



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 119960480 A

(43) 申请公布日 2025. 05. 09

(21) 申请号 202411593431.3

G05D 109/20 (2024.01)

(22) 申请日 2024.11.08

(30) 优先权数据

102023130995.1 2023.11.08 DE

(71) 申请人 沃科波特有限公司

地址 德国布鲁赫萨尔

(72) 发明人 J·兹维纳 C·塞弗斯

J·史蒂芬

(74) 专利代理机构 北京汇知杰知识产权代理有

限公司 11587

专利代理师 李洁 董江虹

(51) Int.Cl.

G05D 1/49 (2024.01)

G05D 1/46 (2024.01)

G05D 101/10 (2024.01)

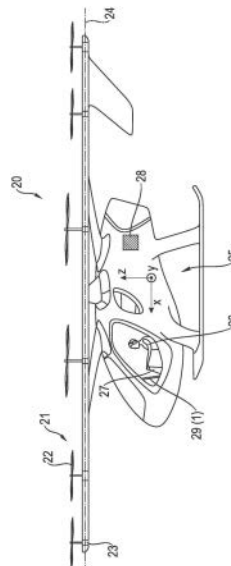
权利要求书1页 说明书13页 附图5页

(54) 发明名称

用于辅助飞行员控制飞机的方法和辅助系统以及飞机

(57) 摘要

一种辅助飞行员 (26) 控制具有多个升力生成推进装置 (21) 的飞机 (20) 的方法,所述方法包括以下步骤:对于以下中的每个,计算瞬时控制限制 (3、4):对飞机围绕其滚转轴 (x) 的控制、对飞机围绕其俯仰轴 (y) 的控制、对飞机围绕其偏航轴 (z) 的控制以及对所有推进装置 (21) 的总推力T的控制;以及通过显示装置 (29) 显示所计算的控制限制 (3、4)。



1. 用于辅助飞行员 (26) 控制具有多个升力生成推进装置 (21) 的飞机 (20) 的方法, 所述方法包括以下方法步骤:

(a) 对于以下中的每个, 计算瞬时控制限制 (3、4):

(a1) 对所述飞机围绕其滚转轴 (x) 的控制,

(a2) 对所述飞机围绕其俯仰轴 (y) 的控制,

(a3) 对所述飞机围绕其偏航轴 (z) 的控制, 以及

(a4) 对所有推进装置 (21) 的总推力 (T) 的控制; 以及

(b) 通过显示装置 (29) 向所述飞行员 (26) 显示所计算的控制限制 (3、4)。

2. 根据权利要求1所述的方法, 其中所述控制限制 (3、4) 的计算是根据所述飞机 (20) 的瞬时飞行状态和/或对所述飞机 (20) 的瞬时控制执行的, 优选地是根据对所述飞机关于其滚转轴 (x) 的控制、对所述飞机关于其俯仰轴 (y) 的控制、对所述飞机关于其偏航轴 (z) 的控制和对所有推进装置 (21) 的总推力 (T) 的控制执行的。

3. 根据前述权利要求之一所述的方法, 其中所述控制限制 (3、4) 的计算是动态地、优选地周期性地执行的。

4. 根据前述权利要求之一所述的方法, 其中所述控制限制 (3、4) 中的至少一个是相对于中性控制值 (5) 指示的。

5. 根据前述权利要求之一所述的方法, 其中所述控制限制 (3、4) 中的至少一个, 优选地所有所述控制限制 (3、4), 具有上控制限制 (3) 和下控制限制 (4)。

6. 根据权利要求5所述的方法, 其中对于至少一个控制限制 (3、4), 优选地对于所有控制限制 (3、4), 所述上控制限制 (3) 和/或所述下控制限制 (4) 以图形的方式被突出显示, 优选地通过信号颜色被突出显示。

7. 根据前述权利要求之一所述的方法, 其中瞬时控制值 (8) 被显示用于关于所述飞机的滚转轴 (x) 控制所述飞机、用于关于所述飞机的俯仰轴 (y) 控制所述飞机、用于关于所述飞机的偏航轴 (z) 控制所述飞机和/或用于控制所有推进装置 (21) 的所述总推力 (T)。

8. 根据前述权利要求之一所述的方法, 其中对所述飞机的控制由矢量 (γ) 描述, 该矢量 (γ) 包括四个分量, 即围绕相应的飞机轴 (x、y、z) 的扭矩 (τ) 的三个分量和所述总推力 (T), 其中所述扭矩 (τ) 的所述三个分量取决于各个推进装置 (21) 的布置和瞬时推力, 并且所述矢量 γ 关于所述四个分量中的每个的瞬时限制被确定以计算所述控制限制 (3、4)。

9. 用于辅助飞行员 (26) 控制飞机 (20) 的辅助系统 (1), 所述辅助系统 (1) 包括,

(a) 计算装置 (28), 其用于对于以下中的每个计算瞬时控制限制 (3、4):

(a1) 对所述飞机围绕其滚转轴 (x) 的控制,

(a2) 对所述飞机围绕其俯仰轴 (y) 的控制,

(a3) 对所述飞机围绕其偏航轴 (z) 的控制, 以及

(a4) 对所有推进装置 (21) 的总推力 (T) 的控制, 以及

(b) 显示装置 (29), 其用于向所述飞行员 (26) 显示所计算的控制限制 (3、4)。

10. 具有根据权利要求9所述的辅助系统 (1) 的飞机 (20), 其中所述飞机 (20) 包括多个升力生成推进装置 (21)。

用于辅助飞行员控制飞机的方法和辅助系统以及飞机

技术领域

[0001] 本发明涉及用于辅助飞行员控制具有多个升力生成推进装置的飞机的方法和辅助系统以及具有这样的辅助系统的飞机。

背景技术

[0002] 具有电传操纵 (fly-by-Wire) 控制的飞机——特别是具有电力推进以及垂直起飞和降落 (eVTOL) 机制的飞机——通常不提供允许飞行员判断所请求的控制输入是否可以用全部功率或仅用部分功率 (或根本不能) 执行的直接的触觉反馈。即使控制输入可以被完全地执行, 即如果飞机可以达到飞行员所请求的飞行状态, 在给定的情况下, 对于飞行员来说可能无法明显地识别控制的剩余裕度 (margin)。换句话说, 飞行员可能无法意识到是否还有控制裕度来控制飞机或还有多少控制裕度来控制飞机。

[0003] 触觉反馈——特别是经由飞机的控制杆的触觉反馈——的使用是从现有技术中已知的。在这里, 致动器导致从控制杆传递到飞行员的力反馈。

[0004] 然而, 在 eVTOL 飞机中, 特别是在具有多转子设计和/或具有大量的推进装置——其具有用于各个推进装置的固定的和/或可调整的俯仰或攻角——的飞机中, 在控制轴之间没有明确的独立性。例如, 在盘旋模式中, 与滚转轴或俯仰轴有关的控制输入可以相比于在滚转轴和俯仰轴上明显更多地降低沿偏航轴的控制储备。这是由以下事实引起的: 这样的飞机可以具有以致动器形式的 N 个推进装置 (转子或螺旋桨以及推进发动机; $N \in \mathbb{N}$), 推进装置中的每个可以通过调节相应的转子每分钟转数 (RPM) 来控制。这 N 个致动器生成并且可以作用在飞机机身上的推力和扭矩的总和被用来控制和稳定飞机。因此, 没有推进装置可以生成无限制的推力和扭矩。还存在控制的下限制 (limitation, 极限), 因为在飞行期间完全地关闭单独的致动器是不期望的。虽然从控制理论的角度来看, 用于各个致动器的这些限制是相关的控制限制, 但这些限制在命令方面对飞行员是低益处的, 特别是因为单独的致动器的饱和并不意味着已经达到飞机整体的控制限制。这是由于所需的工作负荷可以分布在所有可用的致动器上的事实。

[0005] 最后, 从现有技术已知的力反馈对于 eVTOL 飞机的飞行员可能是模糊的和令人困惑的。在飞行安全方面, 这表示了人机交互中不可容忍的不一致。

[0006] 不考虑上述缺点, 使用致动器的主动反馈的引入不可避免地增加相应的飞机的重量和复杂性。此外, 大量的附加的部件也增加了可能的误差源的潜在性。

发明内容

[0007] 本发明的一个目的是满足现有技术的上述需要和/或消除相关联的缺点。具体地, 本发明的一个目的是提供一种方法、一种辅助系统和一种飞机, 使用其, 在飞行员和飞机之间的交互中提高飞行安全, 而无需不得不增加飞机的总重量。

[0008] 此目的通过根据本发明的用于辅助飞行员控制具有多个升力生成推进装置的飞机的方法来解决。所述方法包括以下方法步骤: (a) 对于以下中的每个, 计算瞬时控制限制:

(a1) 对所述飞机围绕其滚转轴的控制, (a2) 对所述飞机围绕其俯仰轴的控制, (a3) 对所述飞机围绕其偏航轴的控制, 以及 (a4) 对所有推进装置的总推力的控制; 以及 (b) 通过显示装置向所述飞行员显示所计算的控制限制。根据本发明的方法的有利的另一些实施方案在以下描述中进行解释。

[0009] 为解决上述目的, 根据本发明, 提出一种适合用于辅助飞行员控制具有多个升力生成推进装置的飞机的方法。换句话说, 此方法优选地适用于具有多个推进装置 (特别是多个转子) 的飞机。推进装置被配置为以使得飞机可以起飞和/或降落 (例如垂直起飞和/或垂直降落) 的方式生成升力。取决于推进装置相对于飞机的倾斜角度和/或飞机在空间中的倾斜角度, 推进装置还可以被配置为生成向前的驱动。例如, 飞机可以是具有数个转子的多旋翼直升机, 特别是 eVTOL。优选地, 推进装置中的每个相对于飞机具有不可改变的倾斜角度。

[0010] 根据本发明, 该方法包括计算飞机的瞬时控制限制的方法步骤。例如, 计算可以由计算装置执行。

[0011] 出于本发明的目的, 术语“控制限制”指用于控制飞机的物理限制。这意味着, 例如, 控制限制之外的对飞机的控制是在物理上不可能的和/或导致飞机坠毁。具体地, 控制限制可以对应于通过飞机在物理上可实现的飞行状态。例如, 控制限制可以是关于飞机的滚转轴的最大滚转角、关于飞机的俯仰轴的最大俯仰角、关于飞机的偏航轴的最大偏航角和/或最大总推力的限制。替代地或附加地, 控制限制可以被配置为围绕对应的飞机轴的滚转速率、俯仰速率和/或偏航速率的限制。其他形式的限制, 例如围绕对应的飞机轴的最大旋转加速度和/或最大扭矩的限制, 作为控制限制也是可能的。

[0012] 出于本发明的目的, 术语“瞬时”被理解为意味着就时间而言的当前状态。这意味着, 例如, 瞬时计算的结果可能偏离在过去和/或在未来中 (特别是在过去和/或未来的时间步中) 的相同计算的结果。

[0013] 根据本发明, 在每种情况下对于以下计算瞬时控制限制: 对飞机关于其滚转轴的控制、对飞机关于其俯仰轴的控制、对飞机关于其偏航轴的控制以及对所有推进装置的总推力的控制。因此, 物理事实被考虑, 根据该物理事实, 具有数个升力生成推进装置的飞机 (特别是 eVTOL, 优选地以多旋翼直升机形式), 所有上述控制参数互相影响或互相依赖。对飞机围绕其滚转轴、其俯仰轴和/或其偏航轴的控制可以特别地取决于各个推进装置的布置和/或瞬时推力输出。

[0014] 在根据本发明的方法的另一方法步骤中, 由显示装置显示所计算的控制限制。例如, 显示可以采取刻度的形式。通过显示所计算的控制限制, 可以使这些所计算的控制限制是飞行员通过技术手段可达到的 (accessible, 可使用的)。

[0015] 本发明产生的技术贡献以使得飞行员始终知道待控制的飞机的物理性能限制的方式提高了飞行员和飞机之间的人机交互。根据本发明的方法具有如下有利的效果: 通过上述技术措施使飞行员一直被告知飞机的当前限制或控制限制。这使得飞行员能够始终在飞机的物理能力内控制飞机。特别是, 基于所显示的计算的控制限制, 使得飞行员能够始终在飞机的物理能力内控制飞机。换句话说, 根据本发明的方法避免了在飞机的物理能力外操作飞机, 这同时降低了潜在的坠毁的风险。因此, 除了其他事项之外, 根据本发明的方法还具有提高飞行安全而无需不得不通过附加的部件增加飞机的总重量的优点。

[0016] 在根据本发明的方法的一个示例性实施方案中, 控制限制是根据飞机的当前飞行

状态计算的。因此,例如,通过传感器可以检测飞机在空间中的当前位置和/或朝向飞机的气流。替代地或附加地,当前控制限制可以是根据飞机的控制系统计算的。

[0017] 具体地,术语“对飞机的控制”可以指对飞机关于其滚转轴、关于其俯仰轴、关于其偏航轴的控制和/或关于对所有推进装置的总推力的控制。与上述无关,瞬时控制限制可以根据飞行员的瞬时控制输入和/或根据瞬时控制信号来计算。例如,控制信号可以是来自飞行控制计算机到推进装置的信号。具体地,转子的目标转速和/或与转子的目标转速对应的对推进装置的控制可以是在本发明的含义内的控制信号。

[0018] 上述实施方案有利地具有当计算当前控制限制时考虑所有当前控制参数的效果。除了其他事项之外,这还具有如下优点:可以通过技术手段特别准确地记录飞机的在物理上存在的飞行状态以提高所计算的控制限制的精度。

[0019] 根据另一示例性实施方案,控制限制的计算是动态地执行的。换句话说,控制限制的计算是随着时间的推移重复地执行的。优选地,控制限制的计算是周期性地执行的,例如是以预定义的时间间隔重复地执行的。优选地,单独的计算步骤之间的时间间隔被选择得如此短,使得控制限制的计算被实时地执行。

[0020] 对控制限制的动态的(特别是周期性的)计算有利地确保所计算的控制限制总是对应于飞机的当前飞行状态。这具有如下优点:通过所述方法提供的控制限制足够精确地对应于飞机的当前的最大的在物理上可实现的飞行状态。因此,可以进一步提高飞行安全。

[0021] 优选地,所计算的控制限制中的每个被分开显示。换句话说,所计算的控制限制中的每个与其他所计算的控制限制被分开显示,特别是在距其他所计算的控制限制一距离处被分开显示。这样的显示有利地具有飞行员可以特别容易地识别单独的控制限制的效果。这可以具有进一步提高飞行安全的优点。替代地,还可以设想所计算的控制限制至少部分重叠地被显示。这具有对所计算的控制限制的显示需要更少的显示区域的优点。在此方面,除了所计算的控制限制之外,可以显示另外的信息。

[0022] 在另一示例性实施方案中,可以显示中性控制值。出于本发明的目的,术语“中性控制值”被理解为意味着对应的控制参数的中性输出值。例如,用于关于飞机的滚转轴控制飞机的中性控制值是 0° 滚转角。这同样可以适用于用于关于飞机的俯仰轴和/或偏航轴控制飞机的中性控制值。替代地或附加地,用于关于对应的飞机轴控制飞机的中性控制值还可以是 $0^\circ/\text{s}$ 的转速、 $0^\circ/\text{s}^2$ 的旋转加速度和/或 0Nm 的扭矩。关于所有推进装置的总推力的中性控制值可以是 0 牛顿(N)。换句话说,当中性控制值存在时,推进装置不生成升力或生成可忽略不计的升力。

[0023] 优选地,所计算的控制限制各自关于相应的中性控制值被显示。例如,与其中对飞机的控制被严格限制的控制限制相比,其中对飞机的控制未被完全限制或仅被轻微限制的控制限制可以被显示得距所显示的中性控制值更远。这样的显示可以有利地确保飞行员可以特别容易地识别单独的控制限制。这可以具有通过为飞行员提供对飞机的控制限制的更好的概览来进一步提高飞行安全的优点。换句话说,产生的技术贡献以使得飞行员始终知道关于待控制的飞机的中性控制值的物理性能限制的方式提高了飞行员和飞机之间的人机交互。

[0024] 在所述方法的另一示例性实施方案中,对于至少一个控制限制,对应的控制限制内的区域可以在视觉上与对应的控制限制外的区域不同地被显示。优选地,控制限制中的

每个内的区域在视觉上关于对应的控制限制外的区域被不同地指示。例如,可以通过使用不同的颜色和/或不同的图形结构实现视觉区分。例如,控制限制内的区域可以绿色颜色被显示。控制限制外的区域可以黑色被显示。在视觉上区分的显示可以有利地确保飞行员可以特别容易地识别单独的控制限制内的控制区域。因此,这可以通过为飞行员提供对飞机的控制限制的更好的概览来进一步提高飞行安全。换句话说,产生的技术贡献以使得飞行员可以更容易地识别飞机的物理性能限制的方式提高了飞行员和飞机之间的人机交互。

[0025] 控制限制中的至少一个可以具有上控制限制和下控制限制。优选地,所有的控制限制各自包括上控制限制和下控制限制。

[0026] 特别是,上控制限制可以是最大的控制值。例如,用于控制飞机围绕其滚转轴的上控制限制是飞机可以实现的最大滚转角度。下控制限制优选地是以相反的方向的最大滚转角度。这同样还可以适用于关于飞机的俯仰轴和/或偏航轴的上控制限制和下控制限制。替代地或附加地,关于对应的飞机轴的上控制限制还可以是以第一旋转方向的最大旋转速度、以第一旋转方向的最大旋转加速度和/或以第一方向的最大扭矩。关于对应的飞机轴,下控制限制可以是以与第一旋转方向相反的第二旋转方向的最大旋转速度。还可以设想,关于对应的飞机轴的下控制限制是以第二旋转方向的最大旋转加速度和/或以第二方向的最大扭矩。关于所有推进装置的总推力,上控制限制可以对应于最大推力。换句话说,推进装置在上控制限制处生成最大的可能的升力。

[0027] 优选地,用于控制限制中的至少一个的上控制限制和/或下控制限制在被显示时在视觉上被强调。特别优选地,对于所有控制限制,突出显示相应的上控制限制和/或下控制限制。例如,可以使用如红色的信号颜色和/或诸如闪烁的特别明显的图形显示在视觉上突出显示上控制限制和下控制限制。替代地或附加地,还可以通过显示数值,特别是动态地改变数值来指示上控制限制和下控制限制。视觉的突出显示可以有利地具有飞行员可以特别容易地识别对应的控制限制的效果。因此,这可以通过为飞行员提供对飞机的控制限制的更好的概览来进一步提高飞行安全。换句话说,产生的技术贡献以使得飞行员始终知道飞机的物理性能限制的方式提高了飞行员和飞机之间的人机交互。

[0028] 不管上述内容,上控制限制和下控制限制可以被显示为平行的线。替代地或附加地,可以在相对于相应的中性控制值一距离处显示上控制限制和下控制限制。优选地,控制限制和中性控制值之间的距离根据所计算的瞬时控制限制而变化。

[0029] 在所述方法的另一示例性实施方案中,对于对飞机关于其滚转轴的控制、对飞机关于其俯仰轴的控制、对飞机关于其偏航轴的控制和/或对所有推进装置的总推力的控制,显示瞬时控制值。这可以有利地使得飞行员能够相对于所计算的控制限制评估他的当前控制输入。换句话说,这样的实施方案使用技术手段来通知飞行员他的控制输入与对飞机的物理上可能的飞行控制之间的关系。这可以具有通过为飞行员提供对飞机的控制限制的更好的概览来进一步提高飞行安全的优点。换句话说,产生的技术贡献以使得飞行员知道关于飞机的瞬时控制值的物理性能限制的方式提高了飞行员和飞机之间的人机交互。

[0030] 在上述实施方案的一个有利的进一步的发展中,对应的瞬时控制值一达到所计算的控制限制,对瞬时控制值的显示就改变。这允许通过技术手段在视觉上向飞行员发出飞行员已经使用他的控制输入耗尽了飞机在物理上可能的控制潜力的信号。替代地或附加地,该技术手段还可以向飞行员提供触觉的和/或听觉的信号。

[0031] 根据本发明的方法的另一个有利的进一步的发展提供了使用图形标记来指示讨论中的控制部件/控制参数(例如,对飞机围绕其滚转轴、俯仰轴、偏航轴和/或总推力的控制)的瞬时控制值。部件的控制值可以根据图形标记的位置动态地并且以数字方式显示在上方或下方。可以结合显示控制限制的上限制和下限制来显示部件的控制值。标记(例如箭头或三角形)的颜色优选地根据相关联的值与瞬时控制限制的距离而改变。因此,当达到当前控制限制时,标记的显示颜色可以对应于对应的控制限制的显示颜色,例如被改变为红色,而除此之外的显示颜色例如为绿色。当接近控制限制时,还可以使用中间的颜色,例如黄色和/或橙色。最优选地,当达到当前控制限制时,还触发听觉的、视觉的和/或触觉的警报。在这种情况下,标记本身还可以被显示为闪烁的。这可以具有通过为飞行员提供飞机的控制限制的更好的概览来进一步提高飞行安全的优点。换句话说,产生的技术贡献以使得飞行员始终知道关于待控制的飞机的物理性能限制的方式提高了飞行员和飞机之间的人机交互。在所述方法的一个示例性的进一步的发展中,可以围绕中心显示区域布置用于单独的控制限制的显示。所述中心显示区域可以有利地以传统的方法用于显示飞机的仪器等。特别是,飞行员熟悉的所谓的“基本T”——优选地包括用于人工地平线、高度计、空速指示器和陀螺仪的显示——可以被显示在中心显示区域中,以便(也)为飞行员提供从其他飞机熟悉的驾驶舱设计。这可以使驾驶飞机甚至更容易。

[0032] 在所述方法的另一示例性实施方案中,对飞机的控制可以通过矢量描述。具体地,矢量可以对应于飞机的当前飞行状态。优选地,矢量包括四个分量,即围绕相应的飞机轴的扭矩的三个分量和所有推进装置的总推力。构成扭矩的三个分量可以取决于各个推进装置的布置和/或瞬时推力。为了计算控制限制,矢量的四个分量中的每个的瞬时限制被特别地确定。

[0033] 对于矢量的示例性计算,作用在飞机机身上的三维扭矩矢量 τ (以牛米为单位的滚转、俯仰和偏航扭矩)和由所有推进装置在转子平面中作为一个整体生成的总推力 T (以牛顿为单位),可以经由所谓的电机矩阵 M 与单独的致动器速度命令在数学上相关:

$$[0034] \quad \mathbf{M} \cdot \mathbf{RPM}_{\text{cmd}}^2 = \gamma$$

[0035] 在此发明的意义上,“矢量”包括对于特定时间戳的用于每个控制参数的瞬间单个值。例如,在瞬间时间戳 t_0 处,矢量 γ 可以包括用于控制飞机围绕其滚转轴的、用于控制飞机围绕其俯仰轴的、用于控制飞机围绕其偏航轴的和用于控制所有推进装置的总推力的控制参数的特定值。用于控制飞机围绕一个轴的控制参数的特定值可以具有单位度、度/s、度/s²或弧度、弧度/s或弧度/s²中的一个。用于控制所有推进装置的总推力的控制参数的特定值可以具有单位牛顿(N)。

[0036] 在时间戳 t_0 之后的时间戳 t_1 处,矢量 γ 内的控制参数的值可以与在 t_0 处的矢量 γ 内的控制参数的值不同。

[0037] 矢量 $\mathbf{RPM}_{\text{cmd}}$ ——其中 $\mathbf{RPM}_{\text{min}} \leq \mathbf{RPM}_{\text{cmd}} \leq \mathbf{RPM}_{\text{max}}$ ——可以包含速度命令(例如以每分钟转数为单位)并且优选地具有维度 N (N =推进装置的数目),电机矩阵 M 是一个 $4 \times N$ 矩阵,并且矢量 γ 具有维度4(包含三维扭矩矢量 τ 和总推力 T)。矢量 $\mathbf{RPM}_{\text{cmd}}$ 的平方在这里意味着逐个元素地求平方。电机矩阵 M 优选地取决于飞机中的单独的电机(或相应的转子)的位置以及可以由电机/转子生成的扭矩和推力。替代地或附加地,电机矩阵 M 还可以取决于单独的电机的健康状况。单独的电机的健康状况可以通过值在例如 $[0, 1]$ 之间的范围的权重表示。应

注意,这些值可以根据诸如空气密度或(电气)电压的多种因素而变化。一般来说,然而,用于给定的状况的电机矩阵M可以由常数矩阵近似。在下文中,假设合适的矩阵M是给定的或已知的。

[0038] 作为下RPM限制 RPM_{min} 或上RPM限制 RPM_{max} 的结果,矢量 γ 的所有可能的排列的集合被4维凸包——即所谓的4D多面体,其定义飞机的控制限制——包围。换句话说,4D多面体定义了控制限制/参数的控制量(volume)。对于稳定的、受控的飞机,控制参数必须在此控制量内。如果控制参数(每个飞机轴中的扭矩或总推力)下降到或超过到控制量之外,飞机的性能的下降发生。对控制参数的显示可以指示整个飞机系统或飞行控制系统的稳定的或不稳定的操作状态。这帮助飞行员采取必要的行动,以使飞机再次稳定或使飞机回到4D多面体内。例如,飞行员可以使用飞行员控制杆和推力调节器手动地恢复飞机,或者飞行员可以按压恢复按钮使得飞机可以自动地恢复其控制状态。本发明的有利的实施方案现在允许通过4D超椭球以最好的可能的拟合(例如,根据最小二乘法)近似此4D多面体。为了例示,参考对下文附图(特别是图1)的描述。

[0039] 矢量 γ 对此4D超椭球的约束可以被表示为二次不等式:

$$[0040] \quad (\gamma - \gamma_0)^T \cdot A \cdot (\gamma - \gamma_0) \leq 1$$

[0041] 其中

$$[0042] \quad A = \text{diag} \left(\frac{1}{L_{max}^2}, \frac{1}{M_{max}^2}, \frac{1}{N_{max}^2}, \frac{1}{T_{max}^2} \right),$$

$$[0043] \quad \gamma_0 = (L_0, M_0, N_0, T_0)^T$$

[0044] 以及指定超椭球的半轴长度的标量值 L_{max} 、 M_{max} 、 N_{max} 和 T_{max} ,以及定义超椭球的中心的标量值 L_0 、 M_0 、 N_0 和 T_0 。

[0045] 重要的是要注意,椭球轴的最大值和中心值是恒定的,而沿每个轴的当前限制是高度动态的并且不断地变化的,取决于(由飞行员)当前命令的4D矢量 γ_{cmd} 的值,即取决于当前控制输入。一个好的实施例是如下一种状况:其中最大推力命令没有留下更多空间用于滚转和俯仰命令或对应的操纵,因为所有的电机已经以全速运行并且没有更多可用的速度差用于将滚转或俯仰力矩传递到飞机机身。

[0046] 本发明的一个可能的方面现在在于计算所提及的当前控制限制(例如在上文所解释的超椭球表示的基础上),以及使用它们用于显示。基本上,目的是向飞行员动态地显示用于四个可用自由度(此处对应于滚转、俯仰、偏航和升力/总推力)中的每个的当前剩余的控制裕度。对于在任何时期处——即在给定的时间间隔内——的给定的 γ_{cmd} ,可以逐时期地计算用于所有轴的控制限制。这些动态地计算的控制限制然后可以被显示给飞行员。

[0047] 通过以下方式获得用于轴中的每个的两个单独的控制限制(上控制限制和下控制限制):确定通过 γ_{cmd} 的沿控制轴的线与在4维扭矩-推力空间中的超椭球的两个交点。

[0048] 假设 $\tau = \gamma - \gamma_0$,将找到椭球的沿搜索方向 v 的一般比率 κ 的交点。然后以下适用:

$$[0049] \quad (\tau + \alpha v)^T A (\tau + \alpha v) = \kappa.$$

[0050] 这导致以下类型的解:

$$[0051] \quad \alpha = \frac{-v^T A \tau \pm \sqrt{(v^T A \tau)^2 + (v^T A v)(\kappa - \tau^T A \tau)}}{v^T A v}.$$

[0052] 为了找到所有的解,如果对于搜索方向 v 连续地选择所有的单位方向(即 $v = (1, 0, 0, 0)^T$ 、 $(0, 1, 0, 0)^T$ 等)并且附加地设置 $k=1$,计算被如下简化(具有对符号的略微滥用):

[0053] 用于四个轴的动态的上控制限制 $\gamma_{\max}^{\text{dyn}}$ 和下控制限制 $\gamma_{\min}^{\text{dyn}}$,即矢量 γ 关于四个分量(椭球的轴)中的每个的瞬时控制限制,可以被计算为如下:

[0054] $c = 1 - (\gamma - \gamma_0)^T \cdot A \cdot (Y - Y_0) \in [0, 1]$,

$$d = c \gamma_{\max}^2 + (\gamma - \gamma_0)^2,$$

[0055] $\gamma_{\max}^{\text{dyn}} = \gamma_0 + \sqrt{d}$,

$$\gamma_{\min}^{\text{dyn}} = \gamma_0 - \sqrt{d},$$

[0056] 由此 $\gamma_{\max} = (L_{\max}, M_{\max}, N_{\max}, T_{\max})^T$ 和 $(.)^2$ 表示逐元素地求平方,并且平方根也是逐元素地进行的。换句话说, $(.)^2$ 包含从两个矢量 γ 和 γ_0 中获取每个对应的元素对,计算它们的差并且然后对每个差的结果求平方。如上文详细描述,动态地确定的控制限制然后可以图形化地显示给飞行员。

[0057] 在开始时制定的本发明的任务也使用根据本发明的用于辅助飞行员控制飞机的辅助系统来解决。所述辅助系统包括,(a) 计算装置,其用于对于以下中的每个计算瞬时控制限制:(a1) 对所述飞机围绕其滚转轴的控制,(a2) 对所述飞机围绕其俯仰轴的控制,(a3) 对所述飞机围绕其偏航轴的控制,以及(a4) 对所有推进装置的总推力的控制,以及(b) 显示装置,其用于向所述飞行员显示所计算的控制限制。在下面的描述中解释根据本发明的辅助系统的有利的进一步的发展。

[0058] 根据本发明的辅助系统实现了与上述方法之一相同的发明构思。具体地,根据本发明的辅助系统被配置为执行上述方法之一。在此方面,所有上述特征、特征的结合和优点还可以与辅助系统结合或应用于辅助系统。

[0059] 辅助系统具体地被配置为支持飞行员控制飞机。辅助系统包括至少一个计算装置和一个显示装置。计算装置和显示装置优选地以信号通信的方式互相连接。独立于上述内容,计算装置和显示装置可以在空间上互相间隔开或可以形成在共同的装置内。

[0060] 根据本发明,计算装置被配置为计算用于关于飞机的滚转轴控制飞机的、用于关于飞机的俯仰轴控制飞机的、用于关于飞机的偏航轴控制飞机的和用于控制所有推进装置的总推力的瞬时控制限制。计算装置可以例如为处理器和/或计算机。

[0061] 显示装置被配置为显示所计算的控制限制,特别是由计算装置计算的控制限制。显示装置可以例如为显示器,特别是抬头显示器(HUD)和/或具有显示功能的触控板。

[0062] 在根据本发明的辅助系统的另一示例性发展中,辅助系统包括输入装置。优选地,输入装置被配置为飞行员控制杆(PCS)。输入装置可以直接地或间接地以信号通信的方式连接和/或可连接到计算装置。例如,输入装置可以经由一个或多个其他装置间接地连接到计算装置。不管上述情况如何,输入装置可以直接地或间接地以信号通信的方式连接和/或可连接到显示装置。例如,输入装置可以经由一个或多个其他装置间接地连接到显示装置。优选地,输入装置以信令通信的方式连接和/或可以连接到计算装置。就其本身而言,计算装置可以信号通信的方式连接和/或可连接到显示装置。例如,输入装置可以被配置为接收

飞行员的控制命令。优选地,由输入装置接收的飞行员的控制命令然后被提供给计算装置作为控制输入,特别是作为对应于控制输入的信号。飞行员的控制命令可以从与飞行员控制杆(PCS)相关联的多种传感器测量,该传感器是例如力传感器或位置传感器或任何其他类型,其中这些传感器信号然后被处理以通过计算装置生成控制输入。

[0063] 计算装置可以修改和/或未修改的形式将控制输入传输到显示装置。作为控制方法的一部分,计算装置可以修改,特别是编辑和/或处理控制输入。例如,控制方法可以具有伪控制,使得控制方法表示一种从控制输入和状态向伪控制的映射规范。

[0064] 在开始时制定的本发明的任务也使用根据本发明的具有如上文所描述的辅助系统的飞机来解决。所述飞机包括多个升力生成推进装置。在以下描述中解释了根据本发明的飞机的有利的另一些实施方案。

[0065] 根据本发明的飞机实现了与上述方法之一和/或上述辅助系统之一相同的发明构思。根据本发明的飞机优选地包括上述辅助系统之一。在此方面,所有上述特征、特征的结合和优点还可以与飞机一起或由飞机实现/结合。

[0066] 根据本发明,除了上述辅助系统之一之外,飞机包括多个升力生成推进装置。多个升力生成推进装置中的至少一个包括转子和用于驱动转子的电机。优选地,多个升力生成推进装置中的每个包括转子和用于驱动对应的转子的电机。

[0067] 在飞机的一个示例性实施方案中,推进装置以使得推进装置生成维持飞机在基本稳定的悬停位置所需的升力的方式被布置和/或配置在飞机上。换句话说,推进装置以使得推进装置可以生成垂直升力的方式被布置和/或配置在飞机上。

[0068] 本发明以及本发明的有利的另一些实施方案还可以由以下方面通过实施例的方式被描述。在这些方面中列出的特征可以与上述特征结合。

[0069] 方面1辅助飞行员控制具有多个升力生成推进装置的飞机的方法,所述方法包括以下方法步骤:

[0070] 对于以下中的每个,计算瞬时控制限制:

[0071] 对所述飞机围绕其滚转轴的控制,

[0072] 对所述飞机围绕其俯仰轴的控制,

[0073] 对所述飞机围绕其偏航轴的控制,以及

[0074] 对所有推进装置的总推力T的控制,以及

[0075] 通过显示装置显示所计算的控制限制。

[0076] 方面2根据方面1所述的方法,其中所述控制限制的计算是根据所述飞机的瞬时飞行状态和/或对所述飞机的瞬时控制执行的,优选地是根据对所述飞机围绕其滚转轴的控制、对所述飞机围绕其俯仰轴的控制、对所述飞机围绕其偏航轴的控制以及对所有推进装置的总推力T的控制执行的。

[0077] 方面3根据前述方面之一所述的方法,其中所述控制限制的计算是动态地、优选地周期性地执行的。

[0078] 方面4根据前述方面之一所述的方法,其中所述控制限制对应于所述飞机在物理上可实现的飞行状态。

[0079] 方面5根据前述方面之一所述的方法,其中所计算的控制限制中的每个与相应的其他所计算的控制限制被分开显示。

[0080] 方面6根据前述方面之一所述的方法,其中所述控制限制中的至少一个相对于中性控制值被显示。

[0081] 方面7根据前述方面之一所述的方法,其中对于至少一个控制限制,优选地对于所有控制限制,一对应的控制限制内的区域在视觉上与所述对应的控制限制之外的区域不同地被显示。

[0082] 方面8根据前述方面之一所述的方法,其中所述控制限制中的至少一个,优选地所有所述控制限制,具有上控制限制和下控制限制。

[0083] 方面9根据方面8所述的方法,其中对于至少一个控制限制,优选地对于所有控制限制,所述上控制限制和/或所述下控制限制以图形的方式被突出显示,优选地通过信号颜色被突出显示。

[0084] 方面10根据方面8或9之一所述的方法,其中所述上控制限制和所述下控制限制在显示域(field,栏,场)内被示出为平行线。

[0085] 方面11根据前述方面之一所述的方法,其中瞬时控制值被显示用于对所述飞机关于其滚转轴的控制、用于对所述飞机关于其俯仰轴的控制、用于对所述飞机关于其偏航轴的控制和/或用于对所有推进装置的总推力T的控制。

[0086] 方面12根据方面11所述的方法,其中所述瞬时控制值一达到相应的控制限制,对所述瞬时控制值的图形化表示就改变。

[0087] 方面13根据前述方面之一所述的方法,其中对所述飞机的控制由包括四个分量的矢量描述,所述四个分量即关于相应的飞机轴的扭矩的三个分量和所述总推力,其中扭矩的所述三个分量取决于各个推进装置的布置和瞬时推力,并且所述矢量关于所述四个分量中的每个的瞬时限制被确定以计算所述控制限制。

[0088] 方面14用于辅助飞行员控制飞机的辅助系统,所述辅助系统包括:

[0089] 计算装置,其用于对于以下中的每个计算瞬时控制限制:

[0090] 对所述飞机围绕其滚转轴的控制,

[0091] 对所述飞机围绕其俯仰轴的控制,

[0092] 对所述飞机围绕其偏航轴的控制,以及

[0093] 对所有推进装置的总推力T的控制,以及

[0094] 显示装置,其用于显示所计算的控制限制。

[0095] 方面15根据方面14所述的辅助系统,其中所述辅助系统被配置为执行根据方面1至13之一所述的方法。

[0096] 方面16根据方面14或15之一所述的辅助系统,其中所述计算装置和所述显示装置以信号通信的方式互相连接。

[0097] 方面17根据方面14至16之一所述的辅助系统,其中所述辅助系统包括输入装置,优选地操纵杆,其中所述输入装置以信令通信的方式连接到所述计算装置,并且其中所述输入装置被配置为从所述飞行员接收控制命令,以将所述飞行员的控制命令作为控制输入提供给所述计算装置。

[0098] 方面18包括根据方面14至17之一所述的辅助系统的飞机,其中所述飞机包括多个升力生成推进装置。

[0099] 方面19根据方面18所述的飞机,其中所述多个推进装置中的每个包括转子和用于

驱动对应的转子的电机。

[0100] 方面20根据方面18或19之一所述的飞机,其中所述推进装置被布置成使得所述推进装置生成垂直升力。

附图说明

[0101] 根据本发明,以上所描述的不同的和示例性的特征可以互相结合,只要这在技术上是方便的和合适的。特别是,结合一种方法公开的特征还可以与装置特征结合,反之亦然。本发明的另一些可结合的特征、优点和实施方案在对实施方案的示例的以下描述中并参照附图被公开。它示出了:

[0102] 图1示出了在扭矩-推力空间中以伪3D表示的用于飞机的(超)椭球;

[0103] 图2示出了如可以使用用于辅助飞行员的方法的实施方案示例和/或辅助系统的实施方案示例生成的控制限制的动态表示的实施方案示例;

[0104] 图3示出了类似于图2的用于两个不同的时间点(时期)的表示;

[0105] 图4示意性地示出了用于例示对控制限制的示例性计算的2D表示;以及

[0106] 图5示出了飞机的实施例。

具体实施方式

[0107] 作为一个实施例,图1示出了如上文所描述的在扭矩-推力空间中以伪3D表示的用于飞机的椭球E,其中一个维度(在这种情况下为偏航扭矩)以固定的方式被指定。因此,椭球E象征在剩余的三个空间方向——推力、俯仰扭矩和滚转扭矩——上的当前可用的控制量。

[0108] 椭球E描述了飞行状态矢量 γ (图1中未示出)的瞬时控制限制,该矢量 γ ——从椭球E的中心点开始——只可以位于其表面上或位于其内部中。矢量 γ 表示飞机在特定的飞行时间点处的在其俯仰、滚转、偏航和总推力方面的状态,并且位于椭球的边界或限制内的矢量 γ 对于稳定的飞行状态是期望的。位于椭球内的控制参数将指示对于实现稳定的飞行状况而言飞机的可操作的控制量。椭球的内部之外定义了不稳定的和不期望的飞机区域。椭球E的内部指示了对飞机的在物理上可达到的控制范围,即飞行员当前可以使用飞机实现的那些飞行状态。

[0109] 基于此数学物理事实,现在可以通过技术手段——优选地使用辅助系统1并且特别优选地使用显示装置29(参见图5)——清楚地和容易地向飞行员示出根据图1的基本情况。产生的技术贡献以使得飞行员始终知道待控制的飞机的物理性能限制的方式提高了飞行员和飞机之间的人机交互。这防止飞行员过度操控飞机,飞行员过度操控飞机可能导致坠毁。

[0110] 图2示出了如可以例如借助根据本发明的方法(该方法基本上包括:计算多个瞬时控制限制的方法步骤,以及通过显示装置显示所计算的控制限制的另一方法步骤)和/或辅助系统1(具有计算装置和显示装置,其中该辅助系统优选地被配置为实施上述方法)、特别是显示装置29(参见图5)生成的对应的表示。

[0111] 在本发明的过程中并且如果被相应地配置,对飞行状况矢量 γ (图2中未示出)的每个分量的控制量的当前控制限制被动态地显示给飞行员。出于此目的,在辅助系统的显

示器1上为每个分量,即为飞机20关于滚转轴x、俯仰轴y和偏航轴z(参见图5)的每个控制参数,提供固定的矩形显示区域2,仅对于滚转力矩明确地提及矩形显示区域2。用于单独的分量的显示或显示区域2围绕中心显示区域2a布置,在该中心显示区域2a中可以呈现另一些控制相关的显示(未示出)。在显示区域2内,用于相关的分量的动态地计算的控制值限制以红色被显示(在3和4处),其中这些限制中的一个指示相关分量的可能的下限制并且另一个限制指示相关联的上限制。参考符号5示出平均值(下限制4和上限制3的均值)。限制3和限制4之间的区域6被着色为绿色并且表示飞机(关于讨论的分量)的在物理上可实现的控制范围。

[0112] 参考符号8表示(特别是关于上控制限制3和下控制限制4)指示相关控制限制3、4的分量的当前控制值的瞬时控制值。瞬时控制值8是白色的,但是当它接近控制限制3、4中的一个时改变颜色(限制的瞬时控制值9)。这在图2中针对关于俯仰轴(“俯仰”)的控制和针对关于偏航轴(“偏航”)的控制被象征性地示出了。关于俯仰轴的瞬时控制值8距离控制限制3、4仍然有长的距离。关于偏航轴(“偏航”)的限制的瞬时控制值9已经达到左手控制限制并且因此以不同的颜色示出。

[0113] 换句话说,偏航力矩已经达到其最大(或最小)可允许值;在此方向的更多的控制输入 γ_{Cmd} 当前是不再可能的。因此,相关的限制的瞬时控制值9被不同地着色,优选地被着色为红色,并且位于相关的控制限制处或上。

[0114] 推力几乎在其最大的可能的值处或附近。因此,推力的瞬时控制值被定位并且还被不同地显示。特别是,瞬时控制值的框(frame)稍微更粗并且着色还可以被不同地选择。例如,瞬时控制值可以被着色为黄色。

[0115] 滚转和俯仰的瞬时控制值接近中性控制值5并且因此被着色为白色。

[0116] 控制限制3和4以及在控制限制3、4内的区域6和中性控制值5在(固定的)显示域2内是动态地可移动的,取决于当前飞行状态或飞行员控制命令。在显示域2内的显示不必关于域边界(矩形轮廓)对称,特别是对于推力。

[0117] 图2中的以下特殊情况在这里也被明确地标记:

[0118] 瞬时控制值8表示在飞机机身或其显示器上的当前命令的俯仰扭矩(4×1 矢量 γ 的元素;未示出),如同所有其他分量,该俯仰扭矩以优选地恒定的更新速率提供,特别是通过上述计算装置(参见图5),例如,通过在那里实施的飞行控制律(flight control law)。如已经描述的,命令的滚转、偏航和推力值(也是矢量 γ 的元素)在其他三个显示或显示域2中被示出。

[0119] 在限制的瞬时控制值9处,四个命令的扭矩/推力值(矢量 γ 的元素)都不能超过控制量的超椭圆并且因此不能超过动态的限制(也参见参考符号3、4),如在图2中作为实施例针对偏航值示出的。

[0120] 粗的、优选地红色的条或线指示根据参考符号10的推力的当前控制限制。这些条(对应于上述限制3、4)根据飞机的状态和飞行员的输入持续地移动,因此增加和减小在相应的轴上的控制量。这也类似地适用于滚转、俯仰和偏航的显示。

[0121] 这还可以在图3中看到,其中上控制限制3和下控制限制4的粗的条在时期(时间)k和之后的时期(时间)k+1之间动态地改变。可以看出,例如,由于大的滚转和俯仰命令,控制量(特别是关于偏航轴的)在时期k+1(在图3的右侧)中比在时期k(向左侧)中明显地更小。

[0122] 可用的控制量优选地以绿色显示(参见由图2中的参考符号11描述的阴影区域)。关于围绕飞机的滚转轴的控制的对应的区域(参见参考符号6)根据限制条(控制限制3、4)的位置动态地改变其尺寸。

[0123] 图4示出了例示动态限制的计算的2D表示,如以上在数学上详细描述。

[0124] 只有推力(Y-轴)和俯仰力矩(X-轴)在这里作为示例示出。标量值 N_0 和 T_0 指示位于两条相关联的线的相交处的超椭球的中心。标量值 $N_{\max}$ 和 $T_{\max}$ 描述超椭球E的对应的半轴长度。这同样适用于这里未示出的其他轴(滚转和俯仰)。

[0125] 取决于矢量 γ 的位置,存在矢量 γ 的单独的分量的动态的上控制限制和下控制限制,在图4中被标记为 $N_{\max}^{\text{dyn}}$ 、 $N_{\min}^{\text{dyn}}$ 、 $T_{\max}^{\text{dyn}}$ 和 $T_{\min}^{\text{dyn}}$ 。对于每个单独的分量,这些也取决于其他分量的值,如已经描述的。

[0126] 例如,推力的瞬时控制限制 $T_{\max}^{\text{dyn}}$ 和 $T_{\min}^{\text{dyn}}$ 通过从 γ 平行于纵坐标运行到与椭球E相交的点产生。这同样关于横坐标适用于俯仰力矩及其瞬时控制限制 $N_{\max}^{\text{dyn}}$ 、 $N_{\min}^{\text{dyn}}$ (以及对应的其他分量或维度;图4中未示出)。

[0127] 图5示意性地示出了以eVTOL形式的飞机20的实施例。飞机20具有多个推进装置21。推进装置21中的每个包括具有固定俯仰的螺旋桨或转子22和用于驱动转子22的电机23。转子22被全部布置在公共水平面24内或被全部平行于公共水平面24布置,其中转子叶片相对于水平面24或相对于支撑结构倾斜(固定的俯仰角度)。

[0128] 包括驾驶舱的飞机机身25位于水平面24下方。飞行员26通过使用以控制杆27的形式的输入装置27驾驶或控制飞机20。飞机20还包括计算装置28。计算装置28以信号通信的方式连接到输入装置27。参考符号29表示显示装置,在图5中示出的实施方案示例中,该显示装置被配置为显示器(屏幕)29。显示装置29进而以信号通信的方式连接到计算装置28。计算装置28、输入装置27和显示装置29一起共同地形成辅助系统1。

[0129] 如果飞行员26现在移动控制杆27以控制飞机20,则计算装置28接收对应的控制信号并且可以执行作为上文所描述的方法的一部分的计算。然后可以经由显示器29向飞行员26示出动态地计算的瞬时控制限制。

[0130] 参考符号列表

[0131] 1 辅助系统

[0132] 2/2a 显示区域

[0133] 3 上控制限制

[0134] 4 下控制限制

[0135] 5 中性控制值

[0136] 6 在控制限制内的区域

[0137] 7 -

[0138] 8 瞬时控制值

[0139] 9 限制的瞬时控制值

[0140] 20 飞机

[0141] 21 推进装置

- [0142] 22 转子
- [0143] 23 发动机/电机
- [0144] 24 水平面
- [0145] 25 飞机机身
- [0146] 26 飞行员
- [0147] 27 输入装置/操纵杆
- [0148] 28 计算装置
- [0149] 29 显示装置
- [0150] E 椭圆
- [0151] γ 矢量
- [0152] T 推力
- [0153] x 飞机的滚转轴
- [0154] y 飞机的俯仰轴
- [0155] z 飞机的偏航轴

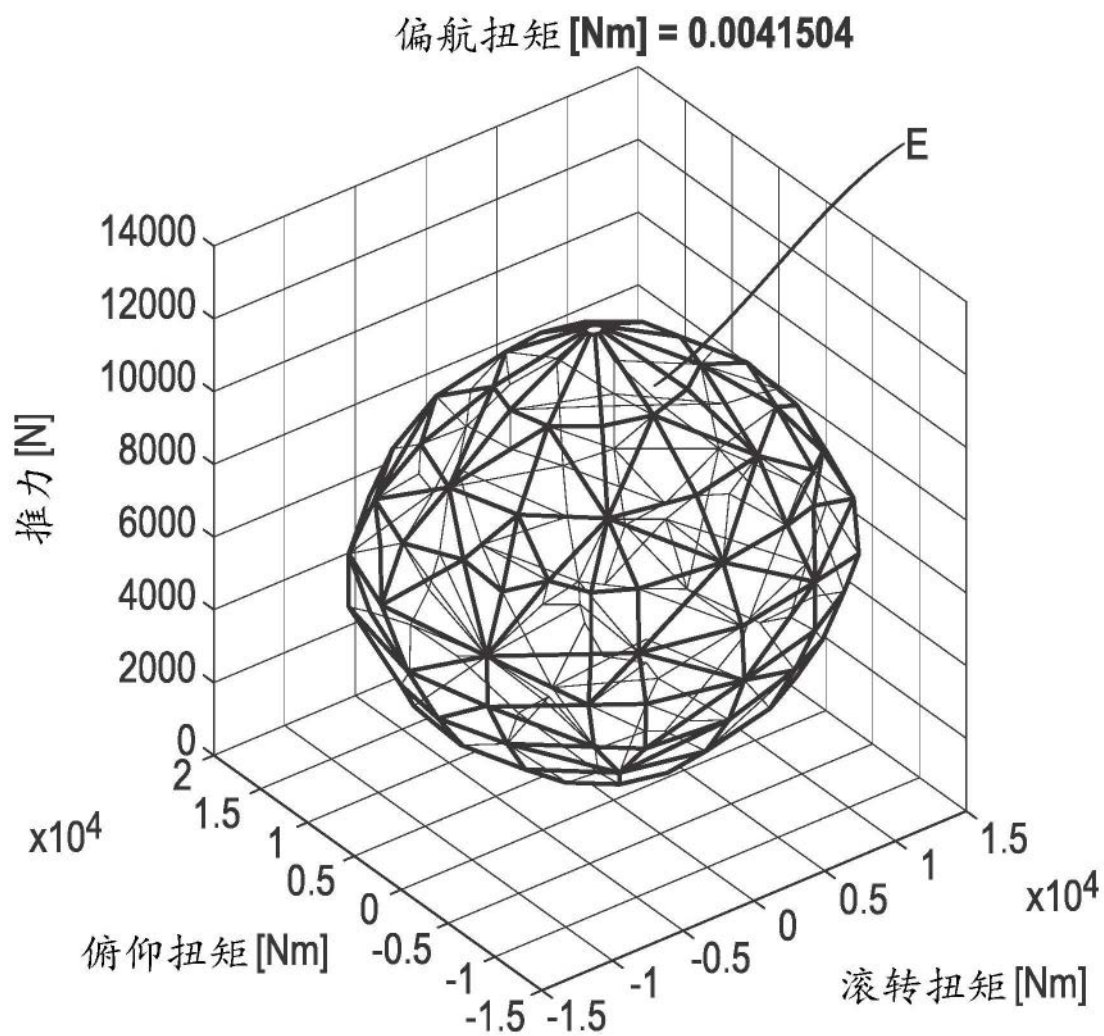


图1

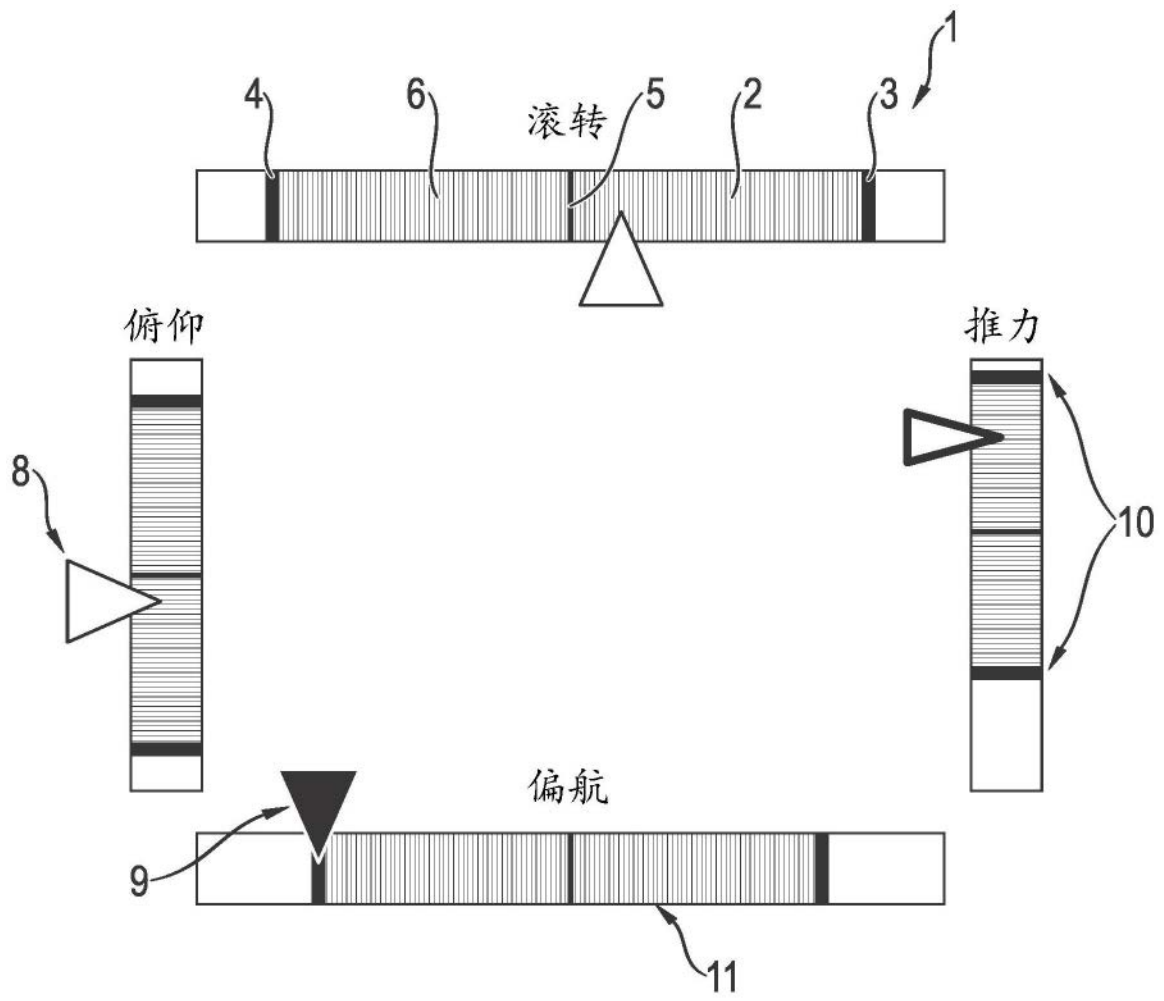


图2

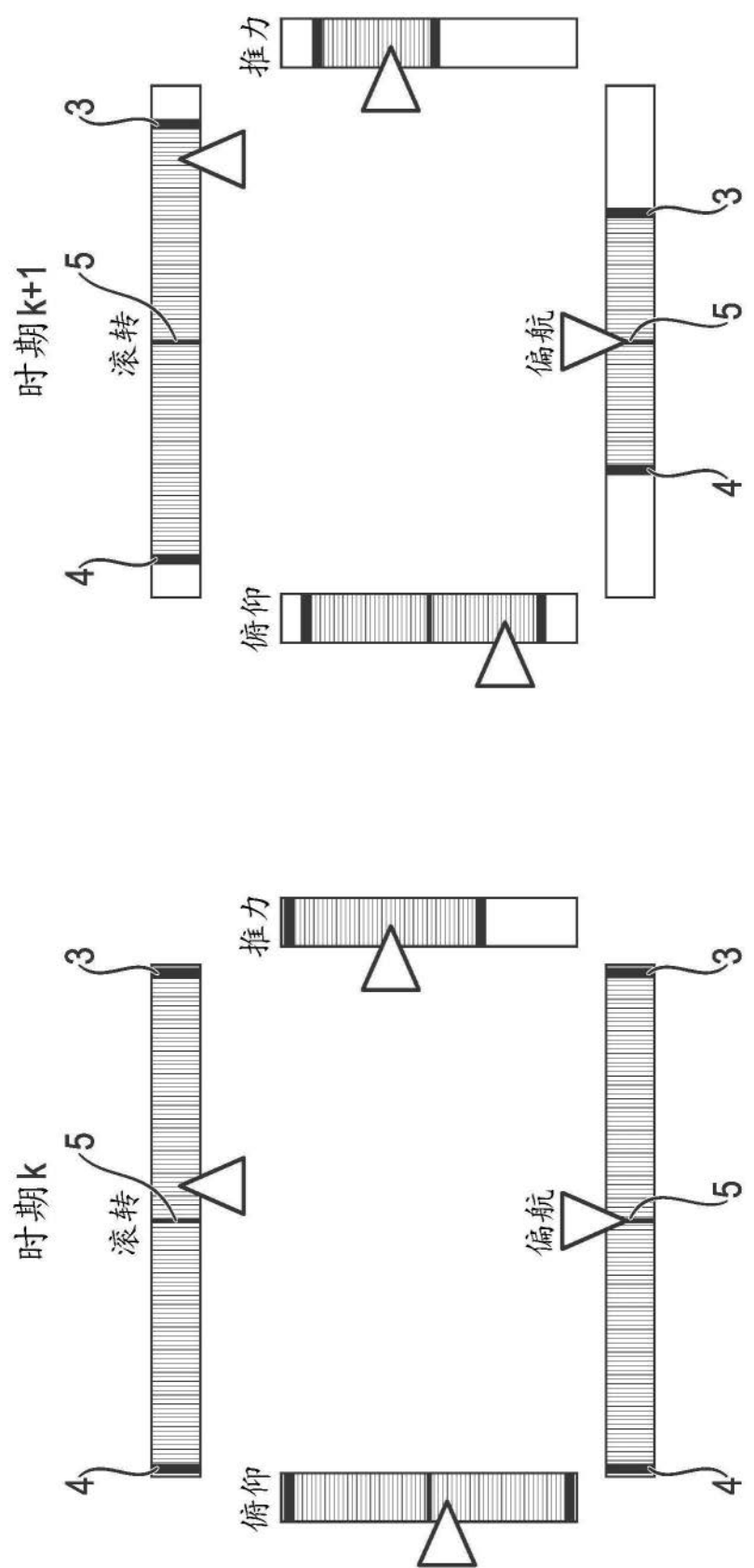


图3

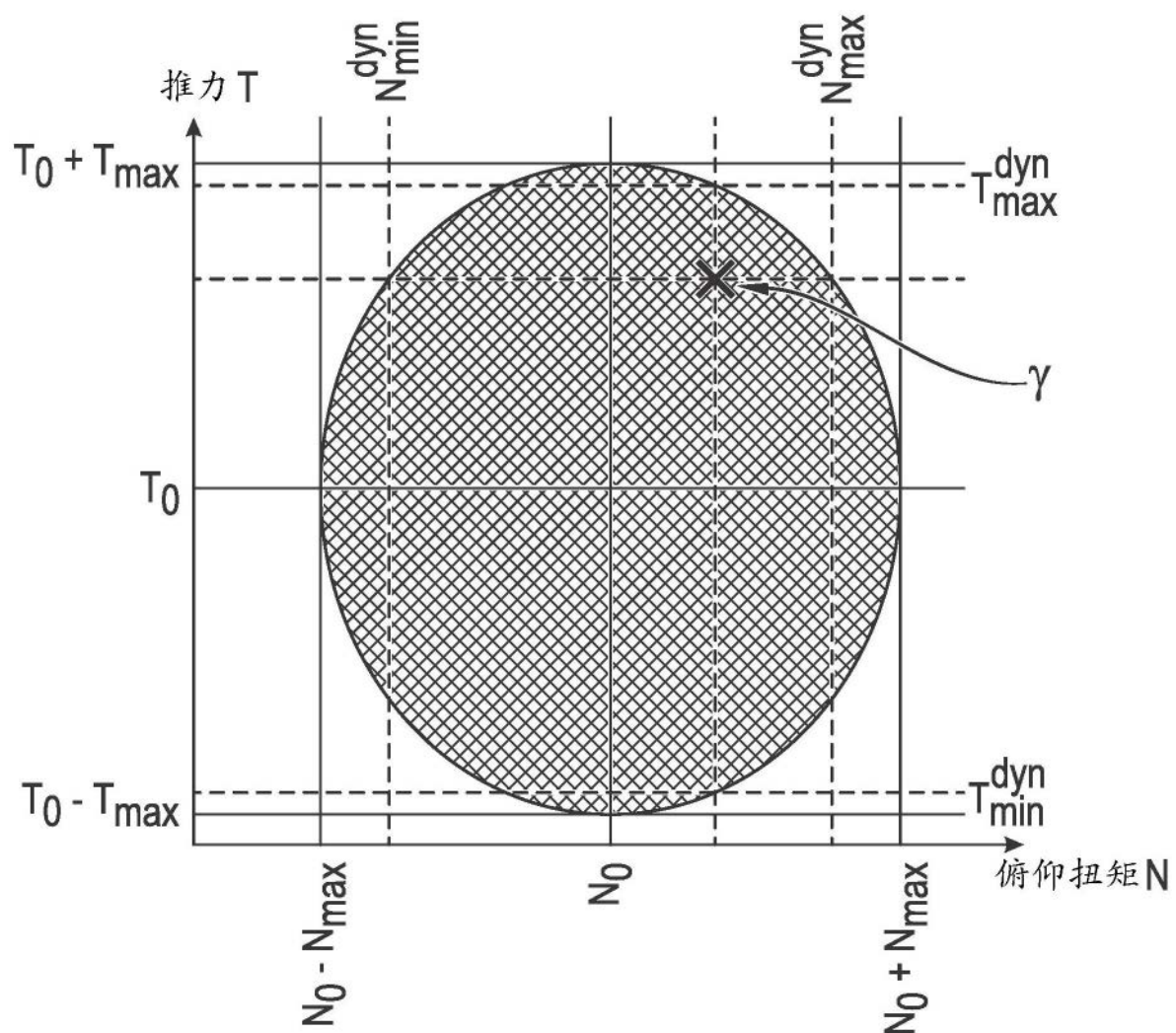


图4

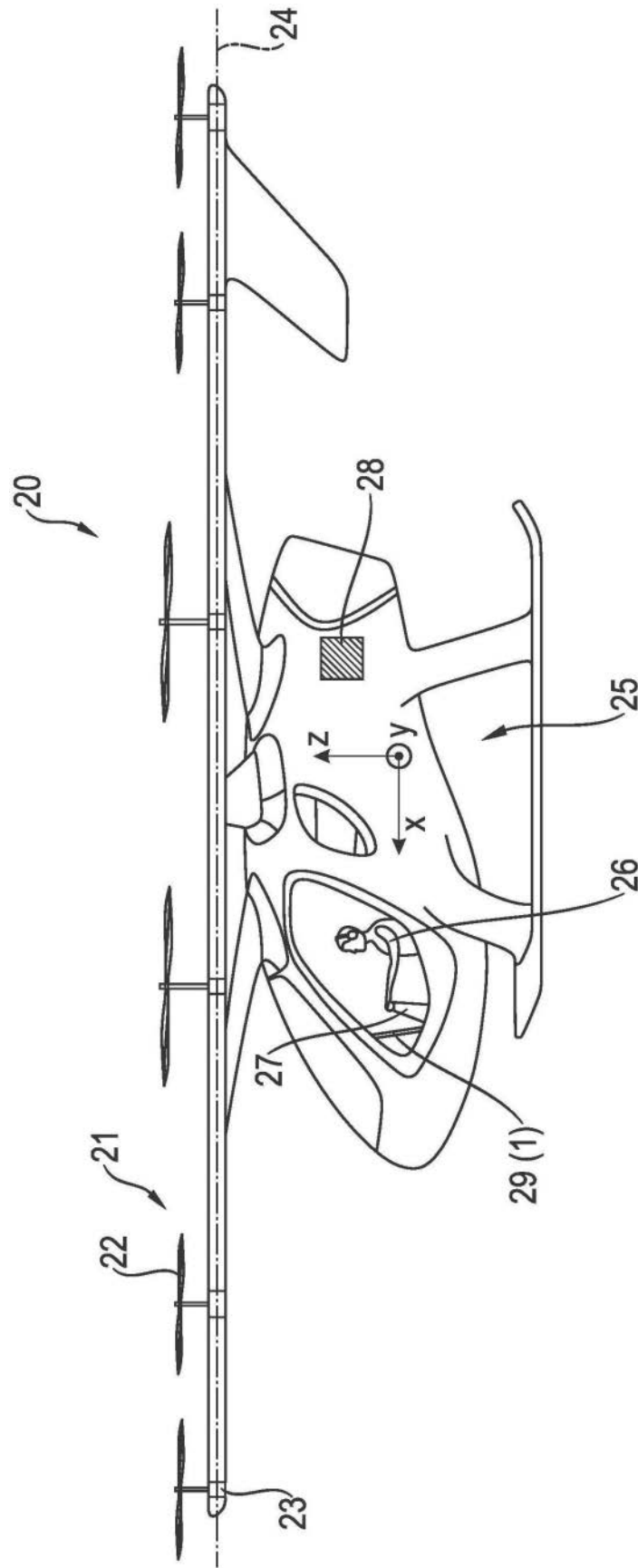


图5