

(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 102411370 A

(43) 申请公布日 2012. 04. 11

(21) 申请号 201110305918. 3

(22) 申请日 2011. 08. 16

(30) 优先权数据

1056655 2010. 08. 18 FR

(71) 申请人 梅西耶 - 布加蒂 - 道提公司

地址 法国韦利济 - 维拉库布莱

(72) 发明人 D · 勒梅 D · 弗兰克 M · 巴赛特

Y · 查马拉德

(74) 专利代理机构 上海专利商标事务所有限公司 31100

代理人 钱慰民

(51) Int. Cl.

G05D 1/02 (2006. 01)

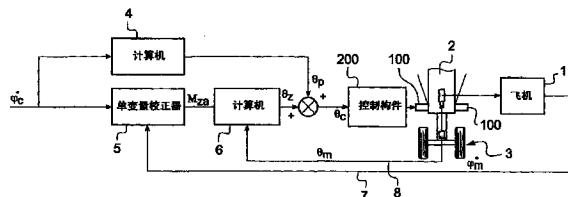
权利要求书 1 页 说明书 4 页 附图 2 页

(54) 发明名称

控制沿地面滑行的飞机的偏航运动的方法

(57) 摘要

本发明涉及一种控制沿地面滑行的飞机 (1) 的偏航运动的方法，飞机包括至少一个带有一个用于承载轮子的、可操控的底部部分 (3) 的第一起落架 (2)。根据本发明，该方法包括如下步骤：- 以偏航速率设定值 φ_c 为基础，确定轮子转向预置角 θ_p ；- 采用以偏航速率设定值作为输入并产生操控底部部分的命令的闭环控制，以通过等于预置角 θ_p 与角 θ_z 之和的转向角 θ_c 来操控该操控底部，角 θ_z 由考虑偏航速率设定值 φ_c 和当可操控底部部分由转向角 θ_c 操控时所测的偏航速率 φ_m 之间的误差而确定。



1. 一种控制沿地面滑行的飞机 (1) 的偏航运动的方法, 飞机包括至少一个带有用于承载轮子的、可操控的底部部分 (3) 的第一起落架 (2), 所述方法的特征在于它包括如下步骤:

- 基于偏航速率设定值 $\dot{\varphi}_c$, 确定轮子转向预置角 θ_p ;
- 采用以偏航速率设定值作为输入并产生操控底部部分的命令的闭环控制, 以通过等于预置角 θ_p 与角 θ_z 之和的转向角 θ_c 来操控所述底部部分, 其中角 θ_z 由考虑偏航速率设定值 $\dot{\varphi}_c$ 和当可操控底部部分由转向角 θ_c 操控时所测的偏航速率 $\dot{\varphi}_m$ 之间的误差而确定。

2. 根据权利要求 1 所述的方法, 其中转向角 θ_c 等于预置角 θ_p 和角 θ_z 之和, 角 θ_z 由考虑要求的转向角 θ_c 与所测的转向角 θ_m 之间的误差进一步确定。

3. 根据权利要求 1 所述的方法, 应用所述方法的飞机进一步包括至少两个分别位于机身左边和右边且其轮子与转矩施加构件 (11, 12) 相连的主起落架 (9, 10), 所述方法包括对于左边和右边的主起落架 (9, 10) 的转矩施加构件 (11, 12) 而产生两个加速度设定值 Γ_g 、 Γ_d 的步骤, 以便所述构件因此被激励, 在飞机上产生偏航力矩 M_{za} 来补充由第一起落架 (2) 产生的偏航力矩 M_{za} , 以使在飞机上产生的总偏航力矩允许飞机遵循偏航速率设定值 $\dot{\varphi}_c$ 。

4. 根据权利要求 3 所述的方法, 其中产生加速度设定值 Γ_g 、 Γ_d 时, 将偏航速率设定值 $\dot{\varphi}_c$ 和所测的偏航速率 $\dot{\varphi}_m$ 之间的误差纳入考虑。

5. 根据权利要求 4 所述的方法, 其中产生加速度设定值 Γ_g 、 Γ_d 时, 将进一步考虑左边和右边主起落架 (9, 10) 的轮子之间的旋转速度差速设定值 $\Delta\omega_c$ 和所测的左边和右边主起落架 (9, 10) 的轮子之间的旋转速度差速 $\Delta\omega_m$ 。

6. 根据权利要求 3 所述的方法, 其中产生加速度设定值 Γ_g 、 Γ_d 时, 将左、右主起落架 (9, 10) 的轮子加速度 Sat_g 、 Sat_d 中的饱和纳入考虑。

控制沿地面滑行的飞机的偏航运动的方法

技术领域

- [0001] 本发明涉及一种控制沿地面滑行的飞机的偏航运动的方法。
- [0002] 回顾可知，飞机包括一套起落装置，该装置包括一些起落架，以期提供飞机和地面间的交接面。

背景技术

[0003] 通常，飞行员通过作动操纵杆（舵杆踏板、操纵轮等）来控制沿地面滑行的飞机的偏航运动。在飞机至少具有带一个用于承载轮子的可操控底部部分的起落架的情况下，操纵杆通过一个依赖于飞机速度的控制器，直接作用在可操纵的底部部分。

[0004] 由 Mr. Jean DUPREZ 在 2004 年 Airbus France-LAAS 发表的题为 Automatisation du pilotage au sol pour la navigation portuaire [Automation of groundsteering for port navigation] 的文章（可通过访问论文网站获得：<http://tel.archives-ouvertes.fr/>）揭示了如何改进控制器以在控制偏航运动过程中为飞行员提供更大的助力。这篇论文描述了如下方法：

[0005] - 以由操纵杆产生的命令为基础，确定一个预置角，通过预置角操控起落架的底部部分的轮子。

[0006] - 采用预置角作为其输入并在该处产生一个校正的闭环控制，
[0007] - 通过一个等于已从预置角中减去校正值的转向角操控该底部部分。

发明目的

[0009] 本发明的目的是提供一种控制沿地面滑行的飞机的偏航运动的方法，其中用于底部部分的转向角采用一种不同类型的闭环控制。

发明内容

[0010] 为达到此目的，提出了一种控制沿地面滑行的飞机的偏航运动的方法，飞机包括至少一个带有用于承载轮子的可操控的底部部分的第一起落架。

[0011] 根据本发明，该方法包括如下步骤：
[0012] - 以偏航速率发定值为基础，确定轮子转向预置角；
[0013] - 采用以偏航速率设定值作为输入并产生操控底部部分的命令的闭环控制，以使该命令通过转向角来操控它，该转向角等于预置角与考虑到当可操控底部部分被转向角操控时偏航速率设定值与所测得的偏航速率的偏差所确定的角度之和。

[0014] 因此，是通过控制关于底部部分预置位置的转向角来操控底部部分的。
[0015] 根据本发明的一个优选实施例，应用该方法的飞机进一步包括至少两个分别位于机身左边和右边，并且其轮子与转矩施加构件相连的主起落架，本方法包括对于左、右两个主起落架的转矩施加构件产生两个加速度设定值的步骤，以便该构件受到激发，在飞机上产生一个偏航力矩来补充由第一起落架产生的偏航力矩，从而在飞机上产生的总偏航力矩可以使飞机遵循偏航速率设定值。

[0016] 转矩施加构件是,例如,摩擦刹车装置和 / 或自推进运动装置,自推进运动装置包括发动机。

[0017] 根据本发明,该方法使得可以通过分配偏航力矩,同步地控制第一起落架的底部部分的转向和主起落架的旋转速度差速。飞行员将不再担心如何分配控制命令以作用于底部部分的转向和主起落架的轮子的加速度。

附图说明

[0018] 本发明将参照以下附图,通过对根据本发明的一个非限定的特定实施例的如下描述来更好地说明:

[0019] - 图 1 是根据本发明的方法如何实现的方框图。

[0020] - 图 2 是根据本发明的方法在一个优选实施例中如何实现的方框图。

具体实施方式

[0021] 图 1 中详细说明了根据本发明的方法在飞机 1 上的应用,该飞机 1 包括至少一个第一起落架,该第一起落架带有用于承载轮子的可操控的底部部分。此处的飞机 1 包括位于机身前部且带有可由致动器 100 操控的底部部分 3 的辅助起落架 2。控制构件 200 控制底部部分 3 的致动器 100.

[0022] 想要使得沿地面滑行的飞机 1 产生偏航运动的飞行员,可以作动许多操纵杆(诸如舵杆踏板或操纵轮等)以产生偏航速率设定值 $\dot{\varphi}_c$ 。

[0023] 以偏航速率设定值 $\dot{\varphi}_c$ 为基础,计算机 4 经过计算确定预置角 θ_p ,并通过该预置角 θ_p 操控底部部分 3 的轮子。在该实例中,该计算与前述理论中已解释过的计算方法相同。

[0024] 与此同时,以偏航速率设定值 $\dot{\varphi}_c$ 为基础,单变量校正器 5 确定将在飞机 1 中由辅助起落架 2 产生的偏航力矩设定值 M_{za} ,这样,产生的偏航力矩 M_{za} 将允许飞机 1 遵循偏航速率设定值 $\dot{\varphi}_c$ 。接下来,第二计算机 6 将偏航力矩设定值 M_{za} 转变为角度设定值 θ_z 。然后产生转向角设定值 θ_c 用于控制构件 200,该转向角 θ_c 等于预置角 θ_p 与从偏航力矩设定值 M_{za} 中推导的角度 θ_z 之和。以转向角设定值 θ_c 为基础,控制构件 200 控制致动器 100 以通过转向角 θ_c 来操纵底部部分 3。

[0025] 根据本发明,在偏航运动的任何时刻,飞机 1 的偏航速率 $\dot{\varphi}_m$ 都被测量。基于所测的偏航速率 $\dot{\varphi}_m$ 和偏航速率设定值 $\dot{\varphi}_c$,单变量校正器 5 将偏航速率设定值 $\dot{\varphi}_c$ 和当可操控底部部分 3 通过转向角 θ_c 操控时所测的偏航速率 $\dot{\varphi}_m$ 间的误差纳入考虑后确定偏航力矩设定值 M_{za} 。因此,由偏航力矩设定值 M_{za} 直接推出的角度设定值 θ_z ,也将偏航速率设定值 $\dot{\varphi}_c$ 与所测的偏航速率 $\dot{\varphi}_m$ 间的误差纳入考虑后来确定。

[0026] 由于预置,飞机 1 的偏航速率快速收敛到偏航速率设定值 $\dot{\varphi}_c$ 。接下来,通过对关于预置角的转向角 θ_c 的控制 7,飞机 1 的偏航速率至少在底部部分的转向操作的正常条件下,被迫遵从偏航速率设定值 $\dot{\varphi}_c$ 。

[0027] 这里,偏航运动的任何时刻,转向角 θ_m 被测量。基于所测的转向角 θ_m ,第二计算机 6 将转向角设定值 θ_c 和所测的转向角 θ_m 之间的误差纳入考虑,由偏航力矩设定值 M_{za} 直接确定角度设定值 θ_z 。通过使用对转向角 θ_c 的控制 8,在第一控制 7 没有直接并入转向角设定值 θ_c 与所测的转向角 θ_m 之间的误差的情况下,获得遵循转向角设定值 θ_c 的转向角。

[0028] 参照图 2,飞机 1 进一步包括至少两个分别位于机身后部左边和右边且其轮子分别与转矩施加构件 11,12 相连的主起落架 9、10。通过在飞机 1 上施加转矩,所述的构件 11,12 能够产生左主起落架 9 的轮子的旋转速度与右主起落架 10 的轮子的旋转速度的差速。根据一个优选实施例,本发明的方法将转矩施加构件 11、12 合并,以便同步地控制起落架 1 的底部部分 3 的转向和主起落架 9、10 之间的旋转速度的差速。

[0029] 为此,基于偏航速率设定值 $\dot{\varphi}_c$,然后多变量校正器 50 同时确定飞机 1 上将由辅助起落架 2 产生的偏航力矩设定值 M_{za} 和飞机 1 上由转矩施加构件 11、12 产生的附加偏航力矩设定值 M_{zp} ,以便由辅助起落架 2 和转矩施加构件 11、12 产生的总力矩将允许飞机 1 遵循偏航速率设定值 $\dot{\varphi}_c$ 。

[0030] 在本身已知的方式中,转矩施加构件 11、12 由控制模块 13 控制。基于附加偏航力矩设定值 M_{zp} ,控制模块 13 对于转矩施加构件 11、12 产生两个加速度设定值 Γ_g 、 Γ_d 。在特定情况下(潮湿的跑道,有缺陷的加速方式,等等),可能发生所述的构件中的一个或多个不能产生超过限定加速度的加速度,因而阻止附加偏航力矩设定值 M_{zp} 的获取。在此情况下,饱和信号 Sat_g 、 Sat_d 由左主起落架 9 或右主起落架 10 发送到控制模块 13,然后控制模块 13 在产生可以向所要求的附加偏航力矩设定值 M_{zp} 最佳收敛的加速度设定值 Γ_g 、 Γ_d 时,将此饱和情况纳入考虑。

[0031] 根据本发明,基于偏航速率测量值 $\dot{\varphi}_m$ 和偏航速率设定值 $\dot{\varphi}_c$,多变量校正器 50 同时确定由辅助起落架 2 产生的偏航力矩设定值 M_{za} 和由转矩施加构件 11、12 产生的附加偏航力矩设定值 M_{zp} ,这样总偏航力矩将允许飞机 1 遵循偏航速率设定值 $\dot{\varphi}_c$ 。为此,多变量校正器 50 将偏航速率设定值 $\dot{\varphi}_c$ 和当可操控底部部分 3 通过转向角 θ_c 操控时所测的偏航速率 $\dot{\varphi}_m$ 之间的误差纳入考虑,并且转矩施加构件 11、12 以加速度 Γ_g 、 Γ_d 被驱动旋转。对转矩施加构件 11、12 的加速度的控制也是通过使用第一控制 7 获得。

[0032] 在本例中,第三计算机 14 将偏航速率设定值 $\dot{\varphi}_c$ 转变为旋转速度差速设定值 $\Delta\omega_c$,所述的设定值然后被转发到多变量校正器 50。此外,在偏航运动的任一时刻,左边、右边的主起落架 9、10 的轮子的平均旋转速度 $\bar{\omega}_g$ 、 $\bar{\omega}_d$ 分别被测量。基于所测的平均转速 $\bar{\omega}_g$ 、 $\bar{\omega}_d$,第四计算机 15 确定测量的旋转速度差速 $\Delta\omega_m$,该速度差速随后被转发到多变量校正器 50。基于旋转速度差速设定值 $\Delta\omega_c$ 和所测的旋转速度差速 $\Delta\omega_m$,多变量校正器 50 将旋转速度差速设定值 $\Delta\omega_c$ 和所测的旋转速度差速 $\Delta\omega_m$ 之间的误差纳入考虑,然后确定将由转矩施加构件 11、12 产生的附加偏航力矩设定值 M_{zp} 。使用第三控制 16,在第一控制 7 没有直接合并旋转速度差速设定值 $\Delta\omega_c$ 和所测的旋转速度差速 $\Delta\omega_m$ 之间误差的情况下,获得左边和右边的主起落架 9、10 的轮子的、遵循加速度设定值 Γ_g 、 Γ_d 的加速度。

[0033] 当然,本发明不限于所述的实施例,且在不背离本发明权利要求范围的情况下,实施差异可以变动。

[0034] 特别地,这里所述的主起落架 9、10 的轮子的加速度包括轮子的正加速度和轮子的负加速度,其中负加速度也被称为减速。

[0035] 尽管已经提到飞机 1 包括位于前端的辅助起落架 2 和位于后部的两个主起落架 9、10,起落架当然还可以有其它方式。进一步地,飞机 1 可以包括数量大不相同的起落架,且每个起落架可包括数量大不相同的轮子。

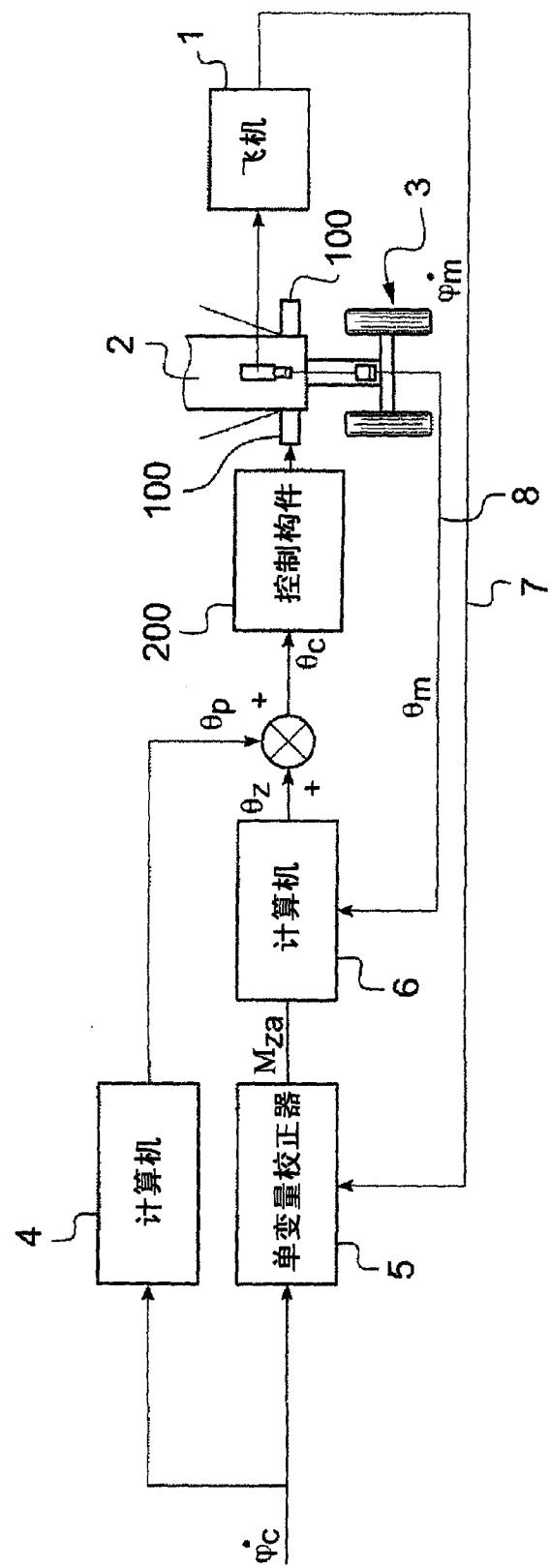


图 1

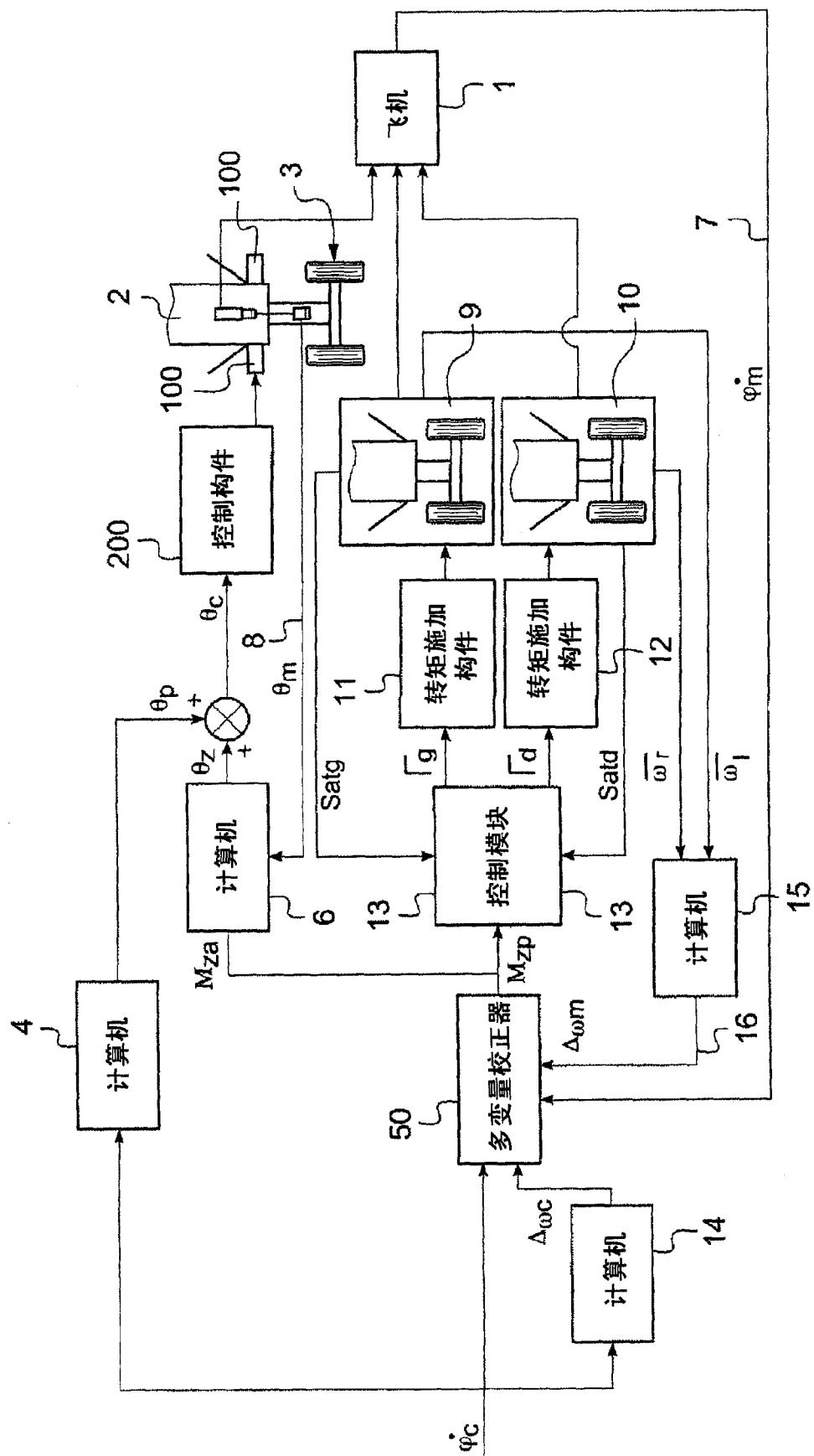


图 2