



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 106335634 B

(45) 授权公告日 2021.06.15

(21) 申请号 201610537720.0

(22) 申请日 2016.07.08

(65) 同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 106335634 A

(43) 申请公布日 2017.01.18

(30) 优先权数据
1511966.2 2015.07.08 GB

(73) 专利权人 空中客车英国运营有限责任公司
地址 英国布里斯托尔
专利权人 空中客车运营简化股份公司

(72) 发明人 路易斯-埃马纽埃尔·罗马纳
米格尔·安格尔·伽马

(74) 专利代理机构 北京集佳知识产权代理有限公司 11227

代理人 李春晖 高岩

(51) Int.Cl.

B64C 25/50 (2006.01)

(56) 对比文件

US 4221350 A, 1980.09.09

CN 103963966 A, 2014.08.06

US 2010044500 A1, 2010.02.25

CN 101434295 A, 2009.05.20

审查员 肖雪飞

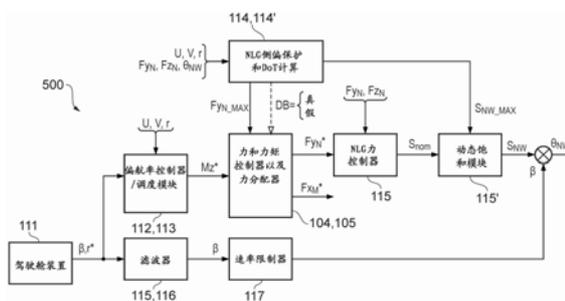
权利要求书2页 说明书8页 附图6页

(54) 发明名称

飞行器及其转向系统、转向方法和转向系统控制器

(57) 摘要

提供了一种用于飞行器转向系统的控制器、飞行器转向系统、飞行器和用于使飞行器转向的方法,所述控制器被配置成接收表示可转向前起落架的期望行进方向的转向输入,以及接收表示作用于前起落架的侧向力的一个或多个基于力的输入,其中,该控制器适用于基于一个或多个基于力的输入来自动地调节转向输入,以输出用于前起落架的转向致动器的经调节的转向命令。还提供了一种用于使飞行器转向的方法。



1. 一种用于飞行器转向系统的控制器,所述控制器被配置成:接收表示可转向前起落架的期望行进方向的转向输入,以及接收表示作用于所述前起落架的侧向力的一个或更多个基于力的输入,其中,所述控制器被适用于基于所述一个或更多个基于力的输入来自动地调节所述转向输入,以输出用于所述前起落架的转向致动器的经调节的转向命令,其中,所述侧向力是具有沿侧向方向的分量的力,所述侧向方向垂直于所述飞行器的纵轴和竖直轴。

2. 根据权利要求1所述的控制器,其中,所述基于力的输入包括表示作用于所述前起落架的实际侧向力的闭环反馈信号。

3. 根据权利要求1或2所述的控制器,其中,所述基于力的输入包括作用于所述前起落架的侧向力的开环估计值。

4. 根据权利要求3所述的控制器,其中,所述控制器基于存储在所述控制器中的一个或更多个飞行器参数和预定义模型来计算所述侧向力的开环估计值。

5. 根据权利要求2所述的控制器,其中,所述基于力的输入包括作用于所述前起落架的侧向力的开环估计值,以及其中,

当实际侧向力的所述闭环反馈信号不可用或不可信时,所述控制器自动地转到侧向力的所述开环估计值。

6. 根据权利要求1或2所述的控制器,其中,所述控制器被配置成计算用于将所述侧向力保持在操作边界内的最大前起落架侧向力。

7. 根据权利要求6所述的控制器,其中,所述控制器被配置成基于表示作用于所述前起落架的侧向力的所述一个或更多个基于力的输入来计算瞬时的最大前起落架侧向力。

8. 根据权利要求6所述的控制器,其中,所述控制器被配置成限制对所述转向输入的调节以确保不超过所述最大前起落架侧向力。

9. 根据权利要求1或2所述的控制器,其中,所述控制器被配置成基于所述转向输入来计算要生成的期望前起落架侧向力。

10. 根据权利要求9所述的控制器,其中,所述控制器被配置成将所述期望前起落架侧向力与表示作用于所述前起落架的实际或估计的侧向力的信号进行比较,以及基于这些信号之间的任意差来自动地调节所述转向输入。

11. 根据权利要求1或2所述的控制器,其中,所述控制器被配置成基于表示作用于所述前起落架的侧向力的一个或更多个基于力的输入来计算瞬时的最大前轮侧偏角。

12. 根据权利要求1或2所述的控制器,其中,所述控制器被配置成计算用于将侧偏角保持在操作边界内的最大前轮侧偏角。

13. 根据权利要求12所述的控制器,其中,所述控制器被配置成限制对所述转向输入的调节以确保不超过所述最大前轮侧偏角。

14. 根据权利要求1或2所述的控制器,其中,所述控制器被配置成输出表示要由同一飞行器的制动系统实现的制动力的信号以提供差动制动。

15. 根据权利要求14所述的控制器,其中,所述控制器被配置成将所述转向输入划分成要由所述转向系统完成的转向分量和要由所述制动系统完成的差动制动分量。

16. 根据权利要求14所述的控制器,其中,所述控制器被配置成在所述控制器确定所述转向致动器不能够完成所述转向命令时输出差动制动信号。

17. 一种飞行器转向系统,包括根据权利要求1至16中任一项所述的控制器。

18. 根据权利要求17所述的飞行器转向系统,其中,通过飞行员控制的输入来选择性地激活自动转向输入调节功能。

19. 根据权利要求18所述的飞行器转向系统,还包括用于接收所述转向输入的转向输入装置,以及用于控制可转向前起落架的旋转转向角的转向致动器,其中,在所述自动转向输入调节功能被去激活时,对所述转向致动器的转向命令使得作用于所述前起落架的侧向力保持不变。

20. 一种飞行器,包括根据权利要求17至19中任一项所述的转向系统。

21. 根据权利要求20所述的飞行器,还包括用于使所述飞行器减速的制动系统,所述制动系统可操作地耦接至所述转向系统用于执行差动制动。

22. 一种用于使飞行器转向的方法,所述方法包括:基于表示作用于可转向前起落架的侧向力的一个或更多个基于力的输入来自动地调节表示所述前起落架的期望行进方向的转向输入,以及使用经调节的转向命令来控制所述前起落架的转向致动器,其中,所述侧向力是具有沿侧向方向的分量的力,所述侧向方向垂直于所述飞行器的纵轴和竖直轴。

飞行器及其转向系统、转向方法和转向系统控制器

技术领域

[0001] 本发明涉及一种用于飞行器转向系统的控制器、一种飞行器转向系统以及一种用于使飞行器转向的方法。

背景技术

[0002] 典型的飞行器具有起落架,起落架包括当飞行器位于地面时支承飞行器的多个着陆装置。着陆装置用于在地面操纵比如着陆、滑行和起飞期间控制飞行器的运动。一些着陆装置具有制动轮,制动轮能够操作以在通过一组制动器施加制动扭矩时提供用于使飞行器减速的制动力。着陆装置中之一具有转向轮,该转向轮可以被转动以使飞行器转向。

[0003] 在一些地面操纵期间,在转向轮被转动以使飞行器转向时转向轮可能开始外滑,尤其是在不利的跑道状况期间操作飞行器的情况下。如果转向轮开始外滑,则其生成用于使飞行器转向的侧向力的能力被降低,因此降低了飞行器的转向性能。可能需要校正动作来减小转向轮的转向角并且减小外滑,从而增大了飞行员和/或控制转向轮的控制系统的工作负担。

[0004] 在一些地面操纵期间,飞行器可能例如由于外部因素比如横风、阵风和跑道表面的变化以及飞行器因素比如不均匀轮胎压力、不对称制动、不对称发动机推力或部件故障,而经历方向的非期望变化。不对称制动指的是在飞行器中心线的两侧生成的制动力的无意的差导致非期望偏航力矩。如果飞行器经历方向的非期望变化,则可能需要校正动作来将飞行器恢复至期望航向,从而增大了飞行员和/或控制转向轮的控制系统的工作负担。

[0005] 飞行器着陆装置通常被保守地设计以承受在地面操纵期间载荷的显著变化。这种保守设计会导致显著的重量损失,因此降低了飞行器燃料效率。

[0006] 因此,期望提供一种解决这些问题并且使得飞行器能够在指定性能范围内以最大效率来进行地面操纵的用于飞行器的转向系统。

发明内容

[0007] 本发明的第一方面提供了一种用于飞行器转向系统的控制器,该控制器被配置成:接收表示可转向前起落架的期望行进方向的转向输入,以及接收表示作用于前起落架的侧向力的一个或更多个基于力的输入,其中,该控制器被适用于基于一个或更多个基于力的输入来自动地调节转向输入,以输出用于前起落架的转向致动器的经调节的转向命令。

[0008] 本发明的另一方面提供了一种用于使飞行器转向的方法。该方法包括:基于表示作用于前起落架的侧向力的一个或更多个基于力的输入来自动地调节表示前起落架的期望行进方向的转向输入,以及使用经调节的转向命令来控制前起落架的转向致动器。

[0009] 行进方向被定义为点、例如附接至前起落架的点的速度矢量相对于飞行器的纵轴、即飞行器中心线的角度。

[0010] 侧向力被定义为具有与飞行器的纵轴和垂直轴垂直的分量的力。

[0011] 本发明在以下方面有利:可以根据所接收的基于力的输入来调节转向命令,例如用于使转向性能最大化、控制着陆装置载荷以及/或者防止前起落架外滑。

[0012] 优选地,转向输入是飞行员定义的转向输入。转向输入例如可以是通过操作驾驶舱装置而生成的行进方向转向输入和/或偏航率转向输入。替选地,转向输入可以由用于在机场地面操纵飞行器的控制系统比如轴跟踪系统来生成。

[0013] 基于力的输入可以包括表示作用于前起落架的实际侧向力的闭环反馈信号。优选地,实时地生成侧向力信号。

[0014] 实际侧向力例如可以用于对侧向力命令信号施加校正以使信号中的误差最小化。通过这种方式,可以更准确地控制前起落架中生成的侧向力。因此可以提高飞行器的可操纵性和稳定性,并且可以限制载荷,由此使得设计强度减小以及因而前起落架的重量减小同时仍满足操作要求。

[0015] 基于力的输入可以可替选地包括作用于前起落架的侧向力的开环估计值。

[0016] 控制器可以基于存储在控制器中的一个或多个飞行器参数和预定义模型来计算侧向力的估计值。

[0017] 飞行器参数可以包括飞行器纵向速度、飞行器侧向速度、飞行器偏航率、飞行器前轮角度或飞行器前起落架竖直力。

[0018] 当实际侧向力的闭环反馈信号不可用或被确定为不可信时,控制器可以自动地转到侧向力的开环估计值。

[0019] 通过生成作用于前起落架的侧向力的估计值并且在实际侧向力不可信地可用时恢复成开环控制,控制器可以在传感器或部件故障的情况下保持对前起落架生成的侧向力的准确控制。

[0020] 控制器可以被配置成计算用于将侧向力保持在操作边界内的最大前起落架侧向力。

[0021] 控制器可以被配置成基于表示作用于前起落架的侧向力的一个或多个基于力的输入来计算瞬时的最大前起落架侧向力。

[0022] 控制器可以被配置成限制对转向输入的调节以确保不超过最大前起落架侧向力。可以限制对转向输入的调节以确保前轮侧偏角保持在操作边界内以将使飞行器转向的转向性能的有效性最大化。

[0023] 通过限制侧向力,控制器可以防止前起落架在跑道表面外滑(即,不受控制的侧偏)。控制器因此可以提供侧偏保护、确保前起落架的高效操作以及提高飞行器的可操纵性和侧向稳定性。控制器还可以控制起落架的载荷,以使得可以减小设计强度以及因而可以减小前起落架的重量。可以基于干燥的、正常跑道状况来计算最大前起落架侧向力。

[0024] 控制器可以被配置成基于转向输入来计算要生成的期望前起落架侧向力。

[0025] 期望侧向力的计算可以利用一个或多个飞行器参数。飞行器参数例如可以包括飞行器质量、通过多个飞行器着陆装置中的每一个作用的力以及着陆装置相对于飞行器的重心的位置。

[0026] 控制器可以被配置成计算用于实现期望前起落架侧向力的期望前轮侧偏角。

[0027] 控制器可以被配置成将期望前起落架侧向力与表示作用于前起落架的实际或估计的侧向力的信号进行比较,以及基于这些信号之间的任意差来自动地调节转向输入。

- [0028] 通过调节转向输入,系统可以减小误差,由此提高对实际前起落架侧向力的控制。
- [0029] 控制器可以被配置成基于表示作用于前起落架的侧向力的一个或更多个基于力的输入来计算瞬时的最大前轮侧偏角。
- [0030] 控制器可以被配置成计算用于将侧偏角保持在操作边界内的最大前轮侧偏角。
- [0031] 控制器可以被配置成限制对转向输入的调节以确保不超过最大前轮侧偏角。对转向输入的调节可以被限制以确保前轮侧偏角保持在操作边界内。
- [0032] 通过限制前轮侧偏角,控制器可以防止前起落架在跑道表面外滑。因此控制器可以提供侧偏保护、确保前起落架的高效操作以及提高飞行器的可操纵性和侧向稳定性。
- [0033] 控制器可以被配置成除了基于一个或更多个基于力的输入调节转向输入,还通过限制前起落架的行进方向随时间的变化率,来修改所接收到的表示前起落架的期望行进方向的转向输入。
- [0034] 控制器可以被配置成输出表示要由同一飞行器的制动系统实现的制动力的信号以提供差动制动。差动制动可以自动地实现。
- [0035] 差动制动表示在飞行器中心线两侧有意地生成不平衡的制动力以生成用于使飞行器转向的净偏航力矩。
- [0036] 通过输出信号以提供差动制动,飞行器可以增加由多个飞行器着陆装置生成的偏航力矩,以确保可以完成转向操作,尤其是在不利状况下或在故障模式下。通过自动地激活差动制动,例如在不需要飞行员启动差动制动的情况下,可以减小飞行员的工作负担。
- [0037] 控制器可以被配置成将转向输入划分成要由转向系统完成的转向分量以及要由制动系统完成的差动制动分量。
- [0038] 控制器可以被配置成在控制器计算出实现期望行进方向所需的侧向力高于预定阈值时输出差动制动信号。阈值例如可以是所计算的要由前起落架承受的最大侧向力。
- [0039] 控制器可以被配置成在控制器确定转向致动器不能够完成转向命令时输出差动制动信号。转向致动器例如会由于转向命令超出前起落架的性能范围或由于前起落架的部件故障而导致不能够完成转向命令。
- [0040] 控制器可以被配置成将转向输入划分成零转向分量和差动制动分量。
- [0041] 控制器可以包括用于使能或禁止差动制动输出信号的隔离器开关。
- [0042] 控制器可以被包括在飞行器转向系统中。
- [0043] 可以优选地通过驾驶员控制的输入来选择性地激活转向命令调节。还可以优选地通过驾驶员控制的输入来选择性地去激活转向命令调节。
- [0044] 转向系统还可以包括用于接收转向输入的转向输入装置,以及用于管理可转向前起落架的旋转转向角度的转向致动器。在转向命令调节被去激活时,至转向致动器的转向角度命令可以保持作用于前起落架的侧向力不变化。
- [0045] 控制器可以被配置成通过限制前起落架的行进方向随时间的变化率来修改所接收到的表示前起落架的期望行进方向的转向输入,即使在负责作用于前起落架的侧向力的自动转向输入调节功能被去激活的情况下也是如此。
- [0046] 转向系统可以被包括在飞行器中。
- [0047] 飞行器还可以包括用于使飞行器减速的制动系统,该制动系统可操作地耦接至转向系统用于执行差动制动。

附图说明

- [0048] 现在将参照附图描述本发明的实施方式,在附图中:
- [0049] 图1a和图1b示出了飞行器;
- [0050] 图1c示出了可转向前起落架的平面图;
- [0051] 图2示出了制动和转向控制系统;
- [0052] 图3示出了图2的制动和转向控制系统的一部分;以及
- [0053] 图4是图2和图3中使用的符号的表。

具体实施方式

[0054] 图1a和图1b示出了飞行器1,飞行器1包括具有纵轴3的机身2以及从机身向外延伸的机翼4和5。飞行器1定义了一组轴,其中,纵向x方向与飞行器的纵轴平行,侧向y方向与x轴垂直,以及竖直z方向与x轴和y轴垂直。飞行器1具有重心6。

[0055] 飞行器具有起落架,起落架在飞行器位于地面上时支承飞行器并且在地面操纵比如着陆、滑行和起飞期间控制飞行器的运动。起落架包括前起落架(NLG)着陆装置10和左舷主起落架(MLG)着陆装置11以及右舷主起落架(MLG)着陆装置12。起落架可以在飞行器1处于飞行中时被收起以及在着陆前被伸出。

[0056] NLG着陆装置10具有一对转向轮13,转向轮13可以由转向致动器转动以使飞行器转向。如图1c中所示,前轮角度 θ_{NW} 被定义为转向轮面向的方向13' (即机轮在与转动轴垂直的方向上滚动的方向)与飞行器1的纵轴3之间的角度。飞行器的行进方向(DoT)被定义为NLG着陆装置10的速度矢量相对于飞行器1的纵轴3的方向。前轮角度 θ_{NW} 可以被改变以控制NLG着陆装置10的行进方向,由此控制飞行器的航向。

[0057] 当转向轮13未与DoT对准时,在转向轮13面向的方向13'与DoT之间形成了一角度,该角度称为前轮侧偏角 S_{NW} 。当以侧偏角操作转向轮13时,生成具有侧向分量 $F_{lateral}$ (在y方向上)的侧力 F_{side} ,该侧力引起作用以使飞行器转向的转矩或偏航力矩。因此可以通过应用侧偏角来增大或减小在特定方向上生成的净转矩。

[0058] MLG着陆装置11和12分别具有多个制动轮14,制动轮14可以被操作以使飞行器减速。每个制动轮是通过使用制动致动器以向碳制动盘(定子和转子)的堆(stack)施加夹紧力来操作的,碳制动盘的堆向制动轮传递制动扭矩,从而导致纵向减速力被传递至飞行器1。可以通过操作致动器控制每个制动的制动压力来控制每个制动轮生成的纵向制动力。以下描述的实施方式中使用的制动可以具有液压制动致动器,但本领域技术人员将理解,可以采用使用对应控制方法的类似控制系统,而不管制动的类型,以及例如可以将类似控制系统应用于具有机电制动致动和/或再生制动的飞行器。

[0059] 此外,制动轮可以用于通过差动制动来帮助使飞行器转向。差动制动(DB)是在飞行器中心线3的两侧有意地应用不平衡的制动力来生成用于使飞行器转向的净偏航力矩。DB通常可以通过用于控制左舷和右舷制动的着陆装置的一对制动控制装置的不对称偏转来实现。制动和转向操作还可以由其他系统例如扰流板和其他控制表面以及飞行器的发动机来辅助。

[0060] 飞行器1包括用于纵向控制的驾驶舱装置,该驾驶舱装置用于控制飞行器的减速并且输出表示期望速度或减速度的信号,即速度命令 U^* 或减速度命令 U'^* 。飞行器1还包括

用于侧向控制的驾驶舱装置,该驾驶舱装置用于使飞行器转向并且输出表示期望行进方向(DoT)和偏航率的信号,即DoT命令 β 和偏航率命令 r^* 。

[0061] 图2示出了根据本发明的实施方式的具有数据处理单元或反馈模块的飞行器1的制动和转向控制系统100。图3示出了在本发明的一种可能实施方式中的具有反馈模块或数据处理单元的制动和转向控制系统的一部分的简化视图。本领域技术人员将理解,反馈模块的功能和优势不依赖于飞行器1与制动和转向控制系统100的具体特征,并且类似的反馈模块可以同等地用于监视用于制动和/或转向的任何一个或更多个飞行器着陆装置的性能。

[0062] 制动和转向控制系统100通常被配置成接收表示期望速度的输入命令 U^* 、表示减速度的输入命令 U'^* 、表示DoT的输入命令 β 或表示偏航率的输入命令 r^* 以及向制动和转向致动器发送输出命令——制动压力命令 P_{COM} 、以及前轮角度命令 θ_{NW}^* ,以根据输入命令来控制制动轮和转向轮的操作从而控制飞行器1的运动。

[0063] 纵向控制装置101输出的每个减速度命令 U'^* 被减速度控制器102接收,减速度控制器102还从反馈模块200接收表示当前飞行器减速度(负加速度) U' 和要由MLG着陆装置11和12生成的最大可实现制动力 $F_{x_{max}}$ 的数据。减速度控制器102使用该数据来确定实现针对飞行器1所命令的减速度所需的纵向制动力并且将该值输出为纵向力命令 F_{AC}^* 。

[0064] 纵向控制装置101输出的每个速度命令 U^* 类似地被速度控制器103接收,速度控制器103还接收表示当前飞行器速度 U 的数据。速度控制器103应用速度控制法则来将速度命令 U^* 转换成纵向力命令 F_{AC}^* 并且输出该纵向力命令,其中,纵向力命令 F_{AC}^* 表示实现或保持针对飞行器1所命令的速度所需的纵向制动力。

[0065] 纵向力命令 F_{AC}^* (源自加速度命令或速度命令)被飞行器力和力矩控制器104接收作为 x 方向力命令 F_x^* 。飞行器力和力矩控制器104还从反馈模块200接收表示纵向制动力 F_x 和NLG x 方向反作用力 $F_{x_{NLG}}$ 的数据。力和力矩控制器104使用当前MLG着陆装置纵向力来对 x 方向力命令 F_x^* 应用校正并且输出经校正的力命令 F_{x_c} 。

[0066] 经校正的力命令 F_{x_c} 被力分配器105接收,力分配器105将总的经校正的力命令划分成分别用于两个MLG着陆装置11和12中的每一个的两个MLG制动力命令 $F_{x_M}^*$ 并且将MLG制动力命令输出至MLG着陆装置。出于简化起见,图2仅示出了被输出至MLG着陆装置中的一个MLG力命令 $F_{x_M}^*$,然而,MLG着陆装置11和12中的每一个具有力分配器105下游的类似控制系统元件并且类似地起作用。

[0067] 每个MLG着陆装置11和12具有MLG力控制器106,MLG力控制器106从力分配器105接收MLG制动力命令 $F_{x_M}^*$ 并且从起落架载荷传感器(例如,应力计)接收表示MLG着陆装置当前生成的纵向力 F_{x_M} 的MLG纵向力信号 F_{x_M} 。MLG力控制器106使用制动力命令 $F_{x_M}^*$ 和当前纵向力 F_{x_M} 来确定为实现所命令的纵向力而要在该着陆装置的制动轮14处生成的总制动扭矩,以及输出表示该着陆装置的制动轮14要生成的总制动扭矩的起落架扭矩命令 T_{LG}^* 。

[0068] 起落架扭矩命令 T_{LG}^* 由扭矩分配器107接收,扭矩分配器107还从制动能量优化器108接收针对每个制动轮14的优化系数 θ 。扭矩分配器107使用针对该着陆装置的总扭矩命令 T_{LG}^* 和针对每个制动轮14的扭矩系数 θ ,来确定每个机轮要生成的制动扭矩并且向着陆装置的每个制动轮输出表示该制动轮要生成的制动扭矩的机轮特定制动扭矩命令 T_w^* 。出于简化起见,图2仅示出了一个机轮制动扭矩命令 T_w^* 被发送至制动轮14中之一,尽管每个MLG

着陆装置的每个制动轮接收相应的机轮制动扭矩命令 T_w^* 并且被类似地操作。

[0069] 每个制动轮具有扭矩控制器109以及制动增益和跑道摩擦测量单元110,制动增益和跑道摩擦测量单元110使用来自各起落架传感器的输入信号来计算BG和轮胎-跑道摩擦系数。每个扭矩控制器109从力控制器106接收用于其机轮的扭矩命令以及从制动增益和跑道摩擦测量单元110接收表示所测量的制动增益BG和轮胎-跑道摩擦 μ 的信号,并且确定要实现针对其制动轮14所命令的制动扭矩所需的制动压力。每个扭矩控制器109然后向其机轮的制动致动器输出表示期望制动压力的制动压力命令 P_{COM} 。扭矩控制器109具有防外滑功能以在机轮开始外滑的情况下通过限制制动压力命令 P_{COM} 来减小或消除外滑。

[0070] 每个制动轮14的制动压力命令 P_{COM} 被每个相应制动轮的制动致动器的制动伺服控制器接收,引起制动致动器根据制动压力命令 P_{COM} 来对制动器施加压力,从而使飞行器1减速。

[0071] 制动和转向控制系统100包括如图3中所示的转向系统控制器500。转向系统控制器500接收表示期望转向角度的转向输入(DoT命令 β)并且根据NLG着陆装置经历的侧向力来自动地调节转向输入。

[0072] 侧向控制装置111输出的每个偏航率命令 r^* 被偏航率控制器112接收,偏航率控制器112还从反馈模块200接收表示当前飞行器偏航率 r 、要通过使用转向轮转向生成的最大可实现转矩 Mz_{St_max} 、要通过差动制动生成的最大可实现转矩 Mz_{DB_max} 和MLG反作用力矩 Mz_{MLG} (即,从MLG着陆装置11和12到偏航改变的反作用力矩)的数据。偏航率控制器112使用该数据来确定实现针对飞行器1所命令的偏航率所需的关于z轴的偏航力矩,并且输出表示所需的偏航力矩的飞行器偏航力矩命令 Mz_{AC}^* 。

[0073] 飞行器偏航力矩命令 Mz_{AC}^* 被调度(dispatch)模块113接收,调度模块113还接收表示跑道和/或飞行器的操作状况的力矩调度系数 κ 。该调度系数可以用于对偏航力矩命令 Mz_{AC}^* 施加校正因子或限制。调度模块输出表示要由起落架生成的期望偏航力矩的z力矩命令 Mz^* 。

[0074] z力矩命令 Mz^* 被飞行器力和力矩控制器104接收,飞行器力和力矩控制器104还从反馈模块200接收表示由于转向引起的偏航力矩 Mz 和源自MLG着陆装置的偏航力矩反作用力 Mz_{MLG} 的数据。力和力矩控制器104使用当前飞行器转矩来减小z力矩命令 Mz^* 的误差,并且输出经校正的偏航力矩命令 Mz_c 。通过减小偏航力矩命令误差,偏航力矩反馈环路增加了对着陆装置生成的偏航力矩的控制。

[0075] 转向系统控制器500包括NLG侧偏保护模块114,NLG侧偏保护模块114从NLG着陆装置结构中的前轮位置传感器和载荷传感器接收表示前轮角度 θ_{NW} 、NLG侧向力 Fy_N 和NLG-地面反作用力 Fz_N 的信号。侧偏保护模块114还从NLG DoT计算模块114'接收表示DoT的信号,NLGDoT计算模块114'基于当前飞行器偏航率 r 、纵向速度 U 和侧向速度 V 来计算DoT。侧偏保护模块计算可以由NLG着陆装置10的转向轮13(在y方向上)生成的最大侧向力 Fy_{N_MAX} 以及可以以其操作转向轮以确立NLG着陆装置的当前操作边界的最大侧偏角 S_{NW_max} 。

[0076] 力分配器105从力和力矩控制器104接收经校正的偏航力矩命令 Mz_c 并且从侧偏保护模块114接收最大侧向力信号 Fy_{N_MAX} 。力分配器105输出表示要由NLG着陆装置10生成的侧向力的NLG侧向力命令 Fy_N^* ,以实现所命令的偏航力矩命令 Mz_c 。最大侧向力 Fy_{N_MAX} 用于限制侧向力命令以使得不会超过由侧偏保护模块114确立的边界。

[0077] 如果实现所命令的偏航力矩 (M_{z_c}) 所需的来自NLG着陆装置的侧向力超过要由转向轮13生成的最大侧向力 $F_{y_{N_MAX}}$ (即通过使转向轮转向不能够生成所命令的偏航力矩), 则侧偏保护模块114向力分配器105输出DB激活信号 DB_{ACTIVE} 来激活差动制动。力分配器105通过向MLG着陆装置11和12中的一者或二者输出侧向制动力命令 F_{x_M} 来作出响应以操作差动制动来增大由着陆装置生成的偏航力矩, 以使得可以完成期望的转向操纵。可以通过飞行员或通过控制系统根据所需来使能或禁止差动制动。

[0078] 通过限制NLG侧向力命令 F_{y_N} , 转向系统控制器500可以将转向轮13的操作保持在NLG着陆装置的可用性能范围内, 由此防止转向轮外滑, 转向轮外滑会导致减弱的控制和降低的转向性能。转向系统控制器500因此提高了飞行器的可操纵性和侧向稳定性, 尤其是在试图困难的转向操纵的情况下或者在不利状况如在具有低摩擦系数 (例如, 湿或结冰状况下) 的跑道上或者在横风或阵风状况中操作飞行器的情况下。

[0079] 通过限制由NLG着陆装置生成的侧向力, 转向系统控制器500还提高了对NLG着陆装置的载荷的控制, 以使得设计强度可以减小以及因而飞行器的重量可以减小。

[0080] 通过将偏航力矩划分成要通过转向实现的分量和要通过差动制动实现的分量, 转向系统控制器500可以提高飞行器的可操纵性并且增大最大转向性能。飞行器因此可以完成仅使用转向轮13来使飞行器转向无法完成的转向操纵。这在当难以有效地控制飞行器的转向或实现期望偏航力矩时的不利状况中操作飞行器的情况下提供特定优势。因为在响应于转向输入自动地激活DB的情况下不需要飞行员手动地控制制动器来生成偏航力矩, 所以也减小了飞行员的工作负担。

[0081] 如果部件或系统故障减小了NLG着陆装置13使飞行器转向的能力或者甚至例如在转向致动器故障的情况下阻止NLG使飞行器转向, 则力分配器105通过向MLG着陆装置11和12中的一者或二者输出侧向制动力命令 F_{x_M} 来作出响应, 以完全地通过差动制动来完成所命令的偏航力矩。转向系统控制器500因此提高了对处于故障模式中的飞行器的控制。

[0082] NLG力控制器115从力分配器105接收NLG侧向力命令 F_{y_N} 并且从NLG着陆装置结构中的载荷传感器接收表示转向轮13与跑道之间的正交 (normal) 反作用力 F_{z_N} (即z方向上的力) 和当前侧向转向力 F_{y_N} (即y方向上的力) 的数据。NLG力控制器115使用闭反馈环中的当前侧向力来减小NLG侧向力命令 F_{y_N} 中的误差。优选地, 在闭反馈环中测量并使用实际当前侧向力。然而, 如果当前侧向力不可用或者被判断为不可信, 则力控制器115被适用于基于其他测量和预定义的飞行器参数来计算估计的侧向力以提供对侧向力命令 F_{y_N} 的开环控制。NLG力控制器115然后计算生成经校正的侧向力命令所需的额定侧偏角 S_{nom} 。

[0083] 通过使用闭反馈环中的当前侧向力来减小NLG侧向力命令 F_{y_N} 中的误差, 转向系统控制器500提高了对转向操纵的控制, 由此提高了飞行器的可操纵性和侧向控制。通过提供NLG着陆装置中的侧向力的开环估计, 转向系统控制器500在传感器故障或传感器信号劣化的情况下提供对转向性能和着陆装置载荷的准确控制。

[0084] NLG力控制器115包括动态饱和模块115' (包括在图2中的块115中), 动态饱和模块115' 从侧偏保护模块114接收额定侧偏角 S_{nom} 和表示用于避免转向轮13的外滑的最大侧偏角 S_{NW-max} 的信号。动态饱和模块115' 如最大侧偏角 S_{NW-max} 所指示的那样限制额定侧偏角 S_{nom} 并且输出侧偏角命令 θ_{NW} 。

[0085] 通过限制侧偏角命令 θ_{NW} , 转向系统控制器500防止转向轮过转动, 转向轮过转动

会导致飞行器的外滑以及相关转向性能方面的损失。因此提高了飞行器的可操纵性和侧向稳定性,尤其是在不利状况下。

[0086] NLG力控制器115还使用前起落架中生成的当前侧向力 F_{yN} 来检测引起航向变化的、与转向输入命令的变化不对应的不想要的偏航力矩。不想要的航向变化例如可以由横风或阵风或不对称制动引起。如果检测到了不想要的航向变化,则NLG力控制器115通过调节侧偏角命令来作出响应,以控制由转向轮13生成的侧向力来抵消非期望偏航力矩。

[0087] 通过自动地抵消非期望偏航力矩,转向系统控制器500提高了对飞行器的航向的控制并且减小了飞行员和/或轴跟踪系统校正航向的非期望变化的需要,由此减小了飞行员和控制的工作负担。

[0088] 当侧向控制装置111输出DoT命令 β 和偏航率命令 r^* 时,命令经过用于选择DoT命令 β 或偏航率命令 r^* 的开关115。如果选择了偏航率命令 r^* ,则 β 计算模块116基于所输入的偏航率命令 r^* 来计算DoT命令 β 以实现期望偏航率。如果选择了DoT命令 β ,则DoT命令绕过 β 计算模块116并且不被改变。DoT命令 β (源自来自侧向控制装置的DoT命令或偏航率命令)然后经过速率限制器117,速率限制器117作用以限制DoT命令的变化率。

[0089] 所限制的DoT命令 β 和通过NLG力控制器115输出的前轮侧偏角 S_{NW} 然后被组合以给出表示期望前轮角度的前轮角度命令 θ_{NW}^* 。前轮角度命令 θ_{NW}^* 被转向致动器的转向伺服控制器接收,该转向伺服控制器设置前轮角度以使飞行器1转向。通过这种方式,侧偏角 S_{NW} 自动地调节飞行员定义的DoT转向输入以输出经调节的转向命令,并且调节被限制以将侧向载荷 F_{yN} 和侧偏角 S_{NW} 保持在操作边界内。

[0090] 可以通过飞行员或控制系统根据需要来使能或禁止对转向命令的自动调节。禁止对转向命令的自动调节以使得前轮角度命令 θ_{NW}^* 与DoT命令成比例,并且不引入侧偏保护来调节前轮角度命令 θ_{NW}^* 。

[0091] 还设置有轴跟踪模块118,轴跟踪模块118可以用于在飞行员请求飞行器1自动地转向至期望位置时自动地输出DoT命令 β 和偏航率命令 r^* 。跟踪模块118输出的DoT命令 β 和偏航率命令 r^* 以与来自以上所述的侧向控制装置111的等同命令相同的方式被使用。

[0092] 在替选实施方式中,转向系统控制器可以不是集成制动和转向控制系统的一部分,并且可以不被耦接至用于执行差动制动的制动系统。

[0093] 在替选实施方式中,转向系统控制器可以不包括以上实施方式中描述的所有反馈环路以及/或者可以包括额外的反馈环路。

[0094] 在替选实施方式中,转向系统控制器可以调节被发送至任意数量的转向着陆装置的任意数量的转向轮的转向命令。

[0095] 根据本发明的转向系统控制器可以被设计在飞行器转向系统中或者可以例如补充到使用中的飞行器转向系统。

[0096] 尽管以上参照一个或更多个优选实施方式描述了本发明,但是要理解的是,可以在不偏离所附权利要求书中限定的本发明的范围的情况下做出各种变化和修改。

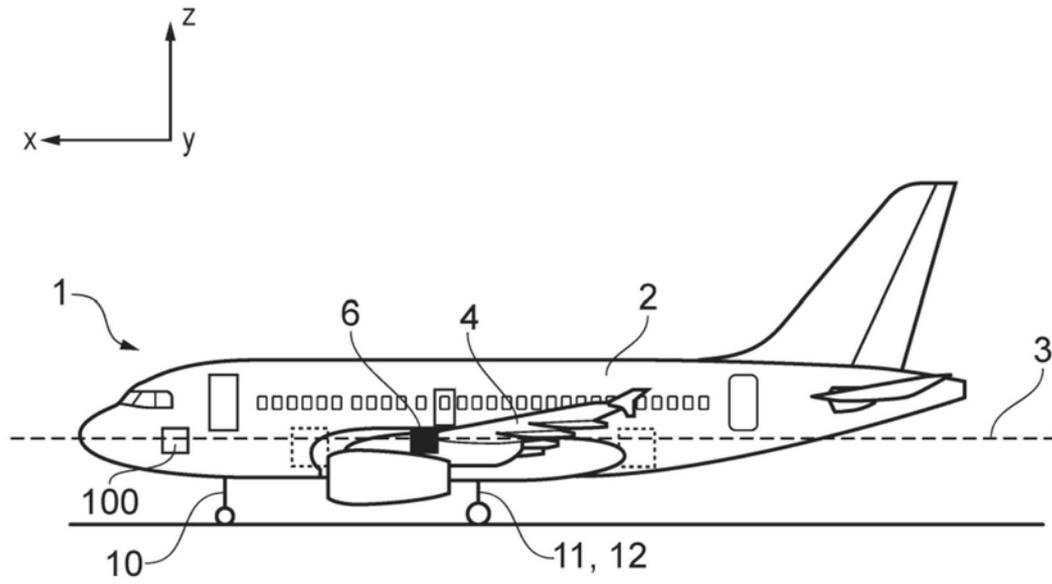


图1a

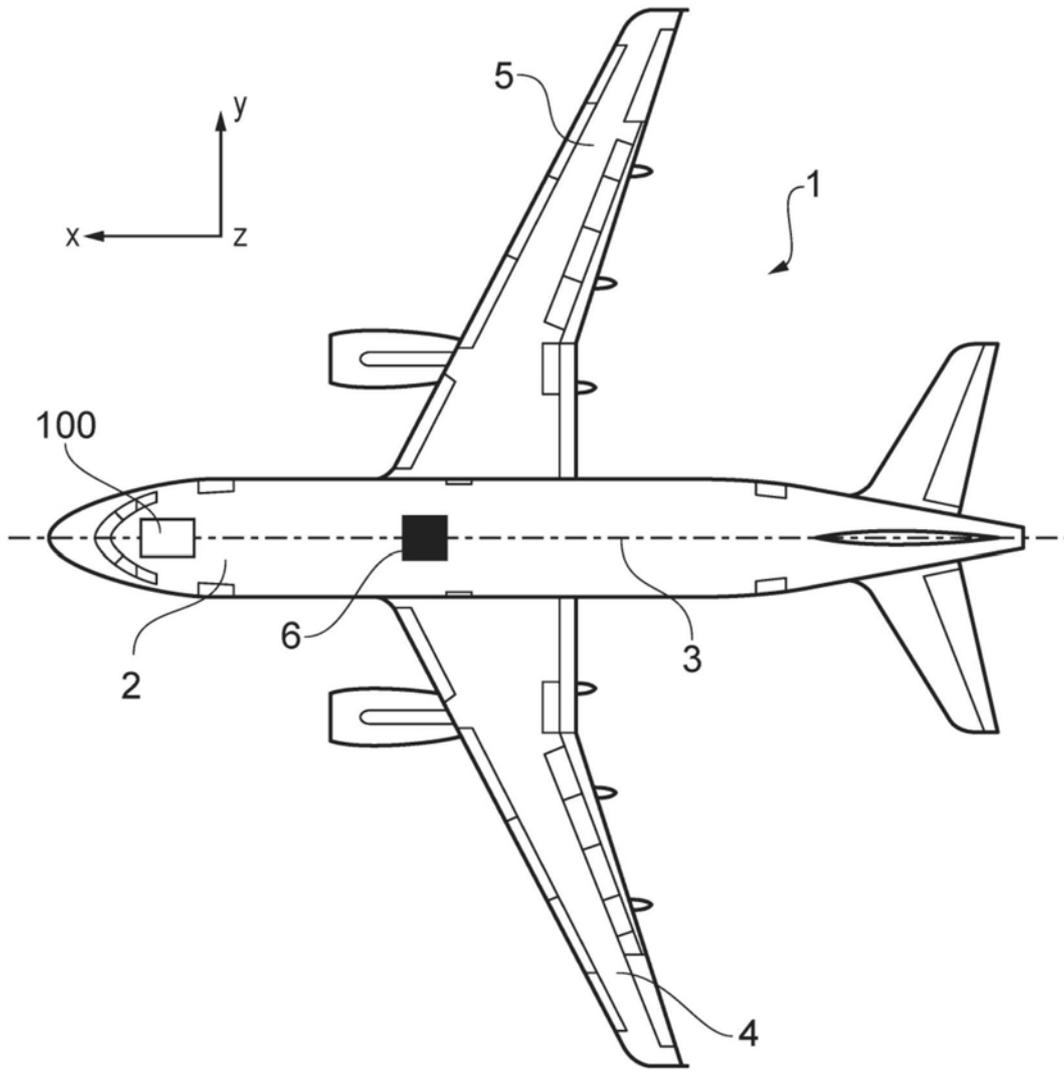


图1b

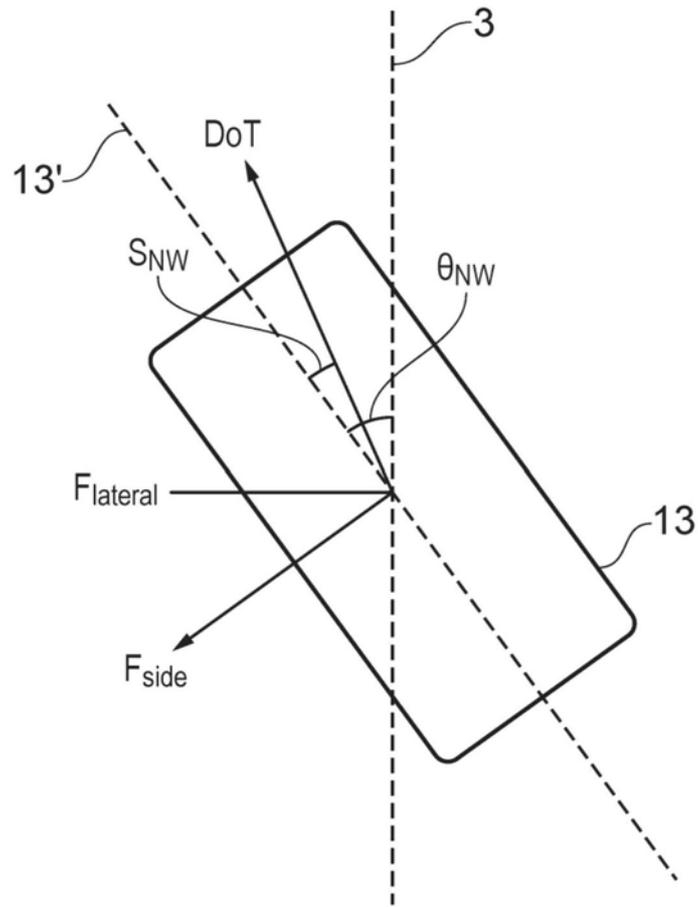


图1c

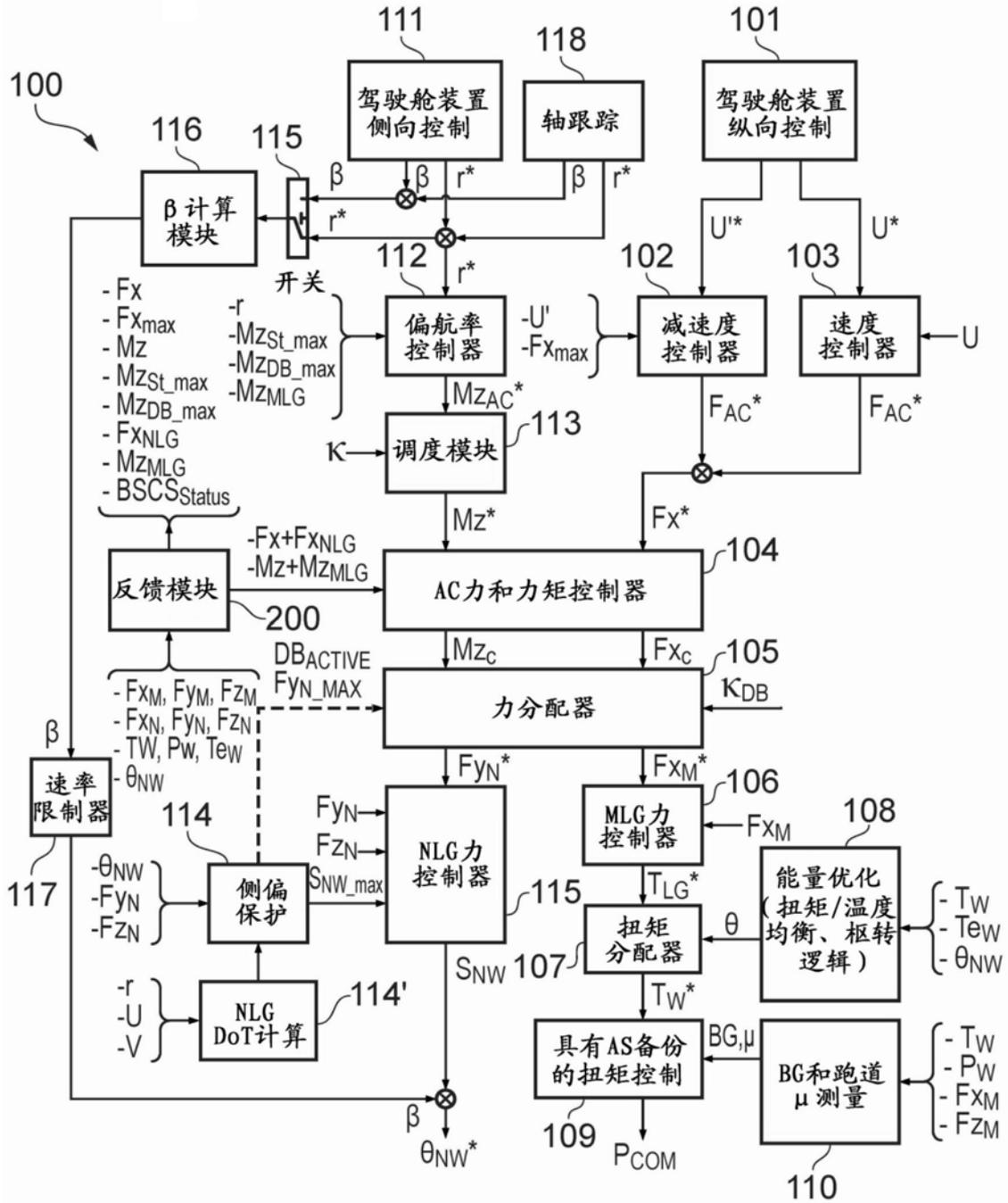


图2

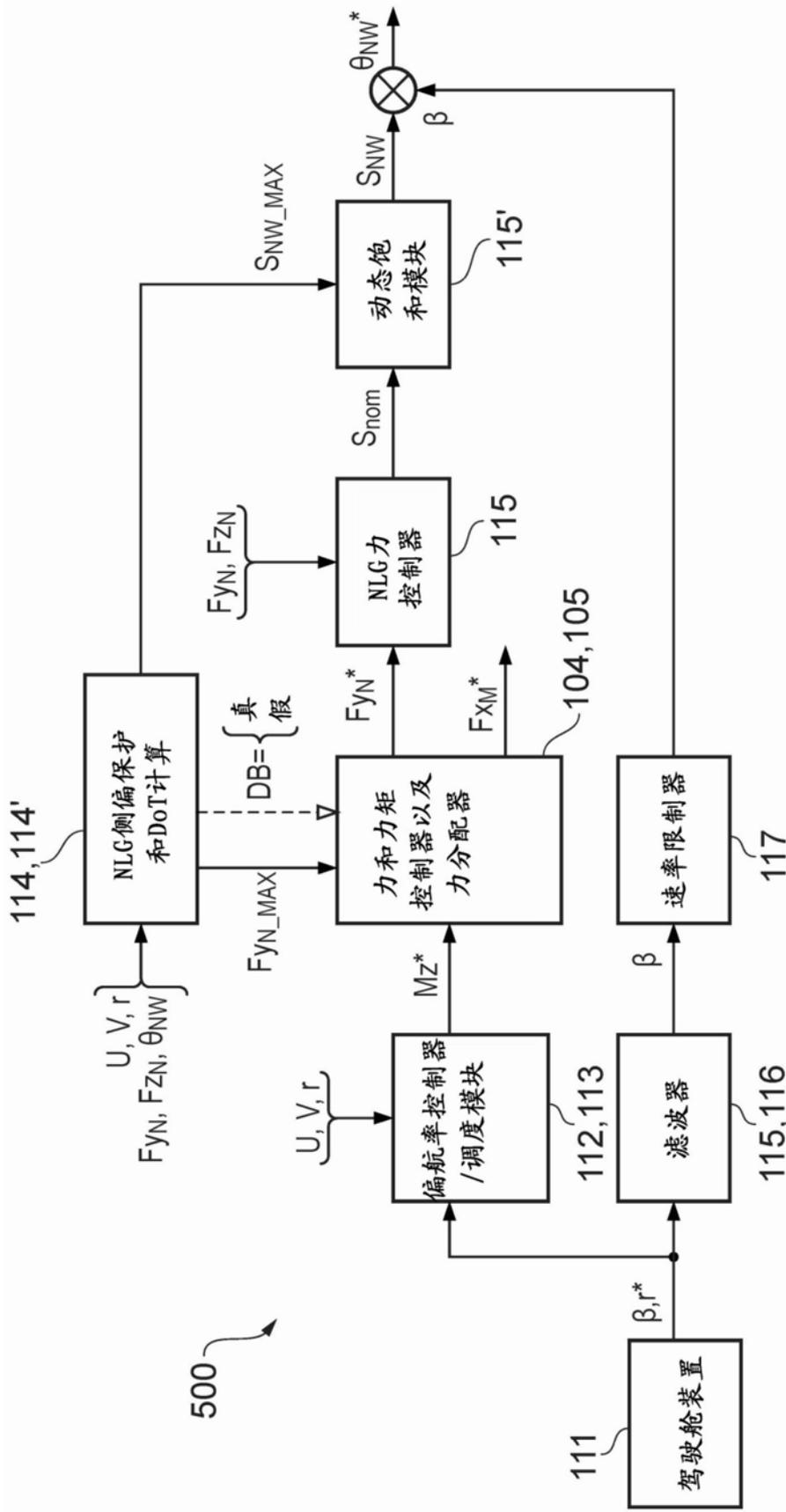


图3

变量	描述	单位
BG	测量的制动增益	Nm/Bar
DB_{ACTIVE}	用于侧偏保护的DB激活	wu
F_{AC}^*	AC X-力命令	N
F_x	LG致动X-力	N
F_x^*	用于ATA32的X-力命令	N
F_{x,y,z_M}	MLG X-、Y-或Z-力	N
F_{x,y,z_N}	NLG X-、Y-或Z-力	N
F_{x_c}	经校正的X-力	N
$F_{x_{NLG}}$	LG反作用X-力	N
$F_{x_M}^*$	MLG X-力命令	N
$F_{x_{max}}$	ATA32级的最大X-力	N
$F_{y_N}^*$	NLG Y-力命令	N
$F_{y_N \max}$	由于侧偏保护导致的最大NLG Y-力	N
$BSCS_{Status}$	BSCS操作状态	wu
M_z	LG致动Z-力矩	Nm
M_z^*	用于ATA32的Z-力矩命令	Nm
$M_{z_{AC}}^*$	AC Z-力矩命令	Nm
M_{z_c}	经校正的Z力矩	Nm
$M_{z_{DB \max}}$	由于DB导致的最大力矩	Nm
$M_{z_{MLG}}$	LG反作用Z-力矩	Nm
$M_{z_{St \max}}$	由于转向导致的最大力矩	Nm
P_{COM}	制动压力命令	Bar
P_w	制动压力	Bar
r	偏航率	deg/s
r^*	偏航率命令	deg/s
S_{NW}	前轮侧偏角	deg
Te_w	制动温度	degC
T_{LG}^*	LG扭矩命令	Nm
T_w	制动扭矩	Nm
T_w^*	制动扭矩命令	Nm
U	AC纵向速度	m/s
U^*	速度命令	m/s
U'	AC加速度	m/s ²
U'^*	加速度命令	m/s ²
V	AC侧向速度	m/s
β	NLG DoT命令	deg
θ_{NW}	前轮角度	deg
θ_{NW}^*	前轮角度命令	deg
θ	优化系数	wu
K	力矩调度系数	wu
K_{DB}	DB权限	wu

图4