



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 103144774 B

(45)授权公告日 2017.04.12

(21)申请号 201210495608.7

(22)申请日 2012.11.28

(65)同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 103144774 A

(43)申请公布日 2013.06.12

(30)优先权数据
13/304,979 2011.11.28 US

(73)专利权人 埃姆普里萨有限公司
地址 巴西,圣若泽-杜斯坎普斯

(72)发明人 法夫里西奥·赖斯·卡尔代拉
马科斯·维尼修斯·坎波斯
小勒纳·鲁兹·安德廖利
瓦戈纳·奥利韦拉·德卡瓦略
达芬·冈萨斯
爱德华多·凯梅利耶尔

丹尼尔·西凯拉
卢卡斯·鲁维亚诺

(74)专利代理机构 中原信达知识产权代理有限
责任公司 11219
代理人 李宝泉 周亚荣

(51)Int.Cl.
B64D 31/06(2006.01)

审查员 庞英仲

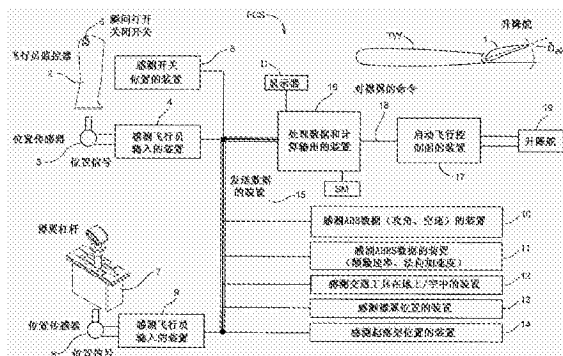
权利要求书2页 说明书6页 附图6页

(54)发明名称

提供航空器速度控制的飞行控制系统模式
和方法

(57)摘要

一种提供航空器速度控制的飞行控制系统模式和方法。纵向控制规则被设计为当航空器设为进近配置时,即当襟翼杆设为着陆位置并且起落架被锁定时,优化飞行性能。在这种情况下,通过使用瞬间打开关闭开关或侧摇杆中的其他控制可以极大地减少对航空器速度的配平的努力,代替或附加于常规的上下配平开关,使得飞行员选择空速的任务更加容易。受益于不需要或不使用紧急安全应用中的无线电测高计信息,所述控制规则在进近和着陆期间提供了卓越的处理性能。



1. 一种航空器飞行控制系统,所述航空器飞行控制系统用于控制具有控制航空器颠簸的至少一个升降舵的类型的航空器,所述系统包括:

操作地耦合于所述升降舵的致动器,所述致动器被构造为响应于控制信号而操作所述升降舵;

处理系统,所述处理系统耦合于所述致动器并且选择地生成所述控制信号;以及

人工可操作的瞬间打开关闭控制,所述人工可操作的瞬间打开关闭控制向所述处理系统提供输入;

所述处理系统被构造为基于控制负载系数需求的纵向控制规则来操作所述致动器,并且响应于所述人工可操作的瞬间打开关闭控制输入,修改所述纵向控制规则以在进近和着陆期间设置速度。

2. 根据权利要求1所述的飞行控制系统,其中所述瞬间打开关闭控制包括在飞行员监控器中的瞬间打开关闭开关。

3. 根据权利要求1所述的飞行控制系统,其中所述处理系统自动地确定何时所述航空器被配置为用于着陆并且响应于自动着陆确定而基于所述瞬间打开关闭控制来有条件地进行速度设置。

4. 根据权利要求3所述的飞行控制系统,进一步包括襟翼杠杆和起落架位置和轮上重量传感器,所述处理系统使用所述襟翼杠杆和传感器来表征着陆阶段。

5. 根据权利要求1所述的飞行控制系统,进一步包括人工可操作的纵向监控器,其中所述处理系统被构造为:当通过为了使航空器减速保持所述纵向监控器处于拉回位置并且为了使所述航空器加速保持所述纵向监控器处于向前位置来进行正速度稳定性时,允许飞行员改变航空器速度。

6. 根据权利要求1所述的飞行控制系统,其中所述处理系统被构造为使得飞行员通过人工地按压和/或释放所述人工可操作的瞬间打开关闭控制来在进近和着陆期间选择新的参考速度,当达到想要的目标速度时选择当前速度作为所述参考速度。

7. 根据权利要求1所述的飞行控制系统,其中所述处理系统被构造为基于确定的逻辑来处理数据和计算输出,并且作为响应而命令所述致动器。

8. 根据权利要求1所述的飞行控制系统,进一步包括一组传感器,所述传感器感测所述航空器的配置和飞行状态,所述处理系统包括逻辑模块,所述逻辑模块判定是否允许进行和操作响应于所述人工可操作的瞬间打开关闭控制的预定飞行控制模式。

9. 根据权利要求1所述的飞行控制系统,进一步包括一组传感器,所述传感器感测飞行器的配置和飞行状态,所述处理系统包括逻辑模块,所述逻辑模块判定是否应该脱离响应于所述人工可操作的瞬间打开关闭控制的预定飞行控制模式。

10. 一种在包括用于控制至少在着陆拉平期间控制航空器颠簸的至少一个升降舵的航空器飞行控制系统的类型的航空器上的控制方法,包括:

基于控制负载系数需求的纵向控制规则,操作所述升降舵;以及

当飞机处于着陆阶段时,响应于人工可操作的瞬间打开关闭控制输入的飞行员人工操作,选择地修改所述纵向控制规则以允许在进近和着陆期间所述飞行员设置速度。

11. 根据权利要求10所述的方法,其中所述人工操作包括人工按压和/或释放布置在飞行员监控器的瞬间打开关闭开关。

12. 根据权利要求10所述的方法,进一步包括在显示的速度带上显示设置的速度提示。
13. 根据权利要求10所述的方法,包括:响应于襟翼杠杆设置和起落架传感器,确定何时所述飞机处于着陆阶段。
14. 一种航空器飞行控制系统,所述航空器飞行控制系统用于控制至少在着陆拉平期间控制航空器颠簸的至少一个升降舵,包括:
 - 用于基于控制负载系数需求的纵向控制规则,操作所述升降舵的装置;以及
 - 用于当飞机处于着陆阶段时,响应于人工可操作的瞬间打开关闭控制输入的飞行员人工操作,选择地修改所述纵向控制规则以允许在进近和着陆期间所述飞行员设置速度的装置。
15. 根据权利要求14所述的系统,其中所述人工操作包括人工按压和/或释放布置在飞行员监控器的瞬间打开关闭开关。
16. 根据权利要求14所述的系统,进一步包括用于在显示的速度带上显示设置的速度提示的装置。
17. 根据权利要求14所述的系统,包括:用于响应于襟翼杠杆设置和起落架传感器,确定何时所述飞机处于着陆阶段的装置。

提供航空器速度控制的飞行控制系统模式和方法

技术领域

[0001] 在此的技术涉及人机航空器控制用户接口,并且更具体地涉及使用瞬间打开关闭开关的闭环速度控制用户接口系统。示范性示出的非限制实现是在纵轴装备有闭环控制规则的飞行器中使用的系统、装置和方法。

背景技术

[0002] 在飞机制造业的历史上在飞行员和航空器的空中控制面之间的控制接口受到大量的关注。最早的控制接口非常简单但是需要很多飞行员技能来操作。现代的“有线飞行”接口利用了许多电子设备来协助飞行员并且使得飞行更安全并且更经济。在“有线飞行”中,飞行员与电子用户接口交互,电子用户接口然后在每一个航空器控制面控制致动器。设计者坚持不懈地工作使得控制用户接口更安全,更容易理解和操作,并且更有效、效率更高并且更可靠。

[0003] 使用“控制规则”的所谓“闭环控制”一般地用于控制在飞行期间的航空器。自从20世纪下半时已经使用了反馈控制规则来扩增航空器俯仰轴中的升降舵命令。按照现代的航空器,使用数字控制规则来实现基于颠簸速率、负载系数或它们的组合使用参考命令的控制规则。与负载系数结合的空速也可以作为参考命令被考虑。在一些情形下,全部三个变量被考虑作为参考命令,即,考虑负载系数、颠簸速率和空速。

[0004] 通常,在航空工业中,沿纵轴在闭环中操作的“有线飞行”航空器保持航空器的飞行路径而飞行员人工地移动(偏斜)侧摇杆控制器来为大多数飞行阶段提供负载系数命令。在这种情形下,纵向控制规则提供了中性静态的速度稳定性和自动配平。该类型的控制规则在巡航中提供卓越的处理性能而在着陆期间不需要该控制规则。更具体地,纵向控制规则常常不提供适当的着陆拉平特性,并且尤其是在着陆期间的速度稳定性。一般而言,在着陆期间当起落架高于跑道表面某一距离时(例如,大约15英尺)时通过增加航空器的俯仰角启动着陆拉平就足够减少下降率至想要的量(例如,100--200英尺每分钟)。在大多数喷气式飞机中,这将需要俯仰角增加某一数量(例如,1度至3度)。在拉平过程期间所述推进完美地平稳地降低至空转,而在紧急着陆阶段速度稳定性是特别重要的。见例如,The Airplane Flying Handbook(U.S.Federal aviation administration 2011)(飞机飞行手册(美国联邦航空管理局2011))。

[0005] 行业中标准的解决方案是利用无线电测高计传感器。在地面标高以上的高度信息用于将控制规则改变为近地带有正速度稳定性的配置。因而,已经成为行业标准的是,在用于拉平(即,当航空器海拔达到拉平海拔时)的纵向控制规则中的配置改变是基于无线电测高计信息。具体地,当达到拉平高度时,带有中性速度稳定性和自动配平的控制规则提供了带有正速度稳定性的控制规则。然而,这类解决方案已经偶尔呈现在职事件,例如在进近期间由于误差的高度指示过早启动拉平。由外部的和内部的原因,例如天线上的水流污染物或结冰、退化的连接器、地形中反射率的变化和污染的跑道,可以干扰无线电测高计信息。与在紧急飞行控制应用中使用无线电测高计有关的另一个挫折是依赖冗余传感器来保证

必需的系统完整性。换句话说,一个无线电测高计失败的调度可能不能保证必需的安全裕量。

发明内容

[0006] 我们已经发现,代替或附加使用高度信息,当航空器设为进近配置时,即,当襟翼杠杆设为着陆位置并且起落架被锁定时,使用纵向控制规则时可以实现速度稳定性。这意味着,当在纵向飞行员监控器中施加力时可以只完成速度的改变。在这种情况下,通过使用在侧摇杆中的瞬间打开关闭开关可以极大地减少配平航空器速度的努力,代替或附加于常规的上下配平开关,使得飞行员选择空速的任务更加容易。受益于在紧急安全应用中不需要或使用无线电测高计信息,该控制规则在进近和着陆期间提供了良好的处理性能。

[0007] 在示范性示出的非限制的实现中,呈现了基于负载系数控制的控制规则。例如,飞行控制规则基于一组飞行参数和飞行员监控器的感测的位置计算负载系数命令。飞行员监控器可以是在航空工业中使用的用作与人类飞行员的接口的多个设备中的任何一个,例如控制杆、迷你控制杆、中央摇杆、控制轭或侧摇杆。在该示例中,飞行参数包括但不限于襟翼位置、校准空速和动压。

[0008] 在此的技术的目标是提出一种飞行控制系统和方法,当航空器被设为进近配置时,即,当襟翼杠杆被设为着陆位置并且起落架被锁定时,其将正速度稳定性特征增加至纵向控制规则,而不需要使用无线电测高计信息。通过使用侧摇杆中瞬间打开关闭开关可以极大地减小在进近期间配平航空器速度的努力。

[0009] 在此所述的示范性示出的非限制技术是一种飞行控制系统,当航空器被配置为用于着陆时,即,当襟翼杠杆处于着陆位置并且起落架被锁定时,所述飞行控制系统将正静态速度稳定性增加至纵向控制规则。

[0010] 因为示出的重新配置的用于着陆的控制规则不再提供自动配平能力,执行类似于常规航空器的人工配平过程:为了降低航空器速度,将需要飞行员保持纵向监控器处于拉回位置。

[0011] 一旦达到目标速度,飞行员可以通过按压位于侧摇杆的瞬间打开关闭开关来设定该新的速度参考值,其显著地降低了飞行员的工作量。只要按压瞬间开关,参考速度连续地与当前空速进行再同步。当释放所述开关时,当前空速被闭锁为新的参考。

[0012] 当航空器还没达到新的参考速度时,为了避免主要表面中的瞬变现象,应用速率限制器。作为速度带中的速度提示(bug)在主要飞行显示器中可以指示参考速度。着陆模式的进行(engagement)也在主显示器中标示为标记。

[0013] 示出的解决方案的非限制的优点是在进近和拉平飞行阶段期间提供适当的处理性能的控制规则。因此,不再需要无线电测高计作为拉平控制规则的触发器。这排除了使用误差的高度信息的失败情形并且允许带有一个失灵无线电测高计的航空器的调度而不减少安全裕量。

[0014] 在一个示例非限制的实现中,当与基本配置的航空器相比不需要额外的硬件或物理部件来实现所建议的解决方案。

[0015] 示例非限制的示出的系统提供了一种飞行控制系统模式和方法,其通过使用飞行员监控器中的瞬间打开关闭开关提供了航空器的速度控制。当被配置为用于着陆时,建议

模式的进行向控制负载系数需求的纵向控制规则增加正静态速度稳定性。这样的示出的系统可以提供：

[0016] 飞行控制系统检测航空器被配置为用于着陆的一种方法。例如襟翼杠杆、起落架位置和轮上重量传感器可以用于表征着陆阶段。然而，任何其他的在航空工业中使用的传感器可以用于检测飞行阶段、例如但不限于空速、惯性数据、无线电测高计、或由机组成员启动的飞行员座舱开关。

[0017] 当在进行正速度稳定性时飞行员改变航空器速度的一种方法。在一个建议的解决方案中，为了降低航空器速度将需要飞行员保持纵向监控器处于拉回位置，并且为了加速将需要飞行员保持纵向监控器处于向前位置。飞行员监控器可能是在航空工业中使用的用作与人类飞行员的接口的多个设备中的任何一个，例如控制杆、迷你控制杆、中央摇杆、控制轭或侧摇杆。

[0018] 飞行员选择新的参考速度的一种方法。当达到目标速度时按压位于飞行员监控器中的瞬间打开关闭开关来选择当前速度作为参考速度。该瞬间开关可以包括在航空工业中使用的多个设备中的任何一个，例如开关、按钮、旋钮、杠杆、触摸屏、等；

[0019] • 一种基于确定的逻辑处理数据和计算输出并且命令升降舵表面的装置；

[0020] • 一种根据所述处理数据和计算输出的装置给定的命令来命令升降舵表面的装置；

[0021] • 一组传感器，所述传感器感测航空器的配置和飞行状态，以在逻辑模块使用，所述逻辑模块判定是否在进行和正在运行飞行控制模式。

[0022] • 一旦在进行，感测航空器配置和飞行状态的一组传感器在逻辑模块使用，所述逻辑模块判定是否应该脱离飞行控制模式。

附图说明

[0023] 通过结合附图参考示范性非限制的示出的实施例的以下详细描述将更好并且更完全地理解这些和其他的特征和优点：

[0024] 图1是航空器的非限制的示例，例如民用运输机涡轮风扇；

[0025] 图2是示例非限制的飞行控制系统的示范性示出的非限制的实现的示意图，显示了基本的非限制的系统结构；

[0026] 图3呈现了基于带有速度路径的负载系数控制的纵向控制规则的示例非限制的结构示意图，所述速度路径提供了正静态速度稳定性；

[0027] 图4是详述了示范性示出的非限制的逻辑模块的图，其使控制规则的配置能够带有速度稳定性；

[0028] 图5绘画地描述了更多示例非限制的细节，速度稳定性如何被加进控制规则，显示了参考速度如何设定并且德尔塔速度如何被转换成德尔塔负载系数命令；以及

[0029] 图6呈现了与示范性示出的非限制的飞行控制系统模式有关的示例非限制的主飞行显示指示。

具体实施方式

[0030] 图1显示了示例：双涡轮风扇引擎民用运输航空器A。在水平尾翼TW中安装了两个

升降舵(1)用于颠簸控制,在主翼中安装了两个襟翼F用于控制上升和在着陆期间使航空器减速。尾升降舵1在起飞、飞行和着陆期间控制航空器A的颠簸。飞行员座舱C中的飞行员与航空器A交互以控制包括襟翼F和升降舵1的控制面。有线飞行电子飞行控制系统接受飞行员输入(例如,通过襟翼杠杆7和飞行员监控器(inceptor)2的人工操作,见图2),并且使用通常由数字(计算机)处理系统实现的自动控制规则来控制致动器,所述致动器进而控制襟翼F和升降舵1的位置。当着陆时,航空器A下侧的起落架(未显示)从航空器腹部中的舱下降,以提供轮子,其在着陆时接触跑道并且允许航空器在跑道上滑行。

[0031] 图2显示了示例非限制的电子飞行控制系统FCS。航空器装备有飞行员襟翼杠杆(7),飞行员可以人工地移动该襟翼杠杆来控制襟翼F的位置(控制主翼上的表面),例如,来使航空器A着陆。本系统在着陆操作期间自动地进行,当:

[0032] a) 在着陆配置中(通过感测装置9)感测和识别襟翼杠杆位置信号(8),并且

[0033] b) (通过感测装置12)航空器被识别为正在空中,以及

[0034] c) (通过感测装置14感测到)起落架被锁定。

[0035] 在进行该模式之后,控制规则把它的中性静态速度稳定性和自动配平的特征改变成带有正速度稳定性和人工配平的配置。

[0036] 在该带有正速度稳定性的配置中,以与常规的航空器类似的方式完成配平过程。系统接收来自飞行员监控器(2)的纵向位置输入(3)(其通过感测装置4感测)。为了降低航空器速度将需要飞行员保持纵向监控器处于拉回位置。在相反的情况下,如果飞行员保持监控器向前推,则增加航空器速度。术语飞行员监控器包括在航空工业中使用的允许与人类飞行员交互的多个设备,例如,控制杆、迷你控制杆、摇杆、侧摇杆和所有其他的设备。

[0037] 一旦达到目标航空器速度,飞行员致动(位于飞行员监控器2中)瞬间打开关闭开关(5)例如,通过用他的拇指按它,并且开关位置信息(其通过感测装置6感测)用于选择当前速度作为新的参考速度。例如,当按压瞬间打开关闭开关时(指示飞行员希望设定速度)并且然后释放(即,当飞行员满意当前速度,其为他想要使用的速度设定),参考速度可以这种形式设定。如图6所示,飞行员经由显示器D可以接收作为提示的视觉反馈,来使用瞬间打开关闭控制5设定速度配平并且使用常规速度带ST上的速度提示46表示设定的速度。在该示例图示中,当飞行员推并且然后释放瞬间开关5时,在由飞行控制系统FCS自动地应用的控制规则中作为参考使用并且锁定当前速度。在一个示例非限制的实现中,飞行员一释放所述瞬间打开关闭控制5就锁定当前速度。

[0038] 公开的瞬间打开关闭飞行员开关5可以包括在航空工业中使用的用于允许飞行员打开或关闭系统的多个设备中的任意一个,例如按钮、杠杆、旋钮、语音命令、思考命令、和其他的设备。在一个非限制的示例中,位于飞行员监控器侧摇杆2的TCS(Touch Control Steeringswitch触摸控制操纵开关)按钮可以作为“瞬间打开关闭开关”使用,因为该使用与互斥的两个功能(即,操纵和着陆降落不能同时执行)给定的飞行指挥仪同步使用相互兼容。因为TCS按钮已经在其他的应用中出现,没有额外的重量被加到航空器并且没有提供附加的控制--在着陆阶段TCS开关仅仅再用于二次使用。然而,替代地可以使用任何其他的或附加的瞬间打开关闭开关或其他的位于飞行员座舱的控制。

[0039] 示出的系统接收来自一组传感器的信号,即:ADS--空中数据系统--(10),其提供攻角和空速,AHRS--姿态和朝向参考系统--(11),其提供颠簸速率和法向加速度,和襟翼位

置(13)。也可以使用其他的输入。

[0040] 在示例非限制的实现中,经由发送数据的装置(15)信息流出。全部这些数据,即,来自飞行员命令和航空器传感器,基于存储在非临时存储介质SM中的可编程的代码,被发送至处理数据和计算输出的装置(16)。处理装置16可以包括,基于例如数字微处理器和相关联的存储器、外围设备和硬件接口的任何常规的已知处理系统。然后,处理装置(16)能够基于接收的输入数据,计算升降舵命令(18)。所述命令被发送至致动飞行控制面的装置(17),其包括能够命令升降舵表面(19)至所命令的位置的控制单元或致动器。因此,根据由处理系统(16)计算的命令定位升降舵表面1。经由一个或多个电子显示器D和/或其他的输出设备,例如音频扬声器、蜂鸣器等,处理系统16也能够向飞行员和机组成员提供信息。

[0041] 图3详述了存储在非临时存储介质SM中并且由处理系统(16)执行的示范性软件程序控制指令,呈现了示意性的信号流程图。在该方法中,所述系统包括“正常负载系数命令(Nzcmd)功能的监控器位置”(20)。正常负载系数命令Nzcmd(21)用作闭环控制规则的设定点。

[0042] 基于两项的总和计算馈送的向前命令(feed forward command)(34)。第一项(25)是通过与增益相乘得到的正常负载系数(Nzcmd)。为了计算第二项,通过二阶滤波器(23)滤波所述正常负载系数(Nzcmd)。在该滤波过程中,估算负载系数命令的导数 \dot{Nz}_{cmd} 并且计算负载系数命令的滤波版本Nzfilt。这两个信号(\dot{Nz}_{cmd} 、Nzfilt)通过与增益相乘以构成第二项(26)。作为结果的馈送向前命令(34)是(25)和(26)的总和。

[0043] 滤波的负载系数命令Nzfilt和负载系数命令的导数 \dot{Nz}_{cmd} 也被用于计算闭环命令的高频路径。在第一步骤中,分别地通过转换系数(24),作为Nzfilt和 \dot{Nz}_{cmd} 相乘的结果,创建攻角的参考和攻角速率的参考。然后从通过互补滤波器(α)和估算的攻角的导数值($\dot{\alpha}$)(27)传递的实际感测的攻角值中分别减去这些参考值。这两个减法的结果分别与两个增益(G_{α} 、 $G_{\dot{\alpha}}$)相乘,以产生闭环命令的高频路径(29)。

[0044] 通过在滤波的负载系数命令Nzfilt和感测的负载系数之间的差的积分产生该闭环命令的积分路径(30),所述感测的负载系数与增益相乘被转换成稳定性轴(28)。

[0045] 当航空器被配置为用于着陆时,为了提供正静态速度稳定性,对基本控制规则进行两个修改。第一修改是在参考速度(通过瞬间打开关闭开关由飞行员选择)和感测的校准空速之间的误差 $\Delta VCAS$ (22)的计算。该误差转换成负载系数命令(20)中的德耳塔。然后结果Nzcmd(21)为原始Nzcmd加上由在参考速度和被转换成德耳塔负载系数命令的CAS(校准空速)之间的差产生的误差。

[0046] 第二修改是控制规则的闭环命令中低频项(31)的计算。该项是与单独增益相乘的姿态角(θ)的感测值与真实空速(U)的总和。

[0047] 总的闭环命令(32)是积分项(30)、高频项(29)和低频项(31)的总和。总的闭环增益(总的闭环命令)经过阶式滤波器(33)传递来服从结构稳定性的需要。最终升降舵命令(35)是与馈送向前命令(34)相加的阶式滤波的闭环命令。升降舵命令被发送至电子单元,其通过电动液压致动器(36)控制升降舵的位置。通过反馈控制系统的特定传感器(37)感测在航空器动态响应中新的升降舵位置的效果。

[0048] 图4描述了示例非限制的逻辑条件,为了满足互锁(bf=真)需要完成该条件,所述

互锁向纵向控制规则提供了正静态速度稳定性：襟翼杠杆被配置为用于着陆(39)，起落架锁定(40)并且航空器指示“空中”状态(WOW(轮上重量weight on wheels)=假)(41)。在非限制的示出的示例中，为了提供速度稳定性，还需要不按位于飞行员监控器的瞬间打开关闭开关(38)。

[0049] 当按压TCS或其他的瞬间打开开关，参考速度被同步为当前速度，其强制负载系数命令(20)中的德尔塔为零。随着按开关，默认控制规则提供了中性静态速度稳定性。

[0050] 图5提供了当按压瞬间开关5时控制规则算法内的配平过程上的细节。当在进行着陆模式时(bf=真)，参考速度(45)被利用当前速度的值更新(闭锁)。如果飞行员在纵向监控器中用力，则改变航空器速度并且在参考速度和当前航空器速度之间产生误差(42)。通过转换增益将该速度误差转换成负载系数误差。当按压瞬间开关5时(bf=假)，参考速度同步为当前空速。换句话说，速度误差即刻被设为零。为了避免当按压瞬间开关时升降舵表面中的瞬时突变，使用速率限制器(43)。

[0051] 进一步地，最终负载系数命令是监控器命令，由于在参考速度和当前空速之间的误差其被转换成通过整形函数(44)与德耳塔负载系数相加计算的需要的负载系数。控制规则(30)的积分路径保证了配平速度达到零代替状态误差并且侧摇杆处于中性位置。

[0052] 图6显示了示范性示出的主飞行显示指示。当系统检测到航空器被配置为用于着陆，通过“TCS TRIM”标记(47)指示该模式，表明当在进行该模式时使用TCS开关作为用于配平航空器速度的主装置。通过速度提示(46)在常规的速度带ST中也指示参考速度。

[0053] 尽管已结合示范性示出的非限制的实施例描述了在此的技术，但是本发明不限于本公开。本发明旨在无论是否具体地在此公开，由权利要求限定并且覆盖全部对应的和等价的布置。

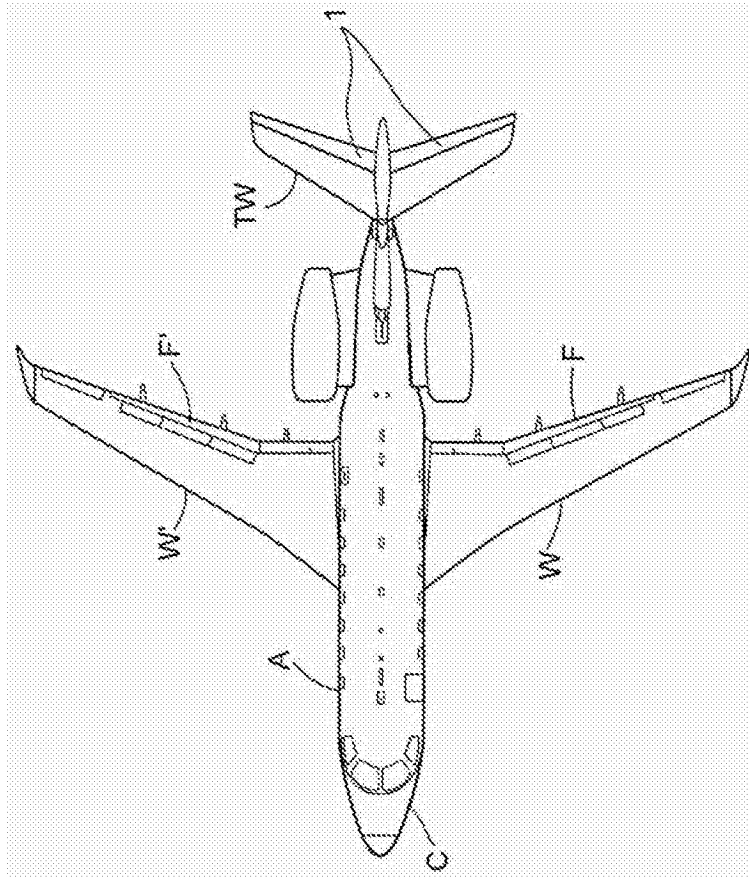


图1

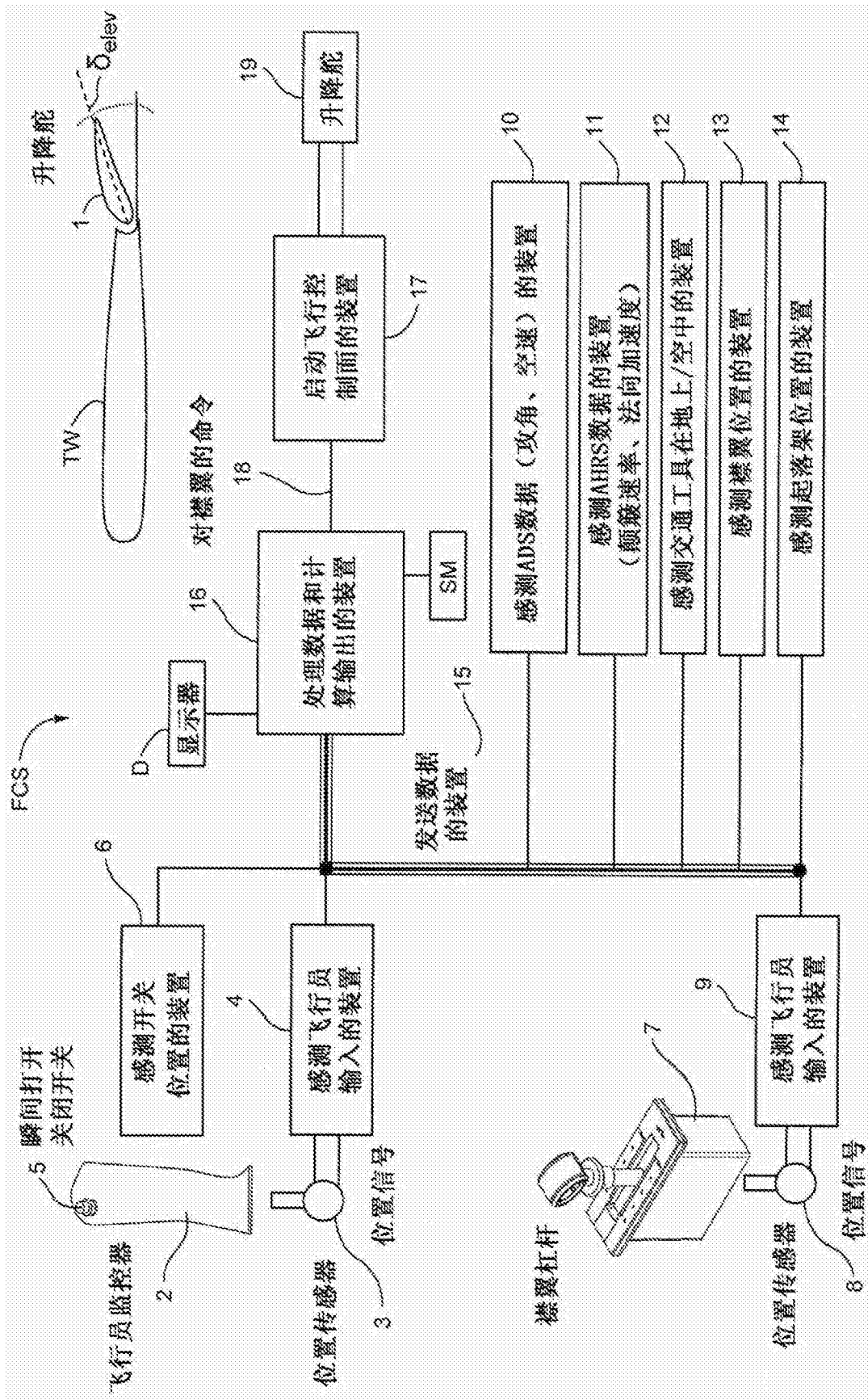


图2

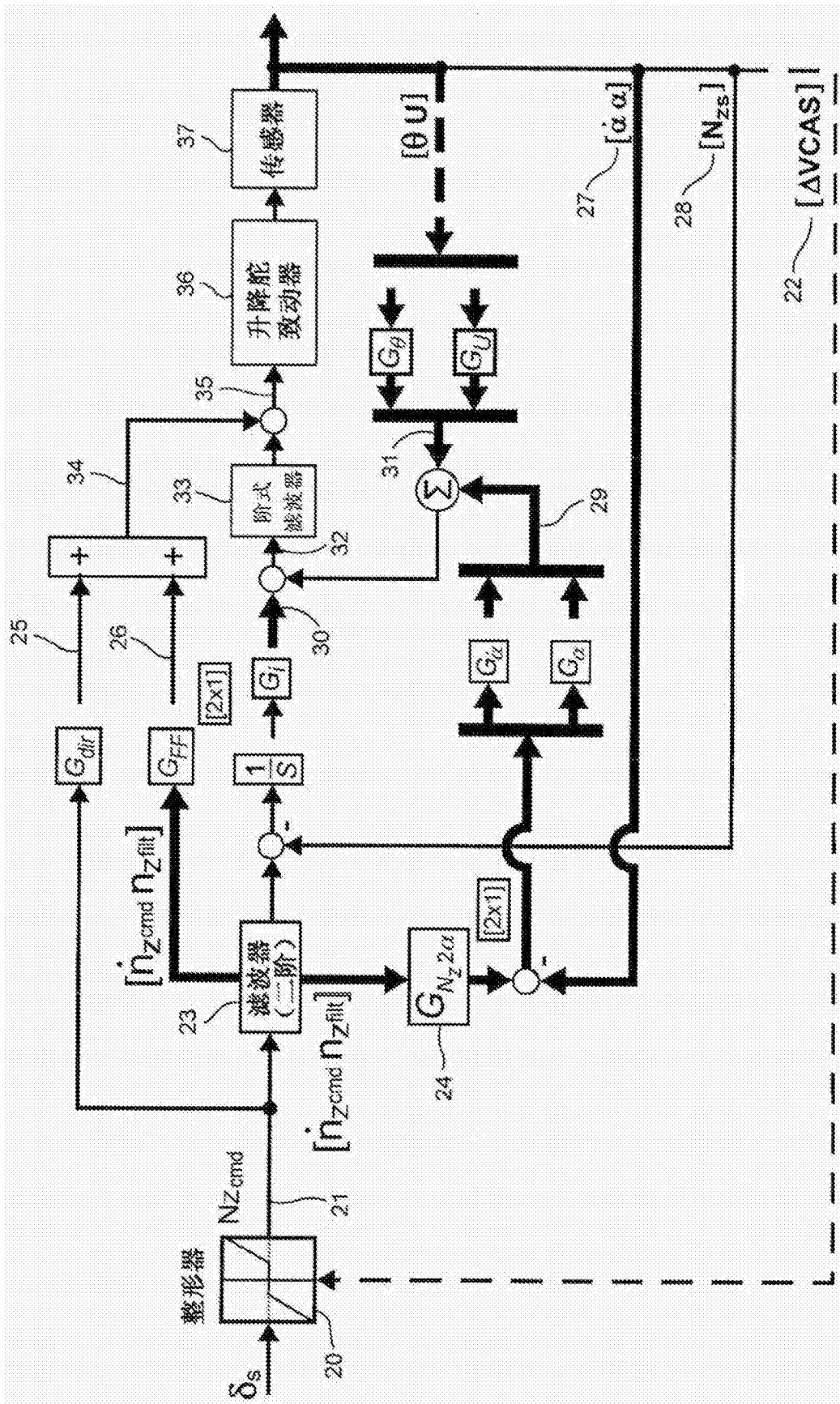


图3

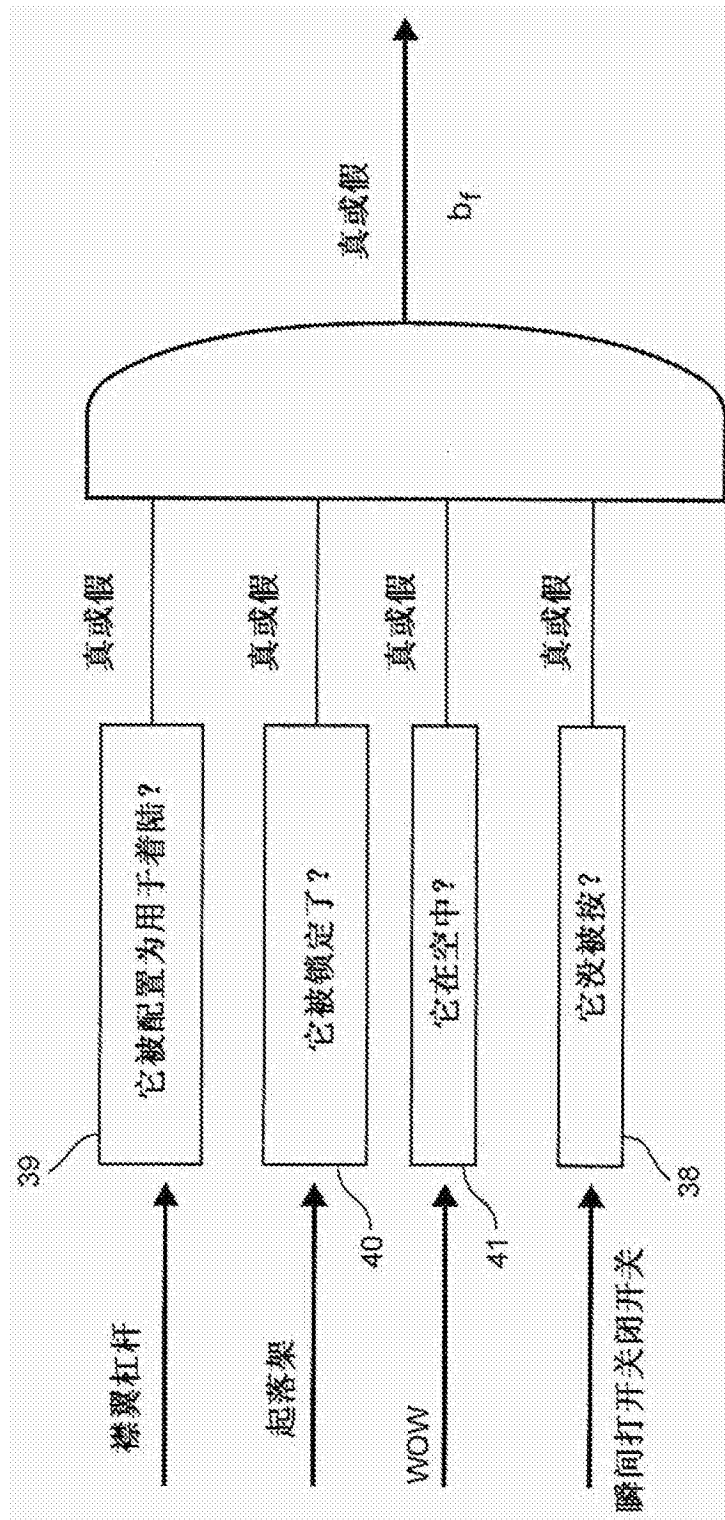


图4

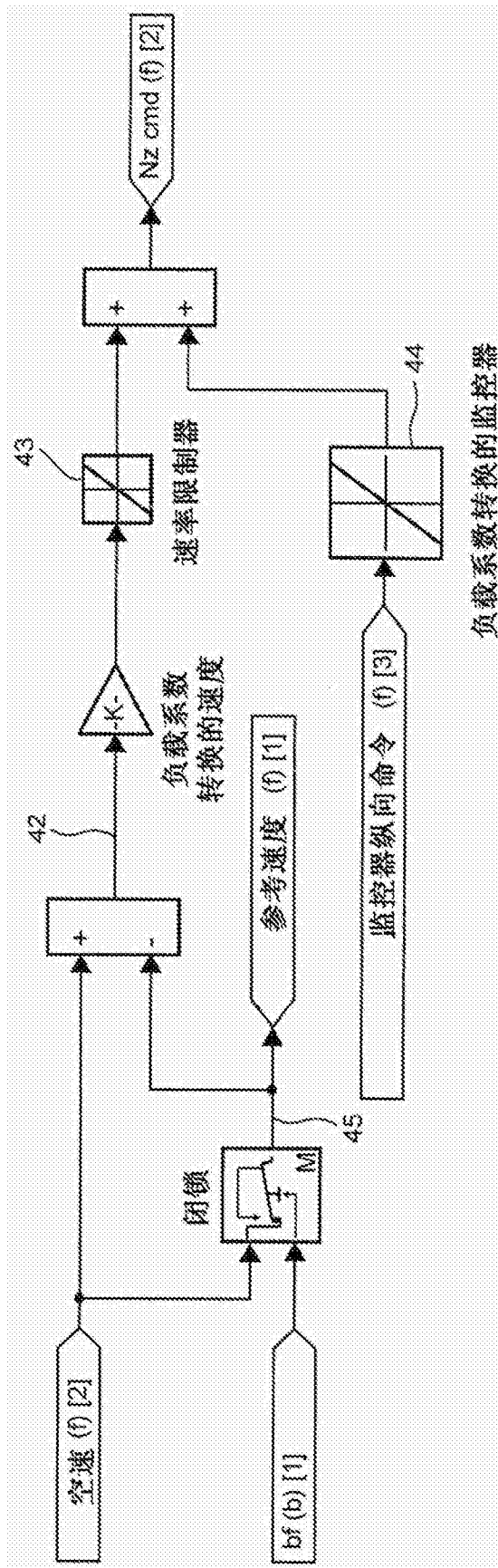


图5

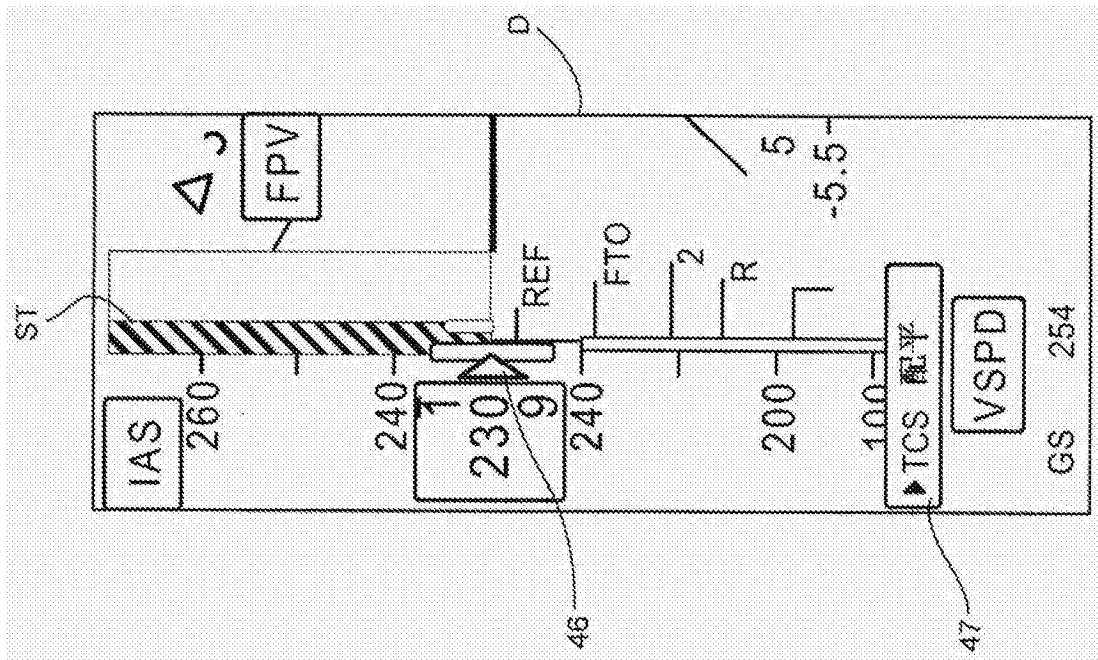


图6