



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 108475066 A

(43)申请公布日 2018.08.31

(21)申请号 201780004899.6

(51)Int.Cl.

(22)申请日 2017.04.21

G05D 1/08(2006.01)

G05D 1/10(2006.01)

(85)PCT国际申请进入国家阶段日
2018.06.20

(86)PCT国际申请的申请数据

PCT/CN2017/081519 2017.04.21

(71)申请人 深圳市大疆创新科技有限公司

地址 518057 广东省深圳市南山区高新区
南区粤兴一道9号香港科大深圳产学研
研大楼6楼

(72)发明人 周长兴 蓝求

(74)专利代理机构 北京同立钧成知识产权代理
有限公司 11205

代理人 马爽

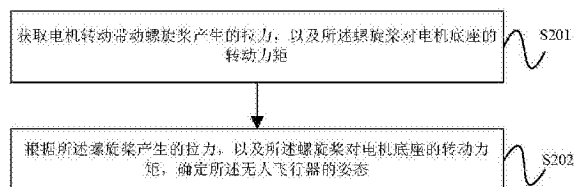
权利要求书5页 说明书11页 附图4页

(54)发明名称

无人飞行器姿态计算方法、飞行控制器及无人飞行器

(57)摘要

一种无人飞行器姿态计算方法、飞行控制器及无人飞行器,该方法包括:获取电机(32)转动带动螺旋桨(31)产生的拉力,以及螺旋桨(31)对电机底座(33)的转动力矩;根据螺旋桨(31)产生的拉力,以及螺旋桨(31)对电机底座(33)的转动力矩,确定无人飞行器(60)的姿态,在IMU出现故障时,飞行控制器(70)通过电机(32)转动带动螺旋桨(31)产生的拉力,以及螺旋桨(31)对电机底座(33)的转动力矩确定无人飞行器(60)的姿态,进而对无人飞行器(60)进行飞行控制,避免由于IMU故障而造成的坠机事故。



1. 一种无人飞行器姿态计算方法,其特征在于,包括:
获取电机转动带动螺旋桨产生的拉力,以及所述螺旋桨对电机底座的转动力矩;
根据所述螺旋桨产生的拉力,以及所述螺旋桨对电机底座的转动力矩,确定所述无人飞行器的姿态。
2. 根据权利要求1所述的方法,其特征在于,所述无人飞行器的姿态包括如下至少一种:
俯仰角、横滚角和偏航角。
3. 根据权利要求1所述的方法,其特征在于,所述获取电机转动带动螺旋桨产生的拉力,以及所述螺旋桨对电机底座的转动力矩,包括:
获取力学传感器检测到的电机转动时带动所述螺旋桨产生的拉力,以及所述螺旋桨对电机底座的转动力矩,所述力学传感器位于所述电机和所述电机底座之间。
4. 根据权利要求3所述的方法,其特征在于,所述力学传感器为六轴力学传感器。
5. 根据权利要求2所述的方法,其特征在于,所述根据所述螺旋桨产生的拉力,以及所述螺旋桨对电机底座的转动力矩,确定所述无人飞行器的姿态,包括:
根据所述螺旋桨产生的拉力,以及所述螺旋桨对电机底座的转动力矩,计算所述无人飞行器的三轴角加速度;其中,所述三轴角加速度包括如下至少一种:所述俯仰角的角加速度、所述横滚角的角加速度以及所述偏航角的角加速度;
根据所述三轴角加速度,确定所述无人飞行器的姿态。
6. 根据权利要求5所述的方法,其特征在于,所述根据所述螺旋桨产生的拉力,以及所述螺旋桨对电机底座的转动力矩,计算所述无人飞行器的三轴角加速度,包括:
根据所述螺旋桨产生的拉力,以及所述无人飞行器的机臂长度,计算所述螺旋桨对所述无人飞行器的俯仰力矩和滚转力矩;
根据所述螺旋桨对电机底座的转动力矩,计算所述螺旋桨对所述无人飞行器的偏航力矩;
根据所述俯仰力矩、所述滚转力矩和所述偏航力矩,计算所述无人飞行器的三轴角加速度。
7. 根据权利要求6所述的方法,其特征在于,所述无人飞行器为多旋翼无人机。
8. 根据权利要求7所述的方法,其特征在于,所述根据所述螺旋桨产生的拉力,以及所述无人飞行器的机臂长度,计算所述螺旋桨对所述无人飞行器的俯仰力矩和滚转力矩,包括:
根据所述无人飞行器机头方向的螺旋桨产生的拉力、所述无人飞行器机尾方向的螺旋桨产生的拉力,以及所述无人飞行器的机臂长度,计算所述螺旋桨对所述无人飞行器的俯仰力矩;
根据所述无人飞行器左边的螺旋桨产生的拉力、所述无人飞行器机右边的螺旋桨产生的拉力,以及所述无人飞行器的机臂长度,计算所述螺旋桨对所述无人飞行器的滚转力矩。
9. 根据权利要求7所述的方法,其特征在于,所述根据所述螺旋桨对电机底座的转动力矩,计算所述螺旋桨对所述无人飞行器的偏航力矩,包括:
根据所述无人飞行器的顺时针转动的螺旋桨产生的转动力矩与逆时针转动的螺旋桨产生的转动力矩的合力矩,计算所述螺旋桨对所述无人飞行器的偏航力矩。

10. 根据权利要求7所述的方法,其特征在于,所述根据所述俯仰力矩、所述滚转力矩和所述偏航力矩,计算所述无人飞行器的三轴角加速度,包括如下至少一种:

根据所述俯仰力矩,计算所述俯仰角的角加速度;

根据所述滚转力矩,计算所述横滚角的角加速度;

根据所述偏航力矩,计算所述偏航角的角加速度。

11. 根据权利要求5所述的方法,其特征在于,所述根据所述三轴角加速度,确定所述无人飞行器的姿态,包括:

根据所述三轴角加速度,确定三轴角速度;其中,所述三轴角速度包括如下至少一种:所述俯仰角的角速度、所述横滚角的角速度以及所述偏航角的角速度;

根据所述三轴角速度,确定所述无人飞行器的姿态。

12. 根据权利要求1所述的方法,其特征在于,还包括:

根据所述螺旋桨产生的拉力、所述无人飞行器的重力、以及所述无人飞行器在垂直方向上受到的空气阻力,计算所述无人飞行器在垂直方向上的速度和加速度。

13. 根据权利要求12所述的方法,其特征在于,所述无人飞行器在垂直方向上受到的空气阻力是根据所述无人飞行器在垂直方向上的速度确定的。

14. 一种飞行控制器,其特征在于,包括一个或多个处理器,单独或协同工作,所述处理器用于:

获取电机转动带动螺旋桨产生的拉力,以及所述螺旋桨对电机底座的转动力矩;

根据所述螺旋桨产生的拉力,以及所述螺旋桨对电机底座的转动力矩,确定所述无人飞行器的姿态。

15. 根据权利要求14所述的飞行控制器,其特征在于,所述无人飞行器的姿态包括如下至少一种:

俯仰角、横滚角和偏航角。

16. 根据权利要求14所述的飞行控制器,其特征在于,还包括:

力学传感器,与所述处理器通讯连接,用于感测电机转动时带动所述螺旋桨产生的拉力,以及所述螺旋桨对电机底座的转动力矩,并将感测到的所述螺旋桨产生的拉力,以及所述螺旋桨对电机底座的转动力矩传输给所述处理器;

所述力学传感器位于所述电机和所述电机底座之间。

17. 根据权利要求16所述的飞行控制器,其特征在于,所述力学传感器为六轴力学传感器。

18. 根据权利要求15所述的飞行控制器,其特征在于,所述处理器根据所述螺旋桨产生的拉力,以及所述螺旋桨对电机底座的转动力矩,确定所述无人飞行器的姿态时,具体用于:

根据所述螺旋桨产生的拉力,以及所述螺旋桨对电机底座的转动力矩,计算所述无人飞行器的三轴角加速度;其中,所述三轴角加速度包括如下至少一种:所述俯仰角的角加速度、所述横滚角的角加速度以及所述偏航角的角加速度;

根据所述三轴角加速度,确定所述无人飞行器的姿态。

19. 根据权利要求18所述的飞行控制器,其特征在于,所述处理器根据所述螺旋桨产生的拉力,以及所述螺旋桨对电机底座的转动力矩,计算所述无人飞行器的三轴角加速度时,

具体用于：

根据所述螺旋桨产生的拉力,以及所述无人飞行器的机臂长度,计算所述螺旋桨对所述无人飞行器的俯仰力矩和滚转力矩;

根据所述螺旋桨对电机底座的转动力矩,计算所述螺旋桨对所述无人飞行器的偏航力矩;

根据所述俯仰力矩、所述滚转力矩和所述偏航力矩,计算所述无人飞行器的三轴角加速度。

20. 根据权利要求19所述的飞行控制器,其特征在于,所述无人飞行器为多旋翼无人机。

21. 根据权利要求20所述的飞行控制器,其特征在于,所述处理器根据所述螺旋桨产生的拉力,以及所述无人飞行器的机臂长度,计算所述螺旋桨对所述无人飞行器的俯仰力矩和滚转力矩时,具体用于:

根据所述无人飞行器机头方向的螺旋桨产生的拉力、所述无人飞行器机尾方向的螺旋桨产生的拉力,以及所述无人飞行器的机臂长度,计算所述螺旋桨对所述无人飞行器的俯仰力矩;

根据所述无人飞行器左边的螺旋桨产生的拉力、所述无人飞行器机右边的螺旋桨产生的拉力,以及所述无人飞行器的机臂长度,计算所述螺旋桨对所述无人飞行器的滚转力矩。

22. 根据权利要求20所述的飞行控制器,其特征在于,所述处理器根据所述螺旋桨对电机底座的转动力矩,计算所述螺旋桨对所述无人飞行器的偏航力矩时,具体用于:

根据所述无人飞行器的顺时针转动的螺旋桨产生的转动力矩与逆时针转动的螺旋桨产生的转动力矩的合力矩,计算所述螺旋桨对所述无人飞行器的偏航力矩。

23. 根据权利要求20所述的飞行控制器,其特征在于,所述处理器根据所述俯仰力矩、所述滚转力矩和所述偏航力矩,计算所述无人飞行器的三轴角加速度时,具体用于如下至少一种:

根据所述俯仰力矩,计算所述俯仰角的角加速度;

根据所述滚转力矩,计算所述横滚角的角加速度;

根据所述偏航力矩,计算所述偏航角的角加速度。

24. 根据权利要求18所述的飞行控制器,其特征在于,所述处理器根据所述三轴角加速度,确定所述无人飞行器的姿态时,具体用于:

根据所述三轴角加速度,确定三轴角速度;其中,所述三轴角速度包括如下至少一种:

所述俯仰角的角速度、所述横滚角的角速度以及所述偏航角的角速度;

根据所述三轴角速度,确定所述无人飞行器的姿态。

25. 根据权利要求14所述的飞行控制器,其特征在于,所述处理器还用于:

根据所述螺旋桨产生的拉力、所述无人飞行器的重力、以及所述无人飞行器在垂直方向上受到的空气阻力,计算所述无人飞行器在垂直方向上的速度和加速度。

26. 根据权利要求25所述的飞行控制器,其特征在于,所述无人飞行器在垂直方向上受到的空气阻力是根据所述无人飞行器在垂直方向上的速度确定的。

27. 一种无人飞行器,其特征在于,包括:

机身;

动力系统,安装在所述机身,用于提供飞行动力,所述动力系统至少包括电机和螺旋桨;

飞行控制器,与所述动力系统通讯连接,用于控制所述无人飞行器飞行;所述飞行控制器包括一个或多个处理器,单独或协同工作,所述处理器用于:

获取电机转动带动螺旋桨产生的拉力,以及所述螺旋桨对电机底座的转动力矩;

根据所述螺旋桨产生的拉力,以及所述螺旋桨对电机底座的转动力矩,确定所述无人飞行器的姿态。

28.根据权利要求27所述的无人飞行器,其特征在于,所述无人飞行器的姿态包括如下至少一种:

俯仰角、横滚角和偏航角。

29.根据权利要求27所述的无人飞行器,其特征在于,所述飞行控制器还包括:

力学传感器,与所述处理器通讯连接,用于感测电机转动时带动所述螺旋桨产生的拉力,以及所述螺旋桨对电机底座的转动力矩,并将感测到的所述螺旋桨产生的拉力,以及所述螺旋桨对电机底座的转动力矩传输给所述处理器;

所述力学传感器位于所述电机和所述电机底座之间。

30.根据权利要求29所述的无人飞行器,其特征在于,所述力学传感器为六轴力学传感器。

31.根据权利要求28所述的无人飞行器,其特征在于,所述处理器根据所述螺旋桨产生的拉力,以及所述螺旋桨对电机底座的转动力矩,确定所述无人飞行器的姿态时,具体用于:

根据所述螺旋桨产生的拉力,以及所述螺旋桨对电机底座的转动力矩,计算所述无人飞行器的三轴角加速度;其中,所述三轴角加速度包括如下至少一种:所述俯仰角的角加速度、所述横滚角的角加速度以及所述偏航角的角加速度;

根据所述三轴角加速度,确定所述无人飞行器的姿态。

32.根据权利要求31所述的无人飞行器,其特征在于,所述处理器根据所述螺旋桨产生的拉力,以及所述螺旋桨对电机底座的转动力矩,计算所述无人飞行器的三轴角加速度时,具体用于:

根据所述螺旋桨产生的拉力,以及所述无人飞行器的机臂长度,计算所述螺旋桨对所述无人飞行器的俯仰力矩和滚转力矩;

根据所述螺旋桨对电机底座的转动力矩,计算所述螺旋桨对所述无人飞行器的偏航力矩;

根据所述俯仰力矩、所述滚转力矩和所述偏航力矩,计算所述无人飞行器的三轴角加速度。

33.根据权利要求32所述的无人飞行器,其特征在于,所述无人飞行器为多旋翼无人机。

34.根据权利要求33所述的无人飞行器,其特征在于,所述处理器根据所述螺旋桨产生的拉力,以及所述无人飞行器的机臂长度,计算所述螺旋桨对所述无人飞行器的俯仰力矩和滚转力矩时,具体用于:

根据所述无人飞行器机头方向的螺旋桨产生的拉力、所述无人飞行器机尾方向的螺旋

桨产生的拉力,以及所述无人飞行器的机臂长度,计算所述螺旋桨对所述无人飞行器的俯仰力矩;

根据所述无人飞行器左边的螺旋桨产生的拉力、所述无人飞行器机右边的螺旋桨产生的拉力,以及所述无人飞行器的机臂长度,计算所述螺旋桨对所述无人飞行器的滚转力矩。

35. 根据权利要求33所述的无人飞行器,其特征在于,所述处理器根据所述螺旋桨对电机底座的转动力矩,计算所述螺旋桨对所述无人飞行器的偏航力矩时,具体用于:

根据所述无人飞行器的顺时针转动的螺旋桨产生的转动力矩与逆时针转动的螺旋桨产生的转动力矩的合力矩,计算所述螺旋桨对所述无人飞行器的偏航力矩。

36. 根据权利要求33所述的无人飞行器,其特征在于,所述处理器根据所述俯仰力矩、所述滚转力矩和所述偏航力矩,计算所述无人飞行器的三轴角加速度时,具体用于如下至少一种:

根据所述俯仰力矩,计算所述俯仰角的角加速度;

根据所述滚转力矩,计算所述横滚角的角加速度;

根据所述偏航力矩,计算所述偏航角的角加速度。

37. 根据权利要求31所述的无人飞行器,其特征在于,所述处理器根据所述三轴角加速度,确定所述无人飞行器的姿态时,具体用于:

根据所述三轴角加速度,确定三轴角速度;其中,所述三轴角速度包括如下至少一种:

所述俯仰角的角速度、所述横滚角的角速度以及所述偏航角的角速度;

根据所述三轴角速度,确定所述无人飞行器的姿态。

38. 根据权利要求27所述的无人飞行器,其特征在于,所述处理器还用于:

根据所述螺旋桨产生的拉力、所述无人飞行器的重力、以及所述无人飞行器在垂直方向上受到的空气阻力,计算所述无人飞行器在垂直方向上的速度和加速度。

39. 根据权利要求38所述的无人飞行器,其特征在于,所述无人飞行器在垂直方向上受到的空气阻力是根据所述无人飞行器在垂直方向上的速度确定的。

无人飞行器姿态计算方法、飞行控制器及无人飞行器

技术领域

[0001] 本发明实施例涉及无人机领域,尤其涉及一种无人飞行器姿态计算方法、飞行控制器及无人飞行器。

背景技术

[0002] 现有技术中无人飞行器的飞行控制器包括惯性测量单元(Inertial Measurement Unit,IMU),IMU是测量无人飞行器三轴姿态角(或角速度)以及加速度的装置。IMU包括三轴加速度计和三轴陀螺仪,三轴加速度计和三轴陀螺仪用于检测无人飞行器的姿态,无人飞行器的姿态包括俯仰角、横滚角及偏航角等。飞行控制器根据无人飞行器的姿态对无人飞行器进行飞行控制。

[0003] 但是,当IMU出现故障时,IMU将无法检测出无人飞行器的姿态,飞行控制器无法获取到无人飞行器的姿态时,将无法对无人飞行器进行飞行控制,从而导致无人飞行器可能坠机。

发明内容

[0004] 本发明实施例提供一种无人飞行器姿态计算方法、飞行控制器及无人飞行器,以避免由于IMU故障而造成的坠机事故。

[0005] 本发明实施例的一个方面是提供一种无人飞行器姿态计算方法,包括:

[0006] 获取电机转动带动螺旋桨产生的拉力,以及所述螺旋桨对电机底座的转动力矩;

[0007] 根据所述螺旋桨产生的拉力,以及所述螺旋桨对电机底座的转动力矩,确定所述无人飞行器的姿态。

[0008] 本发明实施例的另一个方面是提供一种飞行控制器,包括:一个或多个处理器,单独或协同工作,所述处理器用于:

[0009] 获取电机转动带动螺旋桨产生的拉力,以及所述螺旋桨对电机底座的转动力矩;

[0010] 根据所述螺旋桨产生的拉力,以及所述螺旋桨对电机底座的转动力矩,确定所述无人飞行器的姿态。

[0011] 本发明实施例的另一个方面是提供一种无人飞行器,包括:

[0012] 机身;

[0013] 动力系统,安装在所述机身,用于提供飞行动力,所述动力系统至少包括电机和螺旋桨;

[0014] 飞行控制器,与所述动力系统通讯连接,用于控制所述无人飞行器飞行;所述飞行控制器包括一个或多个处理器,单独或协同工作,所述处理器用于:

[0015] 获取电机转动带动螺旋桨产生的拉力,以及所述螺旋桨对电机底座的转动力矩;

[0016] 根据所述螺旋桨产生的拉力,以及所述螺旋桨对电机底座的转动力矩,确定所述无人飞行器的姿态。

[0017] 本实施例提供的无人飞行器姿态计算方法、飞行控制器及无人飞行器,通过电机

转动带动螺旋桨产生的拉力,以及螺旋桨对电机底座的转动力矩,确定无人飞行器的姿态,即不需要IMU也可检测出无人飞行器的姿态,当IMU出现故障无法检测出无人飞行器的姿态时,飞行控制器还可通过电机转动带动螺旋桨产生的拉力,以及螺旋桨对电机底座的转动力矩确定无人飞行器的姿态,进而对无人飞行器进行飞行控制,避免由于IMU故障而造成的坠机事故。

附图说明

[0018] 为了更清楚地说明本发明实施例中的技术方案,下面将对实施例描述中所需要使用的附图作一简单地介绍,显而易见地,下面描述中的附图是本发明的一些实施例,对于本领域普通技术人员来讲,在不付出创造性劳动性的前提下,还可以根据这些附图获得其他的附图。

[0019] 图1为现有技术中机体坐标系和地面惯性坐标系的示意图;

[0020] 图2为本发明实施例提供的无人飞行器姿态计算方法的流程图;

[0021] 图3为本发明实施例提供的一种动力系统的示意图;

[0022] 图4为本发明实施例提供的另一种动力系统的示意图;

[0023] 图5为本发明实施例提供的一种四旋翼无人飞行器的示意图;

[0024] 图6为本发明实施例提供的无人飞行器的受力示意图;

[0025] 图7为本发明实施例提供的飞行控制器的结构图;

[0026] 图8为本发明实施例提供的无人飞行器的结构图。

[0027] 附图标记:

[0028]	31-螺旋桨	32-电机	33-电机底座
[0029]	34-力学传感器	60-无人飞行器	70-飞行控制器
[0030]	71-处理器	72-力学传感器	100-无人飞行器
[0031]	107-电机	106-螺旋桨	117-电子调速器
[0032]	118-飞行控制器	108-传感系统	110-通信系统
[0033]	102-支撑设备	104-拍摄设备	112-地面站
[0034]	114-天线	116-电磁波	

具体实施方式

[0035] 下面将结合本发明实施例中的附图,对本发明实施例中的技术方案进行清楚地描述,显然,所描述的实施例仅仅是本发明一部分实施例,而不是全部的实施例。基于本发明中的实施例,本领域普通技术人员在没有做出创造性劳动前提下所获得的所有其他实施例,都属于本发明保护的范围。

[0036] 需要说明的是,当组件被称为“固定于”另一个组件,它可以直接在另一个组件上或者也可以存在居中的组件。当一个组件被认为是“连接”另一个组件,它可以是直接连接到另一个组件或者可能同时存在居中组件。

[0037] 除非另有定义,本文所使用的所有的技术和科学术语与属于本发明的技术领域的技术人员通常理解的含义相同。本文中在本发明的说明书中所使用的术语只是为了描述具体的实施例的目的,不是旨在于限制本发明。本文所使用的术语“及/或”包括一个或多个相

关的所列项目的任意的和所有的组合。

[0038] 下面结合附图,对本发明的一些实施方式作详细说明。在不冲突的情况下,下述的实施例及实施例中的特征可以相互组合。

[0039] 图1为现有技术中机体坐标系和地面惯性坐标系的示意图。如图1所示, x_b 表示机体坐标系的X轴, y_b 表示机体坐标系的Y轴, z_b 表示机体坐标系的Z轴, x_e 表示地面惯性坐标系的X轴, y_e 表示地面惯性坐标系的Y轴, z_e 表示地面惯性坐标系的Z轴。具体的,该机体坐标系可以是无人飞行器对应的机体坐标系,则机体坐标系和地面惯性坐标系之间的夹角即是该无人飞行器的姿态角,该姿态角包括如下至少一种:俯仰角 θ 、偏航角 ψ 、横滚角 ϕ ,其中,俯仰角 θ 是机体坐标系的X轴即 x_b 与地平面之间的夹角,地平面可以是地面惯性坐标系的X轴即 x_e 与地面惯性坐标系的Y轴即 y_e 构成的平面,另外,机体坐标系的X轴即 x_b 可以在机体轴的轴向上。偏航角 ψ 是机体轴在地平面上的投影和地面惯性坐标系的X轴即 x_e 之间的夹角。横滚角 ϕ 是无人飞行器的对称面绕机体轴转过的角度,由于机体坐标系的X轴即 x_b 在机体轴的轴向上,则机体坐标系的X轴即 x_b 和机体坐标系的Y轴即 y_b 构成的平面可以作为无人飞行器的对称面,则横滚角 ϕ 是无人飞行器的对称面与过机体坐标系的X轴且与地平面垂直的平面之间的夹角。如图1所示,俯仰角 θ 以无人飞行器抬头时机体坐标系的X轴 x_b 与地平面之间的夹角为正,偏航角 ψ 以机体轴在地平面上的投影相对地面惯性坐标系的X轴 x_e 的顺时针方向为正,横滚角 ϕ 以无人飞行器的对称面绕机体轴顺时针方向转动为正。图1只是示意性说明,在其他实施例中,俯仰角 θ 还可以是以无人飞行器低头时 x_b 与地平面之间的夹角为正,偏航角 ψ 还可以是以机体轴在地平面上的投影相对 x_e 的逆时针方向为正,横滚角 ϕ 还可以是以无人飞行器的对称面绕机体轴逆时针方向转动为正。

[0040] 现有技术通过惯性测量单元(Inertial Measurement Unit, IMU)即三轴加速度计和三轴陀螺仪来检测无人飞行器的姿态角,飞行控制器根据IMU检测的无人飞行器的姿态即可对无人飞行器进行飞行控制。但是,当IMU出现故障时,IMU将无法检测出无人飞行器的姿态,飞行控制器无法获取到无人飞行器的姿态时,将无法对无人飞行器进行飞行控制,从而导致无人飞行器可能坠机。为了解决该问题,本发明实施例提供了一种无人飞行器姿态计算方法,该方法不同于通过IMU检测无人飞行器姿态的方法,下面结合具体的实施例进行说明。

[0041] 本发明实施例提供一种无人飞行器姿态计算方法。图2为本发明实施例提供的无人飞行器姿态计算方法的流程图。如图2所示,本实施例中的方法,可以包括:

[0042] 步骤S201、获取电机转动带动螺旋桨产生的拉力,以及所述螺旋桨对电机底座的转动力矩。

[0043] 无人飞行器的飞行控制器控制电机转动,螺旋桨随着电机的转动而转动,螺旋桨在转动过程中产生拉力,当螺旋桨产生的拉力之和等于该无人飞行器的重量时,该无人飞行器即可悬停在空中,另外,若该无人飞行器是多旋翼无人飞行器,飞行控制器还可以通过控制各个电机的转速来控制多旋翼无人飞行器的飞行姿态、速度、角速度、加速度等。

[0044] 根据牛顿第三定律:相互作用的两个物体之间的作用力和反作用力大小相等,方向相反。因此,电机带动螺旋桨旋转的同时,螺旋桨也会向电机施加一个反作用力(反扭矩),促使电机向反方向旋转,电机固定在电机底座上,因此,螺旋桨会对电机底座产生转动力矩。如图3所示为多旋翼无人飞行器的一个电机和其对应的螺旋桨,具体的,电机32转动

带动螺旋桨31旋转,例如,螺旋桨31逆时针旋转,螺旋桨31产生向上的拉力,同时螺旋桨31对电机底座33产生转动力矩,转动力矩与螺旋桨31的旋转方向相反。此外,多旋翼无人飞行器的其他电机和其对应的螺旋桨与图3所示的结构类似,此处不再赘述。

[0045] 具体的,获取电机转动带动螺旋桨产生的拉力,以及所述螺旋桨对电机底座的转动力矩的一种可实现的方式是:获取力学传感器检测到的电机转动时带动所述螺旋桨产生的拉力,以及所述螺旋桨对电机底座的转动力矩,所述力学传感器位于所述电机和所述电机底座之间。如图4所示,在电机32和电机底座33之间设置有力学传感器34,力学传感器34可以感测螺旋桨31在旋转时产生的向上的拉力,或者拉升力矩,同时还可以感测螺旋桨31对电机底座33的转动力矩。可选的,根据螺旋桨31在旋转时产生的向上的拉升力矩,可确定出螺旋桨31在旋转时产生的向上的拉力,或者,根据螺旋桨31在旋转时产生的向上的拉力,可确定出螺旋桨31在旋转时产生的向上的拉升力矩。此外,力学传感器34具体可以是六轴力学传感器,六轴力学传感器可用于感测无人飞行器在X轴、Y轴、Z轴三个方向的力和该三个方向的转矩。此外,多旋翼无人飞行器的每个电机与其对应的力学传感器、电机底座的位置关系均与图4类似,此处不再赘述。

[0046] 步骤S202、根据所述螺旋桨产生的拉力,以及所述螺旋桨对电机底座的转动力矩,确定所述无人飞行器的姿态。

[0047] 具体地,所述无人飞行器的姿态包括如下至少一种:俯仰角、横滚角和偏航角。在本实施例中,俯仰角记为 θ_{pitch} 、横滚角记为 θ_{roll} 、偏航角记为 θ_{yaw} 。

[0048] 根据所述螺旋桨产生的拉力,以及所述螺旋桨对电机底座的转动力矩,确定所述无人飞行器的姿态的一种可实现的方式是:根据所述螺旋桨产生的拉力,以及所述螺旋桨对电机底座的转动力矩,计算所述无人飞行器的三轴角加速度;其中,所述三轴角加速度包括如下至少一种:所述俯仰角的角加速度 β_{pitch} 、所述横滚角的角加速度 β_{roll} 以及所述偏航角的角加速度 β_{yaw} ;根据所述三轴角加速度,确定所述无人飞行器的姿态。

[0049] 无人飞行器可看作是一个刚体,刚体的角加速度 β 、转动惯量 J 、扭矩 M 之间的关系可由如下公式(1)确定:

$$[0050] \quad M = J * \beta \quad (1)$$

[0051] 其中, M 具体可以是刚体所受到的总扭矩; β 具体可以是刚体在总扭矩作用下的扭转方向上产生的角加速度。无人飞行器所受到的总扭矩可以是俯仰力矩、滚转力矩、偏航力矩的合力矩,因此,根据公式(1)可确定出无人飞行器所受到的俯仰力矩 M_{pitch} 和俯仰角的角加速度 β_{pitch} 之间的关系如公式(2)所示,同时还可以确定出无人飞行器所受到的滚转力矩 M_{roll} 和横滚角的角加速度 β_{roll} 之间的关系如公式(3)所示,以及偏航力矩 M_{yaw} 和偏航角的角加速度 β_{yaw} 之间的关系如公式(4)所示。

$$[0052] \quad M_{pitch} = J * \beta_{pitch} \quad (2)$$

$$[0053] \quad M_{roll} = J * \beta_{roll} \quad (3)$$

$$[0054] \quad M_{yaw} = J * \beta_{yaw} \quad (4)$$

[0055] 因此,根据所述俯仰力矩 M_{pitch} 、所述滚转力矩 M_{roll} 和所述偏航力矩 M_{yaw} ,通过公式(2)(3)(4)可计算所述无人飞行器的三轴角加速度即俯仰角的角加速度 β_{pitch} 、横滚角的角加速度 β_{roll} 和偏航角的角加速度 β_{yaw} 。再依据角加速度和角度之间的关系,根据俯仰角的角加速度 β_{pitch} 计算出俯仰角 θ_{pitch} ;根据横滚角的角加速度 β_{roll} 计算出横滚角 θ_{roll} ;根据偏航

角的角加速度 β_{yaw} 计算出偏航角 θ_{yaw} 。

[0056] 下面将详细介绍计算俯仰力矩 M_{pitch} 、滚转力矩 M_{roll} 和偏航力矩 M_{yaw} 的方法,一种可实现的方式是:根据所述螺旋桨产生的拉力,以及所述无人飞行器的机臂长度,计算所述螺旋桨对所述无人飞行器的俯仰力矩 M_{pitch} 和滚转力矩 M_{roll} ;根据所述螺旋桨对电机底座的转动力矩,计算所述螺旋桨对所述无人飞行器的偏航力矩 M_{yaw} 。如图5所示,以四旋翼无人飞行器为例,该四旋翼无人飞行器对应应有四个电机例如1号电机、2号电机、3号电机、4号电机,1号电机带动1号螺旋桨转动,2号电机带动2号螺旋桨转动,3号电机带动3号螺旋桨转动,4号电机带动4号螺旋桨转动。1号电机和3号电机的转动方向一致,均为顺时针方向;2号电机和4号电机的转动方向一致,均为逆时针方向;另外,1号电机和3号电机的转动方向还可以是逆时针方向,2号电机和4号电机的转动方向还可以是顺时针方向。四个电机在转动过程中带动相应的螺旋桨转动,且电机的转动方向和该电机带动的螺旋桨的转动方向一致,则1号螺旋桨和3号螺旋桨顺时针方向转动,2号螺旋桨和4号螺旋桨逆时针方向转动,各个螺旋桨产生向上的拉力,例如,1号螺旋桨产生向上的拉力 F_1 ;2号螺旋桨产生向上的拉力 F_2 ;3号螺旋桨产生向上的拉力 F_3 ;4号螺旋桨产生向上的拉力 F_4 。由于电机带动螺旋桨旋转的同时,螺旋桨也会向电机施加一个反作用力(反扭矩),促使电机向反方向旋转,电机固定在电机底座上,因此,螺旋桨会对电机底座产生转动力矩,例如,1号螺旋桨对1号电机底座的转动力矩为 M_1 ;2号螺旋桨对2号电机底座的转动力矩为 M_2 ;3号螺旋桨对3号电机底座的转动力矩为 M_3 ;4号螺旋桨对4号电机底座的转动力矩为 M_4 。可见,螺旋桨的转动方向和该螺旋桨对电机底座的转动力矩的方向相反。

[0057] 如图5所示,各个电机的转速可以相同、也可以不完全相同,当各个电机转速不完全相同时,各螺旋桨产生的拉力不完全相同,各螺旋桨对其电机底座的转动力矩不能相互平衡,从而引起无人飞行器转动。当各个电机转速相同时,各螺旋桨产生的拉力相同,各螺旋桨对其电机底座的转动力矩相互平衡,无人飞行器不发生转动。对于某个电机而言,若电机转速增加,表示该电机带动的螺旋桨产生的拉力增大,若电机转速下降,表示该电机带动的螺旋桨产生的拉力减小。

[0058] 在本实施例中,假设以1号电机为无人飞行器的机头方向,3号电机为无人飞行器的机尾方向,2号电机为无人飞行器的左侧的电机,4号电机为无人飞行器的右侧的电机,即无人飞行器的飞行方向为十字型,此处只是示意性说明,并不限定无人飞行器的飞行方向,在其他实施例中,无人飞行器的飞行方向还可以是X型的,即1号电机和2号电机共同作为无人飞行器前方的电机,3号电机和4号电机共同作为无人飞行器后方的电机,无人飞行器以十字型飞行时的俯仰力矩 M_{pitch} 、滚转力矩 M_{roll} 和偏航力矩 M_{yaw} 和无人飞行器以X型飞行时的俯仰力矩 M_{pitch} 、滚转力矩 M_{roll} 和偏航力矩 M_{yaw} 之间可以进行数学转换。

[0059] 如图5所示,0表示无人飞行器的质心,以无人飞行器的质心0为坐标原点建立机体坐标系,则无人飞行器以十字型飞行时,机体坐标系的X轴为1号电机和3号电机的对角线,机体坐标系的X轴正向可以是从0指向机头的方向即从0指向1号电机的方向;机体坐标系的Y轴为2号电机和4号电机的对角线,机体坐标系的Y轴正向可以是从0指向机身右侧的方向即从0指向4号电机的方向,机体坐标系的Z轴正向可以是垂直于X轴和Y轴构成的平面向上的方向。因此,机体坐标系的X轴为无人飞行器的横滚轴即roll轴,机体坐标系的Y轴为无人飞行器的俯仰轴即pitch轴,机体坐标系的Z轴为无人飞行器的偏航轴即yaw轴。另外,质心0

距离各个电机等长,则质心O距离任一电机的长度可以作为无人飞行器的机臂长度。

[0060] 由于力矩在物理学中是指作用力使物体绕着转动轴或支点转动的趋向,力矩M、距离矢量L、矢量力F之间的关系是: $M=F*L$,L具体为从转动轴到着力点的距离矢量,则无人飞行器所受到的俯仰力矩 M_{pitch} 可以表示为 $M_{pitch}=F_{pitch}*R$,其中, F_{pitch} 表示能够使无人飞行器绕着pitch轴即机体坐标系的Y轴转动的合力,R表示从pitch轴到 F_{pitch} 的着力点的距离矢量即无人飞行器的机臂长度;同理,滚转力矩 $M_{roll}=F_{roll}*R$, F_{roll} 表示能够使无人飞行器绕着roll轴即机体坐标系的X轴转动的合力,R表示从roll轴到 F_{roll} 的着力点的距离矢量即无人飞行器的机臂长度。

[0061] 所述根据所述螺旋桨产生的拉力,以及所述无人飞行器的机臂长度,计算所述螺旋桨对所述无人飞行器的俯仰力矩和滚转力矩,包括:根据所述无人飞行器机头方向的螺旋桨产生的拉力、所述无人飞行器机尾方向的螺旋桨产生的拉力,以及所述无人飞行器的机臂长度,计算所述螺旋桨对所述无人飞行器的俯仰力矩;根据所述无人飞行器左边的螺旋桨产生的拉力、所述无人飞行器机右边的螺旋桨产生的拉力,以及所述无人飞行器的机臂长度,计算所述螺旋桨对所述无人飞行器的滚转力矩。

[0062] 根据图5可知,一种可能的情况是:当1号电机和3号电机的转速不同、2号电机和4号电机的转速相同时,1号螺旋桨产生的拉力和3号螺旋桨产生的拉力不同,2号螺旋桨产生的拉力和4号螺旋桨产生的拉力相同,1号螺旋桨对其电机底座的转动力矩和3号螺旋桨对其电机底座的转动力矩不能相互平衡,2号螺旋桨对其电机底座的转动力矩和4号螺旋桨对其电机底座的转动力矩相互平衡,导致无人飞行器以pitch轴为转动轴转动,若以无人飞行器抬头时机体坐标系的X轴与地平面之间的夹角为正的俯仰角,则 $F_{pitch}=F_1-F_3$,由于 $M_{pitch}=F_{pitch}*R$,则 $M_{pitch}=(F_1-F_3)*R$ 。

[0063] 根据图5可知,另一种可能的情况是:当1号电机和3号电机的转速相同、2号电机和4号电机的转速不同时,1号螺旋桨产生的拉力和3号螺旋桨产生的拉力相同,2号螺旋桨产生的拉力和4号螺旋桨产生的拉力不同,1号螺旋桨对其电机底座的转动力矩和3号螺旋桨对其电机底座的转动力矩相互平衡,2号螺旋桨对其电机底座的转动力矩和4号螺旋桨对其电机底座的转动力矩不能相互平衡,导致无人飞行器以roll轴为转动轴转动,若无人飞行器右侧低于左侧即无人飞行器向右倾斜时无人飞行器的对称面绕机体轴转过的角度为正的横滚角,则 $F_{roll}=F_2-F_4$,由于 $M_{roll}=F_{roll}*R$,则 $M_{roll}=(F_2-F_4)*R$ 。

[0064] 所述根据所述螺旋桨对电机底座的转动力矩,计算所述螺旋桨对所述无人飞行器的偏航力矩,包括:根据所述无人飞行器的顺时针转动的螺旋桨产生的转动力矩与逆时针转动的螺旋桨产生的转动力矩的合力矩,计算所述螺旋桨对所述无人飞行器的偏航力矩。

[0065] 根据图5可知,再一种可能的情况是:1号电机和3号电机的转速上升,2号电机和4号电机的转速下降,则1号螺旋桨和3号螺旋桨产生的拉力增大,2号螺旋桨和4号螺旋桨产生的拉力减小,1号螺旋桨和3号螺旋桨对电机底座的转动力矩大于2号螺旋桨和4号螺旋桨对电机底座的转动力矩,导致无人飞行器的机身将以yaw轴为转动轴转动,若无人飞行器以yaw轴为转动轴向左转动即从上往下看无人飞行器逆时针旋转时为偏航角的正方向,则 $M_{yaw}=M_1+M_3-M_2-M_4$ 。

[0066] 综上所述,俯仰力矩 $M_{pitch}=(F_1-F_3)*R$ 、滚转力矩 $M_{roll}=(F_2-F_4)*R$ 、偏航力矩 $M_{yaw}=M_1+M_3-M_2-M_4$,根据所述俯仰力矩、所述滚转力矩和所述偏航力矩,计算所述无人飞行器

的三轴角加速度,包括如下至少一种:

[0067] 第一种:根据所述俯仰力矩,计算所述俯仰角的角加速度;具体的,结合 $M_{pitch}=(F1-F3)*R$ 和上述公式(2)可得到如下公式(5):

$$[0068] \quad J*\beta_{pitch}=(F1-F3)*R \quad (5)$$

[0069] 其中,F1和F3可通过如图4所示的力学传感器34感测得到,具体的,1号电机和1号电机底座之间有一个力学传感器,该力学传感器用于感测F1;3号电机和3号电机底座之间有一个力学传感器,该力学传感器用于感测F3;J和R为常数,则通过公式(5)可求得俯仰角的角加速度 β_{pitch} 。

[0070] 第二种:根据所述滚转力矩,计算所述横滚角的角加速度;具体的,结合 $M_{roll}=(F2-F4)*R$ 和上述公式(3)可得到如下公式(6):

$$[0071] \quad J*\beta_{roll}=(F2-F4)*R \quad (6)$$

[0072] 其中,F2和F4可通过如图4所示的力学传感器34感测得到,具体的,2号电机和2号电机底座之间有一个力学传感器,该力学传感器用于感测F2;4号电机和4号电机底座之间有一个力学传感器,该力学传感器用于感测F4;J和R为常数,则通过公式(6)可求得横滚角的角加速度 β_{roll} 。

[0073] 第三种:根据所述偏航力矩,计算所述偏航角的角加速度;具体的,结合 $M_{yaw}=M1+M3-M2-M4$ 和上述公式(4)可得到如下公式(7):

$$[0074] \quad J*\beta_{yaw}=M1+M3-M2-M4 \quad (7)$$

[0075] 其中,M1、M3、M2、M4可通过如图4所示的力学传感器34感测得到,因此,通过公式(7)可求得偏航角的角加速度 β_{yaw} 。

[0076] 所述根据所述三轴角加速度,确定所述无人飞行器的姿态,包括:根据所述三轴角加速度,确定三轴角速度;其中,所述三轴角速度包括如下至少一种:所述俯仰角的角速度、所述横滚角的角速度以及所述偏航角的角速度;根据所述三轴角速度,确定所述无人飞行器的姿态。

[0077] 无人飞行器的姿态包括如下至少一种:俯仰角 θ_{pitch} 、横滚角 θ_{roll} 和偏航角 θ_{yaw} ,俯仰角 θ_{pitch} 和俯仰角的角加速度 β_{pitch} 之间的关系如公式(8)所示,横滚角 θ_{roll} 和横滚角的角加速度 β_{roll} 之间的关系如公式(9)所示,偏航角 θ_{yaw} 和偏航角的角加速度 β_{yaw} 之间的关系如公式(10)所示:

$$[0078] \quad \beta_{pitch} = \frac{d\omega_{pitch}}{dt} = \frac{d\left(\frac{d\theta_{pitch}}{dt}\right)}{dt} = \frac{d^2\theta_{pitch}}{dt^2} \quad (8)$$

$$[0079] \quad \beta_{roll} = \frac{d\omega_{roll}}{dt} = \frac{d\left(\frac{d\theta_{roll}}{dt}\right)}{dt} = \frac{d^2\theta_{roll}}{dt^2} \quad (9)$$

$$[0080] \quad \beta_{yaw} = \frac{d\omega_{yaw}}{dt} = \frac{d\left(\frac{d\theta_{yaw}}{dt}\right)}{dt} = \frac{d^2\theta_{yaw}}{dt^2} \quad (10)$$

[0081] 其中, ω_{pitch} 表示俯仰角的角速度, ω_{roll} 表示横滚角的角速度, ω_{yaw} 表示偏航角的角速度。因此,根据无人飞行器的三轴角加速度即 β_{pitch} 、 β_{roll} 和 β_{yaw} ,可确定出所述无人飞行器的姿态即 θ_{pitch} 、 θ_{roll} 和 θ_{yaw} 。例如,对 β_{pitch} 进行积分得到俯仰角的角速度 ω_{pitch} ,再对

ω_{pitch} 进行积分得到俯仰角 θ_{pitch} ;对 β_{roll} 进行积分得到横滚角的角速度 ω_{roll} ,再对 ω_{roll} 进行积分得到横滚角 θ_{roll} ;对 β_{yaw} 进行积分得到偏航角的角速度 ω_{yaw} ,再对 ω_{yaw} 进行积分得到偏航角 θ_{yaw} ,从而得到无人飞行器的姿态。

[0082] 综上所述,本实施例提供的无人飞行器姿态计算方法为无人飞行器的姿态估算提供了一种新的方法,该方法根据螺旋桨产生的拉力,以及螺旋桨对电机底座的转动力矩,即可确定无人飞行器的姿态,不同于现有技术中通过IMU检测无人飞行器的姿态的方式,因此,本实施例提供的无人飞行器姿态计算方法可以作为现有技术的替代方式,例如当IMU出现故障时,代替IMU确定无人飞行器的姿态,并将确定出的无人飞行器的姿态作为冗余备份,以使无人飞行器的飞行控制器在IMU出现故障的情况下依然能够根据无人飞行器的姿态对无人飞行器进行飞行控制。另外,本实施例提供的无人飞行器姿态计算方法还可以与现有技术中通过IMU检测无人飞行器姿态的方式进行融合,例如,单独通过IMU检测出的无人飞行器的姿态可能存在一定的误差,将根据螺旋桨产生的拉力和螺旋桨对电机底座的转动力矩,确定出的无人飞行器的姿态,以及通过IMU检测出的无人飞行器的姿态进行融合,可得到精度更高的无人飞行器的姿态。

[0083] 本实施例通过电机转动带动螺旋桨产生的拉力,以及螺旋桨对电机底座的转动力矩,确定无人飞行器的姿态,即不需要IMU也可检测出无人飞行器的姿态,当IMU出现故障无法检测出无人飞行器的姿态时,飞行控制器还可通过电机转动带动螺旋桨产生的拉力,以及螺旋桨对电机底座的转动力矩确定无人飞行器的姿态,进而对无人飞行器进行飞行控制,避免由于IMU故障而造成的坠机事故。

[0084] 本发明实施例提供一种无人飞行器姿态计算方法。在图2所示实施例的基础上,本实施例中的方法,可以包括:根据所述螺旋桨产生的拉力、所述无人飞行器的重力、以及所述无人飞行器在垂直方向上受到的空气阻力,计算所述无人飞行器在垂直方向上的速度和加速度。其中,所述无人飞行器在垂直方向上受到的空气阻力是根据所述无人飞行器在垂直方向上的速度确定的。

[0085] 本实施例以如图5所示的四旋翼无人飞行器为例,四个螺旋桨产生的拉力分别为 F_1 、 F_2 、 F_3 、 F_4 ,由于 F_1 、 F_2 、 F_3 、 F_4 的方向是向上的,无人飞行器的重力是向下的,当 F_1 、 F_2 、 F_3 、 F_4 的合力的大小等于无人飞行器的重力大小时,无人飞行器悬停在空中,当无人飞行器在垂直方向上运动时,无人飞行器在垂直方向上会受到空气阻力,空气阻力的方向与无人飞行器在垂直方向上的运动方向相反,例如,无人飞行器在垂直方向上向上飞行,则无人飞行器在垂直方向上受到的空气阻力向下,当无人飞行器在垂直方向上向下飞行时,无人飞行器在垂直方向上受到的空气阻力向上。如图6所示, F_1 、 F_2 、 F_3 、 F_4 的合力为 F , F 的方向向上,若无人飞行器60在垂直方向上向上飞行,且上升的速度为 v ,则无人飞行器60在垂直方向上受到向下的空气阻力 f ,若无人飞行器60在垂直方向上的加速度为 a ,则无人飞行器60在垂直方向上满足如下公式(11)(12)(13):

$$[0086] \quad ma = F_1 + F_2 + F_3 + F_4 - mg - f \quad (11)$$

$$[0087] \quad f = kv^2 \quad (12)$$

$$[0088] \quad a = \frac{dv}{dt} \quad (13)$$

[0089] 其中, m 表示无人飞行器的重量, g 表示无人飞行器所处地点的重力加速度, k 表示

阻力系数,无人飞行器在垂直方向上运动的速度越大,其受到的空气阻力越大,无人飞行器在垂直方向上的加速度 a 是无人飞行器在垂直方向上运动的速度变化量,同时 a 的大小能够反映出无人飞行器在垂直方向上运动的速度变化快慢。因此,根据上述公式(11)(12)(13)可计算得到无人飞行器在垂直方向上的速度 v 和加速度 a 。

[0090] 本实施例通过螺旋桨产生的拉力、无人飞行器的重力、以及无人飞行器在垂直方向上受到的空气阻力,计算无人飞行器在垂直方向上的速度和加速度,增加了对无人飞行器的检测功能,使得飞行控制器还可以根据无人飞行器在垂直方向上的速度和加速度,对无人飞行器进行飞行控制,增强了飞行控制器对无人飞行器的控制功能。

[0091] 本发明实施例提供一种飞行控制器。图7为本发明实施例提供的飞行控制器的结构图,如图7所示,飞行控制器70包括一个或多个处理器71,一个或多个处理器71单独或协同工作,一个或多个处理器71用于:获取电机转动带动螺旋桨产生的拉力,以及所述螺旋桨对电机底座的转动力矩;根据所述螺旋桨产生的拉力,以及所述螺旋桨对电机底座的转动力矩,确定所述无人飞行器的姿态。其中,所述无人飞行器的姿态包括如下至少一种:俯仰角、横滚角和偏航角。

[0092] 另外,飞行控制器70还包括力学传感器72,力学传感器72与处理器71通讯连接,用于感测电机转动时带动所述螺旋桨产生的拉力,以及所述螺旋桨对电机底座的转动力矩,并将感测到的所述螺旋桨产生的拉力,以及所述螺旋桨对电机底座的转动力矩传输给处理器71;力学传感器72位于所述电机和所述电机底座之间。具体的,该力学传感器为六轴力学传感器。

[0093] 可选的,处理器71根据所述螺旋桨产生的拉力,以及所述螺旋桨对电机底座的转动力矩,确定所述无人飞行器的姿态时,具体用于:根据所述螺旋桨产生的拉力,以及所述螺旋桨对电机底座的转动力矩,计算所述无人飞行器的三轴角加速度;其中,所述三轴角加速度包括如下至少一种:所述俯仰角的角加速度、所述横滚角的角加速度以及所述偏航角的角加速度;根据所述三轴角加速度,确定所述无人飞行器的姿态。其中,处理器71根据所述螺旋桨产生的拉力,以及所述螺旋桨对电机底座的转动力矩,计算所述无人飞行器的三轴角加速度时,具体用于:根据所述螺旋桨产生的拉力,以及所述无人飞行器的机臂长度,计算所述螺旋桨对所述无人飞行器的俯仰力矩和滚转力矩;根据所述螺旋桨对电机底座的转动力矩,计算所述螺旋桨对所述无人飞行器的偏航力矩;根据所述俯仰力矩、所述滚转力矩和所述偏航力矩,计算所述无人飞行器的三轴角加速度。

[0094] 可选的,该无人飞行器为多旋翼无人机。处理器71根据所述螺旋桨产生的拉力,以及所述无人飞行器的机臂长度,计算所述螺旋桨对所述无人飞行器的俯仰力矩和滚转力矩时,具体用于:根据所述无人飞行器机头方向的螺旋桨产生的拉力、所述无人飞行器机尾方向的螺旋桨产生的拉力,以及所述无人飞行器的机臂长度,计算所述螺旋桨对所述无人飞行器的俯仰力矩;根据所述无人飞行器左边的螺旋桨产生的拉力、所述无人飞行器机右边的螺旋桨产生的拉力,以及所述无人飞行器的机臂长度,计算所述螺旋桨对所述无人飞行器的滚转力矩。另外,处理器71根据所述螺旋桨对电机底座的转动力矩,计算所述螺旋桨对所述无人飞行器的偏航力矩时,具体用于:根据所述无人飞行器的顺时针转动的螺旋桨产生的转动力矩与逆时针转动的螺旋桨产生的转动力矩的合力矩,计算所述螺旋桨对所述无人飞行器的偏航力矩。

[0095] 可选的,处理器71根据所述俯仰力矩、所述滚转力矩和所述偏航力矩,计算所述无人飞行器的三轴角加速度时,具体用于如下至少一种:根据所述俯仰力矩,计算所述俯仰角的角加速度;根据所述滚转力矩,计算所述横滚角的角加速度;根据所述偏航力矩,计算所述偏航角的角加速度。

[0096] 可选的,处理器71根据所述三轴角加速度,确定所述无人飞行器的姿态时,具体用于:根据所述三轴角加速度,确定三轴角速度;其中,所述三轴角速度包括如下至少一种:所述俯仰角的角速度、所述横滚角的角速度以及所述偏航角的角速度;根据所述三轴角速度,确定所述无人飞行器的姿态。

[0097] 本发明实施例提供的飞行控制器的具体原理和实现方式均与图2所示实施例类似,此处不再赘述。

[0098] 本实施例通过电机转动带动螺旋桨产生的拉力,以及螺旋桨对电机底座的转动转矩,确定无人飞行器的姿态,即不需要IMU也可检测出无人飞行器的姿态,当IMU出现故障无法检测出无人飞行器的姿态时,飞行控制器还可通过电机转动带动螺旋桨产生的拉力,以及螺旋桨对电机底座的转动转矩确定无人飞行器的姿态,进而对无人飞行器进行飞行控制,避免由于IMU故障而造成的坠机事故。

[0099] 本发明实施例提供一种飞行控制器。在图7所示实施例提供的技术方案的基础上,处理器71还用于:根据所述螺旋桨产生的拉力、所述无人飞行器的重力、以及所述无人飞行器在垂直方向上受到的空气阻力,计算所述无人飞行器在垂直方向上的速度和加速度。其中,所述无人飞行器在垂直方向上受到的空气阻力是根据所述无人飞行器在垂直方向上的速度确定的。

[0100] 本发明实施例提供的飞行控制器的具体原理和实现方式均与图6所示实施例类似,此处不再赘述。

[0101] 本实施例通过螺旋桨产生的拉力、无人飞行器的重力、以及无人飞行器在垂直方向上受到的空气阻力,计算无人飞行器在垂直方向上的速度和加速度,增加了对无人飞行器的检测功能,使得飞行控制器还可以根据无人飞行器在垂直方向上的速度和加速度,对无人飞行器进行飞行控制,增强了飞行控制器对无人飞行器的控制功能。

[0102] 本发明实施例提供一种无人飞行器。图8为本发明实施例提供的无人飞行器的结构图,如图8所示,无人飞行器100包括:机身、动力系统和飞行控制器118,所述动力系统包括如下至少一种:电机107、螺旋桨106和电子调速器117,动力系统安装在所述机身,用于提供飞行动力;飞行控制器118与所述动力系统通讯连接,用于控制所述无人飞行器飞行。

[0103] 另外,如图8所示,无人飞行器100还包括:传感系统108、通信系统110、支撑设备102、拍摄设备104,其中,支撑设备102具体可以是云台,通信系统110具体可以包括接收机,接收机用于接收地面站112的天线114发送的无线信号,116表示接收机和天线114通信过程中产生的电磁波。

[0104] 在本实施例中,飞行控制器118具体原理和实现方式均与上述实施例一致,此处不再赘述。

[0105] 本实施例通过电机转动带动螺旋桨产生的拉力,以及螺旋桨对电机底座的转动转矩,确定无人飞行器的姿态,即不需要IMU也可检测出无人飞行器的姿态,当IMU出现故障无法检测出无人飞行器的姿态时,飞行控制器还可通过电机转动带动螺旋桨产生的拉力,以

及螺旋桨对电机底座的转动力矩确定无人飞行器的姿态,进而对无人飞行器进行飞行控制,避免由于IMU故障而造成的坠机事故。

[0106] 在本发明所提供的几个实施例中,应该理解到,所揭露的装置和方法,可以通过其它的方式实现。例如,以上所描述的装置实施例仅仅是示意性的,例如,所述单元的划分,仅仅为一种逻辑功能划分,实际实现时可以有另外的划分方式,例如多个单元或组件可以结合或者可以集成到另一个系统,或一些特征可以忽略,或不执行。另一点,所显示或讨论的相互之间的耦合或直接耦合或通信连接可以是通过一些接口,装置或单元的间接耦合或通信连接,可以是电性,机械或其它的形式。

[0107] 所述作为分离部件说明的单元可以是或者也可以不是物理上分开的,作为单元显示的部件可以是或者也可以不是物理单元,即可以位于一个地方,或者也可以分布到多个网络单元上。可以根据实际的需要选择其中的部分或者全部单元来实现本实施例方案的目的。

[0108] 另外,在本发明各个实施例中的各功能单元可以集成在一个处理单元中,也可以是各个单元单独物理存在,也可以两个或两个以上单元集成在一个单元中。上述集成的单元既可以采用硬件的形式实现,也可以采用硬件加软件功能单元的形式实现。

[0109] 上述以软件功能单元的形式实现的集成的单元,可以存储在一个计算机可读取存储介质中。上述软件功能单元存储在一个存储介质中,包括若干指令用以使得一台计算机设备(可以是个人计算机,服务器,或者网络设备等)或处理器(processor)执行本发明各个实施例所述方法的部分步骤。而前述的存储介质包括:U盘、移动硬盘、只读存储器(Read-Only Memory,ROM)、随机存取存储器(Random Access Memory,RAM)、磁碟或者光盘等各种可以存储程序代码的介质。

[0110] 本领域技术人员可以清楚地了解到,为描述的方便和简洁,仅以上述各功能模块的划分进行举例说明,实际应用中,可以根据需要而将上述功能分配由不同的功能模块完成,即将装置的内部结构划分成不同的功能模块,以完成以上描述的全部或者部分功能。上述描述的装置的具体工作过程,可以参考前述方法实施例中的对应过程,在此不再赘述。

[0111] 最后应说明的是:以上各实施例仅用以说明本发明的技术方案,而非对其限制;尽管参照前述各实施例对本发明进行了详细的说明,本领域的普通技术人员应当理解:其依然可以对前述各实施例所记载的技术方案进行修改,或者对其中部分或者全部技术特征进行等同替换;而这些修改或者替换,并不使相应技术方案的本质脱离本发明各实施例技术方案的范围。

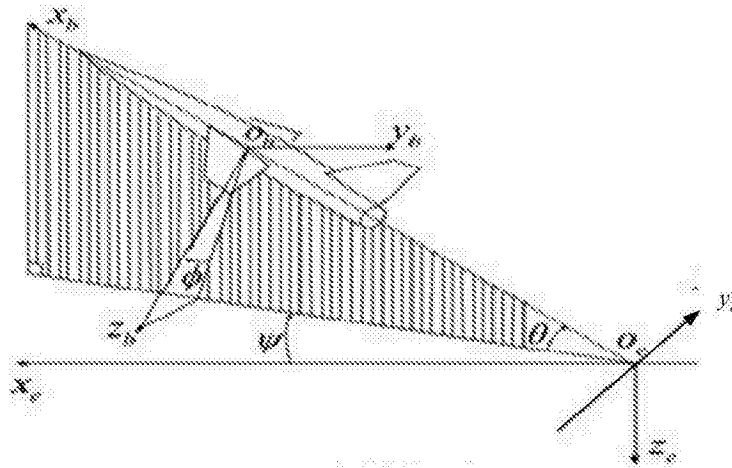


图1

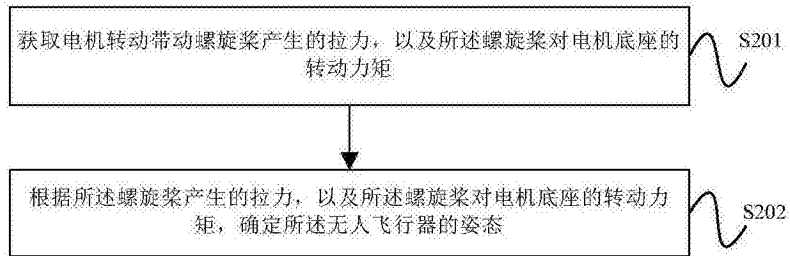


图2

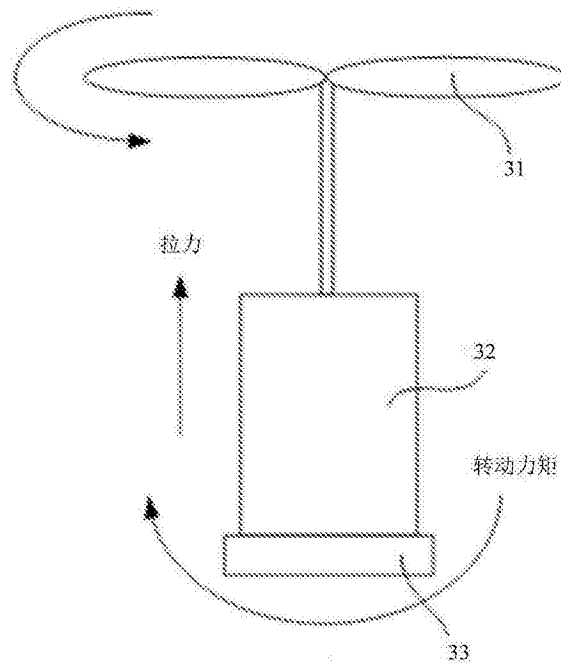


图3

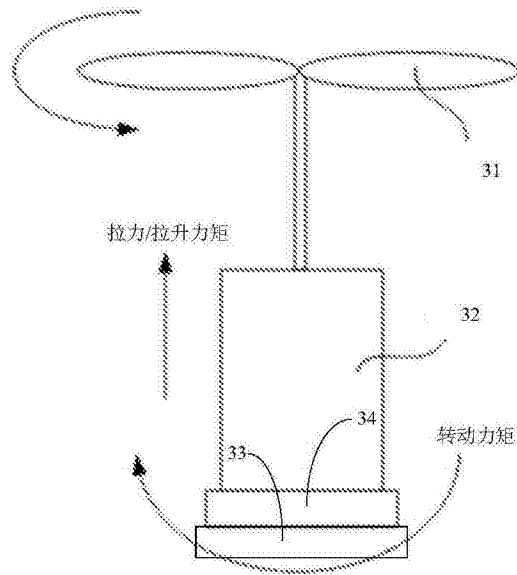


图4

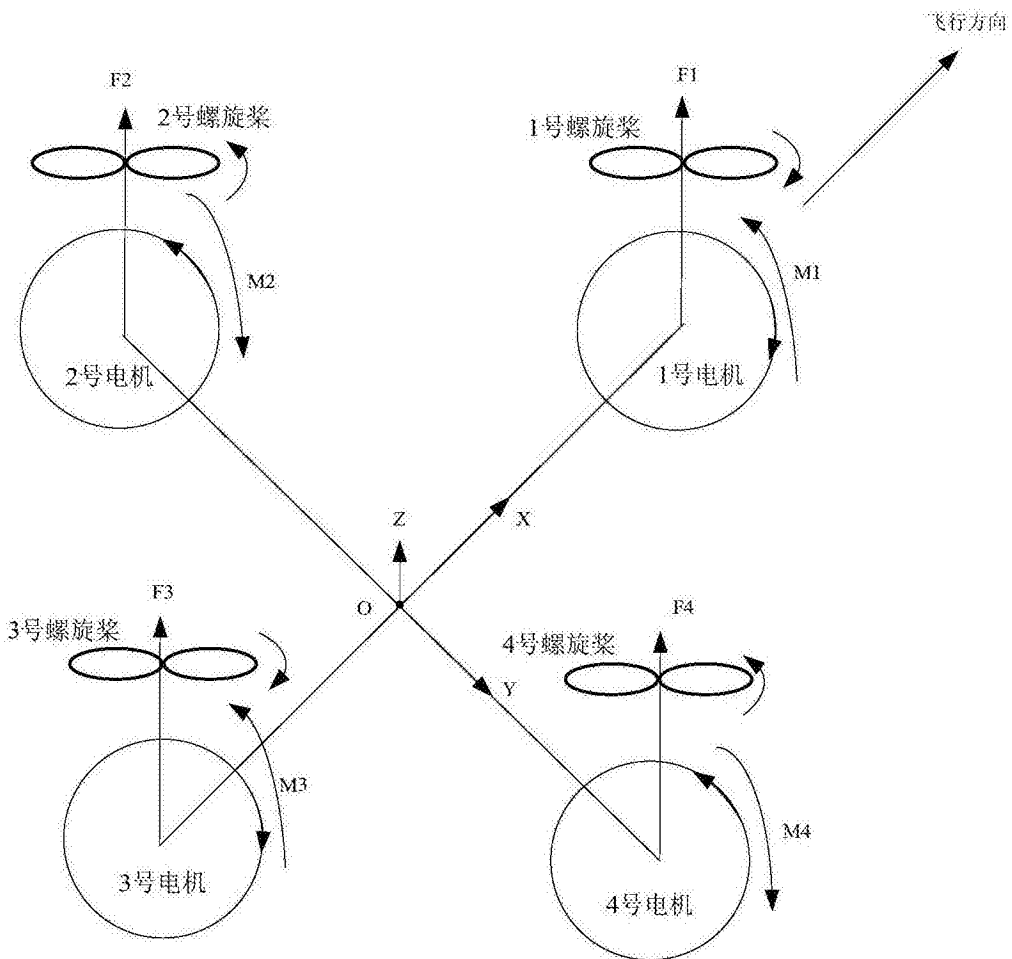


图5

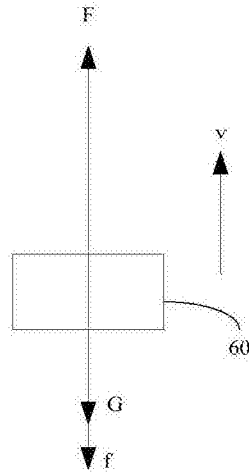


图6

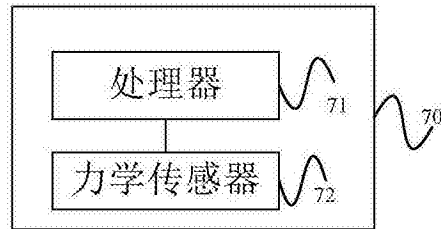


图7

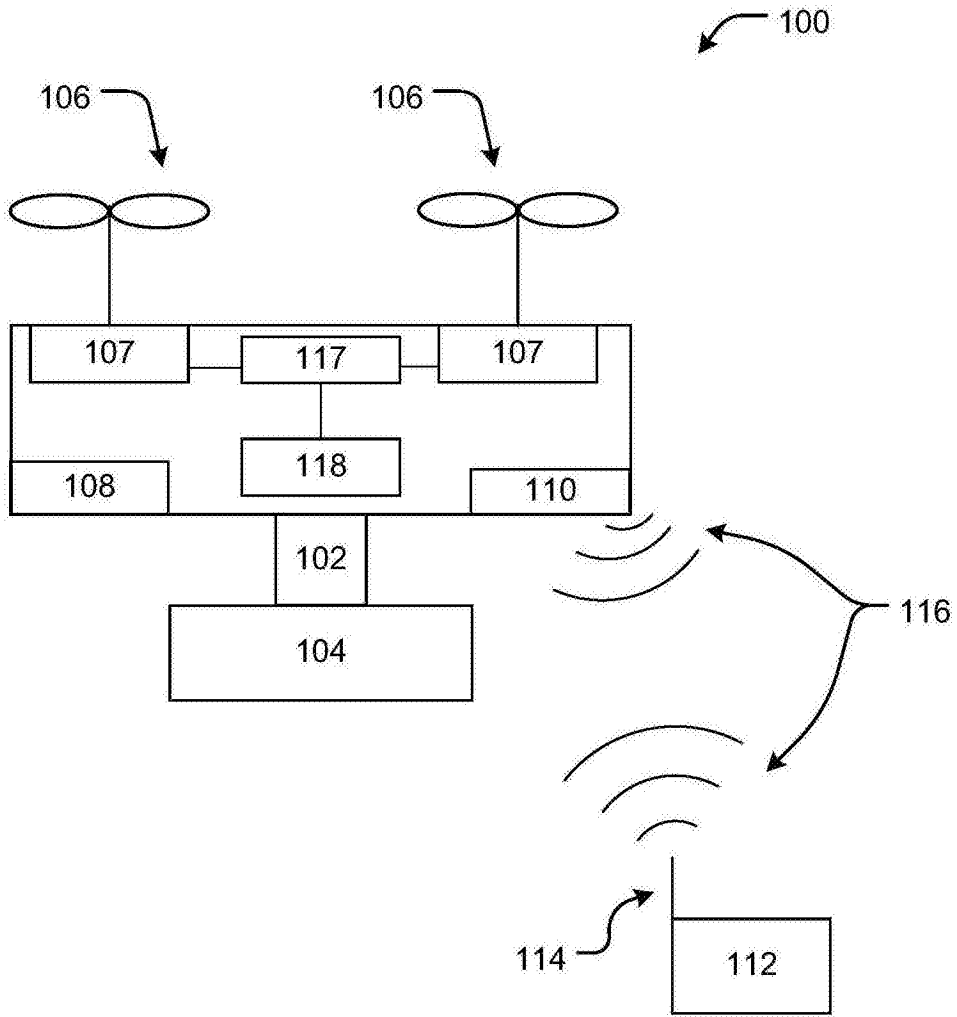


图8