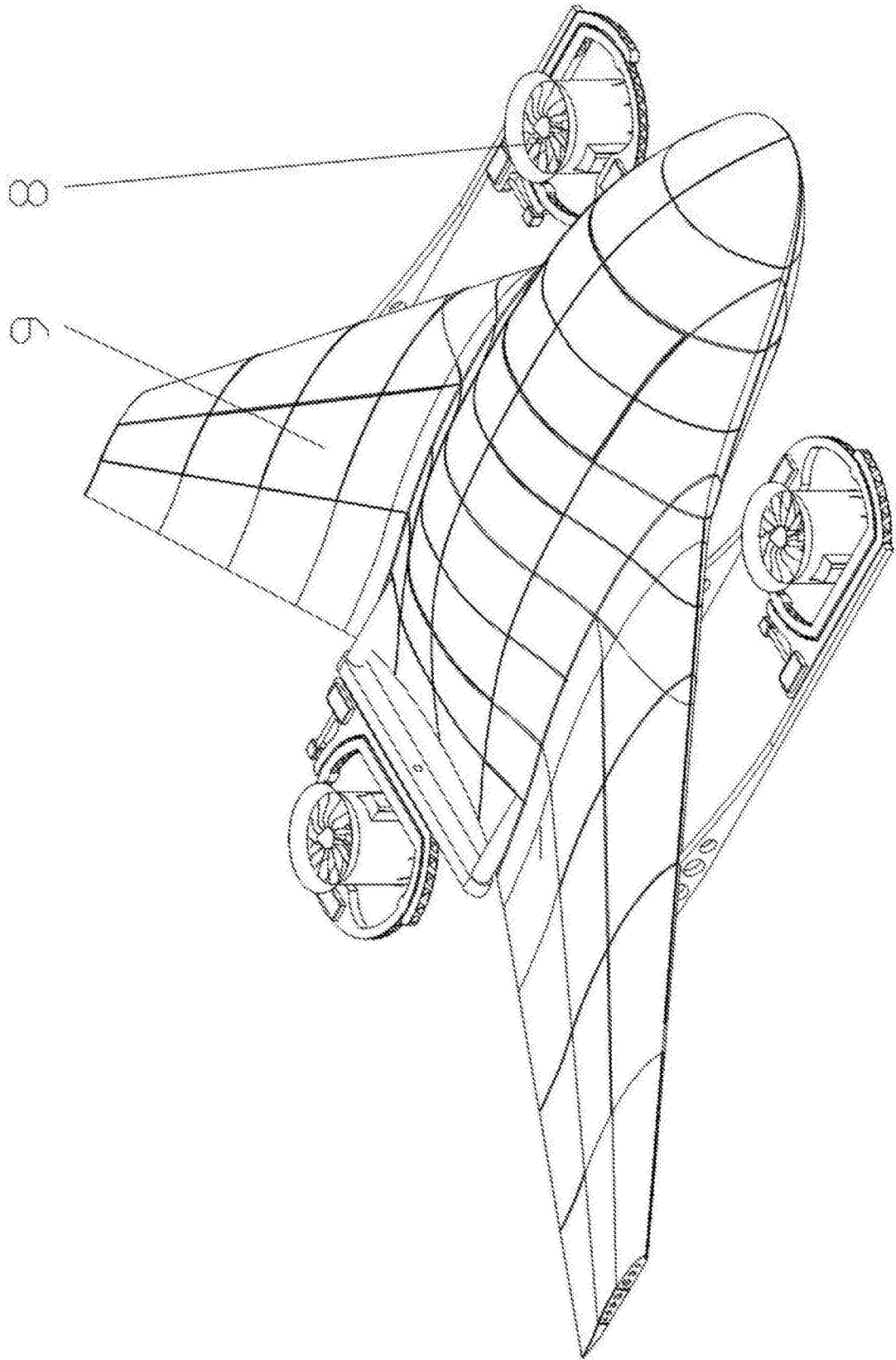


图1

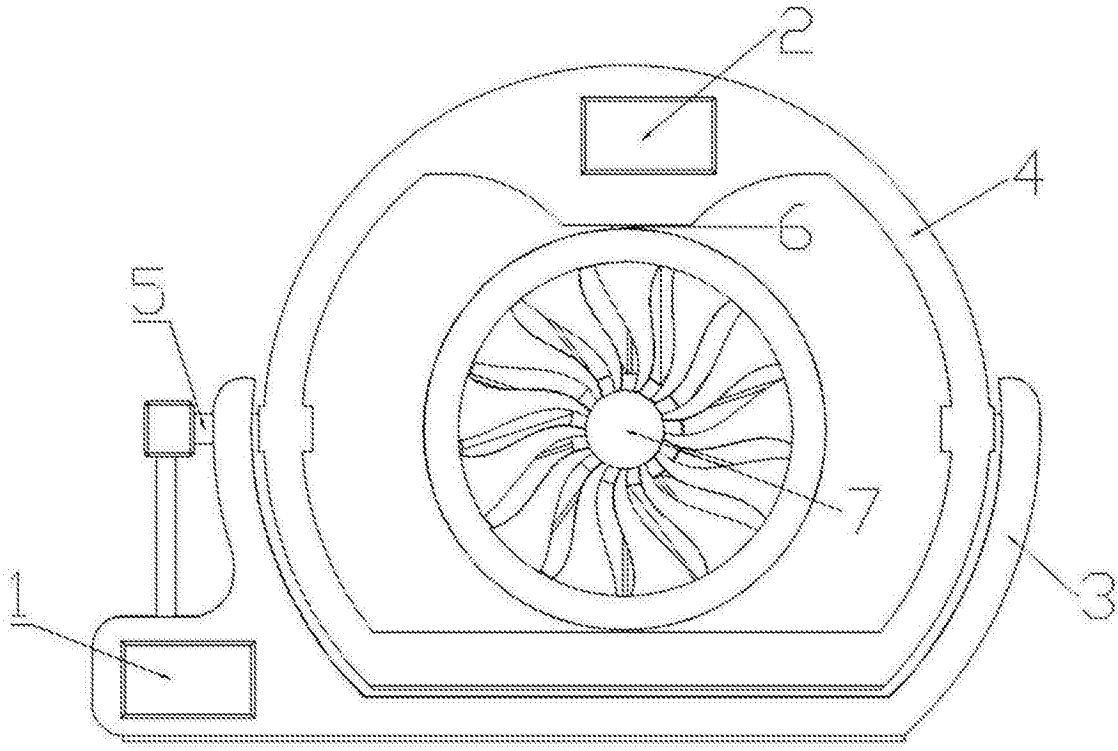


图2

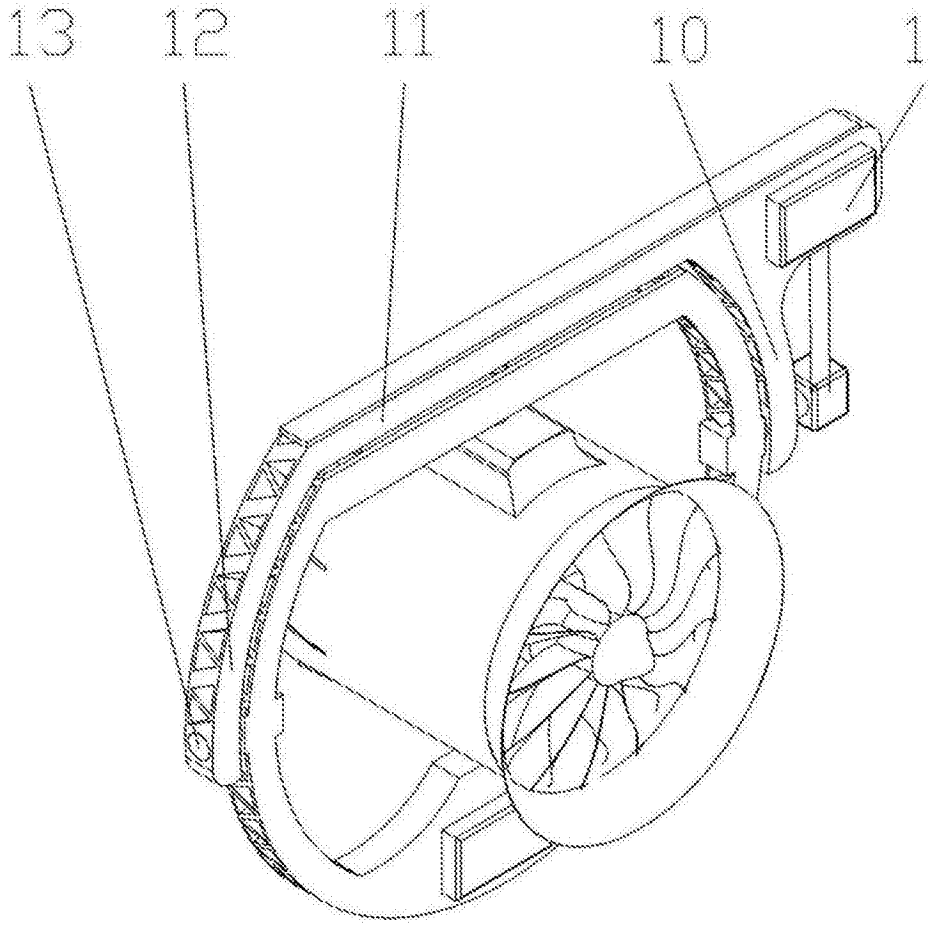


图3

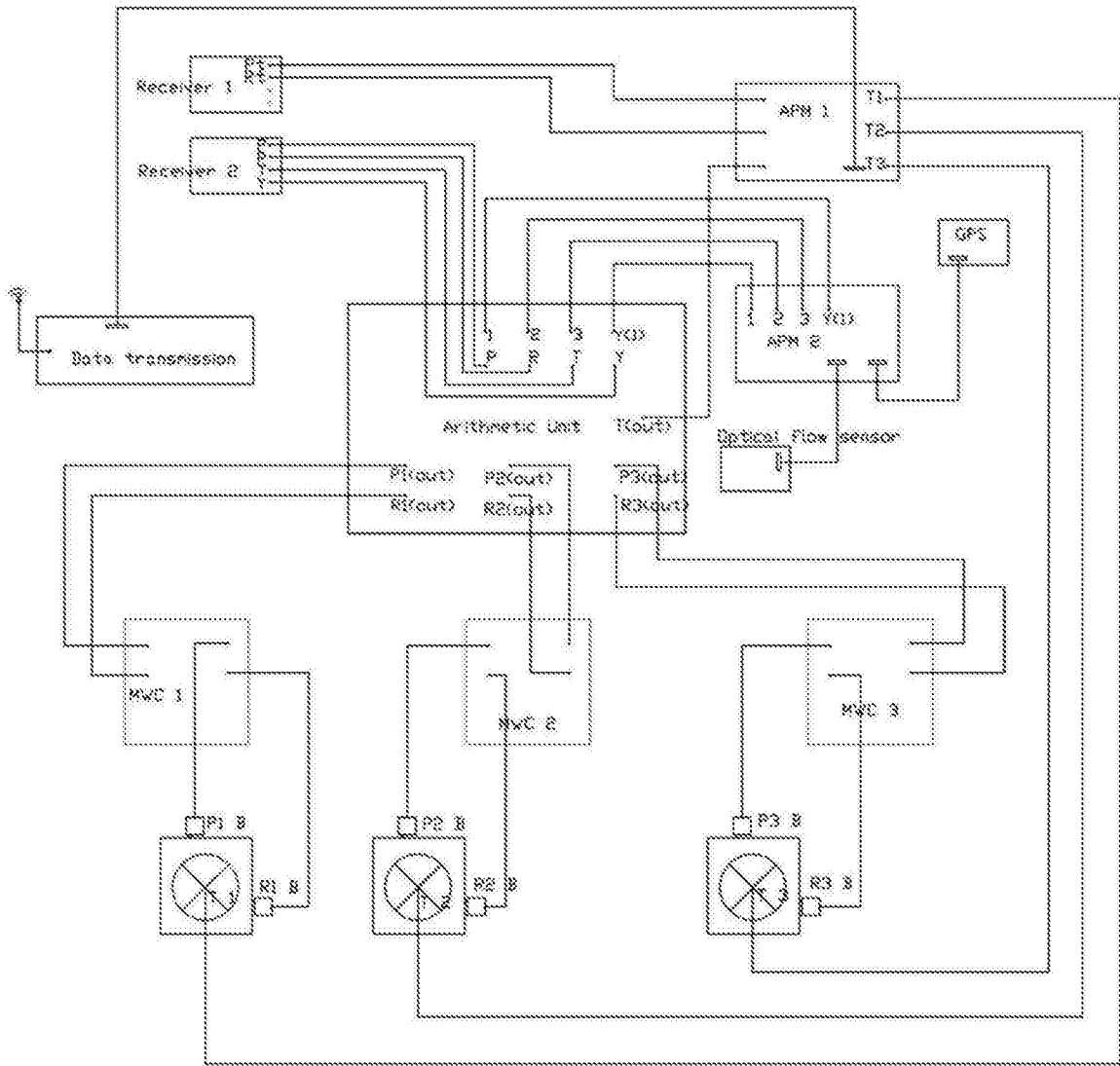


图4

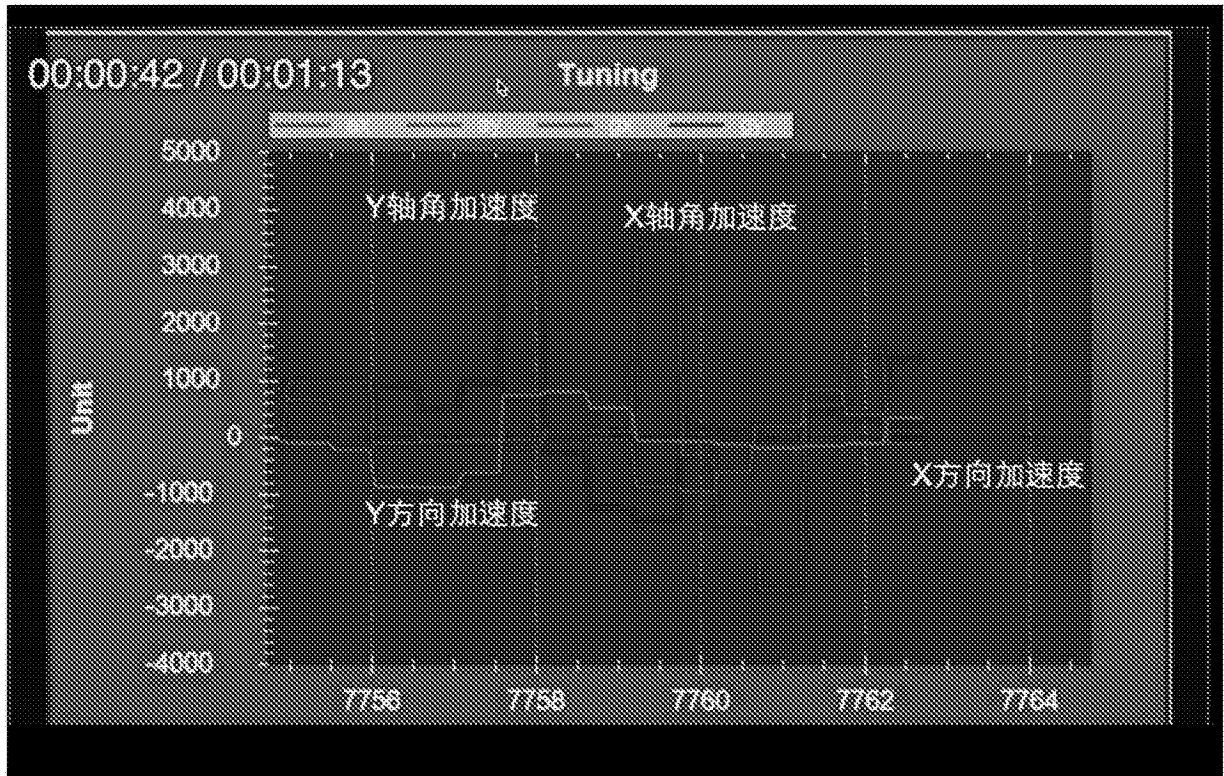


图5

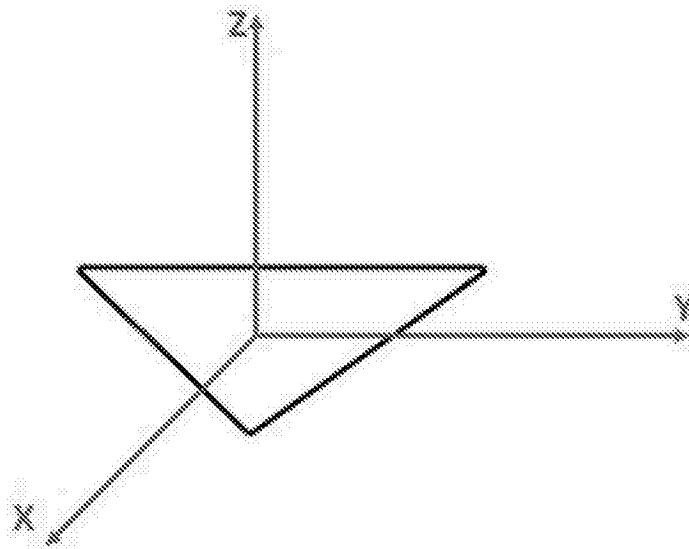


图6

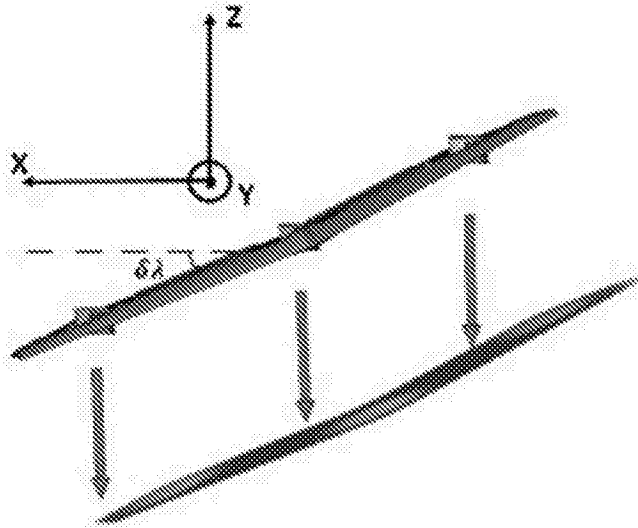


图7

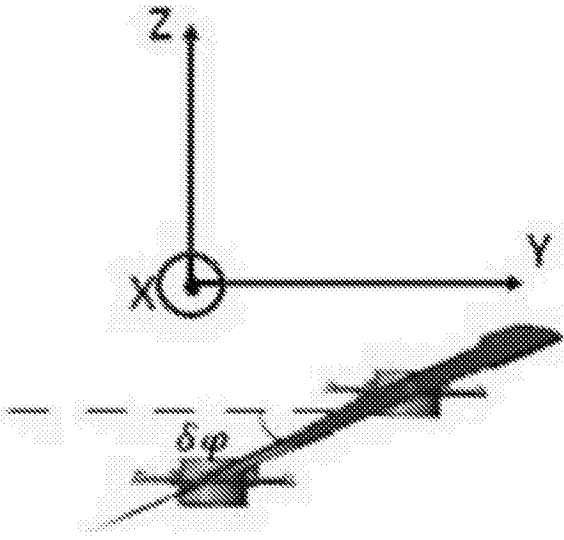


图8

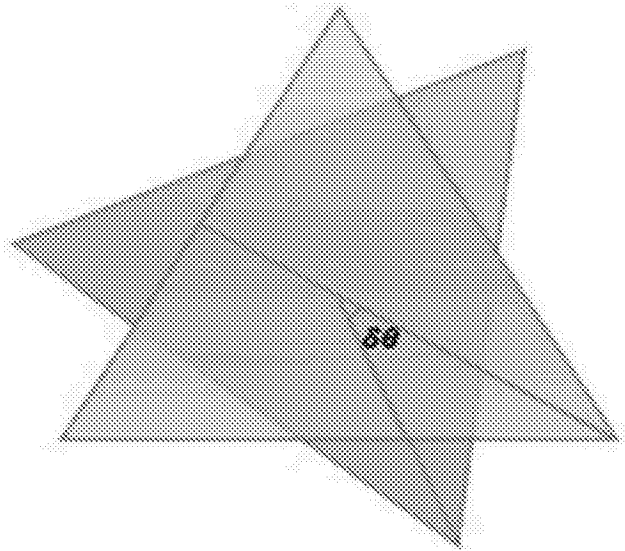


图9