



(21) 申请号 202110461155.5

(22) 申请日 2021.04.27

(65) 同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 113110552 A

(43) 申请公布日 2021.07.13

(73) 专利权人 北京三快在线科技有限公司

地址 100080 北京市海淀区北四环西路9号
2106-030

(72) 发明人 张迪

(74) 专利代理机构 北京三高永信知识产权代理

有限责任公司 11138

专利代理师 谢冬寒

(51) Int. Cl.

G05D 1/08 (2006.01)

(56) 对比文件

W0 2018099198 A1, 2018.06.07

US 2014229136 A1, 2014.08.14

审查员 万黛安

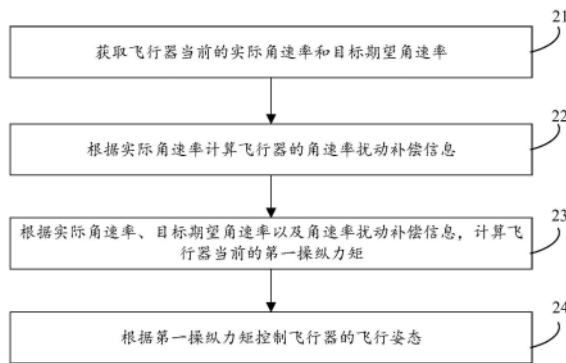
权利要求书2页 说明书12页 附图4页

(54) 发明名称

飞行器的姿态控制方法、装置、设备及可读
存储介质

(57) 摘要

本申请公开了一种飞行器的姿态控制方法、装置、设备及可读存储介质,属于飞行器控制技术领域。方法包括:获取飞行器当前的实际角速率和目标期望角速率;根据实际角速率计算飞行器的角速率扰动补偿信息;根据实际角速率、目标期望角速率以及角速率扰动补偿信息,计算飞行器当前的第一操纵力矩;根据第一操纵力矩控制飞行器的飞行姿态。本申请通过角速率扰动补偿信息降低实际角速率的噪声,提高飞行器抵抗外界扰动的性能,从而便于控制飞行姿态,提高飞行姿态的稳定性,以及提高控制的准确性。



1. 一种飞行器的姿态控制方法,其特征在于,所述方法包括:

获取飞行器当前的实际角速率和目标期望角速率;

获取上一次计算的第一操纵力矩;根据所述上一次计算的第一操纵力矩和所述当前的实际角速率,按照公式组计算扰动信息的状态估计值,基于所述扰动信息的状态估计值计算所述飞行器的角速率扰动补偿信息;

计算所述实际角速率与所述目标期望角速率之间的差值,将所述差值乘以角速率增益,得到乘积结果,计算所述乘积结果与所述角速率扰动补偿信息之差作为所述飞行器当前的第一操纵力矩;

根据所述当前的第一操纵力矩控制所述飞行器的飞行姿态;

其中,所述实际角速率 的状态空间方程为: $\dot{x}_1 = x_2 + bu$;

计算所述角速率扰动补偿信息应用的公式组为:

$$\dot{z}_1 = z_2 + bu + \beta_{01} z_{error}$$

$$\dot{z}_2 = \beta_{02} z_{error}$$

$$z_{error} = x_1 - z_1$$

其中, \dot{x}_1 为 x_1 的一阶微分, x_1 为飞行器的实际角速率, x_2 为飞行器的扰动信息,所述扰动信息包括飞行器飞控系统内部的扰动和飞控系统外部的扰动, \dot{z}_1 为 z_1 的一阶微分, z_1 为状态估计角速率,是所述飞行器的实际角速率 x_1 的状态估计值, \dot{z}_2 为 z_2 的一阶微分, z_2 为飞行器的扰动信息 x_2 的状态估计值, b 为方程参数, u 为飞行器电机差动产生的操纵力矩, β_{01} 和 β_{02} 为观测误差增益, z_{error} 为状态估计误差,是所述实际角速率与对应的状态估计角速率之间的误差;

所述飞行器的角速率扰动补偿信息为 z_2/b 。

2. 根据权利要求1所述的方法,其特征在于,所述计算所述飞行器的角速率扰动补偿信息,包括:

响应于状态估计误差小于或者等于所述飞行器的角速率传感器的最大噪声,使所述状态估计误差为目标误差值,根据所述目标误差值执行所述飞行器的角速率扰动补偿信息的计算;

响应于所述状态估计误差大于所述飞行器的角速率传感器的最大噪声,根据所述状态估计误差执行所述飞行器的角速率扰动补偿信息的计算。

3. 根据权利要求1所述的方法,其特征在于,获取飞行器当前的目标期望角速率,包括:

获取飞行器当前的期望姿态角以及实际姿态角;

根据所述期望姿态角和所述实际姿态角,计算所述飞行器的初始期望角速率;

根据所述飞行器的电机带宽,对所述初始期望角速率进行过滤,将过滤后的初始期望角速率作为所述飞行器当前的目标期望角速率。

4. 根据权利要求1所述的方法,其特征在于,所述根据所述当前的第一操纵力矩控制所述飞行器的飞行姿态,包括:

根据所述飞行器的飞行速度确定所述飞行器的姿态角配平值;

根据实际姿态角和所述姿态角配平值,计算所述飞行器的第二操纵力矩;

根据所述当前的第一操纵力矩和所述第二操纵力矩,控制所述飞行器的飞行姿态。

5. 一种飞行器的姿态控制装置,其特征在于,所述装置包括:

获取模块,用于获取飞行器当前的实际角速率和目标期望角速率;

计算模块,用于获取上一次计算的第一操纵力矩;根据所述上一次计算的第一操纵力矩和所述当前的实际角速率,按照公式组计算扰动信息的状态估计值,基于所述扰动信息的状态估计值计算所述飞行器的角速率扰动补偿信息;

所述计算模块,还用于计算所述实际角速率与所述目标期望角速率之间的差值,将所述差值乘以角速率增益,得到乘积结果,计算所述乘积结果与所述角速率扰动补偿信息之差作为所述飞行器当前的第一操纵力矩;

控制模块,用于根据所述当前的第一操纵力矩控制所述飞行器的飞行姿态;

其中,所述实际角速率 的状态空间方程为: $\dot{x}_1 = x_2 + bu$;

计算所述角速率扰动补偿信息应用的公式组为:

$$\dot{z}_1 = z_2 + bu + \beta_{01} z_{error}$$

$$\dot{z}_2 = \beta_{02} z_{error}$$

$$z_{error} = x_1 - z_1$$

其中, \dot{x}_1 为 x_1 的一阶微分, x_1 为飞行器的实际角速率, x_2 为飞行器的扰动信息,所述扰动信息包括飞行器飞控系统内部的扰动和飞控系统外部的扰动, \dot{z}_1 为 z_1 的一阶微分, z_1 为状态估计角速率,是所述飞行器的实际角速率 x_1 的状态估计值, \dot{z}_2 为 z_2 的一阶微分, z_2 为飞行器的扰动信息 x_2 的状态估计值, b 为方程参数, u 为飞行器电机差动产生的操纵力矩, β_{01} 和 β_{02} 为观测误差增益, z_{error} 为状态估计误差,是所述实际角速率与对应的状态估计角速率之间的误差;

所述飞行器的角速率扰动补偿信息为 z_2/b 。

6. 根据权利要求5所述的装置,其特征在于,所述计算模块,用于响应于状态估计误差小于或者等于所述飞行器的角速率传感器的最大噪声,使所述状态估计误差为目标误差值,根据所述目标误差值执行所述飞行器的角速率扰动补偿信息的计算;响应于所述状态估计误差大于所述飞行器的角速率传感器的最大噪声,根据所述状态估计误差执行所述飞行器的角速率扰动补偿信息的计算。

7. 一种计算机设备,其特征在于,所述计算机设备包括处理器和存储器,所述存储器中存储有至少一条指令,所述至少一条指令在被所述处理器执行时使所述计算机设备实现如权利要求1至4任一所述的飞行器的姿态控制方法。

8. 一种计算机可读存储介质,其特征在于,所述计算机可读存储介质中存储有至少一条指令,所述至少一条指令在被执行时实现如权利要求1至4任一所述的飞行器的姿态控制方法。

飞行器的姿态控制方法、装置、设备及可读存储介质

技术领域

[0001] 本申请实施例涉及飞行器控制技术领域，特别涉及一种飞行器的姿态控制方法、装置、设备及可读存储介质。

背景技术

[0002] 随着飞行器技术的不断发展，飞行器已经在航拍、农业、配送等领域得到了广泛的应用。在飞行器配送的场景中，需要控制飞行器的飞行姿态，以保证飞行器的稳定飞行。

[0003] 相关技术中，可以采用角速率传感器获取飞行器的实际角速率，采用姿态角传感器获取飞行器的实际姿态角。另外，可以获取到期望姿态角，根据实际姿态角和期望姿态角指令计算出期望角速率，根据期望角速率和实际角速率计算得到飞行器的操纵力矩，以基于操纵力矩控制飞行器的飞行姿态。

[0004] 上述技术中，采用角速率传感器获取到的实际角速率存在较大的噪声，根据期望角速率和实际角速率计算得到飞行器的操纵力矩时，操纵力矩的误差较大，易受到外界扰动的影响，导致难以控制飞行器的飞行姿态。

发明内容

[0005] 本申请实施例提供了一种飞行器的姿态控制方法、装置、设备及可读存储介质，可用于解决相关技术中的问题。所述技术方案如下：

[0006] 一方面，本申请实施例提供了一种飞行器的姿态控制方法，所述方法包括：

[0007] 获取飞行器当前的实际角速率和目标期望角速率；

[0008] 根据所述实际角速率计算所述飞行器的角速率扰动补偿信息；

[0009] 根据所述实际角速率、所述目标期望角速率以及所述角速率扰动补偿信息，计算所述飞行器当前的第一操纵力矩；

[0010] 根据所述第一操纵力矩控制所述飞行器的飞行姿态。

[0011] 在一种可能的实现方式中，所述根据所述实际角速率计算所述飞行器的角速率扰动补偿信息，包括：

[0012] 获取上一次计算的第一操纵力矩；

[0013] 根据所述上一次计算的第一操纵力矩和所述实际角速率，计算所述飞行器的角速率扰动补偿信息。

[0014] 在一种可能的实现方式中，所述根据所述上一次计算的第一操纵力矩和所述实际角速率，计算所述飞行器的角速率扰动补偿信息，包括：

[0015] 响应于状态估计误差小于或者等于所述飞行器的角速率传感器的最大噪声，根据所述上一次计算的第一操纵力矩、所述实际角速率以及目标误差值，计算所述飞行器的角速率扰动补偿信息，所述状态估计误差是所述实际角速率与当前的状态估计角速率之间的误差；

[0016] 响应于所述状态估计误差大于所述飞行器的角速率传感器的最大噪声，根据所述

上一次计算的第一操纵力矩、所述实际角速率以及所述状态估计误差,计算所述飞行器的角速率扰动补偿信息。

[0017] 在一种可能的实现方式中,获取飞行器当前的目标期望角速率,包括:

[0018] 获取飞行器当前的期望姿态角以及实际姿态角;

[0019] 根据所述期望姿态角和所述实际姿态角,计算所述飞行器的初始期望角速率;

[0020] 根据所述飞行器的电机带宽,对所述初始期望角速率进行过滤,将过滤后的初始期望角速率作为所述飞行器当前的目标期望角速率。

[0021] 在一种可能的实现方式中,所述根据所述第一操纵力矩控制所述飞行器的飞行姿态,包括:

[0022] 根据所述飞行器的飞行速度确定所述飞行器的姿态角配平值;

[0023] 根据实际姿态角和所述姿态角配平值,计算所述飞行器的第二操纵力矩;

[0024] 根据所述第一操纵力矩和所述第二操纵力矩,控制所述飞行器的飞行姿态。

[0025] 另一方面,本申请实施例提供了一种飞行器的姿态控制装置,所述装置包括:

[0026] 获取模块,用于获取飞行器当前的实际角速率和目标期望角速率;

[0027] 计算模块,用于根据所述实际角速率计算所述飞行器的角速率扰动补偿信息;

[0028] 所述计算模块,还用于根据所述实际角速率、所述目标期望角速率以及所述角速率扰动补偿信息,计算所述飞行器当前的第一操纵力矩;

[0029] 控制模块,用于根据所述第一操纵力矩控制所述飞行器的飞行姿态。

[0030] 在一种可能的实现方式中,所述计算模块,用于获取上一次计算的第一操纵力矩;根据所述上一次计算的第一操纵力矩和所述实际角速率,计算所述飞行器的角速率扰动补偿信息。

[0031] 在一种可能的实现方式中,所述计算模块,用于响应于状态估计误差小于或者等于所述飞行器的角速率传感器的最大噪声,根据所述上一次计算的第一操纵力矩、所述实际角速率以及目标误差值,计算所述飞行器的角速率扰动补偿信息,所述状态估计误差是所述实际角速率与当前的状态估计角速率之间的误差;响应于所述状态估计误差大于所述飞行器的角速率传感器的最大噪声,根据所述上一次计算的第一操纵力矩、所述实际角速率以及所述状态估计误差,计算所述飞行器的角速率扰动补偿信息。

[0032] 在一种可能的实现方式中,所述获取模块,用于获取飞行器当前的期望姿态角以及实际姿态角;根据所述期望姿态角和所述实际姿态角,计算所述飞行器的初始期望角速率;根据所述飞行器的电机带宽,对所述初始期望角速率进行过滤,将过滤后的初始期望角速率作为所述飞行器当前的目标期望角速率。

[0033] 在一种可能的实现方式中,所述控制模块,用于根据所述飞行器的飞行速度确定所述飞行器的姿态角配平值;根据实际姿态角和所述姿态角配平值,计算所述飞行器的第二操纵力矩;根据所述第一操纵力矩和所述第二操纵力矩,控制所述飞行器的飞行姿态。

[0034] 另一方面,本申请实施例提供了一种电子设备,所述电子设备包括处理器和存储器,所述存储器中存储有至少一条程序代码,所述至少一条程序代码由所述处理器加载并执行,以实现上述任一所述的飞行器的姿态控制方法。

[0035] 另一方面,还提供了一种计算机可读存储介质,所述计算机可读存储介质中存储有至少一条程序代码,所述至少一条程序代码由处理器加载并执行,以实现上述任一所述

的飞行器的姿态控制方法。

[0036] 另一方面,还提供了一种计算机程序或计算机程序产品,所述计算机程序或计算机程序产品中存储有至少一条计算机指令,所述至少一条计算机指令由处理器加载并执行,以实现上述任一种飞行器的姿态控制方法。

[0037] 本申请实施例提供的技术方案至少带来如下有益效果:

[0038] 本申请实施例提供的技术方案是由实际角速率计算飞行器的角速率扰动补偿信息,以根据角速率扰动补偿信息,计算飞行器的第一操纵力矩,通过角速率扰动补偿信息降低实际角速率的噪声,提高飞行器抵抗外界扰动的性能,从而便于控制飞行姿态,使得控制的准确性更高,进而提高飞行姿态的稳定性。

附图说明

[0039] 为了更清楚地说明本申请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简单地介绍,显而易见地,下面描述中的附图仅仅是本申请的一些实施例,对于本领域普通技术人员来讲,在不付出创造性劳动的前提下,还可以根据这些附图获得其他的附图。

[0040] 图1是本申请实施例提供的一种飞行器的姿态控制方法的实施环境示意图;

[0041] 图2是本申请实施例提供的一种飞行器的姿态控制方法的流程图;

[0042] 图3为本申请实施例提供的一种角速率控制回路的结构图;

[0043] 图4为本申请实施例提供的一种姿态角控制回路的结构图;

[0044] 图5是本申请实施例提供的一种飞行器的姿态控制装置的结构示意图;

[0045] 图6是本申请实施例提供的一种电子设备的结构示意图;

[0046] 图7是本申请实施例提供的一种服务器的结构示意图。

具体实施方式

[0047] 为使本申请的目的、技术方案和优点更加清楚,下面将结合附图对本申请实施方式作进一步地详细描述。

[0048] 图1是本申请实施例提供的一种飞行器的姿态控制方法的实施环境示意图,如图1所示,该实施环境包括电子设备11,本申请实施例中的飞行器的姿态控制方法可以由电子设备11执行。示例性地,电子设备11可以包括终端设备或者服务器中的至少一项。

[0049] 终端设备可以是智能手机、台式计算机、平板电脑和膝上型便携计算机中的至少一种。服务器可以为一台服务器,或者为多台服务器组成的服务器集群,或者为云计算平台和虚拟化中心中的任意一种,本申请实施例对此不加以限定。服务器可以与终端设备通过有线网络或无线网络进行通信连接。服务器可以具有数据处理、数据存储以及数据收发等功能,在本申请实施例中不加以限定。

[0050] 基于上述实施环境,本申请实施例提供了一种飞行器的姿态控制方法,如图2所示,图2为本申请实施例提供的一种飞行器的姿态控制方法的流程图,该方法可由图1中的电子设备11执行。该方法包括步骤S21-步骤S24。

[0051] 步骤S21,获取飞行器当前的实际角速率和目标期望角速率。

[0052] 本申请实施例中,飞行器包括但不限于旋翼无人机、固定翼无人机等,本申请实施

例不对飞行器的类型进行限定。示例性地,飞行器配置有角速率传感器,通过角速率传感器能够实时获取飞行器的实际角速率。期望角速率(包括本申请实施例以及下述实施例提及的目标期望角速率、初始期望角速率等)可以称为角速率指令,目标期望角速率是计算得到的或者用户输入得到的。

[0053] 在一种可能的实现方式中,获取飞行器当前的目标期望角速率,包括:获取飞行器当前的期望姿态角以及实际姿态角;根据期望姿态角和实际姿态角,计算飞行器的目标期望角速率。

[0054] 本申请实施例中,期望姿态角可以称为姿态角指令,通过计算得到或者用户输入得到。飞行器配置有姿态角传感器,通过姿态角传感器实时获取飞行器的实际姿态角。

[0055] 根据期望姿态角和实际姿态角,计算飞行器的目标期望角速率的方式,包括但不限于:计算期望姿态角与实际姿态角之间的差值,根据差值与第一姿态角增益计算得到目标期望角速率。第一姿态角增益是期望姿态角和实际姿态角之间的增益,该增益通过飞行器期望的响应特性调节得到,本申请实施例对第一姿态角增益的数值大小不做限定。

[0056] 飞行器在实际飞行时,实际姿态角和期望姿态角均可能处于实时变化状态,导致目标期望角速率的变化较大,可以对根据差值与第一姿态角增益计算得到的期望角速率进行低通滤波,将低通滤波后的期望角速率作为目标期望角速率,以高效的抑制角速率变化。即,在另一种可能的实现方式中,获取飞行器当前的目标期望角速率,包括:获取飞行器当前的期望姿态角以及实际姿态角;根据期望姿态角和实际姿态角,计算飞行器的初始期望角速率;根据飞行器的电机带宽,对初始期望角速率进行过滤,将过滤后的初始期望角速率作为飞行器当前的目标期望角速率。

[0057] 通过计算期望姿态角与实际姿态角之间的差值,根据差值与第一姿态角增益计算得到初始期望角速率,根据飞行器的电机带宽,对初始期望角速率进行过滤,将过滤后的初始期望角速率作为飞行器的当前的目标期望角速率。该计算过程可以如下式所示:

$$[0058] \quad w_c = K_A(A_c - A) \frac{1}{T_s + 1}$$

[0059] 其中, w_c 为飞行器的目标期望角速率, K_A 为第一姿态角增益, A_c 为期望姿态角, A 为实际姿态角, T_s 为低通滤波器参数,与飞行器的响应速度相关,一般地,低通滤波器参数的倒数等于飞行器的电机带宽值,即 $1/T_s$ 等于飞行器的电机带宽值。

[0060] 本申请实施例中,飞行器的操纵机构为电机,飞行器接收到期望姿态角后,需要一定的时间才能使电机达到相应的转速,进而产生预期的力矩改变飞行器运动,通过设置低通滤波,对初始期望角速率进行低通滤波,以降低期望角速率的变化速度,使飞行器能够更稳定的达到期望姿态角的数值。

[0061] 步骤S22,根据实际角速率计算飞行器的角速率扰动补偿信息。

[0062] 本申请实施例中,由于实际角速率是实时变化的,因此,飞行器的角速率扰动补偿信息是实时计算得到的,也处于实时变化的状态,通过角速率扰动补偿信息,可以降低角速率的噪声,提高飞行器抵抗外界扰动的性能,从而便于控制飞行姿态,提高飞行姿态的稳定性。

[0063] 在一种可能的实现方式中,根据实际角速率计算飞行器的角速率扰动补偿信息,包括:获取上一次计算的第一操纵力矩;根据上一次计算的第一操纵力矩和实际角速率,计

算飞行器的角速率扰动补偿信息。

[0064] 前文已提及,飞行器的角速率扰动补偿信息是实时计算得到的,处于实时变化的状态,在计算飞行器当前的角速率扰动补偿信息时,可以根据上一次计算得到的第一操纵力矩和当前的实际角速率计算。

[0065] 可以将上一次计算得到的第一操纵力矩和当前的实际角速率作为输入信息,输入至状态观测器中,由状态观测器输出飞行器当前的角速率扰动补偿信息。其中,状态观测器的具体结构和工作原理在此不做限定。

[0066] 在一种可能的实现方式中,根据上一次计算的第一操纵力矩和实际角速率,计算飞行器的角速率扰动补偿信息,包括:响应于状态估计误差小于或者等于飞行器的角速率传感器的最大噪声,根据上一次计算的第一操纵力矩、实际角速率以及目标误差值,计算飞行器的角速率扰动补偿信息,状态估计误差是实际角速率与当前的状态估计角速率之间的误差;响应于状态估计误差大于飞行器的角速率传感器的最大噪声,根据上一次计算的第一操纵力矩、实际角速率以及状态估计误差,计算飞行器的角速率扰动补偿信息。

[0067] 飞行器的状态观测器会实时估计角速率,状态观测器估计得到的角速率即为状态估计角速率。状态估计角速率与实际角速率之间的误差即为状态估计误差。

[0068] 本申请实施例中,实际角速率的状态空间方程如下所示:

$$[0069] \quad \dot{x}_1 = x_2 + bu$$

[0070] 其中, \dot{x}_1 为 x_1 的一阶微分, x_1 为飞行器的实际角速率, x_2 为飞行器的扰动信息,包括飞行器飞控系统内部的扰动和飞控系统外部的扰动, b 为方程参数,与飞行器的飞行高度、飞行速度等相关, u 为飞行器飞控系统的输入,即飞行器电机差动产生的操纵力矩。本申请实施例中, \dot{x}_2 为 x_2 的一阶微分, $\dot{x}_2 = g(x, t)$, $g(x, t)$ 为跟飞行器的飞行状态 x 和时间 t 有关的扰动量。

[0071] 飞行器的状态观测器可以采用如下所示的公式组表示:

$$[0072] \quad \dot{z}_1 = z_2 + bu + \beta_{01} z_{error}$$

$$[0073] \quad \dot{z}_2 = \beta_{02} z_{error}$$

$$[0074] \quad z_{error} = x_1 - z_1$$

[0075] 其中, x_1 为飞行器的实际角速率, \dot{z}_1 为 z_1 的一阶微分, z_1 为飞行器的实际角速率 x_1 的状态估计值,即本申请实施例中的状态估计角速率, \dot{z}_2 为 z_2 的一阶微分, z_2 为飞行器的扰动信息 x_2 的状态估计值, b 为方程参数,与飞行器的飞行高度、飞行速度等相关, u 为飞行器电机差动产生的操纵力矩, β_{01} 和 β_{02} 为观测误差增益,是状态估计中观测误差反馈的增益,二者共同决定了状态观测器的带宽, z_{error} 是飞行器的实际角速率与其对应的状态估计值之间的状态估计值误差,即本申请实施例中的状态估计误差。

[0076] 在实际应用中,利用实际角速率 x_1 、上一次计算的第一操纵力矩 u ,按照如上所示的公式组,可以计算得到状态估计角速率 z_1 、状态估计误差 z_{error} 以及扰动信息的估计值 z_2 。进一步的,利用扰动信息的估计值 z_2 计算得到飞行器的角速率扰动补偿信息 $z_2 b$ 。

[0077] 本申请实施例中,为防止传感器噪声对状态观测器的影响,可以对状态估计误差 z_{error} 进行限幅处理,使状态估计误差为目标误差值,或者大于飞行器的角速率传感器的最大噪声,目标误差值小于最大噪声。示例性的,目标误差值为0,此时,状态估计误差满足|

$z_{\text{error}}| \leq e_{\text{max}}$ 时, $z_{\text{error}} = 0$, e_{max} 为飞行器的角速率传感器的最大噪声(也就是飞行器的角速率传感器噪声的最大幅值), 或者 $|z_{\text{error}}| > e_{\text{max}}$ 。

[0078] 也就是说, 当利用上述公式组计算得到的状态估计误差 z_{error} 小于或者等于飞行器的角速率传感器的最大噪声时, 令 $z_{\text{error}} = \text{目标误差值}$, 利用实际角速率 x_1 、上一次计算的第一操纵力矩 u 以及 $z_{\text{error}} = \text{目标误差值}$, 按照如上所示的公式组计算扰动信息的估计值 z_2 , 以进一步利用扰动信息的估计值 z_2 计算得到飞行器的角速率扰动补偿信息 $z_2 b$; 当利用上述公式组计算得到的状态估计误差 z_{error} 大于飞行器的角速率传感器的最大噪声时, 利用实际角速率 x_1 、上一次计算的第一操纵力矩 u 以及计算得到的 z_{error} , 按照如上所示的公式组计算扰动信息的估计值 z_2 , 以进一步利用扰动信息的估计值 z_2 计算得到飞行器的角速率扰动补偿信息 $z_2 b$ 。

[0079] β_{01} 和 β_{02} 的值均不做限定, 在实际应用中, 选取合适的 β_{01} 和 β_{02} , 可以使状态观测器的状态估计值 z_1 以想要的动态特性收敛至 x_1 、以及使状态观测器的状态估计值 z_2 以想要的动态特性收敛至 x_2 。

[0080] 通过上述所示的状态观测器的公式组, 可以推导出如下所示的传递函数, 该传递函数是有关状态观测器的输入与输出之间的函数:

$$[0081] \quad \begin{bmatrix} \frac{z_1}{u} & \frac{z_1}{x_1} \\ \frac{z_2}{u} & \frac{z_2}{x_1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{bs}{s^2 + \beta_{01}s + \beta_{02}} & \frac{\beta_{01}s + \beta_{02}}{s^2 + \beta_{01}s + \beta_{02}} \\ \frac{-b\beta_{02}}{s^2 + \beta_{01}s + \beta_{02}} & \frac{\beta_{02}s}{s^2 + \beta_{01}s + \beta_{02}} \end{bmatrix}$$

[0082] 其中, x_1 为飞行器的实际角速率, z_1 为飞行器的实际角速率 x_1 的状态估计值, z_2 为飞行器的扰动信息的状态估计值, b 为方程参数, 与飞行器的飞行高度、飞行速度等相关, u 为飞行器电机差动产生的操纵力矩, β_{01} 和 β_{02} 为观测误差增益, s 为频域符号, 无实际意义。

[0083] 将状态观测器的系统极点设置在状态观测器的带宽处, 此时, 状态观测器的带宽满足如下所示的公式:

$$[0084] \quad s^2 + \beta_{01}s + \beta_{02} = (s + \omega_0)^2$$

[0085] 即 $\beta_{01} = 2\omega_0$, $\beta_{02} = \omega_0^2$ 。其中, β_{01} 和 β_{02} 为观测误差增益, s 为频域符号, 无实际意义, ω_0 为状态观测器的带宽。

[0086] 本申请实施例中, 状态观测器的带宽为角速率回路的带宽的 2~3 倍, 根据状态观测器的带宽, 可以确定观测误差增益 β_{01} 和 β_{02} 。

[0087] 例如, 状态观测器的带宽 $\omega_0 = 30 \text{ rad/s}$, 观测误差增益 $\beta_{01} = 2\omega_0 = 60$, 观测误差增益 $\beta_{02} = \omega_0^2 = 900$ 。

[0088] 在上述传递函数中, 状态观测器的输入为实际角速率 x_1 和操纵力矩 u (在本申请实施例中, 指上一次计算得到的第一操纵力矩), 状态观测器的输出为角速率扰动补偿信息 $z_2 b$, 其中, b 越大, 则角速率扰动补偿信息越小, b 越小, 则角速率扰动补偿信息越大。 b 的具体数值不做限定, 在实际应用中, 在保证飞行器的姿态不发散的情况下, 可以根据飞行器的实际响应适当调节 b 的大小。

[0089] 步骤 S23, 根据实际角速率、目标期望角速率以及角速率扰动补偿信息, 计算飞行器当前的第一操纵力矩。

[0090] 在一种可能的实现方式中, 计算实际角速率与目标期望角速率之间的差值, 该差

值乘以角速率增益,得到乘积结果,计算乘积结果与状态观测器输出的角速率扰动补偿信息之差,将差值作为飞行器当前的第一操纵力矩,实现了根据状态观测器快速估计飞行器的扰动信息,根据角速率扰动补偿信息对飞行器的扰动信息进行实时补偿,提高飞行器抵抗外界扰动的性能,从而便于控制飞行姿态,提高飞行姿态的稳定性和控制精度。

[0091] 其中,角速率增益的确定方式和大小在此不作限定。

[0092] 步骤S24,根据第一操纵力矩控制飞行器的飞行姿态。

[0093] 操纵力矩是作用于飞行器转向盘或者转向操纵装置上的力矩,可以根据第一操纵力矩,操控飞行器转向盘或者转向操纵装置,以控制飞行器的飞行姿态。

[0094] 在一种可能的实现方式中,根据第一操纵力矩控制飞行器的飞行姿态,包括:根据飞行器的飞行速度确定飞行器的姿态角配平值;根据实际姿态角和姿态角配平值,计算飞行器的第二操纵力矩;根据第一操纵力矩和第二操纵力矩,控制飞行器的飞行姿态。

[0095] 本申请实施例中,预先配置好飞行器的飞行速度与飞行器的姿态角配平值之间的映射关系,对于不同的飞行器,该映射关系可以相同,也可以不同,可以通过试验或者实验仿真得到一个飞行器的飞行速度与姿态角配平值之间的映射关系。例如,飞行器的飞行速度与飞行器的姿态角配平值之间的映射关系如下表所示:

[0096]	速度(单位:米每秒,m/s)	0	5	10	15	20
	姿态角配平值(单位:度)	0	5	15	25	40

[0097] 在实际应用中,实时获取飞行器的飞行速度,根据映射关系和实时获取到的飞行速度,对该飞行速度进行插值,实时确定飞行的姿态角配平值。

[0098] 通过计算实际姿态角和姿态角配平值之间的差值,根据该差值和第二姿态角增益,计算飞行器的第二操纵力矩,该计算过程可以如下式所示:

$$[0099] \quad u_A = K_B (A_b - A)$$

[0100] 其中, u_A 为飞行器的第二操纵力矩, K_B 为第二姿态角增益, A_b 为姿态角配平值, A 为实际姿态角。

[0101] 本申请实施例中,根据姿态角配平值和实际姿态角,计算飞行器的第二操纵力矩,实现姿态增稳的目的,在根据第一操纵力矩和第二操纵力矩控制飞行器的飞行姿态时,可以减小操纵力矩的误差、提高飞行姿态稳定性,减少超调现象,且可以增强飞行器稳定巡航时长周期模型的稳定性。

[0102] 本申请实施例提供的技术方案是由实际角速率计算飞行器的角速率扰动补偿信息,以根据角速率扰动补偿信息,计算飞行器的第一操纵力矩,通过角速率扰动补偿信息降低实际角速率的噪声,提高飞行器抵抗外界扰动的性能,从而便于控制飞行姿态,使得控制的准确性更高,进而提高飞行姿态的稳定性。

[0103] 接下来,以图3和图4为例进行详细说明,图3为本申请实施例提供的一种角速率控制回路的结构图,图4为本申请实施例提供的一种姿态角控制回路的结构图。

[0104] 在角速率控制回路中,通过角速率传感器实时获取飞行器的实际角速率。一方面,获取飞行器的目标期望角速率,计算当前的实际角速率与目标期望角速率之间的差值,将差值乘以角速率增益,得到乘积结果;另一方面,将当前的实际角速率和上一次计算得到的第一操纵力矩输入至状态观测器中,由状态观测器输出飞行器的角速率扰动补偿信息。根据乘积结果和角速率扰动补偿信息之间的差值,计算得到当前的第一操纵力矩。

[0105] 在姿态角控制回路中,通过姿态角传感器实时获取飞行器的实际姿态角,通过角速率传感器实时获取飞行器的实际角速率,当前的实际角速率和目标期望角速率通过角速率控制回路(即图3所示的角速率控制回路)得到当前的第一操纵力矩,其中,目标期望角速率是通过如下所示的方式计算得到的:

[0106] 获取期望姿态角,计算期望姿态角和实际姿态角之差,将差值乘以第一姿态角增益,得到初始期望角速率,根据低通滤波器对初始期望角速率进行低通滤波,滤波后的初始期望角速率即为飞行器的目标期望角速率,该计算过程可以采用如下所示的公式表示:

$$[0107] \quad w_c = K_A(A_c - A) \frac{1}{T_s + 1}$$

[0108] 其中,该公式各参数的含义在前文有对应的描述,在此不再赘述。

[0109] 姿态角控制回路中,通过飞行器的飞行速度,确定飞行器的姿态角配平值,计算姿态角配平值与实际姿态角之差,将差值乘以第二姿态角增益,得到第二操纵力矩,该计算过程可以采用如下所示的公式表示:

$$[0110] \quad u_A = K_B(A_b - A)$$

[0111] 其中,该公式各参数的含义在前文有对应的描述,在此不再赘述。

[0112] 本申请实施例中,飞行器的飞行姿态是通过第一操纵力矩和第二操纵力矩共同控制的,可以实时分别计算第一操纵力矩和第二操纵力矩,实时控制飞行器的飞行姿态。

[0113] 如图5所示,图5为本申请实施例提供的一种飞行器的姿态控制装置的结构示意图,该飞行器的姿态控制装置50包括:

[0114] 获取模块51,用于获取飞行器当前的实际角速率和目标期望角速率。

[0115] 计算模块52,用于根据实际角速率计算飞行器的角速率扰动补偿信息。

[0116] 计算模块52,还用于根据实际角速率、目标期望角速率以及角速率扰动补偿信息,计算飞行器当前的第一操纵力矩。

[0117] 控制模块53,用于根据第一操纵力矩控制飞行器的飞行姿态。

[0118] 在一种可能的实现方式中,计算模块52,用于获取上一次计算的第一操纵力矩;根据上一次计算的第一操纵力矩和实际角速率,计算飞行器的角速率扰动补偿信息。

[0119] 在一种可能的实现方式中,计算模块52,用于响应于状态估计误差小于或者等于飞行器的角速率传感器的最大噪声,根据上一次计算的第一操纵力矩、实际角速率以及目标误差值,计算飞行器的角速率扰动补偿信息,状态估计误差是实际角速率与当前的状态估计角速率之间的误差;响应于状态估计误差大于飞行器的角速率传感器的最大噪声,根据上一次计算的第一操纵力矩、实际角速率以及状态估计误差,计算飞行器的角速率扰动补偿信息。

[0120] 在一种可能的实现方式中,获取模块51,用于获取飞行器当前的期望姿态角以及实际姿态角;根据期望姿态角和实际姿态角,计算飞行器的初始期望角速率;根据飞行器的电机带宽,对初始期望角速率进行过滤,将过滤后的初始期望角速率作为飞行器当前的目标期望角速率。

[0121] 在一种可能的实现方式中,控制模块53,用于根据飞行器的飞行速度确定飞行器的姿态角配平值;根据实际姿态角和姿态角配平值,计算飞行器的第二操纵力矩;根据第一操纵力矩和第二操纵力矩,控制飞行器的飞行姿态。

[0122] 应理解的是,上述图5提供的装置在实现其功能时,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,即将设备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。另外,上述实施例提供的装置与方法实施例属于同一构思,其具体实现过程详见方法实施例,这里不再赘述。

[0123] 本申请实施例提供的技术方案是由实际角速率计算飞行器的角速率扰动补偿信息,以根据角速率扰动补偿信息,计算飞行器的第一操纵力矩,通过角速率扰动补偿信息降低实际角速率的噪声,提高飞行器抵抗外界扰动的性能,从而便于控制飞行姿态,使得控制的准确性更高,进而提高飞行姿态的稳定性。

[0124] 图6示出了本申请一个示例性实施例提供的电子设备1300的结构框图。该电子设备1300可以是便携式移动终端,比如:智能手机、平板电脑、笔记本电脑或台式电脑。电子设备1300还可能被称为用户设备、便携式终端、膝上型终端、台式终端等其他名称。

[0125] 通常,电子设备1300包括有:处理器1301和存储器1302。

[0126] 处理器1301可以包括一个或多个处理核心,比如4核心处理器、8核心处理器等。处理器1301可以采用DSP(Digital Signal Processing,数字信号处理)、FPGA(Field-Programmable Gate Array,现场可编程门阵列)、PLA(Programmable Logic Array,可编程逻辑阵列)中的至少一种硬件形式来实现。处理器1301也可以包括主处理器和协处理器,主处理器是用于对在唤醒状态下的数据进行处理的处理器,也称CPU(Central Processing Unit,中央处理器);协处理器是用于对在待机状态下的数据进行处理的低功耗处理器。在一些实施例中,处理器1301可以集成有GPU(Graphics Processing Unit,图像处理器),GPU用于负责显示屏所需要显示的内容的渲染和绘制。一些实施例中,处理器1301还可以包括AI(Artificial Intelligence,人工智能)处理器,该AI处理器用于处理有关机器学习的计算操作。

[0127] 存储器1302可以包括一个或多个计算机可读存储介质,该计算机可读存储介质可以是非暂态的。存储器1302还可包括高速随机存取存储器,以及非易失性存储器,比如一个或多个磁盘存储设备、闪存存储设备。在一些实施例中,存储器1302中的非暂态的计算机可读存储介质用于存储至少一个指令,该至少一个指令用于被处理器1301所执行以实现本申请中方法实施例提供的飞行器的姿态控制方法。

[0128] 在一些实施例中,电子设备1300还可选包括有:外围设备接口1303和至少一个外围设备。处理器1301、存储器1302和外围设备接口1303之间可以通过总线或信号线相连。各个外围设备可以通过总线、信号线或电路板与外围设备接口1303相连。具体地,外围设备包括:射频电路1304、显示屏1305、摄像头组件1306、音频电路1307、定位组件1308和电源1309中的至少一种。

[0129] 外围设备接口1303可被用于将I/O(Input/Output,输入/输出)相关的至少一个外围设备连接到处理器1301和存储器1302。在一些实施例中,处理器1301、存储器1302和外围设备接口1303被集成在同一芯片或电路板上;在一些其他实施例中,处理器1301、存储器1302和外围设备接口1303中的任意一个或两个可以在单独的芯片或电路板上实现,本实施例对此不加以限定。

[0130] 射频电路1304用于接收和发射RF(Radio Frequency,射频)信号,也称电磁信号。

射频电路1304通过电磁信号与通信网络以及其他通信设备进行通信。射频电路1304将电信号转换为电磁信号进行发送,或者,将接收到的电磁信号转换为电信号。可选地,射频电路1304包括:天线系统、RF收发器、一个或多个放大器、调谐器、振荡器、数字信号处理器、编解码芯片组、用户身份模块卡等等。射频电路1304可以通过至少一种无线通信协议来与其它终端进行通信。该无线通信协议包括但不限于:万维网、城域网、内联网、各代移动通信网络(2G、3G、4G及5G)、无线局域网和/或WiFi (Wireless Fidelity,无线保真)网络。在一些实施例中,射频电路1304还可以包括NFC (Near Field Communication,近距离无线通信)有关的电路,本申请对此不加以限定。

[0131] 显示屏1305用于显示UI (User Interface,用户界面)。该UI可以包括图形、文本、图标、视频及其它们的任意组合。当显示屏1305是触摸显示屏时,显示屏1305还具有采集在显示屏1305的表面或表面上方的触摸信号的能力。该触摸信号可以作为控制信号输入至处理器1301进行处理。此时,显示屏1305还可以用于提供虚拟按钮和/或虚拟键盘,也称软按钮和/或软键盘。在一些实施例中,显示屏1305可以为一个,设置在电子设备1300的前面板;在另一些实施例中,显示屏1305可以为至少两个,分别设置在电子设备1300的不同表面或呈折叠设计;在另一些实施例中,显示屏1305可以是柔性显示屏,设置在电子设备1300的弯曲表面上或折叠面上。甚至,显示屏1305还可以设置成非矩形的不规则图形,也即异形屏。显示屏1305可以采用LCD (Liquid Crystal Display,液晶显示屏)、OLED (Organic Light-Emitting Diode,有机发光二极管)等材质制备。

[0132] 摄像头组件1306用于采集图像或视频。可选地,摄像头组件1306包括前置摄像头和后置摄像头。通常,前置摄像头设置在终端的前面板,后置摄像头设置在终端的背面。在一些实施例中,后置摄像头为至少两个,分别为主摄像头、景深摄像头、广角摄像头、长焦摄像头中的任意一种,以实现主摄像头和景深摄像头融合实现背景虚化功能、主摄像头和广角摄像头融合实现全景拍摄以及VR (Virtual Reality,虚拟现实) 拍摄功能或者其它融合拍摄功能。在一些实施例中,摄像头组件1306还可以包括闪光灯。闪光灯可以是单色温闪光灯,也可以是双色温闪光灯。双色温闪光灯是指暖光闪光灯和冷光闪光灯的组合,可以用于不同色温下的光线补偿。

[0133] 音频电路1307可以包括麦克风和扬声器。麦克风用于采集用户及环境的声波,并将声波转换为电信号输入至处理器1301进行处理,或者输入至射频电路1304以实现语音通信。出于立体声采集或降噪的目的,麦克风可以为多个,分别设置在电子设备1300的不同部位。麦克风还可以是阵列麦克风或全向采集型麦克风。扬声器则用于将来自处理器1301或射频电路1304的电信号转换为声波。扬声器可以是传统的薄膜扬声器,也可以是压电陶瓷扬声器。当扬声器是压电陶瓷扬声器时,不仅可以将电信号转换为人类可听见的声波,也可以将电信号转换为人类听不见的声波以进行测距等用途。在一些实施例中,音频电路1307还可以包括耳机插孔。

[0134] 定位组件1308用于定位电子设备1300的当前地理位置,以实现导航或LBS (Location Based Service,基于位置的服务)。定位组件1308可以是基于美国的GPS (Global Positioning System,全球定位系统)、中国的北斗系统或俄罗斯的伽利略系统的定位组件。

[0135] 电源1309用于为电子设备1300中的各个组件进行供电。电源1309可以是交流电、

直流电、一次性电池或可充电电池。当电源1309包括可充电电池时,该可充电电池可以是有线充电电池或无线充电电池。有线充电电池是通过有线线路充电的电池,无线充电电池是通过无线线圈充电的电池。该可充电电池还可以用于支持快充技术。

[0136] 在一些实施例中,电子设备1300还包括有一个或多个传感器1310。该一个或多个传感器1310包括但不限于:加速度传感器1311、陀螺仪传感器1312、压力传感器1313、指纹传感器1314、光学传感器1315以及接近传感器1316。

[0137] 加速度传感器1311可以检测以电子设备1300建立的坐标系的三个坐标轴上的加速度大小。比如,加速度传感器1311可以用于检测重力加速度在三个坐标轴上的分量。处理器1301可以根据加速度传感器1311采集的重力加速度信号,控制显示屏1305以横向视图或纵向视图进行用户界面的显示。加速度传感器1311还可以用于游戏或者用户的运动数据的采集。

[0138] 陀螺仪传感器1312可以检测电子设备1300的机体方向及转动角度,陀螺仪传感器1312可以与加速度传感器1311协同采集用户对电子设备1300的3D动作。处理器1301根据陀螺仪传感器1312采集的数据,可以实现如下功能:动作感应(比如根据用户的倾斜操作来改变UI)、拍摄时的图像稳定、游戏控制以及惯性导航。

[0139] 压力传感器1313可以设置在电子设备1300的侧边框和/或显示屏1305的下层。当压力传感器1313设置在电子设备1300的侧边框时,可以检测用户对电子设备1300的握持信号,由处理器1301根据压力传感器1313采集的握持信号进行左右手识别或快捷操作。当压力传感器1313设置在显示屏1305的下层时,由处理器1301根据用户对显示屏1305的压力操作,实现对UI界面上的可操作性控件进行控制。可操作性控件包括按钮控件、滚动条控件、图标控件、菜单控件中的至少一种。

[0140] 指纹传感器1314用于采集用户的指纹,由处理器1301根据指纹传感器1314采集到的指纹识别用户的身份,或者,由指纹传感器1314根据采集到的指纹识别用户的身份。在识别出用户的身份为可信身份时,由处理器1301授权该用户执行相关的敏感操作,该敏感操作包括解锁屏幕、查看加密信息、下载软件、支付及更改设置等。指纹传感器1314可以被设置在电子设备1300的正面、背面或侧面。当电子设备1300上设置有物理按键或厂商Logo时,指纹传感器1314可以与物理按键或厂商Logo集成在一起。

[0141] 光学传感器1315用于采集环境光强度。在一个实施例中,处理器1301可以根据光学传感器1315采集的环境光强度,控制显示屏1305的显示亮度。具体地,当环境光强度较高时,调高显示屏1305的显示亮度;当环境光强度较低时,调低显示屏1305的显示亮度。在另一个实施例中,处理器1301还可以根据光学传感器1315采集的环境光强度,动态调整摄像头组件1306的拍摄参数。

[0142] 接近传感器1316,也称距离传感器,通常设置在电子设备1300的前面板。接近传感器1316用于采集用户与电子设备1300的正面之间的距离。在一个实施例中,当接近传感器1316检测到用户与电子设备1300的正面之间的距离逐渐变小时,由处理器1301控制显示屏1305从亮屏状态切换为息屏状态;当接近传感器1316检测到用户与电子设备1300的正面之间的距离逐渐变大时,由处理器1301控制显示屏1305从息屏状态切换为亮屏状态。

[0143] 本领域技术人员可以理解,图6中示出的结构并不构成对电子设备1300的限定,可以包括比图示更多或更少的组件,或者组合某些组件,或者采用不同的组件布置。

[0144] 图7为本申请实施例提供的服务器的结构示意图,该服务器700可因配置或性能不同而产生比较大的差异,可以包括一个或多个处理器(Central Processing Units,CPU)701和一个或多个的存储器702,其中,该一个或多个存储器702中存储有至少一条程序代码,该至少一条程序代码由该一个或多个处理器701加载并执行以实现上述各个方法实施例提供的飞行器的姿态控制方法。当然,该服务器700还可以具有有线或无线网络接口、键盘以及输入输出接口等部件,以便进行输入输出,该服务器700还可以包括其他用于实现设备功能的部件,在此不做赘述。

[0145] 在示例性实施例中,还提供了一种计算机可读存储介质,该存储介质中存储有至少一条程序代码,该至少一条程序代码由处理器加载并执行,以实现上述任一种飞行器的姿态控制方法。

[0146] 可选地,上述计算机可读存储介质可以是只读存储器(Read-OnlyMemory,ROM)、随机存取存储器(Random Access Memory,RAM)、只读光盘(Compact DiscRead-Only Memory,CD-ROM)、磁带、软盘和光数据存储设备等。

[0147] 在示例性实施例中,还提供了一种计算机程序或计算机程序产品,该计算机程序或计算机程序产品中存储有至少一条计算机指令,该至少一条计算机指令由处理器加载并执行,以实现上述任一种飞行器的姿态控制方法。

[0148] 应当理解的是,在本文中提及的“多个”是指两个或两个以上。“和/或”,描述关联对象的关联关系,表示可以存在三种关系,例如,A和/或B,可以表示:单独存在A,同时存在A和B,单独存在B这三种情况。字符“/”一般表示前后关联对象是一种“或”的关系。

[0149] 上述本申请实施例序号仅仅为了描述,不代表实施例的优劣。

[0150] 以上所述仅为本申请的示例性实施例,并不用以限制本申请,凡在本申请的精神和原则之内,所作的任何修改、等同替换、改进等,均应包含在本申请的保护范围之内。

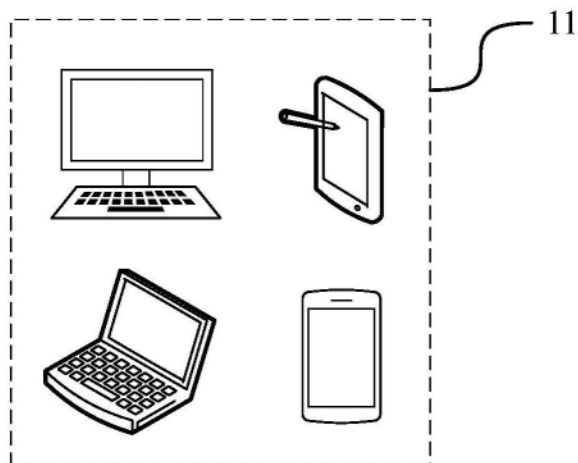


图1

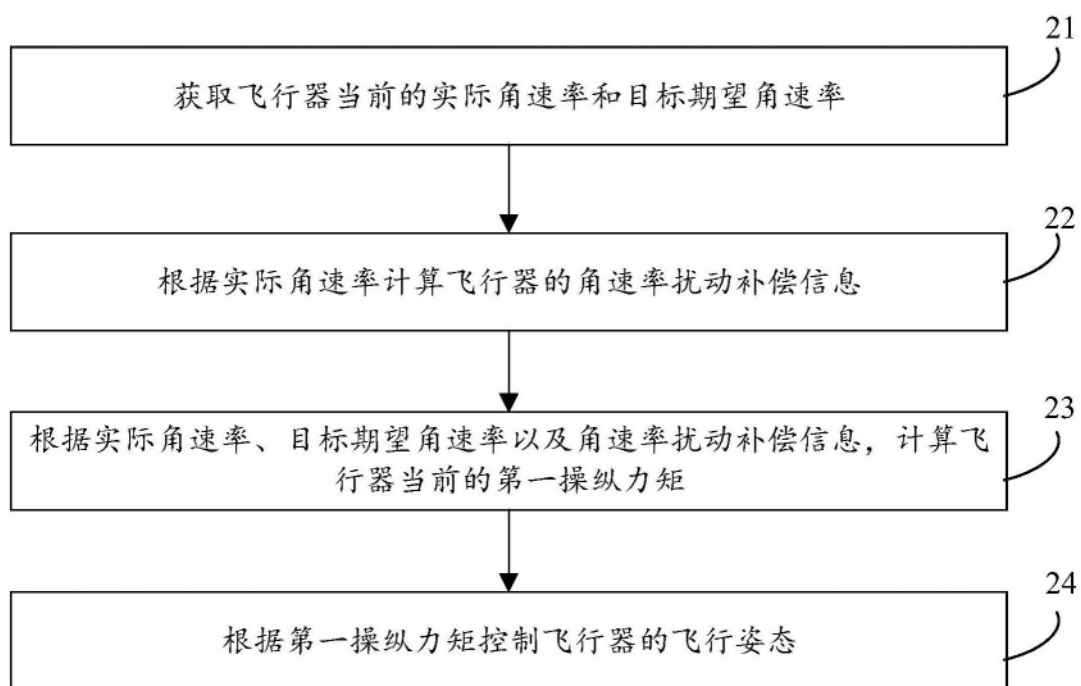


图2

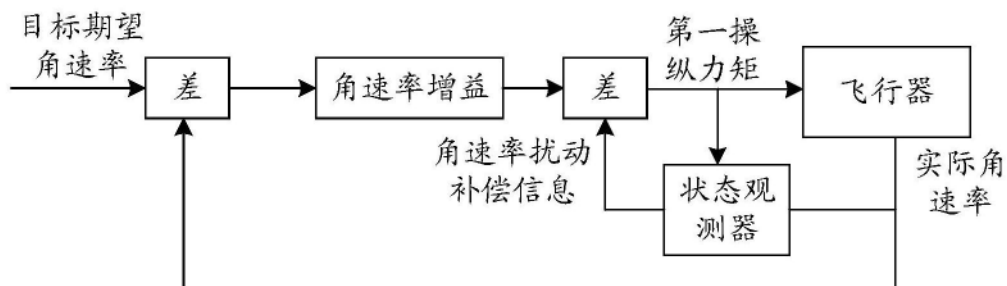


图3

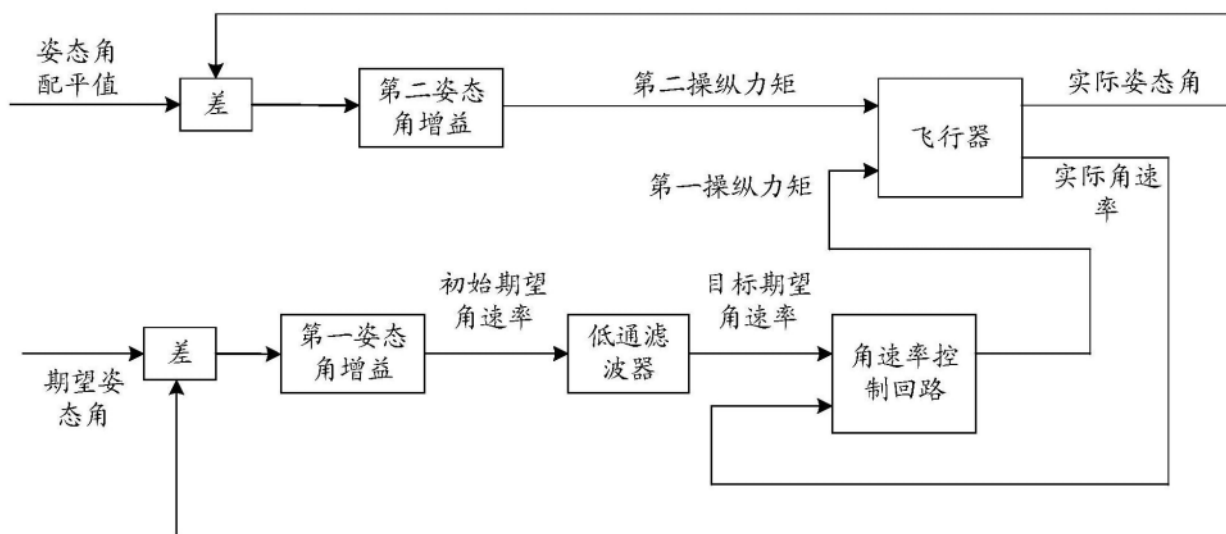


图4

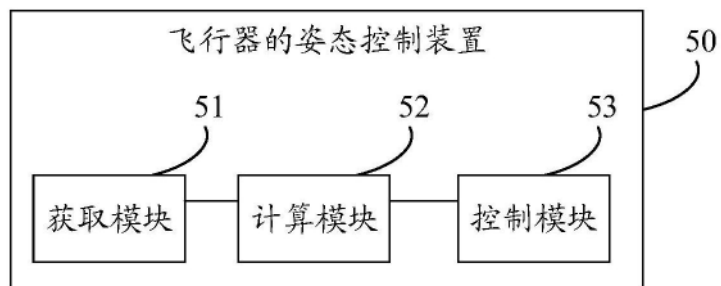


图5

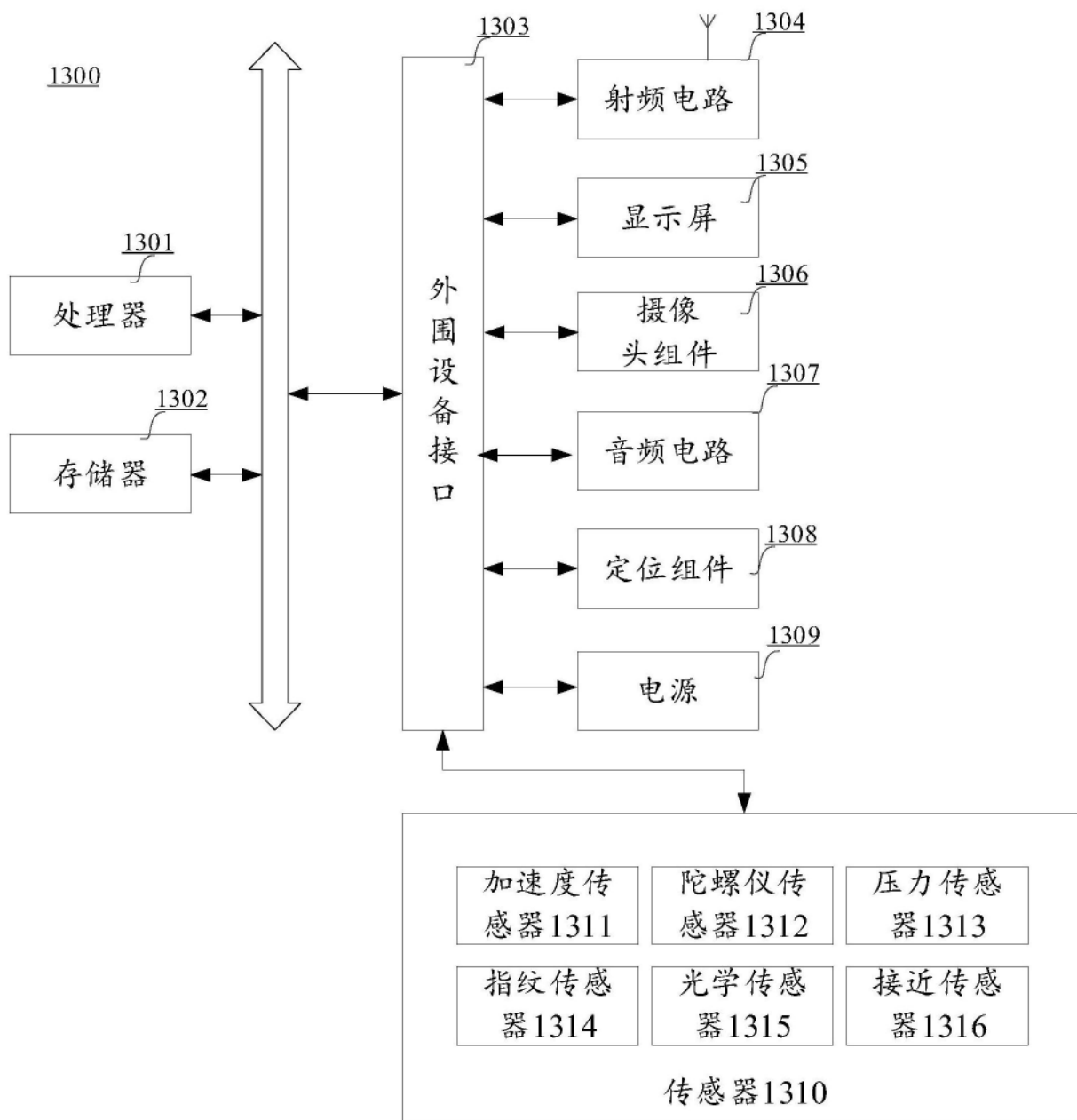


图6

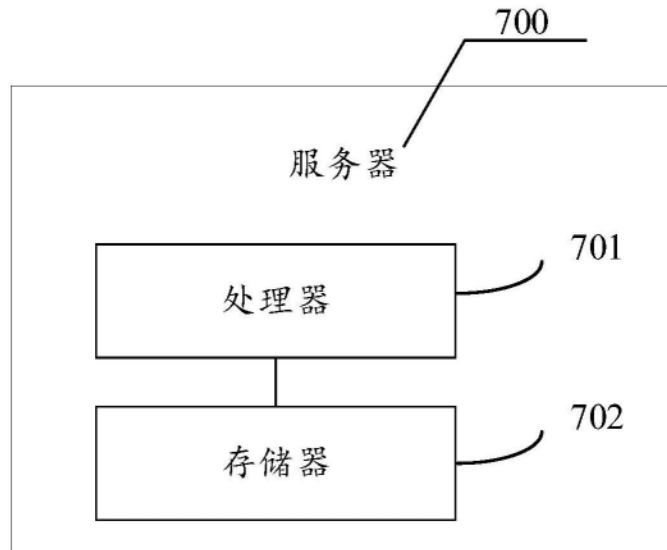


图7