



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 108516082 A

(43)申请公布日 2018.09.11

(21)申请号 201810222857.6

(51)Int.Cl.

(22)申请日 2014.06.05

B64C 27/08(2006.01)

G05D 1/08(2006.01)

(30)优先权数据

61/832876 2013.06.09 US

61/888930 2013.10.09 US

61/891479 2013.10.16 US

(62)分案原申请数据

201480033704.7 2014.06.05

(71)申请人 瑞士苏黎世联邦理工学院

地址 瑞士苏黎世

(72)发明人 M.W.米勒 S.鲁帕斯恩

R.德`安德烈 M.韦贝

(74)专利代理机构 中国专利代理(香港)有限公司

司 72001

代理人 王丽辉 李建新

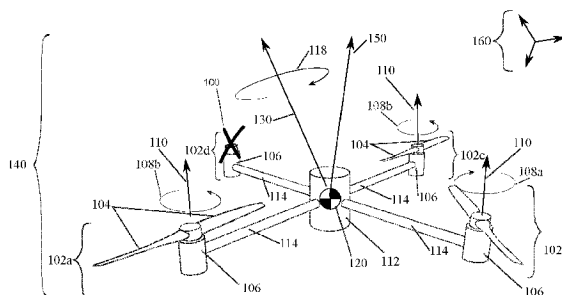
权利要求书3页 说明书26页 附图8页

(54)发明名称

遭遇影响效应器的故障的多旋翼器的受控飞行

(57)摘要

本发明涉及用于操作多旋翼器的方法,多旋翼器包括:本体;及至少四个效应器,其附接到本体,每个效应器配置成使其能够产生转矩和推力两者;及能够控制多旋翼器的飞行的控制单元;该方法包括以下步骤:使用控制单元来实施以下步骤:基于本体的主轴相对于预定参考系的取向,控制至少四个效应器中的一个或多个使至少四个效应器中的一个或多个效应器产生垂直于主轴的转矩,主轴是与由至少四个效应器中的一个或多个效应器相对于预定参考系在预定时间内所产生的推力的总和和对准的轴线,垂直于主轴的转矩引起多旋翼器移动,使主轴的取向收敛至相对于预定参考系的目标取向,及使至少四个效应器中的一个或多个效应器产生沿着主轴的推力。



1. 一种用于操作多旋翼器的方法,所述多旋翼器包括:

本体;以及

至少四个效应器,其附接到所述本体,每个效应器配置成使得其能够产生转矩和推力两者;以及

控制单元,所述控制单元能够控制所述多旋翼器的飞行;

所述方法包括以下步骤:

使用所述控制单元来实施以下步骤:

基于所述本体的主轴相对于预定参考系的取向,控制所述至少四个效应器中的一个或更多个使得所述至少四个效应器中的一个或更多个效应器产生垂直于所述主轴的转矩,其中,所述主轴是与由所述至少四个效应器中的所述一个或更多个效应器相对于所述预定参考系在预定时间内所产生的推力的总和对准的轴线,其中,垂直于所述主轴的转矩引起所述多旋翼器移动,使得所述主轴的取向收敛至相对于所述预定参考系的目标取向,以及使得所述至少四个效应器中的所述一个或更多个效应器产生沿着所述主轴的推力。

2. 根据权利要求1所述的方法,其中,所述多旋翼器在飞行时围绕所述主轴进行旋转,其中所述方法还包括下列步骤:使用所述控制单元来实施以下步骤:

如果故障发生在所述一个或更多个效应器的任意效应器中,其中所述故障影响由所述至少四个效应器中的任意一个或更多个效应器所产生的转矩和/或推力,则基于所述本体的所述主轴相对于所述预定参考系的取向和所述多旋翼器的角速度,控制无故障的一个或更多个效应器,

使得所述至少四个效应器中的所述无故障的一个或更多个效应器共同产生沿着所述主轴的转矩和垂直于所述主轴的转矩,其中沿着所述主轴的转矩使所述多旋翼器围绕所述主轴旋转,垂直于所述主轴的转矩引起所述多旋翼器移动,使得所述主轴的取向收敛至相对于所述预定参考系的目标取向,以及

使得所述至少四个效应器中的所述无故障的一个或更多个效应器共同产生沿着所述主轴的推力。

3. 根据权利要求1或2所述的方法,其中,所述方法还包括下列步骤:使用所述控制单元来实施以下步骤:

如果在所述一个或更多个效应器的任意效应器中没有故障,其中,所述故障影响由所述至少四个效应器中的任意一个或更多个效应器所产生的转矩和/或推力,则基于所述本体的所述主轴相对于所述预定参考系的取向和所述多旋翼器的角速度,控制所述至少四个效应器,

使得所述至少四个效应器共同产生垂直于所述主轴的转矩,其中垂直于所述主轴的转矩引起所述多旋翼器移动,使得所述主轴的取向收敛至相对于所述预定参考系的目标取向,以及

使得所述至少四个效应器共同产生沿着所述主轴的推力。

4. 根据权利要求1-3中任一项所述的方法,其中,所述方法还包括下列步骤:使用所述控制单元来实施以下步骤:

计算所述本体的主轴相对于预定参考系的取向的估计值;以及

计算所述多旋翼器的角速度的估计值;

以及其中,基于所述本体的所述主轴相对于所述预定参考系的取向以及基于所述多旋翼器的角速度,控制所述至少四个效应器中的一个或更多个效应器,使得所述至少四个效应器中的一个或更多个效应器产生垂直于所述主轴的转矩,其中垂直于所述主轴的转矩引起所述多旋翼器移动,使得所述主轴的取向收敛至相对于所述预定参考系的目标取向,以及使得所述至少四个效应器中的一个或更多个产生沿着所述主轴的推力的步骤包括:

基于所述本体的所述主轴相对于所述预定参考系的取向的所述估计值以及基于所述多旋翼器的角速度的所述估计值,控制所述至少四个效应器中的一个或更多个效应器,使得所述至少四个效应器中的一个或更多个效应器产生垂直于所述主轴的转矩,其中垂直于所述主轴的转矩引起所述多旋翼器移动,使得所述主轴的取向收敛至相对于所述预定参考系的目标取向,以及使得所述至少四个效应器中的一个或更多个效应器产生沿着所述主轴的推力。

5. 根据权利要求中1-3中任一项所述的方法,其中,所述多旋翼器还包括评价单元,以及其中,所述多旋翼器在飞行时围绕所述主轴进行旋转,其中,所述方法还包括下列步骤:

使用评价单元识别故障,其中所述故障影响由效应器产生的转矩和/或推力;

响应于识别故障,基于所述本体的所述主轴相对于所述预定参考系的取向以及基于所述多旋翼器的角速度,使用控制单元控制所述至少四个效应器中的无故障的一个或更多个效应器,使得所述至少四个效应器中的无故障的一个或更多个效应器产生沿着所述主轴的转矩和垂直于所述主轴的转矩,其中,沿着所述主轴的转矩使所述多旋翼器围绕所述主轴旋转,以及垂直于所述主轴的转矩引起所述多旋翼器移动,使得所述主轴的取向收敛至相对于所述预定参考系的目标取向,以及使得所述至少四个效应器中的无故障的一个或更多个效应器产生沿着所述主轴的推力。

6. 根据权利要求5所述的方法,其中使用评价单元识别故障的步骤包括:

基于表示所述多旋翼器的运动的数据,使用所述评价单元识别故障。

7. 根据权利要求2或5所述的方法,其中,沿着所述主轴的所述转矩引起所述多旋翼器以大于0.5转/秒的速度围绕所述主轴旋转。

8. 根据前述权利要求中任一项所述的方法,其还包括下列步骤:

限定目标推力量值,以及其中,

基于所述本体的所述主轴相对于所述预定参考系的取向以及基于所述多旋翼器的角速度,控制所述至少四个效应器中的一个或更多个效应器的所述步骤包括:控制所述一个或更多个效应器,使得由所述一个或更多个效应器单独产生的沿着所述主轴的所述推力中的每个的总和在预定时间周期内所平均的量值等于所述目标推力量值。

9. 根据前述权利要求中任一项所述的方法,其还包括下列步骤:

限定目标高度位置,以及其中,

基于所述本体的所述主轴相对于所述预定参考系的取向以及基于所述多旋翼器的角速度,控制所述至少四个效应器中的一个或更多个效应器的所述步骤包括:控制所述一个或更多个效应器,使得由所述至少四个效应器中的所述一个或更多个效应器所产生的沿着所述主轴的推力使所述多旋翼器的高度位置收敛至所述目标高度位置。

10. 根据前述权利要求中任一项所述的方法,其中,所述多旋翼器是四旋翼器。

11. 一种用于操作在飞行期间遭遇故障的多旋翼器的方法,所述多旋翼器包括:

本体；

至少四个效应器，其附接到所述本体，每个效应器配置成使得其能够产生转矩和推力两者，

所述方法包括下列步骤：

使用评价单元识别故障，其中所述故障使得由所述至少四个效应器中的任何一个或更多个效应器所产生的转矩和/或推力减小；

响应于对所述故障的识别，

计算所述本体的主轴相对于预定参考系的取向的估计值，其中，所述主轴是与由所述至少四个效应器中的所述一个或更多个效应器相对于所述预定参考系在预定时间内所产生的推力的总和对准的轴线；

计算所述多旋翼器的角速度的估计值；

使用所述评价单元，确定由所述至少四个效应器中的一个或更多个效应器所产生的转矩和/或推力的减小；

基于转矩和/或推力的所确定的减小、所述本体的主轴相对于预定参考系的取向的经计算的估计值以及所述多旋翼器的角速度的经计算的估计值，使用控制单元控制所述至少四个效应器中的一个或更多个效应器，

使得所述至少四个效应器中的所述一个或更多个效应器共同产生沿着所述主轴的转矩和垂直于所述主轴的转矩，其中沿着所述主轴的转矩使所述多旋翼器围绕所述主轴旋转，以及垂直于所述主轴的转矩引起所述多旋翼器移动，使得所述主轴的取向收敛至相对于所述预定参考系的目标取向，以及

使得所述至少四个效应器中的所述一个或更多个效应器共同产生沿着所述主轴的推力。

12. 根据权利要求11所述的方法，其中，使用评价单元识别故障的步骤包括：

基于表示所述多旋翼器的运动的数据，使用所述评价单元识别故障。

13. 根据权利要求11或12所述的方法，其中，使用评价单元识别故障的步骤包括：

沿着所述主轴的所述转矩引起所述多旋翼器以大于0.5转/秒的速度围绕所述主轴旋转。

遭遇影响效应器的故障的多旋翼器的受控飞行

技术领域

[0001] 本发明涉及对遭遇影响效应器的故障的多旋翼器的控制。特别地,本发明涉及用于受控飞行的新型方案,其通过使多旋翼器旋转并且应用新型控制方法来实现对多旋翼器的平移运动控制,从而允许在传统的具有悬停能力的飞行器中在效应器故障的情况下将本发明用作故障安全控制机构,所述飞行器装备有多个刚性附接的定距螺旋桨(“多旋翼器”)。

发明内容

[0002] 根据本发明,用于控制多旋翼器的先前方法的局限性已明显减小或消除。特别地,其提供用于具有仅有一个功能效应器的交通工具的飞行器控制方案。另外,其提供改进的系统和方法,用于在发生影响一个或更多个效应器的故障的情况下控制飞行器。

[0003] 本发明的一些实施例的技术优点可允许改进或简化现有多旋翼器的设计。例如,比起当前系统(例如,依赖效应器冗余度(例如,六旋翼器和八旋翼器)或依赖效应器的外罩(例如,护罩、涵道风扇)或依赖安全备用降落伞的那些系统),多旋翼器可需要更小的质量且面临更少的设计约束和固有局限性。

[0004] 本发明的一些实施例的技术优点可允许增加现有多旋翼器的安全性和可靠性。例如,本发明可允许最小化或消除此类交通工具中由碰撞、机械或电力故障、电子失灵、操作员失误或不利环境条件(例如,风或湍流)所引起的内在风险。本发明还可通过允许性能的逐渐降级而不是完全失去控制的灾难性故障来减轻故障、失灵、操作员失误等等的的影响。

[0005] 本发明的一些实施例的其它技术优点可通过提高多旋翼器的可靠性和安全性、通过允许其用在更广泛的多种操作条件和环境中或通过允许使目前由有经验的人类飞行员对载人和无人两种飞行器执行的一些任务的部分或完全的自动化来允许针对新的应用使用多旋翼器。对人类飞行员的需求严重地限制了在许多应用中多旋翼器的成本有效性、可能的操作条件和飞行续航能力。例如,即便是有经验的人类飞行员仍无法保证在许多真实世界操作条件(包括风和湍流)中的安全且有效的控制。

[0006] 本发明的一些实施例的另外其它技术优点可允许根据在多种背景下根据多种应用的特定需求来进行定制。示例应用包括:民用基础设施的检测和监控,其可能需要进行危险性或重复性的任务;工业或公共服务应用(例如,工业地点的监督和监控、摄影测绘、勘测);专业航空摄影或电影摄影;通过航空来运输或输送货物;或玩具,例如小型飞行器;包括根据音乐和灯光设定的舞蹈艺术的舞台演出,或需要与戏剧演员互动的戏剧演出;用于社区的业余爱好者平台(例如,自制无人机组(DIY Drones));积极研究飞行平台或将飞行平台用作其课程的一部分的团体的研究平台;具有一些例如在极端条件(天气、照明条件、污染)下的可生存性、能源自治、可检测性或操作等要求的军事用途。特别地,一些技术优点允许本发明装备有广泛范围的传感器。例如,红外线传感器允许进行用于检测果园里成片的干土地或用于农作物监控的实施例。

[0007] 根据本发明的第一方面,提供用于操作在飞行期间遭遇故障的多旋翼器的方法,

所述多旋翼器包括本体以及附接到本体的至少四个效应器,每个效应器可操作来产生转矩和推力两者,这两者能够使多旋翼器在没有遭遇所述故障时进行飞行。所述方法可包括识别故障的步骤,其中,所述故障影响由效应器产生的转矩和/或推力,并且响应于故障的识别来实施以下步骤:(1)计算所述本体的主轴相对于预定参考系的取向的估计值,其中,所述主轴是所述多旋翼器在飞行时旋转所围绕的轴线;(2)计算所述多旋翼器的角速度的估计值;(3)基于所述本体的主轴相对于所述预定参考系的取向的所述估计值以及多旋翼器的角速度的所述估计值来控制所述至少四个效应器中的一个或更多个。可执行控制所述至少四个效应器中的一个或更多个的步骤,使得(a)所述一个或更多个效应器共同产生沿着所述主轴的转矩和垂直于所述主轴的转矩,其中,(i)沿着所述主轴的转矩使所述多旋翼器围绕所述主轴旋转,以及(ii)垂直于所述主轴的转矩引起所述多旋翼器移动,使得所述主轴的取向收敛至相对于所述预定参考系的目标取向,以及(b)使得所述一个或更多个效应器单独产生沿着所述主轴的推力。

[0008] 转矩是围绕多旋翼器质心的转矩。

[0009] 优选地,角速度是多旋翼器相对于惯性系旋转的速度。

[0010] 优选地,基于所述本体的主轴相对于预定参考系的取向的所述估计值以及多旋翼器的角速度的所述估计值来控制所述至少四个效应器中的一个或更多个的步骤包括:控制至少四个效应器中不受故障影响的所述其它效应器。

[0011] 优选地,转矩和推力是非零转矩和非零推力。

[0012] 优选地,由每个效应器产生的转矩和推力不可避免地且内在地联系在一起。

[0013] 优选地,转矩分量能够是由于在距多旋翼器质心一段距离处作用的效应器推力。转矩的额外的分量能够来自于由效应器自身产生的转矩力偶,例如,由于对旋转的螺旋桨的气动效应。

[0014] 在本发明中,主轴无需与多旋翼器本体的惯性主轴相同。

[0015] 优选地,主旋转能够至少主要由不受故障影响的其余效应器产生。具体地,由沿着主轴作用的转矩分量产生。

[0016] 优选地,能够自由选择相对于预定参考系的目标取向,且能够既获得又维持所述目标取向。

[0017] 更具体地,相对于预定参考系的目标取向能够看作主轴和重力方向或惯性系中的垂直方向之间的目标取向角度。

[0018] 优选地,在运行时,能够优选地从目标取向的范围或指定列表来自由选择目标取向。

[0019] 虽然原则上没有限制,但典型目标取向将在从与重力相反的方向的0度到75度的范围中,或更确切地在0度到45度的范围中。

[0020] 目标取向的方位角方向能够是0度到360度范围中的任何值。

[0021] 效应器故障能够具体地意味着效应器产生推力的能力的明显减小。

[0022] 此类故障能够通常意味着效应器将产生推力的能力保持在其产生推力的初始能力的0%与50%之间。

[0023] 更具体地,其能够在产生推力的初始能力的0%与10%之间。

[0024] 故障会由多种因素引起,包括效应器从多旋翼器的机械解耦。

[0025] 在发生故障之后一些效应器不再能够产生任何推力的情况下,则产生沿着主轴的推力的效应器能够是不受故障影响的全部效应器(例如,如果故障是马达衰退,则马达未衰退的所有效应器将产生沿着主轴的推力)。

[0026] 所述方法可进一步包括控制所述至少四个效应器中的一个或更多的步骤,其基于(a)所述本体的主轴相对于预定参考系的取向的所述估计值,以及(b)多旋翼器的角速度的所述估计值,使得当所述主轴的取向已收敛至所述目标取向时,由无故障的所述一个或更多个效应器中的每个所产生的沿着所述主轴的所述推力是由无故障的所述一个或更多个效应器共同产生的推力的至少20%或30%。

[0027] 所述方法可进一步包括识别影响效应器产生转矩和/或推力的故障的步骤,其中故障使由所述效应器中的至少一个产生的转矩和/或推力减小超过20%、50%或80%的量,或其中,故障引起所述效应器中的至少一个的转矩和/或推力完全损失。

[0028] 能够使用很多种方法来检测故障,包括由人进行监控;间接检测,例如使用自动化方法来监控测量数据,例如多旋翼器的基于模型的机载或非机载观测器,或使用滑动模式观测器、基于投票的算法、对等空间法或参数识别;对故障的直接检测,例如,通过监控多旋翼器马达的旋转速度,或通过监控多旋翼器马达引起的电流量;以及其它方法。

[0029] 在本发明中,此外,沿着所述主轴的转矩能够使所述多旋翼器以大于0.5转/秒的速度围绕所述主轴旋转。

[0030] 在本发明中,此外,沿着所述主轴的转矩能够使所述多旋翼器以大于1转/秒的速度围绕所述主轴旋转。

[0031] 优选地,当主轴的取向已收敛至目标取向时,沿着所述主轴的转矩能够使所述多旋翼器连续地旋转。

[0032] 优选地,所述0.5或1转/秒是预定时间间隔期间的平均旋转速度。

[0033] 优选地,目标力是其余的无故障效应器的力的总和。

[0034] 所述方法可进一步包括限定对于所述多旋翼器的目标加速度的步骤。优选地,所述目标加速度用来计算对于所述多旋翼器的所述主轴的所述目标取向。优选地,所述方法额外地包括控制所述至少四个效应器中的一个或更多的步骤,且优选地额外包括控制所述一个或更多个效应器的步骤,使得由所述一个或更多个效应器共同产生的推力使所述多旋翼器以所述目标加速度加速。

[0035] 所述方法可进一步包括以下步骤:使用以下方程,使用所述多旋翼器的所述目标加速度来计算所述主轴的所述目标取向

$$\hat{n} = \frac{(a - g)}{\|a - g\|}$$

其中,向量 a 表示所述目标加速度,且向量 g 表示重力加速度,且向量 \hat{n} 表示所述目标取向,且 $\| \cdot \|$ 表示向量的欧几里德范数。换言之,能够将所述主轴的目标取向计算成,在等于所述目标加速度的向量与重力加速度的向量之间的差值除以该差值的欧几里德范数。

[0036] 所述方法可进一步包括限定目标推力量值的步骤。优选地,基于所述本体的主轴相对于预定参考系的取向的所述估计值以及多旋翼器的角速度的所述估计值,控制所述至少四个效应器中的一个或更多的所述步骤包括控制所述一个或更多个效应器,使得由所

述一个或更多个效应器单独产生的沿着所述主轴的所述推力中的每个的总和的量值等于所述目标推力量值。

[0037] 在本发明中,所述方法可进一步包括限定目标推力量值的步骤。优选地,基于所述本体的主轴相对于预定参考系的取向的所述估计值以及多旋翼器的角速度的所述估计值,控制所述至少四个效应器中的一个或更多个的所述步骤包括控制所述一个或更多个效应器,使得由所述一个或更多个效应器单独产生的沿着所述主轴的所述推力中的每个的总和在预定时间周期内所平均的量值等于所述目标推力量值。

[0038] 在本发明中,所述方法可进一步包括控制所述至少四个效应器中的一个或更多个的步骤,优选地包括以下步骤:当所述主轴的取向已收敛至所述目标取向时,控制所述至少四个效应器中的所述一个或更多个中的每个以各自贡献至少目标推力量值的20%。

[0039] 在本发明中,所述方法可进一步包括使用所述多旋翼器的所述目标加速度来计算所述目标推力量值的步骤,优选地包括以下步骤:限定所述目标加速度;将所述目标推力量值计算为

$$f_{des} = m \|a - g\|$$

其中, f_{des} 表示目标推力量值, $\|\cdot\|$ 表示向量的欧几里德范数, a 表示所述目标加速度, g 表示由于重力产生的加速度,且 m 表示所述多旋翼器的质量。换言之,能够将目标推力量值计算成,所述多旋翼器的质量乘以等于所述目标加速度的向量与重力加速度的向量之间的差值的欧几里德范数。

[0040] 所述控制加速度可(例如)允许控制在发生严重故障之后多旋翼器与地面碰撞的方向,此严重故障不再允许效应器产生足够推力来使多旋翼器保持在空中飞行。

[0041] 在本发明中,所述方法可进一步包括以下步骤:限定所述多旋翼器的目标平移速度;限定所述多旋翼器的目标位置;估计所述多旋翼器的当前平移速度;估计所述多旋翼器的当前位置;以及使用所述多旋翼器的所述目标平移速度、所述目标位置、所述当前平移速度和所述当前位置中的至少一个来计算所述目标加速度。

[0042] 优选地,所述方法使用当前平移速度来计算所述目标加速度。

[0043] 优选地,所述方法使用当前位置来计算所述目标加速度。

[0044] 优选地,所述方法使用所述多旋翼器的所述目标平移速度、所述目标位置、所述当前平移速度和所述当前位置中的全部来计算所述目标加速度。

[0045] 能够如何使用这些估计值的优选方法将介绍如下。假设 v_{des} 和 p_{des} 分别表示多旋翼器的目标速度和目标位置,且假设 v 和 p 分别表示多旋翼器的当前速度和当前位置的估计值,且将目标加速度定义为 a_{des} 。如果多旋翼器追踪此目标加速度,则在选择如下目标加速度的情况下,多旋翼器的位置和速度将收敛至目标:

$$a_{des} + 2\zeta\omega_n(v - v_{des}) + \omega_n^2(p - p_{des}),$$

其中,参数 ζ 表示阻尼比,且 ω_n 表示固有频率, ζ 和 ω_n 两者是设计参数。典型的选择将是类似于 $\zeta = 0.7$ 且 $\omega_n = 2\text{rad/s}$ 的值。应注意到,上述方程仅仅是用于根据当前位置和当前速度以及目标位置和目标速度来参数化目标加速度的一种方法,考虑到本发明的益处,许多其它方法对于本领域技术人员将是显而易见的。

[0046] 所述控制速度可(例如)当在发生严重故障之后与地面碰撞时使多旋翼器的能量

最小化,此严重故障不再允许效应器产生足够推力来使多旋翼器保持在空中飞行。

[0047] 例如,通过使目标位置不变并且使多旋翼器移动到这个位置(例如,通过控制其加速度),多旋翼器能够处于悬停状态,其中‘悬停’此处用来意指大致保持在空间中的一点处。

[0048] 优选地,多旋翼器是四旋翼器。在本申请中,四旋翼器意指具有四个效应器的多旋翼器,其中,所述效应器中的每个:

- 刚性地附接至多旋翼器的本体;
- 装备有定距螺旋桨叶片,其旋翼桨距不随着叶片旋转而变化;
- 可操作来产生转矩和推力两者;以及
- 经结构化和布置以有助于产生能够使多旋翼器飞行的推力。

[0049] 在本发明中,此外,所述一个或更多个效应器中的每个能够单独产生沿着所述主轴具有非零分量的转矩。

[0050] 在本发明中,此外,所述控制可包括控制所述至少四个效应器中的一个或更多个中的每个的多个变量中的单个变量,其中,所述多个变量包括以下中的至少一个:

- 旋转速度;
- 电压;
- 电流;
- 燃料流;
- 马达转矩;
- 质量流;
- 功率。

[0051] 优选地,单个变量是标量值(例如,量值)而不是向量。此外,单个变量也能够被视为信号(例如,效应器控制信号)。

[0052] 优选地,单个变量同时设定推力和转矩两者。

[0053] 优选地,为了使主轴的取向收敛至目标取向并且当多旋翼器围绕主轴正在进行旋转时,多旋翼器本体能够围绕转动轴线(优选地相对于主轴以非零角度)转动。根据控制刚性本体的角速度变化的运动的欧拉方程,能够优选地利用旋转的两个分量的效应来产生线性地独立于主要旋转以及围绕转动轴线的旋转的角加速度(以及由此速度)。

[0054] 因此,即使效应器不能在垂直于主轴的方向上产生足够转矩,本发明仍允许利用姿态动力学中固有的此耦合效应来实现全姿态控制。这对于仅具有一个或两个无故障效应器的多旋翼器的情况而言是尤其相关且有用的。

[0055] 在本发明中,姿态控制意指使用控制单元来控制所述多旋翼器的主轴的取向。

[0056] 对于螺旋桨而言,存在转矩力偶,所述转矩力偶由于空气抵制螺旋桨叶片的运动而产生与螺旋桨运动相反的转矩。这能够有助于产生在主轴方向上的转矩分量。

[0057] 在本发明中,此外,所述控制可包括控制所述至少四个效应器中的最多三个。

[0058] 在本发明中,此外,所述控制可包括控制所述至少四个效应器中的最多两个。

[0059] 在本发明中,此外,所述控制可包括控制所述至少四个效应器中的最多一个。

[0060] 根据本发明的另外的方面,提供了多旋翼器,其包括:(A)本体;(B)附接到本体的至少四个效应器,每个效应器可操作来产生转矩和推力两者,这两者能够使多旋翼器在没

有遭遇故障时进行飞行；以及飞行模块，其如此配置以使得其能够实施用于操作在飞行期间遭遇故障的所述多旋翼器的方法。所述方法可包括识别故障的步骤，其中，所述故障影响由效应器所产生的转矩和/或推力，并且响应于故障的识别来实施以下步骤：(1) 计算所述本体的主轴相对于预定参考系的取向的估计值，其中，所述主轴是所述多旋翼器在飞行时旋转所围绕的轴线；(2) 计算所述多旋翼器的角速度的估计值；(3) 基于所述本体的主轴相对于所述预定参考系的取向的所述估计值以及多旋翼器的角速度的所述估计值来控制所述至少四个效应器中的一个或更多个。可如此执行控制所述至少四个效应器中的一个或更多个的步骤，使得 (a) 所述一个或更多个效应器共同产生沿着所述主轴的转矩和垂直于所述主轴的转矩，其中，(i) 沿着所述主轴的转矩使所述多旋翼器围绕所述主轴旋转，以及 (ii) 垂直于所述主轴的转矩使所述多旋翼器如此运动，以使得所述主轴的取向相对于所述预定参考系收敛至目标取向，以及 (b) 使得所述一个或更多个效应器单独产生沿着所述主轴的推力。

[0061] 优选地，多旋翼器的飞行模块包括：(1) 输入单元，其用于从传感器和/或用户接收数据；(2) 传感单元，其用于感测所述多旋翼器的运动和/或所述效应器中的至少一个的操作；(3) 评价单元，其可操作地连接到所述传感和/或输入单元，以用于识别影响所述效应器中的一个产生转矩和/或推力的故障；以及(4) 控制单元。优选地，控制单元配置成可操作地连接到所述评价单元，且配置来：

- 计算所述本体的主轴相对于预定参考系的取向的估计值，其中，所述主轴是所述多旋翼器当在所述控制单元的控制下飞行时旋转所围绕的轴线；以及

- 将控制信号发送到所述效应器中的一个或更多个，使得 (a) 所述一个或更多个效应器共同产生沿着所述主轴的转矩和垂直于所述主轴的转矩，其中，(i) 沿着所述主轴的转矩使所述多旋翼器围绕所述主轴旋转，以及 (ii) 垂直于所述主轴的转矩使所述多旋翼器如此移动，使得所述主轴的取向相对于所述预定参考系收敛至目标取向，以及 (b) 所述至少四个效应器中的所述一个或更多个中的每个单独产生沿着所述主轴的推力。

[0062] 所述评价单元可配置成提供表示所述多旋翼器的运动的数据，并且可操作地连接到所述控制单元以提供所述数据，且所述控制单元可配置成基于所述评价单元的所述结果来执行对所述一个或更多个效应器的控制。

[0063] 可根据表示所述多旋翼器的运动的数据和表示所述多旋翼器的物理特征的数据来执行对主轴的所述计算。

[0064] 优选地，表示多旋翼器的运动的所述数据包括以下各项中的至少一个：所述多旋翼器的取向、所述多旋翼器的角速度、所述多旋翼器的所述效应器的操作状态、所述多旋翼器的加速度、所述多旋翼器的平移速度或所述多旋翼器的位置。优选地，表示所述多旋翼器的物理特征的所述数据包括以下各项中的至少一个：转动惯量、质量、尺寸、气动性质或效应器性质。表示物理特征的所述数据优选地存储在存储器单元上。所述计算优选地在微控制器上实施。

[0065] 优选地，所述控制单元能够配置来控制不受所述故障影响的所述一个或更多个效应器，使得当所述主轴的取向已收敛时，所述一个或更多个效应器中的每个贡献由所述一个或更多个效应器共同产生的推力的至少20%。优选地，这些一个或更多个效应器是不受所述故障影响的效应器。

[0066] 优选地,所述控制单元可配置来控制不受所述故障影响的所述一个或更多个效应器,使得当所述主轴的取向已收敛时,每个效应器贡献由所述一个或更多个效应器共同产生的推力的至少30%。优选地,这些一个或更多个效应器是不受所述故障影响的效应器。

[0067] 优选地,评价单元可操作用于识别故障,其中,所述故障使由所述效应器中的至少一个所产生的转矩和/或推力减小大于20%的量。

[0068] 优选地,评价单元可操作用于识别故障,其中,所述故障使由所述效应器中的至少一个所产生的转矩和/或推力减小大于50%的量。

[0069] 优选地,评价单元可操作用于识别故障,其中,所述故障使由所述效应器中的至少一个所产生的转矩和/或推力减小大于80%的量。

[0070] 优选地,评价单元可操作用于识别故障,其中,所述故障使由所述效应器中的至少一个所产生的转矩和/或推力完全丧失。

[0071] 优选地,评价单元使用微处理器。

[0072] 优选地,评价单元基于以下各项中来识别故障:表示(a)效应器的多个变量中的一个或更多个变量中至少一个的数据,其中,效应器的多个变量包括旋转速度、电压、电流、燃料流、马达转矩、质量流、功率中的至少一个;或(b)表示所述多旋翼器的运动的数据,包括所述多旋翼器的取向、所述多旋翼器的角速度、所述多旋翼器的所述效应器的操作状态、所述多旋翼器的加速度、所述多旋翼器的平移速度或所述多旋翼器的位置。

[0073] 所述控制单元可进一步如此配置,使得其能够如此控制所述效应器中的至少一个,从而使得所述一个或更多个效应器可共同产生沿着所述主轴的转矩,以使所述多旋翼器以大于0.5转/秒的速度围绕所述主轴旋转。

[0074] 优选地,所述控制单元如此配置,使得其能够如此控制所述效应器中的至少一个,从而使得所述一个或更多个效应器可共同产生沿着所述主轴的转矩,以使所述多旋翼器以大于1转/秒的速度围绕所述主轴旋转。

[0075] 优选地,当主轴的取向已收敛至目标取向时,沿着所述主轴的转矩能够使所述多旋翼器连续地旋转。

[0076] 优选地,所述0.5或1转/秒是预定时间间隔期间的平均旋转速度。

[0077] 所述控制单元可进一步配置成控制所述至少四个效应器中的一个或更多个中的每个效应器的多个变量中的单个变量,其中,所述多个变量包括以下各项中的至少一个:

- 旋转速度;
- 电压;
- 电流;
- 燃料流;
- 马达转矩;
- 质量流;
- 功率。

[0078] 优选地,在遭遇了其中故障影响了效应器产生转矩和/或推力的故障之后,多旋翼器包括不超过三个效应器不受所述故障影响。

[0079] 优选地,在遭遇了其中故障影响了效应器产生转矩和/或推力的故障之后,多旋翼器包括不超过两个效应器不受所述故障影响。

[0080] 优选地,在遭遇了其中故障影响了效应器产生转矩和/或推力的故障之后,多旋翼器包括不超过一个效应器不受所述故障影响。

[0081] 所述控制单元可进一步配置成:(a)限定对于所述多旋翼器的目标加速度;以及(b)使用所述目标加速度来计算对于所述多旋翼器的所述主轴的所述目标取向;以及(c)发送所述控制信号,使得此外如此控制所述至少四个效应器,以使由所述一个或更多个效应器共同产生的推力使多旋翼器以所述目标加速度进行加速。

[0082] 优选地,在运行时,能够优选地从目标加速度的一定范围或指定列表来自由选择所述目标加速度。

[0083] 优选地,所述控制单元进一步配置成,通过使用以下方程计算所述目标取向以使用所述多旋翼器的所述目标加速度来计算所述主轴的所述目标取向:

$$\hat{n} = \frac{(a - g)}{\|a - g\|}$$

其中,向量 a 表示所述目标加速度,且向量 g 表示重力加速度,且向量 \hat{n} 表示所述目标取向,且 $\|\cdot\|$ 表示向量的欧几里德范数。换言之,能够将所述主轴的目标取向计算成,在等于所述目标加速度的向量与重力加速度的向量之间的差值除此差值的欧几里德范数。

[0084] 所述控制单元可进一步配置成:(a)限定目标推力量值,以及(b)发送所述控制信号,使得由所述一个或更多个效应器单独产生的沿着所述主轴的所述推力中的每个的总和的量值等于所述目标推力量值。优选地,这些推力由不受所述故障影响的效应器所产生。

[0085] 所述控制单元可进一步配置成:(a)限定目标推力量值,以及(b)发送所述控制信号,使得由所述一个或更多个效应器在预定时间周期内单独产生的沿着所述主轴的所述推力中的每个的总和的量值等于所述目标推力量值。优选地,这些推力由不受所述故障影响的效应器所产生。

[0086] 优选地,在运行时,能够优选地从目标推力量值的一定范围或指定列表来自由选择所述目标推力量值。

[0087] 所述控制单元可进一步配置成通过以下步骤使用所述多旋翼器的所述目标加速度来计算所述目标推力量值:(a)限定所述目标加速度;以及(b)将所述目标推力量值计算为:

$$f_{des} = m \|a - g\|$$

其中, f_{des} 表示目标推力量值, $\|\cdot\|$ 表示向量的欧几里德范数, a 表示所述目标加速度, g 表示由于重力产生的加速度,且 m 表示多旋翼器的质量。换言之,能够将目标推力量值计算成,所述多旋翼器的质量乘以在等于所述目标加速度的向量与重力加速度的向量之间的差值的欧几里德范数。

[0088] 所述多旋翼器可进一步包括传感器,所述传感器可操作地连接到所述传感单元并且配置成:(a)检测表示多旋翼器的运动的数据;以及(b)将表示多旋翼器的运动的所述数据提供给所述传感单元。优选地,传感器属于惯性传感器、距离传感器或速率传感器的组。优选地,传感器属于加速度计、陀螺仪、磁力仪、相机、光流传感器、激光或声呐测距仪、雷达、气压计、温度计、湿度计、减震器、化学传感器、电磁传感器、气流传感器或相对空气速度传感器、超声波传感器、麦克风、无线电传感器或其它高度传感器、距离传感器或范围传感

器或红外线传感器的组。

[0089] 所述多旋翼器可进一步包括传感器,所述传感器布置成检测表示所述效应器中的至少一个的操作的数据,且可操作地连接到所述传感单元,并且将表示所述效应器中的至少一个的操作的所述数据提供给所述传感单元。

[0090] 优选地,传感器使用效应器的多个变量中的至少一个单个变量,其中,效应器的多个变量包括旋转速度、电压、电流、燃料流、马达转矩、质量流、功率中的至少一个。

[0091] 所述控制单元可机械上独立于所述本体和所述至少四个效应器,并且经由无线连接可操作地连接到多旋翼器。此类无线连接可包括WiFi连接、蓝牙、ZigBee或另外类型的无线电连接。可替代地,该连接能够包括光学连接,例如包括红外传输。

[0092] 优选地,所述机械上独立的控制单元被容纳在经结构化和布置以握持在用户手中的壳体中,并且配置成经由用户接口从所述用户接收输入,所述用户接口可用于经由所述无线连接来控制所述多旋翼器的所述至少四个效应器中的一个或更多个。此类手持式装置能够呈智能手机或平板计算机装置的形式,或其能够呈类似于传统业余爱好者遥控器的形式。

[0093] 根据本发明的另外的方面,提供用于多旋翼器的控制单元,所述多旋翼器包括:(1)本体;(2)附接到本体的至少四个效应器,每个效应器可操作来产生转矩和推力两者,这两者能够使多旋翼器在没有遭遇故障时进行飞行;以及所述控制单元,其包括飞行模块,所述飞行模块如此配置,使得其能够实施用于在飞行期间遭遇故障时操作所述多旋翼器的方法。所述方法可包括识别故障的步骤,其中,所述故障影响由效应器产生的转矩和/或推力,并且响应于识别故障来实施以下步骤:(1)计算所述本体的主轴相对于预定参考系的取向的估计值,其中,所述主轴是所述多旋翼器在飞行时旋转所围绕的轴线;(2)计算所述多旋翼器的角速度的估计值;(3)基于所述本体的主轴相对于所述预定参考系的取向的所述估计值以及多旋翼器的角速度的所述估计值来控制所述至少四个效应器中的一个或更多个。可执行控制所述至少四个效应器中的一个或更多个的步骤,(a)使得所述一个或更多个效应器共同产生沿着所述主轴的转矩和垂直于所述主轴的转矩,其中,(i)沿着所述主轴的转矩使所述多旋翼器围绕所述主轴旋转,以及(ii)垂直于所述主轴的转矩使所述多旋翼器移动,使得所述主轴的取向相对于所述预定参考系收敛至目标取向,以及(b)使得所述一个或更多个效应器单独产生沿着所述主轴的推力。

[0094] 优选地,控制单元的飞行模块包括:(1)输入单元,其用于从传感器和/或用户接收数据;(2)传感单元,其用于感测所述多旋翼器的运动和/或所述效应器中的至少一个的操作;(3)评价单元,其可操作地连接到所述传感和/或输入单元,以用于识别影响所述效应器中的一个产生转矩和/或推力的故障;以及(4)控制单元。优选地,控制单元配置成可操作地连接到所述评价单元,且配置成:

- 计算所述本体的主轴相对于预定参考系的取向的估计值,其中,所述主轴是所述多旋翼器当在所述控制单元的控制下飞行时旋转所围绕的轴线;以及

- 将控制信号发送到所述效应器中的一个或更多个,使得(a)所述一个或更多个效应器共同产生沿着所述主轴的转矩和垂直于所述主轴的转矩,其中,(i)沿着所述主轴的转矩使所述多旋翼器围绕所述主轴旋转,以及(ii)垂直于所述主轴的转矩使所述多旋翼器移动,使得所述主轴的取向相对于所述预定参考系收敛至目标取向,以及(b)所述至少四个效应

器中的所述一个或更多个中的每个单独产生沿着所述主轴的推力。

[0095] 控制单元可操作地连接到所述评价单元,其中所述评价单元提供表示所述多旋翼器的运动的数据,并且将所述数据提供给所述控制单元,且所述控制单元基于所述评价单元的所述结果来执行对所述一个或更多个效应器的控制。

[0096] 控制单元可进一步配置来计算所述本体的主轴,其中,(a)所述主轴是所述多旋翼器当在所述控制单元的控制下飞行时旋转所围绕的轴线,以及(b)所述一个或更多个效应器中的每个产生沿着所述主轴的推力,并且其中根据表示所述多旋翼器的运动的数据和表示所述多旋翼器的物理特征的数据来执行对主轴的所述计算。

[0097] 优选地,表示多旋翼器的运动的所述数据包括以下各项中的至少一个:所述多旋翼器的取向、所述多旋翼器的角速度、所述多旋翼器的所述效应器的操作状态、所述多旋翼器的加速度、所述多旋翼器的平移速度或所述多旋翼器的位置。

[0098] 优选地,表示所述多旋翼器的物理特征的所述数据包括以下各项中的至少一个:转动惯量、质量、尺寸、气动性质或效应器性质。优选地,表示物理特征的所述数据存储在存储器单元上。优选地,所述计算在微控制器上执行。

[0099] 根据本发明的又另一个方面,提供了所述控制单元对于多旋翼器的用途,所述多旋翼器包括:(1)本体;(2)附接到本体的至少四个效应器,每个效应器可操作来产生转矩和推力两者,这两者能够使多旋翼器在没有遭遇故障时进行飞行;其中,所述控制单元包括飞行模块,所述飞行模块如此配置,使得其能够实施用于在飞行期间遭遇故障时操作所述多旋翼器的方法。所述方法可包括识别故障的步骤,其中,所述故障影响由效应器产生的转矩和/或推力,并且响应于识别故障来实施以下步骤:(1)计算所述本体的主轴相对于预定参考系的取向的估计值,其中,所述主轴是所述多旋翼器在飞行时旋转所围绕的轴线;(2)计算所述多旋翼器的角速度的估计值;(3)基于所述本体的主轴相对于所述预定参考系的取向的所述估计值以及多旋翼器的角速度的所述估计值来控制所述至少四个效应器中的一个或更多个。可执行控制所述至少四个效应器中的一个或更多个的步骤,(a)使得所述一个或更多个效应器共同产生沿着所述主轴的转矩和垂直于所述主轴的转矩,其中,(i)沿着所述主轴的转矩使所述多旋翼器围绕所述主轴旋转,以及(ii)垂直于所述主轴的转矩使所述多旋翼器移动,使得所述主轴的取向相对于所述预定参考系收敛至目标取向,以及(b)使得所述一个或更多个效应器单独产生沿着所述主轴的推力。

[0100] 优选地,控制单元的飞行模块包括:(1)输入单元,其用于从传感器和/或用户接收数据;(2)传感单元,其用于感测所述多旋翼器的运动和/或所述效应器中的至少一个的操作;(3)评价单元,其可操作地连接到所述传感和/或输入单元,以用于识别影响所述效应器中的一个产生转矩和/或推力的故障;以及(4)控制单元。优选地,控制单元配置成可操作地连接到所述评价单元,且配置成:

- 计算所述本体的主轴相对于预定参考系的取向的估计值,其中所述主轴是所述多旋翼器当在所述控制单元的控制下飞行时旋转所围绕的轴线;以及

- 将控制信号发送到所述效应器中的一个或更多个,使得(a)所述一个或更多个效应器共同产生沿着所述主轴的转矩和垂直于所述主轴的转矩,其中,(i)沿着所述主轴的转矩使所述多旋翼器围绕所述主轴旋转,以及(ii)垂直于所述主轴的转矩使所述多旋翼器移动,使得所述主轴的取向相对于所述预定参考系收敛至目标取向,以及(b)所述至少四个效应

器中的所述一个或更多个中的每个单独产生沿着所述主轴的推力。

[0101] 优选地,影响所述效应器中的一个产生转矩和/或推力的故障使所述转矩和/或推力减小超过或等于20%、50%、80%或100%的量。

[0102] 本发明的其它技术优点对于本领域技术人员从以下附图、说明书和权利要求书中将是显而易见的。此外,虽然上文已列举了特定优点,但各种实施例可包括全部、一些所列举的优点或不包括所列举的优点。

附图说明

[0103] 为了更完整地理解本发明,参考以下描述和附图,其中:

图1示出本发明的第一优选实施例的示意图,其示出遭遇故障禁用单个效应器时却仍然能够使用所公开方法实现受控飞行的四旋翼器;

图2示出如现有技术中所已知的无故障四旋翼器的示意图;

图3示出飞行模块及其部分的框图;

图4示出遭遇两个旋翼故障的四旋翼器的示意图,且使用转矩和力来解释控制方法的推导;

图5示出具有对于四旋翼器的典型效应器故障的表格以说明本发明的可适用性;

图6示出用于解释能够与本发明一起使用的示例性控制架构的框图;

图7示出遭遇各种效应器故障的三种可能的多旋翼器的示意图,其中能够使用本公开的控制方法来控制每个所产生的构型;

图8示出用于在发生效应器故障的情况下决定合适的控制方法的流程图;

图9示出具有一个故障效应器的四旋翼器的示意图,其用来解释控制方法的推导;以及

图10示出具有三个故障效应器的四旋翼器的示意图,其用来解释控制方法的推导。

具体实施方式

[0104] 本公开的发明涉及对遭遇影响一个或更多个效应器的故障的多旋翼器的运动的控制。多旋翼器通常装备有效应器,该效应器产生作用于多旋翼器上的推力和转矩两者。这些效应器通常特征在于具有特征驱动轴(通常与推力的方向相同)以及具有控制推力的单个变量,所述驱动轴相对于多旋翼器的本体是固定的。例如,用在许多具有悬停能力的飞行器(例如,多旋翼器)上的定距螺旋桨产生作用于交通工具上的推力和转矩,并且通常直接固定至马达的固定驱动轴并且使用单个变量来进行控制。对于多旋翼器而言,此单个变量通常控制马达的所需要的相对速度,以及由此控制效应器的推力。多旋翼器通常使用无刷马达,所述无刷马达通常使用马达控制器来将此单个变量转换成实现所需要的旋翼速度所需的振幅、波形和频率。此类马达控制器通常包含由逻辑电路控制的3个双向输出(即,受频率控制的三相输出),但能够具有涉及额外传感器和电子设备的更为复杂的执行以获得高性能或其它所需要的性质。具有悬停能力的交通工具是重于空气的飞行器,其能够接近达到且维持在空间中的目标点处的位置。

[0105] 本发明限定的特征在于本公开的控制方案引起多旋翼器围绕主轴130的连续旋转,该主轴130被限定在相对于多旋翼器的本体固定的坐标系中并且穿过其质心。在多旋翼器上,效应器以此方式布置,使得除提供沿着其驱动轴的力之外,其还产生作用于多旋翼器

质心上且具有垂直于主轴130的分量的转矩。

[0106] 为了达到并维持多旋翼器围绕主轴130的此旋转,能够进一步使效应器产生具有在主轴130方向上的分量的转矩。对于定距螺旋桨而言,能够通过将螺旋桨的驱动轴放置成平行于主轴130并且使用作用来对抗螺旋桨旋转(及因此作用于主轴130方向上)的气动反作用阻力转矩来获得转矩分量。

[0107] 在本申请中,影响效应器的故障意味着由效应器产生的转矩和/或推力部分或完全丧失。通常此丧失是在额定推力的20%到100%的范围中。总而言之,多旋翼器是比较简单及因此比较安全的飞行器(飞机上的最佳系统是飞机不具有的系统,因为其永远不会发生故障)。然而,由于其受到极大的欢迎,文献中记载了非常多数量的多旋翼器坠毁。除导致多旋翼器与障碍物碰撞的飞行员失误之外,所有多旋翼器坠毁中的绝大多数是由于效应器故障,通常只要效应器不发生无法以受控制的方式产生推力的故障,则多旋翼器保持在空中飞行。因此,本发明可允许克服或限制所有多旋翼器坠毁(包括涉及与障碍物相撞的一些多旋翼器坠毁)中绝大多数的后果。文献中最常见的多旋翼器故障是:

1. 由于因驾驶失误或风或湍流导致与障碍物碰撞的故障。例如,在检测操作中,突然的一阵风将多旋翼器推入桥中,从而由于螺旋桨损坏导致效应器故障,且随后毁灭性地失去控制并且坠毁。

[0108] 2. 多旋翼器的接线的故障。非常常见的故障的示例包括:

· 马达连接器由于振动而被拔出。

[0109] · 焊接线脱离。

[0110] · 由螺旋桨切削的松弛的线。

[0111] · 由于部分马达附接故障造成线被扯掉(抖动丢失紧固螺钉或组件的材料疲劳)。

[0112] · 线大小不够,以及线或焊料附接点的所产生的过热/熔化。

[0113] 3. 多旋翼器的螺旋桨附接、马达附接或框架的故障。最常见的故障包括:

· 螺钉和螺栓松动(由于振动、组装错误、磨损、材料疲劳而松动)。

[0114] · 螺旋桨以错误构型被附接(逆时针方向螺旋桨(有时称为“拉进式”螺旋桨)和顺时针方向螺旋桨(有时称为“推进式”螺旋桨))。

[0115] · 附接螺钉过度拧紧。

[0116] · 附接螺钉不够拧紧。

[0117] 4. 未能恰当地平衡所有马达、恰当地平衡所有螺旋桨,以及由于弯曲马达夹头和轴的故障。此类别是振动及随后零件离开原位的主要原因,尤其是在较大多旋翼器上。

[0118] 5. 多旋翼器的马达的故障。最常见的故障由马达过载(例如,螺旋桨太大)及因此过热或在沙尘中操作所引起。

[0119] 6. 多旋翼器的电的或电子部件的故障。此个类别中的最常见故障是在湿的条件中飞行,例如,雨、雾或大湿度。

[0120] 7. 多旋翼器的飞行软件的故障。例如,对飞行控制计算机的编程不恰当,或对飞机重量而言马达增益不恰当。

[0121] 8. 由不恰当的远程控制配置引起的故障,特别地,反向的或不恰当配置的发射器通道,或未能确保基站和接收器之间足够强大的信号。

[0122] 9. 由干扰引起的故障,最常见的是电子速度控制件(也称为“马达控制器”)与多

旋翼器的接收器之间的干扰。

[0123] 10. 由于不良的负载导致的故障。

[0124] 11. 由于传感器校正的缺乏或有错误导致的故障。

[0125] 12. 由于材料疲劳导致的螺旋桨故障(例如,疲劳裂纹或应力破裂)。

[0126] 虽然并不是所有的上述故障均直接导致效应器故障,但许多故障导致能够使用本发明来进行控制的飞行构型。特别地,在发生上述故障中一个之后,尽管推力丧失,但本发明仍可允许通过以下步骤来防止多旋翼器坠毁:控制其余的效应器,使得多旋翼器进入围绕主轴130的大致连续旋转;以及使用本文所公开方法来达到或维持这个主轴130进入有利方向上的取向,从而允许进行受控制的下降和着陆。

[0127] 能够使用各种方法来检测已发生的故障。示例包括具有驾驶员,其监控多旋翼器并且在观测到故障时能够将信号发送到多旋翼器,然后其使多旋翼器使用本发明来控制多旋翼器。可替代地,检测能够是自动的,例如通过在多旋翼器上具有基于模型的观测器,所述观测器监控测量数据并且以统计方式检测已观测到的错误(例如,利用卡尔曼滤波器组,其中每个表示不同故障模式)。也能够使用滑动模式观测器、基于投票的算法、对等空间法和参数识别。也可直接检测故障,例如通过监控多旋翼器马达的旋转速度,或通过监控多旋翼器马达引起的电流量。

[0128] 一些故障检测方法可仅在已发生故障之后的一定时间来检测所述故障,这意味着当意识到故障时多旋翼器会远离所预期的状态。例如与障碍物碰撞的一些事件也将趋向于使多旋翼器远离所期望的状态。尽管如此,本发明仍将允许多旋翼器从任意的初始状态中恢复。根据特定多旋翼器构型(例如,质量、未受故障影响的其余效应器等),多旋翼器能够在故障之后返回到悬停或围绕空间自由移动。可替代地,本发明可简单地用于在故障之后对多旋翼器重新取向使得其(例如)以有利的方式到达地面,而不是控制其位置。

[0129] 本发明也可提供降低飞行员失误的严重程度的可能性。例如,如果四旋翼器的飞行员不慎使四旋翼器与某结构碰撞并且由此损坏其中一个螺旋桨,则自动化系统可检测到故障已发生并且多旋翼器的一些效应器已受到故障的影响。然后,系统能够自动化地接合内置自动驾驶仪,利用可用传感器使多旋翼器悬停,或使多旋翼器软着陆在地面上。

[0130] 图1示出四旋翼器140的优选实施例的示例性布置,其具有剩余的三个工作效应器102,且一个效应器由于故障100被禁用,每个效应器呈由马达106驱动的定距螺旋桨104的形式。多旋翼器140包括效应器102和带有机械结构114的机体112。机械结构114和多旋翼器本体112还容纳多旋翼器的传感器、线缆、电子设备及其它部件(均未示出)。多旋翼器质心120以双色圆圈标记出。螺旋桨104围绕平行的旋转驱动轴110自旋,螺旋桨104的气动反作用阻力矩引起整个多旋翼器本体112围绕主轴130的连续旋转118。工作螺旋桨中两个在一个方向108b上自旋,而第三工作螺旋桨在相反方向108a上自旋。虽然使用如现有技术中所知的标准多旋翼器控制方法无法控制,但仍然能够应用本公开的发明通过使多旋翼器围绕主轴130自旋并控制这个主轴在预定参考系160中的取向来控制多旋翼器。附图还示出主轴150的目标取向和预定参考系160。为了方便起见,将效应器102单独编号为一102a、二102b、三102c和四102d。

[0131] 通常使用算法来估计主轴的取向,从而允许计算主轴150的取向的估计值。类似地,能够计算多旋翼器的角速度的估计值。用于计算这些估计值的算法的示例包括卡尔曼

滤波器和龙伯格观测器。多旋翼器在空间中的位置是通过位置和平移速度来描述的,其通常限定在预定参考系160中且参照某个固定点。预定参考系160的示例将是‘East-North-Up’坐标系,其中原点固定至某个地标。能够通过取与取向和角速度的算法类似的算法来计算多旋翼器的位置的估计值以及平移速度的估计值。

[0132] 飞行器的运动通常是通过参照惯性参考系来描述。忽略掉地球围绕其自身轴线和围绕太阳的旋转以及太阳通过银河系进行的旋转,能够将地球固定参考系用作近似惯性参考系。因此,能够通过假设由西到东的第一轴线点、由北到南的第二轴线点以及从地球中心指向上的最后轴线来建构地球固定参考系。此类坐标系已证明对于以低速且在短距离范围内运动的物体是良好的近似。为了更大的精确度,能够将坐标系建构成一个方向是从太阳重心指向垂直于黄道平面(地球质心随地球围绕太阳旋转时移动穿过的平面)的方向上,且第二方向指向春分点(或春分),其中第三方向遵从右手定则。

[0133] 多旋翼器的操作员常常具有更高水平的目标,这能够转化成多旋翼器的目标加速度或目标平移速度或目标位置。此外,一些目标可转化成目标推力量值,其中这是由多旋翼器的效应器产生的所需的总的作用力。

[0134] 图2示出如现有技术中所已知的无故障四旋翼器,其具有两对经刚性附接的定距螺旋桨,一对108a以顺时针方向旋转,而另一对108b以逆时针方向旋转。螺旋桨通常具有两个、三个或四个叶片,且有时也称为“旋转翼”或“旋翼”并且被定义成还包括用于使其运动的马达的所有旋转部分。多旋翼器是具有多个螺旋桨且具有悬停能力的多旋翼器。典型布置使用四个、六个或八个螺旋桨,这些螺旋桨通常分别称为四旋翼器、六旋翼器和八旋翼器,且在现有技术中是众所周知的并且已广泛使用的。然而,许多变型已投入使用,其包括布置成许多构型(例如,轴线被对准以及倾斜或反转;单独布置或对转布置;暴露或封装在管道或护罩中)的16个和更多个螺旋桨。多旋翼器通常使用定距叶片,为了机械简单性,所述定距叶片的旋翼桨距并不随着叶片旋转而变化。这种机械简单性以及所产生的易于构造结合高度的敏捷性以及维持位置(悬停)的能力,使得多旋翼器成为许多航空应用的选择的平台。

[0135] 通常经由控制信号来控制多旋翼器运动,所述控制信号被发送到多旋翼器的效应器以改变每个螺旋桨的相对速度从而改变推力和转矩。通常使用单个变量来设定每个螺旋桨的相对速度,所述单个变量由马达控制器转化成控制信号。在四个螺旋桨的推力(有时称为“总推力”或“共同推力”)方向上的平移运动是通过改变每个螺旋桨的单独推力来进行控制以实现目标总作用力。独立于共同推力,通过使螺旋桨顺时针方向或逆时针方向自旋同时分别使其它螺旋桨减速,来控制围绕总推力方向的旋转(通常称为“偏航”),由此产生转矩,所述转矩是由顺时针方向旋转的螺旋桨和逆时针方向旋转的螺旋桨之间的阻力作用的差值所产生的。与上述内容无关,通过使用相对螺旋桨之间的推力差值来控制围绕其它轴线的旋转,同时维持上述的独立关系以在需要时控制偏航和总推力。总而言之,因此,多旋翼器的四个独立运动性质(“自由度”)(一个平移和三个旋转)是通过适当地调节由螺旋桨产生的推力来独立地进行控制。虽然具有一些细微差别,但是这种操作原理通常适用于所有常用的多旋翼器交通工具。接着,通过使总作用力取向在所需平移运动的方向上实现完全的平移控制。

[0136] 图3示出多旋翼器的飞行模块的示例,所述飞行模块能够用作本公开的控制方案

的一部分。对于多旋翼器而言,通常将此类飞行模块实施成机载或机载与非机载两种(例如,其中控制单元306直接和机载马达连接,但也经由输入单元304通过非机载传感单元310(例如,相机追踪系统)从非机载传感器接收输入)。飞行模块通常用于处理交通工具输入(例如,用户命令、传感器读数)和计算输出(例如,用于效应器314的控制信号)。例如,飞行模块允许通过产生用于飞行效应器(例如,螺旋桨104)以及任何其它效应器或致动器的控制输出来实现有效的自稳。在多旋翼器中,在各种操作模式中使用飞行模块,所述操作模式包括:由操作员使用到多旋翼器的直接视线进行遥控;通过将传感器数据转送到飞行员并将控制信号转送回到多旋翼器进行遥控(有时称为“远程呈现”);或部分或完全自主的操作模式。

[0137] 飞行模块通常经由输入单元304从用户、基站、命令中心或高电平控制算法接收以目标或命令形式的高电平输入,并且传递到控制单元306、评价单元308和传感单元310。控制单元306通常用来产生用于多旋翼器的效应器的控制信号。评价单元308通常用于评价来自输入单元304、传感单元310和存储器单元312的数据。此类数据可表示用户命令或高级命令以及相对位置和绝对位置两者,特别是GPS传感器、视觉里程计/SLAM、回归反射定位系统、激光测距仪、WiFi定位系统、气压高度计和变感器或超声波传感器(均未示出)的相对位置和绝对位置。可通过使用传感器单元310来收集以及预处理传感器数据,或将其存储在存储器单元312中。所处理信息的典型示例是从传感器接收到的信息的示例,例如,加速度计、陀螺仪、磁力仪、相机、光流传感器、激光或声呐测距仪、雷达、气压计、温度计、湿度计、减震器、化学传感器、电磁传感器、气流传感器或麦克风(均未示出)。存储器单元312通常用于存储数据。例如,存储器单元可用于存储关于过去的传感器读数、操作状态或用户命令以及多旋翼器性质的数据。

[0138] 可将所有上述单元实施于单个电路板上、单板计算机上或单个微控制器上。

[0139] 根据应用,飞行模块可比图3中所示的简单框图复杂得多,并且特别地,可包括布置于单个块302或多个块中的多个输入单元304、控制单元306、评价单元308、传感单元310和存储器单元312。

[0140] 图4(A)示出四旋翼器,其具有由于故障100而被禁用的两个相对效应器,以及剩余的在相同转向108b上自旋的两个工作效应器。在悬停操作期间以及利用本发明,力和转矩产生多旋翼器本体围绕主轴130的连续旋转。坐标系相对于多旋翼器本体被定义成固定的,所述坐标系包括方向 x 、 y 和 z ,其中针对此种情况选择 z 使得其与主轴130一致,且 x 垂直于 z 并从质心120指向第一效应器, y 遵从右手定则。分别围绕多旋翼器本体固定轴线 x 、 y 、 z 来定义多旋翼器的三种瞬时旋转速率 p 、 q 、 r 。

[0141] 如所图示的,多旋翼器本体具有瞬时的角速度 ω^B ,所述瞬时角速度 ω^B 名义上与主轴130对准,但在校正或命令运动期间方向和量值可发生偏差。

[0142] 通过旋转矩阵 R 来描述此本体固定参考系相对于某个惯性坐标系的旋转,所述旋转矩阵 R 由以下微分方程决定:

$$\dot{R} = R[\omega^B \times] \quad (1)$$

其中 $\omega^B = (p, q, r)$ 是在关于固定至多旋翼器本体的坐标系中所表示的多旋翼器角速度(其分量如图4(D)中所示),且 $[\omega^B \times]$ 是向量积的矩阵形式,使得

$$[\omega^B \times] = \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} \quad (2)$$

能够将主轴130在惯性坐标系中的取向或方向 z 表示为：

$$z = R^T \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \quad (3)$$

使得能够使用(1)得到取向的微分方程：

$$\dot{z} = R \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} = R \begin{bmatrix} q \\ -p \\ 0 \end{bmatrix} \quad (4)$$

由此得出,能够使主轴130在能够控制角速度分量 p 和 q 的情况下实现所命令的取向,并且在分量 p 和 q 为零的情况下将维持取向。

[0143] 每个效应器 i 具有单个可控自由度(此处也称为单个变量),并且产生推力向量 f_i (图4(C))和围绕多旋翼器质心120(图4(B))的转矩向量 τ_i ,其中所述转矩向量包括推力向量的力矩且包括作用来对抗螺旋桨旋转的气动反作用阻力转矩。另外,多旋翼器的重量 mg 作用于多旋翼器上,且存在作用来对抗多旋翼器的角速度的气动阻力转矩 τ_a 。

[0144] 由下式给出控制本体的角速度随旋转效应器的变化的微分方程：

$$I^B \dot{\omega}^B = \sum_j \tau_j - [\omega^B \times] \left(I^B \omega^B + \sum_i I^{Ri} (\omega^B + \omega^{Ri}) \right) \quad (5)$$

其中 ω^{Ri} 是效应器 i 的旋转速率向量; I^B 是本体固定坐标系中所表示的多旋翼器本体的惯性矩阵; I^{Ri} 是效应器 i 的惯性矩阵;且 τ_j 包括每个旋翼 i 的作用穿过多旋翼器质心120的转矩向量以及作用于多旋翼器上的任何其它转矩(例如,多旋翼器上的气动阻力转矩)。应注意到,将本体的惯性理解成包括刚性附接到本体的任何部件,例如多旋翼器结构、控制单元、传感器。

[0145] 方程(5)的左边含有角加速度 \dot{p} 、 \dot{q} ,其中对这些分量的控制允许通过方程(4)来控制主轴的取向。方程(5)的右边的第一项是作用于多旋翼器上的所有转矩的总和。方程(5)的其余项表示系统中的角动量的交叉耦合(由于在非惯性系中推导)。

[0146] 图4(B)示出由其余的两个旋翼中的每个在多旋翼器质心120上所产生的转矩向量 τ_i 以及其垂直于主轴130的分量。

[0147] 图4(C)示出由其余的两个旋翼中的每个在多旋翼器质心120上所产生的推力向量 f_i 以及其作用于主轴130方向上的分量。该图还示出了多旋翼器的重量 mg 。通过对多旋翼

器的主轴130取向以及经由螺旋桨的推力向量的总和来获得总作用力。通过如上所述的使主轴130取向的机制,能够使总作用力取向在目标方向上。

[0148] 通过牛顿第二定律可知,平移加速度与总作用力有关。因此,能够通过总作用力来实现多旋翼器的平移加速度,同时此加速度允许依次实现平移速度,所述平移速度允许依次实现多旋翼器的位置改变。为了清晰地阐述,做出关于系统的以下假设来实现推导。应注意到,这些假设对于用于实际多旋翼器构型的控制方案的推导而言是合理的,并且产生实用且可行的控制方案。

[0149] 多旋翼器本体的质量如此分布,使得惯性主轴与x、y和z重合,从而使得惯性矩阵 I^B 是对角矩阵,具有以下分量:

$$I^B = \begin{bmatrix} I_x^B & 0 & 0 \\ 0 & I_y^B & 0 \\ 0 & 0 & I_z^B \end{bmatrix} \quad (6)$$

·效应器是沿着本体的x轴线安装的螺旋桨,每个螺旋桨位于距多旋翼器质心120距离l处。

[0150] 效应器是相同的螺旋桨,其质量与四旋翼器相比较可忽略,具有对角的惯性矩阵 I^R (其量值与多旋翼器本体相比较可忽略),且围绕平行于主轴130的轴线旋转。

$$[0151] \quad I^R = \begin{bmatrix} I_x^R & 0 & 0 \\ 0 & I_y^R & 0 \\ 0 & 0 & I_z^R \end{bmatrix} \quad (7)$$

·多旋翼器本体的角速度的量值与任一螺旋桨的角速度的量值相比较可忽略。

[0152] 由螺旋桨所产生的力向量 f_{Ri} 是平行的,且平行于多旋翼器主轴130(如图4(C)中所图示的),使得能够在本体固定坐标系中将其表示为:

$$f_{Ri} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ f_{Ri} \end{bmatrix} \quad (8)$$

(注意向量 f_{Ri} 和标量 f_{Ri} 之间的差别)。假设作用于多旋翼器上的仅有的其它力是其重量 mg 。

[0153] 由螺旋桨所产生的转矩向量的分量作用穿过多旋翼器质心120并且垂直于主轴130,且与y共线和平行,如图4(B)中所图示的。假设,作用垂直于主轴130的分量仅仅是由于作用在距质心120距离l处的螺旋桨推力向量 f_{Ri} 的力矩,且在x方向上没有转矩分量。转矩的平行于主轴130的分量是 T_{Ri} 并且由来对抗螺旋桨旋转的气动反作用阻力转矩所引起。因此,本体固定系中所表示的螺旋桨转矩向量是:

$$\tau_1 = \begin{bmatrix} 0 \\ -lf_{T1} \\ \tau_{11} \end{bmatrix}, \tau_3 = \begin{bmatrix} 0 \\ lf_{T3} \\ \tau_{31} \end{bmatrix} \quad (9)$$

·作用来对抗多旋翼器的旋转方向的气动阻力转矩 τ_a 的分量将被假设成仅平行于z作用,使得 $\tau_a = (0, 0, -\tau_a)$ (注意向量 τ_a 和标量 τ_a 之间的差别)。

[0154] 再次以R来表示本体固定系相对于某个惯性预定参考系160的旋转,且用 ω^B 来表示本体的角速度,R的微分方程如在方程(1)中所示。再次通过方程(3)来描述多旋翼器的取向,其中由方程(4)给出相关联的微分方程。

[0155] 参照图5,旋翼i相对于多旋翼器本体以及在本体固定系中所表示的角速度是 $\omega^{Ri} = (0, 0, \omega^{Ri})$ (再次注意向量 ω^{Ri} 和标量 ω^{Ri} 之间的差别)。

[0156] 方程(5)的左边含有角加速度,且简化为:

$$I^B \dot{\omega}^B = \begin{bmatrix} I_X^B \dot{p} \\ I_Y^B \dot{q} \\ I_Z^B \dot{r} \end{bmatrix} \quad (10)$$

将通过角速度分量p和q来控制多旋翼器的取向。

[0157] 所有转矩的总和(右边第一项)含有螺旋桨转矩向量以及对抗多旋翼器的旋转方向的气动阻力转矩,且产生:

$$\sum_j \tau_j = \begin{bmatrix} 0 \\ l(-f_{T1} + f_{T3}) \\ -\tau_a + \tau_{11} + \tau_{31} \end{bmatrix} \quad (11)$$

方程(5)的最后一项表示了系统中的角动量的交叉耦合(由于在非惯性系中推导)。

[0158] 展开该相,加上分量并且在先前假设的情况下导出:

$$[\omega^B \times] \left(I^B \omega^B + \sum_{i=\{1,3\}} I^{Ri} (\omega^B + \omega^{Ri}) \right) \approx \dots \begin{bmatrix} (I_Z^B - I_Y^B) qr + I_Z^B (\omega^{R1} + \omega^{R3}) q \\ -(I_Z^B - I_X^B) pr - I_Z^B (\omega^{R1} + \omega^{R3}) p \\ (I_Y^B - I_X^B) pq \end{bmatrix} \quad (12)$$

综上所述,以其分量的方式写出(5)产生了三个标量微分方程:

$$I_X^B \dot{p} = \left((I_Y^B - I_Z^B) r - I_Z^B (\omega^{R1} + \omega^{R3}) \right) q \quad (13)$$

$$I_Y^B \dot{q} = \left((I_Z^B - I_X^B) r + I_Z^B (\omega^{R1} + \omega^{R2}) \right) p + \dots \quad (14)$$

$$(-f_{T1} + f_{T2}) l$$

$$I_Z^B \dot{r} = (I_X^B - I_Y^B) pq + \tau_{R1} + \tau_{R2} - \tau_d \quad (15)$$

由此能够看出,将控制信号发送到螺旋桨允许直接实现围绕 x 的角加速度 \dot{q} 。由于其具有垂直于主轴130的分量,所以这个直接产生的角加速度线性地独立于主轴130。此外,通过上述角加速度 \dot{q} ,能够实现角速度 q 。

[0159] 因此,通过使本体转动穿过沿着 y 的第二轴线,多旋翼器的围绕主轴130的角速度分量(r)和围绕第二轴线的角速度分量(q)将相互作用以产生围绕转动轴线(这里是 x)的角加速度(及因此转动)。重要的是注意到,第二轴线位于相对于主轴130非零角度处(即,线性地独立于主轴130),且转动轴线处于与主轴和第二轴线两者成非零角度处(即,转动轴线线性地独立于两者)。具体地,对于此多旋翼器而言,这意味着虽然旋翼不能产生围绕 x 轴的转矩,但沿着 x 的角速度分量 p 会受到影响,且能够控制主轴130相对于惯性系的取向。类似地,对于其它多旋翼器而言,这意指能够有效地利用上述影响来实现对它们的控制,而不是抵消或以其它方式进行补偿。

[0160] 此外,通过使角速度分量 p 和 q 为零且命令螺旋桨使得 $f_{T1} = f_{T2}$,从而使得根据(13)和(14)分别得出 $\dot{p} = 0$ 且 $\dot{q} = 0$,能够维持这个取向。然后,多旋翼器的角速度将指向沿着主轴130,且取向将不变。

[0161] 多旋翼器的沿着主轴130的角速度分量 r 将由转矩 τ_{R1} 和阻力转矩 τ_d 主导。由于阻力转矩将通常随着 r 单调递增,所以在低速时在 $\tau_{R1} + \tau_{R2} - \tau_d$ 中存在不平衡,使得多旋翼器将增加角速度的这个分量,且因此多旋翼器具有围绕主轴130旋转的自然趋势。对于定距螺旋桨而言,推力 f_{T1} 的量值与气动反作用阻力转矩 τ_{R1} 之间通常存在强烈的线性关系。

[0162] 现在,通过使用两个力 f_{T1} 和 f_{T2} 的差值来获得且维持主轴的取向,并且使用两个螺旋桨推力的总和来实现作用于本体上的合力,能够实现多旋翼器的平移加速度。具体地,能够使用 f_{T1} 和 f_{T2} 来实现目标推力量值。

[0163] 应注意到,虽然以上推导是在特定假设下进行的,但这些假设对于用于实际多旋翼器配置的控制方案的推导而言是合理的,并且产生实际的且可应用的控制方案。因此,上述结果对更广泛范围的情形是适用的,并且应解释为如此。

[0164] 可针对在惯性矩阵中具有非对角项的交通工具来重复上述推导。在这种情况下,演算更为复杂,但所得方程是类似的。同样地,螺旋桨的惯性可比得上本体的惯性,或螺旋桨的速度可比得上本体的速度。

[0165] 此外,考虑到本发明的益处,本领域技术人员将容易了解到,所使用的特定控制律能够变化,并且能够使用例如线性二次型调节器(LQR)的线性方法、使用极点配置法、各种鲁棒控制方法或非线性控制法导出。

[0166] 图5示出由于标准四旋翼器的故障100而被禁用的效应器的示例,其中所有螺旋桨具有平行的旋转轴线,且其中彼此相对的螺旋桨具有相同的旋转方向,且邻近的螺旋桨具

有相反的旋转方向。由于故障而禁用的效应器表示成在相关效应器上面具有大“X”。标准多旋翼器控制方法不能控制具有故障螺旋桨的多旋翼器,因为螺旋桨于是不再能够在所有轴线中独立地产生角加速度。

[0167] 图5(a)示出四旋翼器,其中单个螺旋桨由于故障而被完全禁用。能够通过应用所公开方法来重新获得多旋翼器控制,但无法使用标准多旋翼器控制来控制多旋翼器。

[0168] 图5(b)示出四旋翼器,其中两个相对的螺旋桨由于故障而被完全禁用。能够通过应用所公开方法来重新获得多旋翼器控制,但无法使用标准多旋翼器控制来控制多旋翼器。

[0169] 图5(c)示出四旋翼器,其中两个邻近的螺旋桨由于故障而被禁用。能够通过应用所公开方法来重新获得多旋翼器控制,但无法使用标准多旋翼器控制来控制多旋翼器。

[0170] 图5(d)示出四旋翼器,其中三个螺旋桨由于故障而被禁用。能够通过应用所公开方法来重新获得多旋翼器控制,但无法使用标准多旋翼器控制来控制多旋翼器。

[0171] 图5(e)示出四旋翼器,其中四个螺旋桨由于故障而被禁用。四旋翼器是不可控的。

[0172] 示例性控制架构

图6示出所公开方法在飞行的多旋翼器上的示例性执行,其中所述方法被分解成外控制回路602和内控制回路604。所公开方法的其它执行将对本领域技术人员而言是显而易见的。高水平目标610由用户给出并且被发送到平移控制器612。高水平传感器614(例如,GPS传感器和机载视觉系统)将测量结果发送到平移状态估计器616,其估计多旋翼器的平移状态并且将此估计值发送到平移控制器。平移控制器产生本体的目标平移加速度以便实现高水平目标。

[0173] 姿态控制器642接收此目标平移加速度,并将控制信号发送到每个螺旋桨660。此姿态控制器642计算多旋翼器主轴150的目标取向以及产生目标加速度的总指令的力,接着使用所公开方法以产生对于每个螺旋桨的控制信号。传感器测量结果被传递到状态估计器646,其估计多旋翼器的旋转和角速度并且将这些估计值发送到姿态控制器。传感器测量结果是从惯性传感器644获得,其可包括加速度计、速率陀螺仪。机载传感器的另外的示例可包括视觉传感器,例如相机、距离传感器、高度传感器和相对空速传感器。

[0174] 图7示出多旋翼器的可替代布局,其中各种效应器由于故障而被禁用,通过使用本公开发明,所有这些多旋翼器仍是可控的。具体地,图7(A)示出具有八个效应器的多旋翼器,这些效应器按两个一对来布置,其中相对的两对效应器已完全故障,并且其中通过使用本公开发明,所产生的配置仍是可控的。图7(B)示出具有八个效应器的多旋翼器,这些效应器围绕质心对称布置且具有交替的旋转方向,其中邻近的五个效应器已完全故障,并且其中通过使用本公开发明,所产生的配置仍是可控的。图7(C)示出具有八个效应器的多旋翼器,这些效应器按H构型(每侧上有四个效应器)进行布置,其中一侧上的所有四个效应器已完全故障,并且其中通过使用本公开发明,所产生的配置仍是可控的。

[0175] 图8示出用于在多旋翼器上发生故障的情况下决定控制方法的示例性流程图。在故障(802)之后,系统检查其是否仍能够产生转矩(804)。如果它不能够产生转矩,则多旋翼器是无法控制的812。然而,如果多旋翼器能够产生转矩且能够使作用于本体上的所有转矩的总和为零,并且此外能够在三个独立方向上产生转矩806,则能够使用如现有技术中所已知的标准多旋翼器控制方法来控制多旋翼器。如果不能使用标准多旋翼器控制方法,则

仍能够使用本公开发明来控制多旋翼器816。

[0176] 图9示出遭遇单个旋翼故障的四旋翼器,并且利用本发明来控制多旋翼器。在不丧失大部分的情况下,假设效应器1到3仍可操作,且效应器4已由于故障100而被禁用。效应器1和3在相同方向108b上旋转,而效应器2在相反方向108a上旋转。推力 f_{T_1} 、 f_{T_2} 和 f_{T_3} 指向沿着图9(C)中所示的机体z轴的另一方向,且各自的转矩向量如图9(B)中所示。由螺旋桨产生的转矩的不平衡使多旋翼器以角速度 ω^B 旋转,使得作用于机体上的阻力转矩 τ_D 作用来平衡螺旋桨转矩。本发明用于将多旋翼器的角速度控制为沿着主轴130,同时获得主轴150相对于惯性系的目标取向。

[0177] 通常,主轴130将不再沿着z——一种用于确定主轴130的方向的方法如下,同时参照图4以及图4所引入的符号。假设 I^B 是表示在本体系中的多旋翼器的惯性矩阵,使得:

$$I^B = \begin{bmatrix} I_X^B & 0 & 0 \\ 0 & I_X^B & 0 \\ 0 & 0 & I_Z^B \end{bmatrix} \quad (16)$$

其中出于简化的目的假设:惯性矩阵是对角矩阵,且多旋翼器是对称的,使得围绕x的惯性等于围绕y的惯性。此处将忽略旋翼的角动量。再次, $\omega^B = (p, q, r)$ 表示本体系中所表示的多旋翼器机体的角速度,如图9(D)中所示。

[0178] 每个旋翼i产生推力向量 f_{T_i} ,在本体系中被表示为 $f_{T_i} = (0, 0, f_{T_i})$ 。此外,每个旋翼i产生穿过质心120的转矩向量,其在本体系中表示为:

$$\tau_1 = \begin{bmatrix} 0 \\ -lf_{T_1} \\ \tau_{z_1} \end{bmatrix}, \quad \tau_2 = \begin{bmatrix} lf_{T_2} \\ 0 \\ \tau_{z_2} \end{bmatrix}, \quad \tau_3 = \begin{bmatrix} 0 \\ lf_{T_3} \\ \tau_{z_3} \end{bmatrix} \quad (17)$$

出于简化的目的将假设:分量 τ_{z_i} 与推力成比例,使得 $\tau_{z_i} = \kappa f_{T_i}$ 。气动转矩 τ_D 也作用于机体上,此处出于简化的目的假设为仅作用于z方向上并且与r成比例,使得 $\tau_D = (0, 0, -C_D r)$ 。现在可以将控制本体速率的变化的微分方程写成:

$$I^B \dot{\omega}^B = -[\omega^B \times] I^B \omega + \tau_1 + \tau_2 + \tau_3 + \tau_D \quad (18)$$

其能够展开并且改写以产生以下三个微分方程:

$$\dot{p} = \frac{I_X^B - I_Z^B}{I_X^B} qr + \frac{l}{I_X^B} f_{T_2} \quad (19)$$

$$\dot{q} = -\frac{I_X^B - I_Z^B}{I_X^B} pr + \frac{l}{I_X^B} (f_{T_3} - f_{T_1}) \quad (20)$$

$$\dot{r} = \kappa (f_{T_1} - f_{T_2} + f_{T_3}) - C_D r \quad (21)$$

假设 $n = (n_x, n_y, n_z)$ 是固定惯性系中的单位向量。这个向量根据以下微分方程变化:

$$\dot{\mathbf{n}} = -\|\boldsymbol{\omega}\| \times \mathbf{n} \quad (22)$$

现在目标是找到一组命令的力 f_{T_i} ，其产生稳定旋转速率 $\boldsymbol{\omega}$ 和稳定的 \mathbf{n} ，使得然后 \mathbf{n} 描述表示在本体系中的主轴130。这意味着 $\dot{\boldsymbol{\omega}} = 0$ 且 $\dot{\mathbf{n}} = 0$ 。由(22)得知，这意味着 $\mathbf{n} = c\boldsymbol{\omega}$ ，其中 $c^{-1} = \|\boldsymbol{\omega}\|$ 使得 \mathbf{n} 是单位向量。

[0179] 这产生一组七个代数方程，其具有待求解的十个标量未知数 $(p, q, r, n_x, n_y, n_z, f_{T_1}, f_{T_2}, f_{T_3}, c)$ 。例如，这能够通过增加三个额外约束条件来解算：假设第一效应器和第三效应器在稳态下产生相等的力，即：

$$f_{T_1} = f_{T_3} \quad (23)$$

并且假设第二螺旋桨所产生的推力是第三螺旋桨所产生的推力的一半，使得：

$$f_{T_2} = f_{T_3}/2 \quad (24)$$

并且假设推力的总和是如此使得其能够实现目标推力量值，所述目标推力量值在主轴130指向对抗重力时平衡多旋翼器的重量 (mg)：

$$(f_{T_1} + f_{T_2} + f_{T_3})n_z = mg \quad (25)$$

这得出一组具有十个未知数的十个代数方程，由此能够计算稳态旋转速度 $\boldsymbol{\omega}^B$ 、主轴130在本体系 \mathbf{n} 中的方向以及稳态推力 f_{T_i} 。需要使推力 f_{T_i} 相对较大 (即，远大于零)。本飞行控制方法允许本领域技术人员选择目标稳态推力量值，其中螺旋桨和马达具有有利的特征。

[0180] 现在能够设计稳定控制器，以使多旋翼器从某个瞬时角速度和取向达到上述稳态解。此外，主轴在惯性系中的取向能够用来使多旋翼器在空间中平移。

[0181] 应注意到，由于第二效应器在稳态下 $f_{T_2} > 0$ 产生显著推力，所以多旋翼器的质心将不是固定的，而是将围绕轨道连续盘旋。这是因为主轴130不与效应器推力的方向对准，使得重力方向上的分量抵消重量，但垂直于重力的分量不断地使多旋翼器加速到其轨道中心。因此，当使用上述解时，多旋翼器的质心不能保持固定在空间中的某个点处，而是将在空间中围绕此目标点具有连续运动。

[0182] 对于具有其余三个螺旋桨的四旋翼器的情况而言，可替代的策略将是禁用与其它螺旋桨不同的方向进行自旋的一个其余的工作螺旋桨，于是允许应用关于图4所引入的策略以进行控制。然而，这将接着要求每个螺旋桨必须产生多旋翼器的重量的一半以维持多旋翼器的高度，而在三个螺旋桨的情况下，每个其余螺旋桨所承载的重量的分数将更接近三分之一，从而使其成为更具吸引力的选项。本发明允许本领域技术人员选择这两种选项中的任一个。

[0183] 图10示出遭遇三个旋翼故障的四旋翼器，并且利用本发明以使用单个剩余的螺旋桨来控制多旋翼器。在不损失大部分的情况下，假设效应器1仍可操作，且效应器2、3和4已由于故障100而被禁用。推力 f_{T_1} 指向沿着图10(C)中所示的本体 z 轴，且各自的转矩向量如图10(B)中所示。由螺旋桨产生的转矩的不平衡使多旋翼器以角速度 $\boldsymbol{\omega}^B$ 旋转，使得作用于本体上的阻力转矩 $\boldsymbol{\tau}_a$ 作用来平衡螺旋桨转矩。本发明用于将多旋翼器的角速度控制为沿着主轴130，同时获得主轴150相对于惯性系的目标取向。

[0184] 通常, 主轴130将不再沿着 z ——一种用于确定主轴130的方向的方法如下, 同时参照先前图4所引入的符号以及图4)。假设 I^B 是表示在本体系中的多旋翼器的惯性矩阵, 使得:

$$I^B = \begin{bmatrix} I_x^B & 0 & 0 \\ 0 & I_x^B & 0 \\ 0 & 0 & I_z^B \end{bmatrix} \quad (26)$$

其中出于简化的目的假设: 惯性矩阵是对角矩阵, 且多旋翼器是对称的, 使得围绕 x 的惯性等于围绕 y 的惯性。此处将忽略旋翼的角动量。再次, $\omega^B = (p, q, r)$ 表示本体系中所表示的多旋翼器本体的角速度, 如图10(D)中所示。

[0185] 旋翼产生推力向量 f_{T_i} , 在本体系中被表示为 $f_{T_i} = (0, 0, f_{T_i})$ 。此外, 旋翼产生穿过质心120的转矩向量, 其在本体系中表示为:

$$\tau_i = \begin{bmatrix} 0 \\ -l f_{T_i} \\ \tau_{z_i} \end{bmatrix} \quad (27)$$

出于简化的目的将假设: 分量 τ_{z_i} 与推力成比例, 使得 $\tau_{z_i} = \kappa f_{T_i}$ 。气动转矩 τ_D 也作用于本体上, 此处出于简化的目的被假设为仅作用于 z 方向上并与 r 成比例, 使得 $\tau_D = (0, 0, -C_D r)$ 。现在能够将控制本体速率的变化的微分方程写成:

$$I^B \dot{\omega}^B = -[\omega^B \times] I^B \omega^B + \tau_i + \tau_D \quad (28)$$

其能够展开并且改写以产生以下三个微分方程:

$$\dot{p} = \frac{I_x^B - I_z^B}{I_x^B} q r \quad (29)$$

$$\dot{q} = -\frac{I_x^B - I_z^B}{I_x^B} p r - \frac{l}{I_x^B} f_{T_i} \quad (30)$$

$$\dot{r} = \kappa f_{T_i} - C_D r \quad (31)$$

假设 $n = (n_x, n_y, n_z)$ 是固定在预定参考系160(被认为是惯性参考系)中的单位向量。这个向量根据以下微分方程变化:

$$\dot{n} = -[\omega \times] n \quad (32)$$

现在目标是找到命令的力 f_{T_i} , 其产生稳定旋转速率 ω 和稳定 n , 使得 n 于是描述表示在本体系中的主轴130。这意味着 $\dot{\omega} = 0$ 且 $\dot{n} = 0$ 。由(32)得知, 这意味着 $n = c\omega$, 其中 $c^{-1} = \|\omega\|$, 使得 n 是单位向量。

[0186] 这产生一组代数方程, 其具有待求解的标量未知数 $(p, q, r, n_x, n_y, n_z, f_{T_i}, \kappa)$ 。这能够通过增加一个额外的约束条件来解决, 具体地, 使推力能够平衡多旋翼器的重量

mg :

$$f_{T_1} n_s = mg \quad (33)$$

这得出具有八个未知数的一组八个代数方程,由此能够计算稳态旋转速度 ω^B 、主轴130在本体系 n 中的方向以及稳态推力 f_{T_1} 。

[0187] 现在能够设计稳定化控制器,以使多旋翼器从某个瞬时角速度和取向达到上述稳态解。此外,主轴在惯性系中的取向能够用来使多旋翼器在空间中平移。一种产生此类控制器的方法将是使关于平衡的运动的方程线性化,且然后进行线性二次控制综合。

[0188] f_{T_1} 的低频分量能够用来当在预定时间周期上平均化时实现目标推力,而高频分量能够用来控制主轴的取向。

[0189] 应注意到,由于效应器推力不与重力向量对准,所以多旋翼器的质心将不是固定的,而是将围绕轨道连续盘旋。这是因为主轴130不与效应器推力的方向对准,使得重力方向上的分量抵消重量,但垂直于重力的分量不断地使多旋翼器加速到其轨道中心。因此,当使用上述解时,多旋翼器的质心不能在空间中的某个点处保持静止,而是将在空间中围绕此目标点具有连续运动。

[0190] 应注意到,在前文中,主要旋转并不一定是围绕惯性主轴。

[0191] 因此将明白,有效地获得了上文所阐述的目标以及其它在从前述描述中显而易见的目标,并且由于能够在不背离本发明的精神和范围的情况下在实施上述方法的过程中作出一些改变以及在所阐述的构造方面作出一些改变,所以预期上述描述中所含有且附图中所示出的所有主题应解释为说明性的且非限制性的含义。

[0192] 符号和附图标记的表格

- 100: 由于故障而禁用的效应器
- 102: 效应器
- 102a: 效应器1
- 102b: 效应器2
- 102c: 效应器3
- 102d: 效应器4
- 104: 螺旋桨
- 106: 马达
- 108: 螺旋桨旋转的方向
- 108a: 螺旋桨旋转的顺时针方向
- 108b: 螺旋桨旋转的逆时针方向
- 110: 螺旋桨的旋转驱动轴线
- 112: 多旋翼器本体
- 114: 机械结构
- 118: 围绕主轴的持久的多旋翼器旋转的方向
- 120: 多旋翼器的质心
- 130: 主轴
- 140: 四旋翼器

- 150: 主轴的目标取向
 160: 预定参考系
 302: 飞行模块
 304: 输入单元
 306: 控制单元
 308: 评价单元
 310: 传感单元
 312: 存储器单元
 314: 用于效应器的控制信号
 602: 外控制回路
 604: 内控制回路
 610: 高水平目标
 612: 平移控制器
 614: 高水平传感器(例如, Vision、GPS)
 616: 平移状态估计器
 642: 姿态控制器
 644: 惯性传感器
 646: 姿态状态估计器
 660: 螺旋桨
 802: 故障
 804: 多旋翼器是否能够产生转矩
 806: 转矩的总和能否为零, 且能否在所有三个维度上产生独立的转矩
 810: 使用标准多旋翼器控制方法
 812: 多旋翼器是不可控制的
 816: 使用本公开的控制方法
 a: 目标加速度
 f_{acs} : 目标推力量值
 f_{D_i} : 旋翼 i 的旋翼阻力向量
 f_{T_i} : 旋翼 i 的旋翼推力向量
 f_{T_i} : 对于每个螺旋桨 i 的推力
 g: 重力加速度
 m: 多旋翼器的质量
 mg: 多旋翼器的重量
 \hat{n} : 目标取向
 p, q: 角速度分量
 \dot{p}, \dot{q} : 角加速度的分量
 I^B : 惯性矩阵

f_T : 推力向量

I^B : 多旋翼器本体的惯性矩阵

I^{Ri} : 螺旋桨*i*的惯性矩阵

n : 主轴的取向

R : 旋转矩阵

x, y, z : 坐标系轴线

τ_i : 转矩向量

$\tau_{i\parallel}$: 平行于主轴的转矩向量分量

$\tau_{i\perp}$: 垂直于主轴的转矩向量分量

τ_d : 气动转矩 (标量)

$\boldsymbol{\tau}_d$: 气动转矩 (向量)

$\boldsymbol{\tau}_i$: 旋翼*i*的转矩向量

ω^R : 本体的角速度

ω^V : 多旋翼器在惯性系中的角速度

ω^{Ri} : 旋翼*i*相对于多旋翼器本体的角速度 (标量)

$\boldsymbol{\omega}^{Ri}$: 旋翼*i*相对于多旋翼器本体的角速度 (向量)

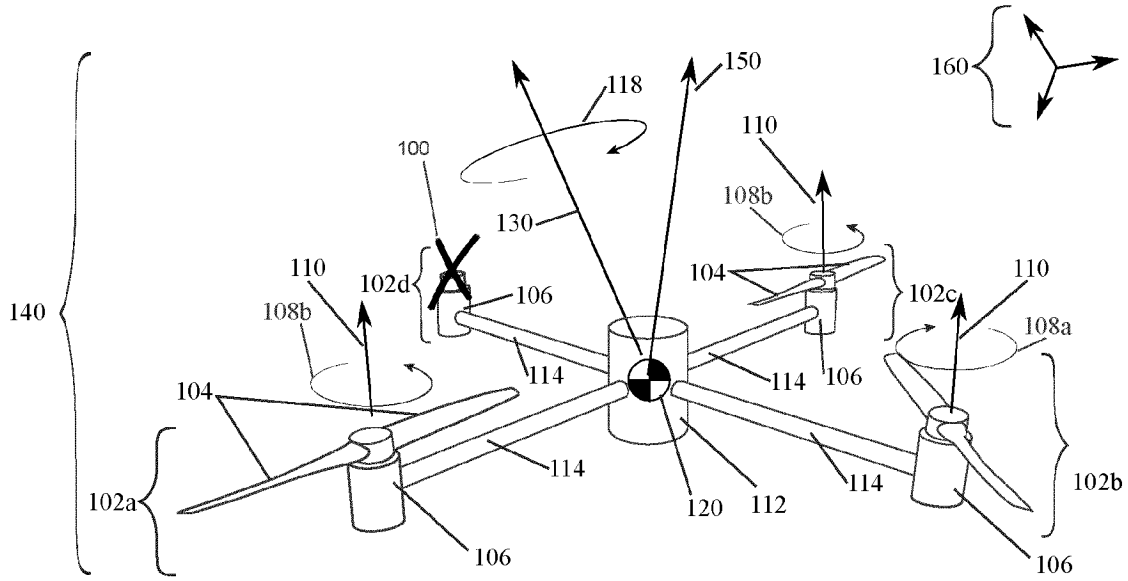
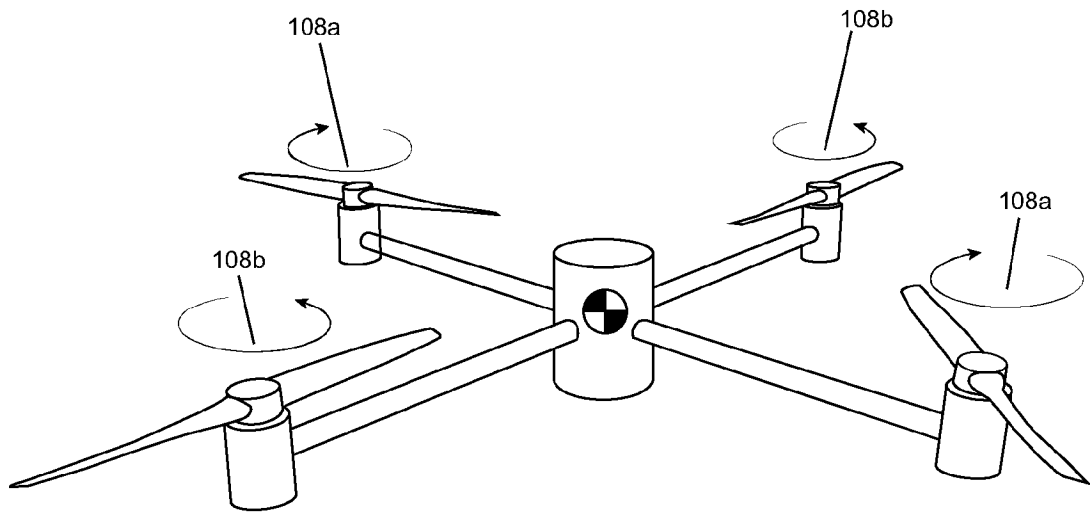


图 1



现有技术

图 2

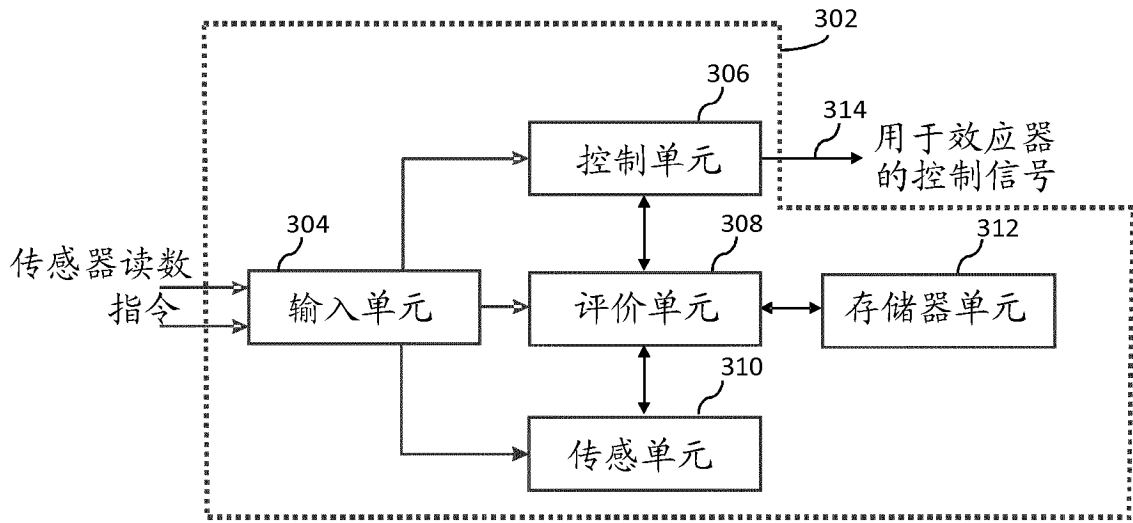


图 3

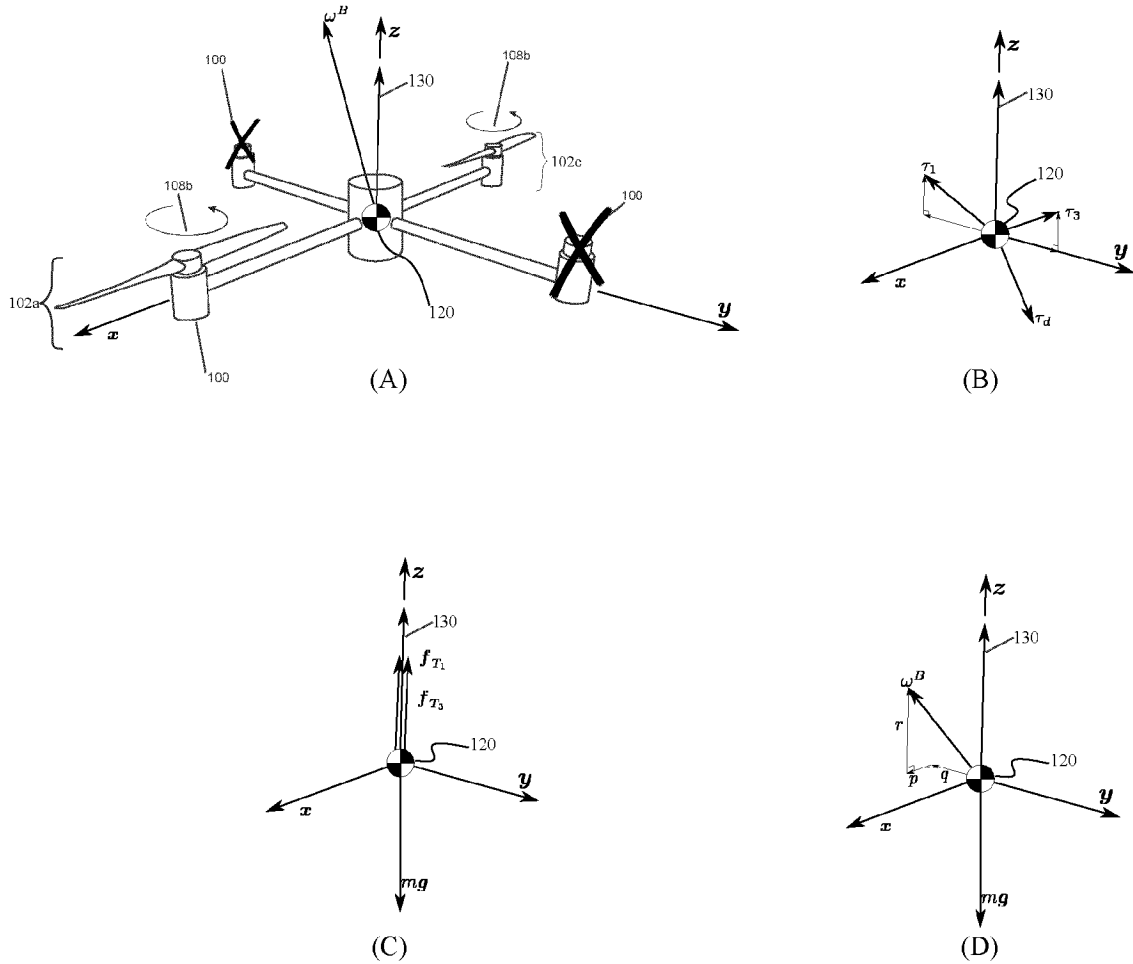


图 4

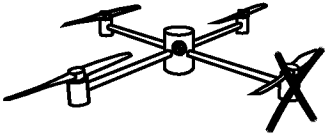
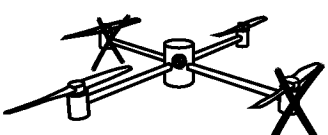
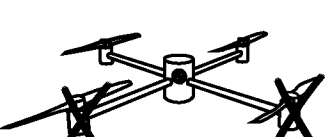
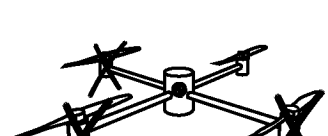
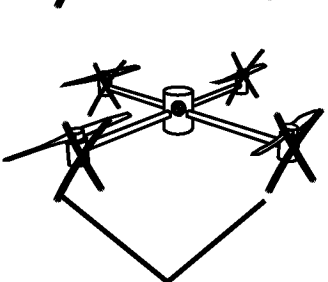
故障模式	标准控制	本公开的控制方法
a) 	X	✓
b) 	X	✓
c) 	X	✓
d) 	X	✓
e) 	X	X

图 5

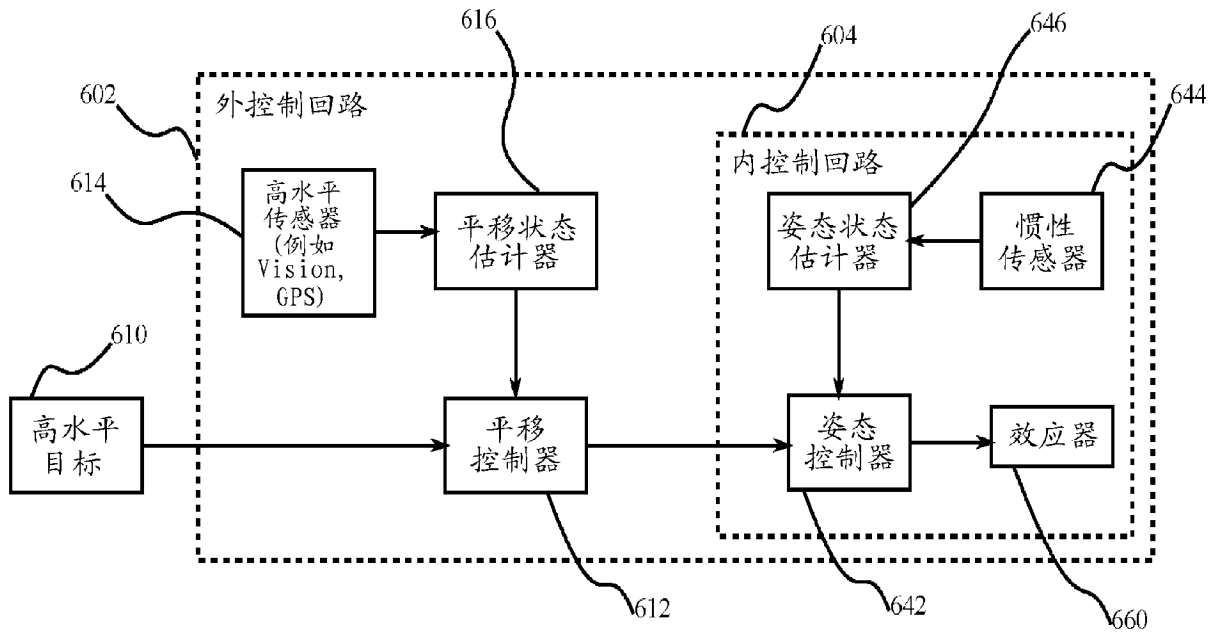


图 6

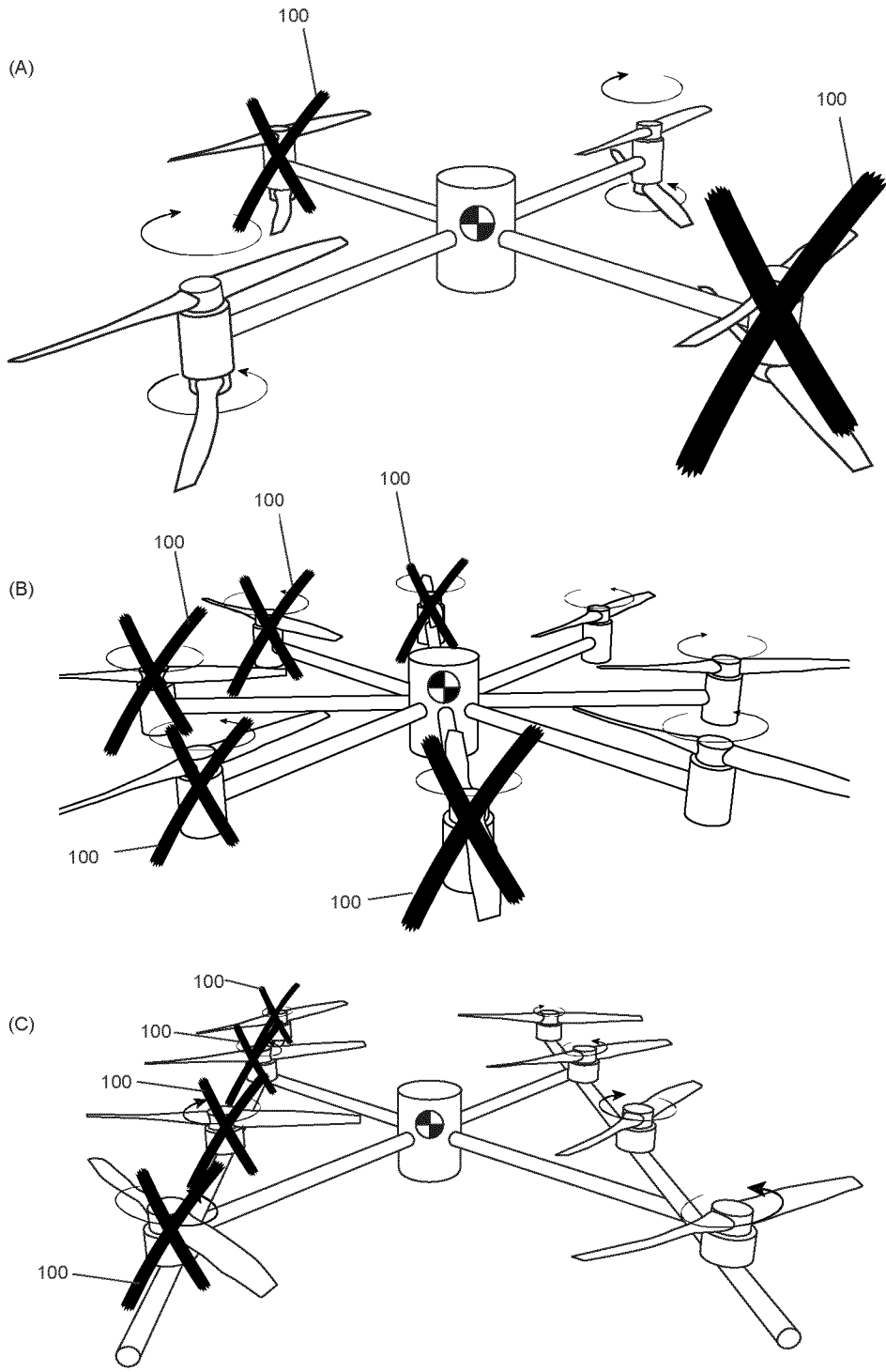


图 7

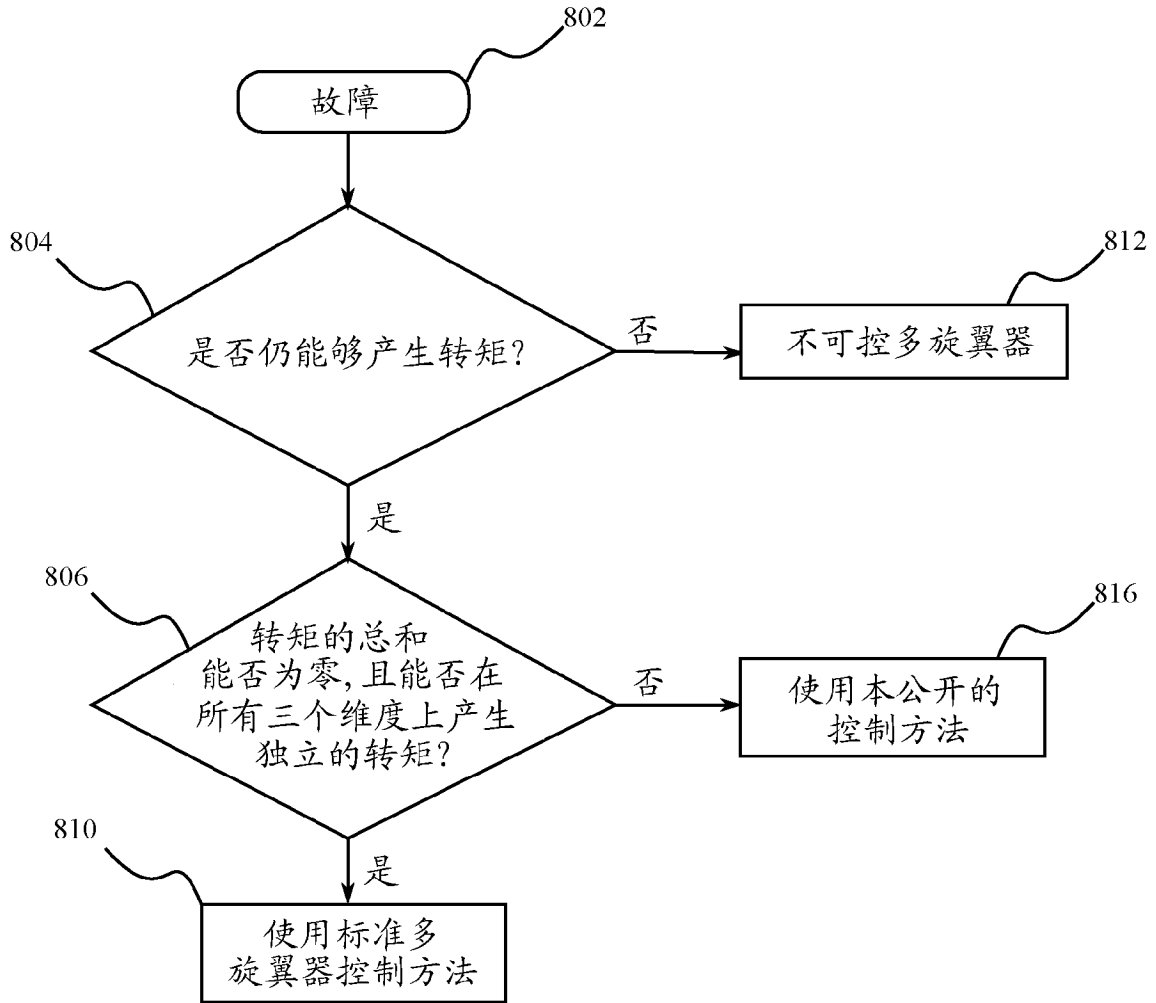


图 8

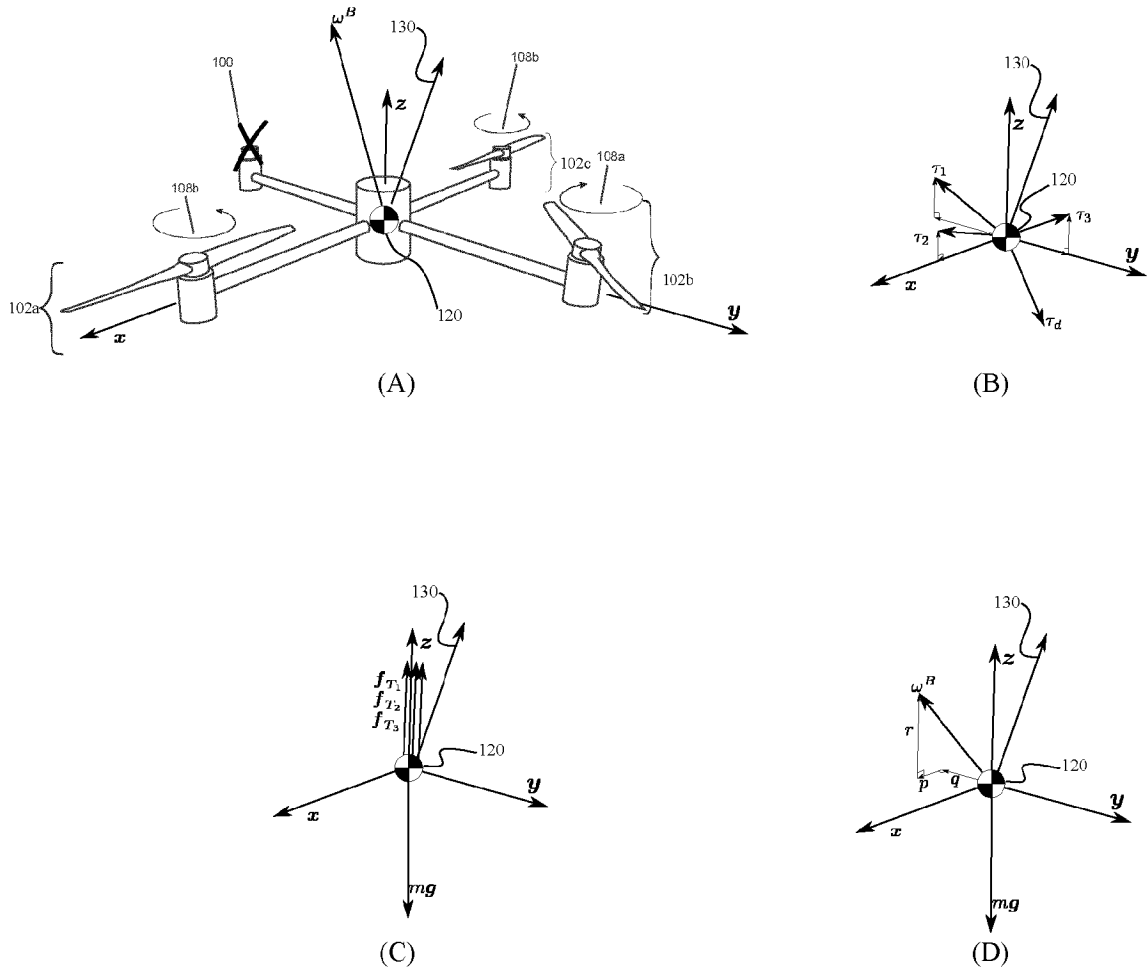


图 9

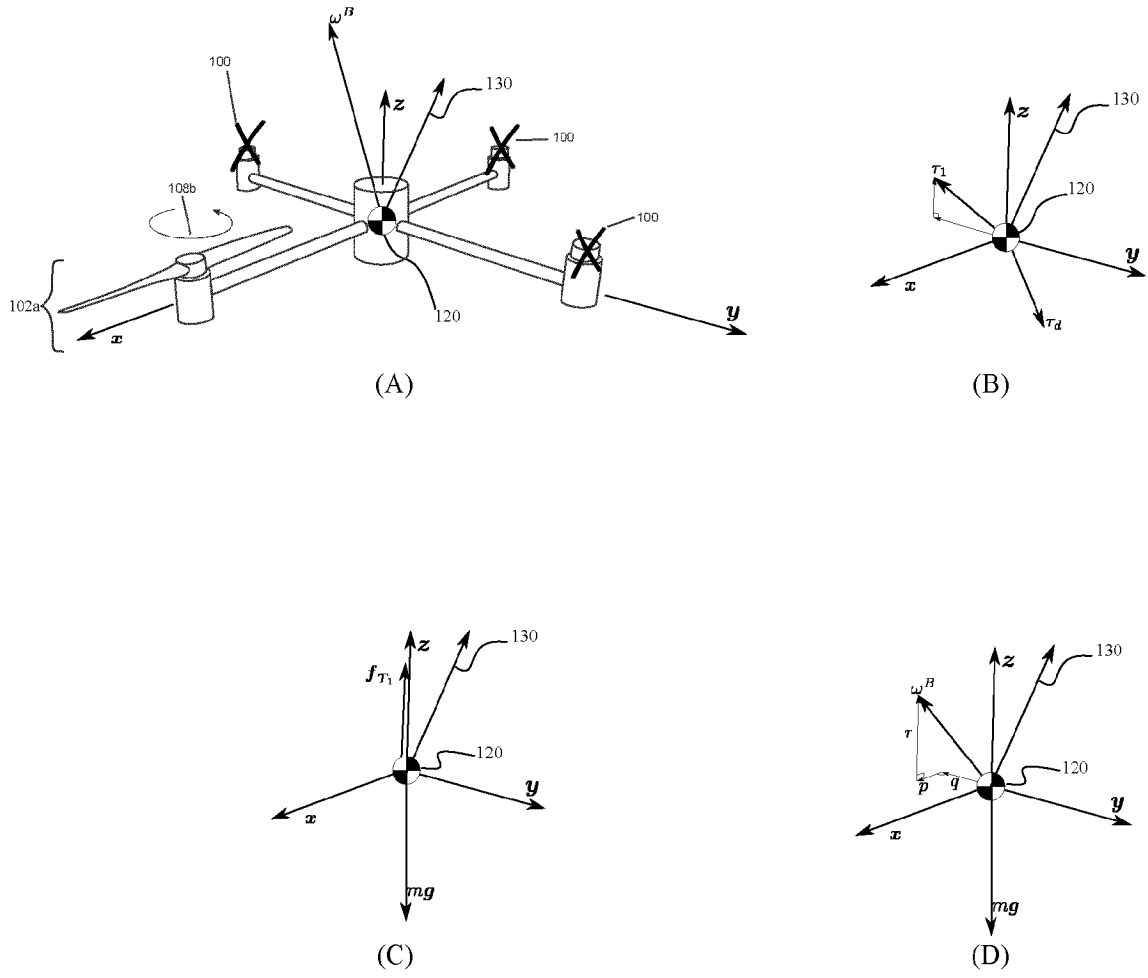


图 10