



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 109727491 B

(45) 授权公告日 2022. 11. 22

(21) 申请号 201811247699.6

(51) Int. Cl.

(22) 申请日 2018.10.25

G08G 5/00 (2006.01)

(65) 同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 109727491 A

审查员 赵茁

(43) 申请公布日 2019.05.07

(30) 优先权数据
15/797,118 2017.10.30 US

(73) 专利权人 波音公司
地址 美国伊利诺伊州

(72) 发明人 G·I·金 J·A·弗雷尼亚尼
T·鲁尔

(74) 专利代理机构 北京纪凯知识产权代理有限公司 11245
专利代理师 张全信 尚晓芹

权利要求书2页 说明书7页 附图4页

(54) 发明名称

用于提高飞机燃油效率的方法和系统

(57) 摘要

本发明涉及用于提高飞机燃油效率的方法和系统。用于提高飞机的飞行中燃油效率的方法包括在飞机飞行期间感测飞机燃油箱中的飞机燃油重量,和通过飞行管理系统读取燃油重量;由燃油重量计算当前重心位置;由当前重心计算飞机纵向配平阻力系数;和利用纵向配平阻力系数调整燃油燃烧预测值。用于提高飞机的飞行中燃油效率的系统包括飞行管理系统,其被编程以由当前飞机燃油重量计算当前重心位置,由当前重心计算纵向配平阻力系数,调整燃油燃烧预测值,并将飞机飞行的每个航段的调整的燃油燃烧预测值显示在驾驶舱中,其用于通过飞行控制系统自动地或通过飞行员调节飞机性能。

1. 用于提高飞机(12)的燃油效率的方法,所述方法包括:
在飞机飞行期间感测(76)飞机的燃油箱(28、30、32、34、36)中的当前飞机燃油重量;
通过飞行管理系统(14)读取(80)当前飞机燃油重量;
通过所述飞行管理系统由所述当前飞机燃油重量计算(58)所述飞机的当前重心位置(60);
通过所述飞行管理系统由所述当前重心位置计算(64)所述飞机的纵向配平阻力系数;
通过所述飞行管理系统利用所述纵向配平阻力系数计算(66)所述飞机的调整的燃油燃烧预测值;和
当所述飞机(12)的自动驾驶系统响应变化的重心接合时,通过所述飞行管理系统(14)响应所述调整的燃油燃烧预测值自动地调节(72)所述飞机的俯仰角或配平,和
当所述飞机(12)的自动驾驶系统没有响应变化的重心接合时,通过所述飞行管理系统(14)提示飞行员响应所述调整的燃油燃烧预测值手动地调节(70)所述飞机的俯仰角或配平。
2. 根据权利要求1所述的方法,进一步包括调节所述飞机的性能,其包括调节所述飞机的燃油燃烧速率和调节飞机燃油箱使用中的一个或两个。
3. 根据权利要求1或2所述的方法,其中所述感测、所述读取、所述计算当前重心、所述计算纵向配平阻力系数和所述调整所述燃油燃烧预测值在所述飞行管理系统的每个周期内更新。
4. 根据权利要求1或2所述的方法,其中调整所述燃油燃烧预测值包括调整所述飞机的飞行路径的当前航段的燃油燃烧预测值。
5. 根据权利要求4所述的方法,其中调整所述燃油燃烧预测值包括顺序地调整飞机的飞行路径的每个航段的燃油燃烧预测值。
6. 根据权利要求1或2所述的方法,其中感测飞机燃油重量的步骤包括感测飞机燃油的量和密度。
7. 根据权利要求6所述的方法,其中感测飞机燃油重量的步骤包括感测所述飞机的燃油箱的每个单独的油箱中的飞机燃油重量。
8. 根据权利要求1或2所述的方法,其中计算所述纵向配平阻力系数的步骤包括利用飞机和所述飞机的空气动力学参数(68)。
9. 根据权利要求1或2所述的方法,其中计算所述当前重心位置的步骤包括读取来自包含在所述飞行管理系统中的所述飞机特有的重量和平衡手册的燃油矢量表(62)的数据。
10. 根据权利要求9所述的方法,其中计算所述当前重心位置的步骤包括读取来自包括下列的表的数据:零燃油重量平衡臂、零燃油重量、机翼中总燃油量的燃油平衡臂、机翼油箱中感测的燃油体积、中央油箱中总燃油量的燃油平衡臂和中央油箱中感测的燃油体积。
11. 根据权利要求10所述的方法,其中计算所述纵向配平阻力系数的步骤包括读取来自飞机和空气动力学参数的包括下列的表的数据:总重量、当前重心位置、参考重心位置、水平安定面前缘主空气动力弦相对于机翼前缘空气动力弦、机翼平均空气动力弦、水平安定面平均空气动力弦的位置、受风主纵横比、受风参考面积、奥斯瓦尔德因数和零升力阻力。
12. 根据权利要求11所述的方法,其中调整所述燃油燃烧预测值的步骤包括使用所述

飞机的标准重心位置和所述纵向配平阻力系数由燃油燃烧计算校正的燃油燃烧预测值。

13. 根据权利要求1或2所述的方法,其中调节所述飞机的性能包括下列的一种或多种:通过所述飞行管理系统自动地调节性能,提示所述飞机的飞行员调节性能,和提示飞行员超弛控所述飞机的性能。

14. 用于提高飞机(12)的飞行中燃油效率的系统(10),所述系统包括:

自动驾驶系统;

飞行管理系统(14),其可被连接以在飞机飞行期间接收指示当前飞机燃油重量的数据;

所述飞行管理系统被编程以由所述当前飞机燃油重量计算所述飞机的当前重心(60),由所述当前重心计算所述飞机的纵向配平阻力系数,利用所述纵向配平阻力系数调整所述飞机的燃油燃烧预测值;并且

所述飞行管理系统包括所述飞机的驾驶舱中的显示器(50),所述显示器(50)显示所述飞机的所述燃油燃烧预测值,其中

当所述自动驾驶系统没有响应变化的重心接合时,所述飞行管理系统被配置以提示飞行员手动地调节所述飞机的俯仰角或配平;和

当所述自动驾驶系统响应变化的重心接合时,所述飞行管理系统被编程以响应所述调整的燃油燃烧预测值自动地调节所述飞机的俯仰角或配平。

15. 根据权利要求14所述的系统,其中所述飞行管理系统被编程以在飞机飞行期间连续地调整燃油燃烧预测值,并且具体而言在飞机的飞行路径的每个航段期间至少一次。

16. 根据权利要求14所述的系统,进一步包括调节所述飞机的性能,其包括调节所述飞机的燃油燃烧速率和调节飞机燃油箱使用中的一个或两个。

17. 用于提高飞机的飞行中燃油效率的系统,所述系统包括:

在所述飞机飞行期间通过所述飞机上的飞行管理系统接收指示当前飞机燃油重量的数据;

通过所述飞行管理系统由所述当前飞机燃油重量计算所述飞机的当前重心位置;

通过所述飞行管理系统由所述当前重心计算所述飞机的纵向配平阻力系数;

通过所述飞行管理系统使用所述纵向配平系数调整所述飞机的燃油燃烧预测值;和

当所述飞机的自动驾驶系统响应变化的重心接合时,通过所述飞行管理系统响应所述燃油燃烧预测值自动地调节所述飞机的俯仰角或配平,和

当所述飞机的自动驾驶系统没有响应变化的重心接合时,通过所述飞行管理系统提示飞行员响应所述调整的燃油燃烧预测值手动地调节所述飞机的俯仰角或配平。

18. 根据权利要求17所述的系统,其中调节所述飞机的性能包括以下中的一个或多个:通过所述飞行管理系统自动调节所述性能;提示所述飞机的飞行员调节所述性能;和提示飞行员超弛控制飞机的性能。

用于提高飞机燃油效率的方法和系统

技术领域

[0001] 本公开内容涉及用于飞机的飞行管理系统,并且更具体而言,涉及使用飞机和飞机的空气动力学参数来优化燃油使用的飞行管理系统。

背景技术

[0002] 在商用飞机比如商用客机起飞之前,调度程序包括计算飞机的重心(CG)。飞行员,飞行机组人员的成员,或其它航空公司人员利用来自公布的专门为飞机开发的重量和平衡表的数据来计算飞机CG,以确保CG在整个飞行中位于飞机的飞行包线内。

[0003] 大多数商用飞机具有位于机翼之间的机身中的中央燃油箱,和位于机翼内的机翼油箱。使用这些油箱中的燃油重量来确定飞机CG。在飞行期间,飞机的CG随着这些油箱中的每个中的燃油燃烧而不断变化。通过飞机的飞行管理系统(FMS)计算这种由于燃油燃烧引起的飞行中的CG移动。通过FMS计算从飞机零燃油重量(ZFW)到飞机起飞重量(TOW)的飞机CG移动曲线或燃油矢量。然而,该曲线通常不会显示给飞行员或飞行机组人员,并且不在飞机的重量和平衡表中。

[0004] 在飞行期间,飞机FMS计算从起飞到着陆的预测性燃油燃烧。飞机的飞行路径被划分为由航线点分开的航段。航线点由地理坐标限定,并且标记每个航段的起点和终点。因此,对于两个航线点之间的每个飞行航段存在相关的距离、时间、磁航向和燃油燃烧。FMS被编程以计算飞行路径的每个单独航段的预测性燃油燃烧,并且将其显示在位于驾驶舱中的仪表板上的控制显示单元(CDU)上。

[0005] 在飞行期间由燃油的燃烧引起的飞机CG的变化必须通过飞机上的飞行控制表面的变化来补偿,其产生空气动力学阻力,称为纵向配平(longitudinal trim)阻力。通过选择首先使用哪些燃油箱,并且如果可用,通过在单独的油箱之间主动地泵送燃油,可以稍微抵消这种阻力。因此,在飞行航段期间CG的变化改变配平阻力,其影响为该航段计算的预测性燃油燃烧。例如,如果飞机的CG在飞行期间向机尾移动,则减小了配平阻力,这减小了所需的燃油燃烧。

[0006] 然而,与使用实时的当前飞机CG来计算在飞行路径的每个航线点处的预测性燃油燃烧不同,FMS利用对于所有航线点使用相同的固定或参考CG的飞机性能数据库。例如,具体飞机的参考CG可以被选择为固定在机翼的平均空气动力弦(MAC)的前缘尾部的23.8%处。因此,“巡航CG”(CRZ CG)的该值是FMS的飞行计算机中的缺省输入,但是可以在飞行前程序期间被FMS的飞行计算机中的机组人员手动超驰控制(override)。在任一种情况中,FMS使用该值以计算每个航线点的最大海拔和操纵裕度。

[0007] 因此,存在对于更精确地反映在飞行期间飞机的CG的飞行管理系统的需要,以便计算精确的预测性燃油燃烧,和其它性能因素,如最大海拔和操纵裕度。

发明内容

[0008] 本公开内容是用于提高飞机燃油效率的方法和系统,其使用在飞行期间飞机重心

的实时计算来确定飞行的每个航段的燃油燃烧预测值。这些计算的燃油燃烧预测值是来自于基于静态重心的燃油燃烧预测值的调整值,并且被用于调节飞机的性能。这导致在飞行期间燃油的更有效使用以及飞机的最大海拔和操纵裕度的更精确的计算。

[0009] 在一个实例中,用于提高飞机的燃油效率的方法包括在飞机飞行期间感测飞机的燃油箱中的当前飞机燃油重量;通过飞行管理系统读取当前飞机燃油重量;通过飞行管理系统由当前飞机燃油重量计算飞机的当前重心位置;通过飞行管理系统由当前重心位置计算飞机的纵向配平阻力系数;通过飞行管理系统利用纵向配平阻力系数计算飞机的调整的燃油燃烧预测值;和响应调整的燃油燃烧预测值调节飞机的性能。

[0010] 在另一实例中,用于提高飞机的飞行中燃油效率的方法包括在飞机飞行期间通过机载飞行管理系统接收指示当前飞机燃油重量的数据;通过飞行管理系统由当前飞机燃油重量计算飞机的当前重心位置;通过飞行管理系统由当前重心计算飞机的纵向配平阻力系数;通过飞行管理系统使用纵向配平系数调整飞机的燃油燃烧预测值;和响应燃油燃烧预测值,通过飞行管理系统自动地或通过提示飞机的飞行员手动地调节飞机的性能。

[0011] 在又另一实例中,用于提高飞机的飞行中燃油效率的系统包括飞行管理系统,其可以被连接以在飞机飞行期间接收指示当前飞机燃油重量的数据;飞行管理系统被编程以由当前飞机燃油重量计算飞机的当前重心,由当前重心计算飞机的纵向配平阻力系数,利用纵向配平阻力系数调整飞机的燃油燃烧预测值;并且飞行管理系统包括飞机的驾驶舱中的显示器,其显示飞机的燃油燃烧预测值以提示飞行员手动地调节飞机的性能;和/或飞行管理系统被编程以自动地调节飞机的性能。

[0012] 公开的用于提高飞机燃油效率的方法和系统的其它目的和优点将由以下描述、附图和所附权利要求变得显而易见。

附图说明

[0013] 图1是显示公开的飞机中用于提高飞机燃油效率的系统的示例性实例的部件的示意图;

[0014] 图1A是图1中的系统的更详细的示意性表示;

[0015] 图2是显示公开的用于提高飞机燃油效率的方法的流程图;和

[0016] 图3是用于计算在公开的方法和系统中使用的配平阻力系数的飞机参数的示意图。

具体实施方式

[0017] 如图1和1A中所显示,在示例性实例中用于提高飞机12的飞行中燃油效率的系统,通常指定为10,包括飞行管理系统(FMS) 14,其被连接以在飞机飞行期间接收指示当前飞机燃油重量的数据。飞机12可以采用客机、货运飞机、军用飞机、民用或商用飞机、或宇宙飞船的形式,并且可以被驾驶、通过FMS 14飞行或远程引导。

[0018] 飞机12包括机身16、左舷翼和右舷翼18、20,其可以是或可以不是锥形的或后掠的,和具有左舷和右舷水平安定面24、26和垂直安定面(未显示)的尾翼组件22。飞机12包括位于机身16内的中央燃油箱28,和分别位于左舷翼和右舷翼18、20内的机翼油箱30、32。飞机任选地包括均压油箱(surge tank) 34、36,它们分别是机翼油箱30、32的整体部分,分别

位于机翼油箱24、26外侧的机翼18、20内。燃油箱28-36包括分别包括燃油供应泵28A、30A、32A、34A、36A,其由FMS 14致动或由飞行机组人员手动致动,以使燃油在飞行期间从油箱流动到飞机12的发动机,从而调整飞机重心。

[0019] 燃油传感器38、40、42、44、46分别被定位在左舷均压油箱34、左舷机翼油箱30、中央油箱28、右舷机翼油箱32和右舷均压油箱36中,以感测每个油箱中的燃油体积。在实例中,温度传感器47位于左舷机翼18中,并且具体而言被安装在燃油箱30中。FMS 14接收来自燃油传感器38-46的指示燃油体积的信号和来自温度传感器47的指示燃油温度的信号,FMS 14计算燃油密度,并且由体积和密度计算每个油箱28-36的燃油质量。燃油传感器38-46和温度传感器47通过航空电子总线48被连接至FMS 14。

[0020] 在示例性实例中,FMS 14被编程以由当前飞机燃油重量计算飞机的当前重心(CG),由当前CG计算飞机的纵向配平阻力系数,并且利用纵向配平阻力系数调整飞机的燃油燃烧预测值。FMS 14包括显示器,其可以采用飞机12的驾驶舱52中控制显示单元(CDU) 50的形式。FMS 14被编程以在CDU 50上显示飞机12的调整的燃油燃烧预测值。在一个示例性实例中,调整的燃油燃烧预测值提示飞行员手动地调节飞机的性能。可选地或另外地,FMS 14被编程以自动地调整飞机14的性能。

[0021] 在实例中,FMS 14被编程以在飞机12飞行期间连续地调整燃油燃烧预测值,并且具体而言在飞机的飞行路径的每个航段期间至少一次。该调整可以在飞机12的飞行路径的每个航线点处进行。在其它实例中,FMS 14被编程以允许飞行员超驰控制飞机12的性能的自动调整。调节飞机的性能可包括下列的一种或多种:调整燃油燃烧速率,和通过分别致动燃油供应泵28A、30A、32A、34A、36A选择性地调整来自油箱28、30、32、34、36的燃油流量,燃油供应泵28A、30A、32A、34A、36A还在燃油泵控制面板54上示意性显示,燃油泵控制面板54被连接至FMS 14并且位于驾驶舱52中。例如,在通常的燃油燃烧顺序中,首先燃烧中央油箱28中的燃油,然后燃烧机翼油箱30-36中的一个或多个中的燃油。飞行员或飞行机组人员的其它成员可以相反选择首先燃烧机翼油箱30、32、34、26中的一个或多个中的燃油,然后切换到燃烧来自中央油箱28的燃油。在仍其它实例中,航空公司可以在中央油箱28中装载更多的燃油,并且引导飞行员和/或FMS首先燃烧它,或与使用固定CG计算装载到飞机上的燃油量相比,减少装载(分派)到给定飞行的飞机12上的燃油量,其本身减少燃烧的燃油并且是更经济的。

[0022] 用于提高飞机12的燃油效率的方法在图2中示意性地显示为55。最初,作为飞行前程序的一部分,飞行员手动地将零燃油重量(ZFW)、零燃油重量重心(ZFWCG)和巡航CG(CRZCG)的值输入到FMS 14中,如方框56中所显示。对于特定飞机12,这些值是标准的。

[0023] 如方框58中所显示,在飞机12起飞之后,当处于高海拔时,FMS 14通过感测在飞机飞行期间飞机的燃油箱28-36中的当前飞机燃油重量,通过FMS 14读取当前飞机燃油重量,然后通过FMS由当前飞机燃油重量计算飞机的当前重心位置来计算飞机12的当前CG位置60(图3)。FMS 14使用以下运算确定飞机12的当前CG位置60。首先,由下式来确定零燃油重量平衡臂(zero fuel weight balance arm)(ZFWBA):

[0024] $ZFWBA = LEMAC + ZFWCG * MAC$

[0025] 其中LEMAC是前缘平均空气动力弦,ZFWCG是零燃油重量重心,和MAC是平均空气动力弦(图3中的“C”)。然后,使用下式来计算飞机12的当前CG 60(XCG):

$$[0026] \quad XCG = \frac{ZFWBA * ZFW + WQTYBA * WQTY + CQTYBA * CQTY}{ZFW + WQTY + CQTY}$$

[0027] 其中WQTYBA是机翼18、20中的总燃油量的燃油平衡臂,获得自储存在FMS 14中的燃油矢量表62;WQTY是通过传感器38-46在机翼油箱30、32(和任选地均压油箱34、36)中感测的燃油体积;CQTYBA是中央油箱28中的总燃油量的燃油平衡臂;CQTY是在中央油箱中感测的燃油体积。使用下式计算作为MAC的百分数的函数的CG位置60(CG%):

$$[0028] \quad CG\% = \frac{XCG - LEMAC}{MAC} \times 100$$

[0029] 接下来,如方框64中所指示,利用储存在飞机的FMS 14中的表68和飞机12的空气动力学参数通过FMS 14由当前CG位置60来确定飞机12的纵向配平阻力系数(Dfac)。FMS 14使用下式来计算Dfac,并且参考图3:

$$[0030] \quad Dfac = \frac{\left(\frac{GW}{qS}\right)^2}{(\pi A e) \left(\frac{l}{c} - 0.25\right)} \cdot \frac{\left((cg/100)^2 - (cgref/100)^2 - \left(\frac{2lh}{c}\right) \cdot (cg/100 - cref/100)\right)}{CD0 + \frac{\left(\frac{GW}{qS}\right)^2}{(\pi A e) \left(\frac{l}{c} - 0.25\right)} \cdot \left(\left(\frac{2lh}{c}\right) - cg/100\right)^2}$$

[0031] 其中GW是飞机12的总重量,cg是以MAC表示的当前CG位置(%c),cgref是其中产生FMS 14性能表的参考CG(%c),lh是水平安定面(HSTAB)24的位置,c是机翼平均空气动力弦(MAC),Ch是水平安定面MAC,A是机翼主纵横比,S是机翼参考面积,e是奥斯瓦尔德因数(Oswald factor),CD0是零升力阻力(马赫数和雷诺数的函数),l是从机翼18的前缘到lh的距离,q是动态压力($0.5 * \rho * V^2$),并且S是受风面积。

[0032] 如方框66中所显示,接下来FMS 14使用下式利用纵向配平阻力系数Dfac来计算飞机12的调整的燃油燃烧预测值:

$$[0033] \quad Wf = Wfref * (1 + Dfac)$$

[0034] 其中Wf是航线点之间的校正的或调整的燃油燃烧,并且Wfref是使用该飞机的标准固定CG位置在飞机12的飞行路径的航线点之间的燃油燃烧。

[0035] 一旦通过FMS 14计算了校正的或调整的燃油燃烧Wf,FMS使用或替代该值作为飞行路径上的航线点之间的燃油燃烧预测值。FMS 14显示了飞机12的驾驶舱52中的CDU显示器50的调整的燃油燃烧预测值。因此,如方框70中所指示,FMS 14提示飞行员响应该显示的调整的燃油燃烧预测值来调节飞机12的性能。可选地,如方框72中所显示,FMS 14调节飞机12的性能。

[0036] 在示例性实例中,如方框74中所显示,飞行员手动地调节飞机12的性能包括调节飞机的燃油燃烧速率和调节飞机燃油箱使用中的一个或两个。在示例性实例中,调整燃烧预测值包括调整飞机12的飞行路径的当前航段的燃油燃烧预测值(图1A)。并且,调整燃油燃烧预测值包括顺序地调整飞机12的飞行路径的每个航段的燃油燃烧预测值。调整飞机燃油箱使用包括通过在燃油泵控制面板54上切换和/或关闭一个或多个选择的燃油供应泵28A、30A、32A、34A、36A来选择使一系列燃油箱28、30、32、34、36燃烧。而且在示例性实例中,如方框76中所显示,通过FMS 14感测飞机燃油重量包括感测中央油箱28和机翼油箱30-36中的飞机燃油的量和密度。感测飞机燃油重量的步骤包括感测飞机12的燃油箱28、30、32、34和36中的每个单独的油箱中的飞机燃油重量。如方框78中所指示,FMS 14通过航空电子总线48接收燃油数据,并且在方框80中,FMS从航空电子总线读取燃油数据。

[0037] 同样在示例性实例中,在FMS的处理器操作的每个周期内更新以下步骤:通过传感器38、40、42、44和46分别感测燃油箱28、30、32、34和36中的燃油量的过程步骤,和通过FMS 14执行的读取单个油箱中的燃油体积,接着计算当前重心位置cg,接着计算纵向配平阻力系数Dfac,和调整燃油燃烧预测值Wf的步骤,如图2中的虚线所指示。

[0038] 在示例性实例中,计算当前重心位置的步骤包括读取包含在FMS 14中的来自飞机12所特有的重量和平衡手册的燃油矢量表62的数据。计算当前重心位置的步骤包括读取来自FMS 14中的表的数据,其包括零燃油重量平衡臂、零燃油重量、机翼18、20中的总燃油量的燃油平衡臂、机翼油箱30-36中感测的燃油体积、中央油箱28中的总燃油量的燃油平衡臂和中央油箱中感测的燃油体积。

[0039] 计算纵向配平阻力系数Dfac的步骤包括FMS 14读取来自飞机的表和空气动力学参数68的数据,其包括总重量、当前CG位置60、参考重心位置、水平安定面前缘主空气动力弦相对于机翼前缘空气动力弦、机翼平均空气动力弦、水平安定面平均空气动力弦的位置、受风主纵横比、受风参考面积、奥斯瓦尔德因数和零升力阻力。调整燃油燃烧预测值的步骤包括FMS 14使用飞机的标准重心位置和纵向配平阻力系数Dfac由燃油燃烧计算校正的燃油燃烧预测值。调整燃油燃烧预测值的步骤包括FMS 14针对飞机的飞行路径的每个航段顺序地计算校正的燃油燃烧预测值。在示例性实例中,当自动驾驶系统,任选地飞机12的FMS 14的一部分响应飞机变化的CG接合时,FMS 14自动地调整飞机12的俯仰角或配平。可选地,如果自动驾驶系统没有接合,飞行员可以通过驾驶舱52的控制杆中的俯仰角配平按钮手动地调整配平。

[0040] 公开的系统10和方法55通过连续地产生预测的燃油燃烧的精确的实时值来为飞机飞行提供成本节省以及性能优化。该系统使用当前飞机航空电子系统并且需要FMS 14的最小重新编程,并且因此实施是便宜的。

[0041] 此外,本公开内容包括根据以下条款的实例:

[0042] 条款1.用于提高飞机的燃油效率的方法,该方法包括:

[0043] 在飞机飞行期间感测飞机的燃油箱中的当前飞机燃油重量;

[0044] 通过飞行管理系统读取当前飞机燃油重量;

[0045] 通过飞行管理系统由当前飞机燃油重量计算飞机的当前重心位置;

[0046] 通过飞行管理系统由当前重心位置计算飞机的纵向配平阻力系数;

[0047] 通过飞行管理系统利用纵向配平阻力系数计算飞机的调整的燃油燃烧预测值;和

[0048] 响应调整的燃油燃烧预测值调节飞机的性能。

[0049] 条款2.条款1的方法,进一步包括通过飞行管理系统在飞机的驾驶舱中的显示器上显示飞机的调整的燃油燃烧预测值。

[0050] 条款3.条款1的方法,进一步包括通过飞行管理计算机和飞机的飞行员中的一个调节飞机的性能。

[0051] 条款4.条款3的方法,其中调节飞机的性能包括调节飞机的燃油燃烧速率和调节飞机燃油箱使用中的一个或两个。

[0052] 条款5.条款1的方法,其中感测、读取、计算当前重心、计算纵向配平阻力系数和调整燃油燃烧预测值在飞行管理系统的每个周期内更新。

[0053] 条款6.条款1的方法,其中调整燃油燃烧预测值包括调整飞机的飞行路径的当前

航段的燃油燃烧预测值。

[0054] 条款7. 条款6的方法, 其中调整燃油燃烧预测值包括顺序地调整飞机的飞行路径的每个航段的燃油燃烧预测值。

[0055] 条款8. 条款1的方法, 其中感测飞机燃油重量的步骤包括感测飞机燃油的量和密度。

[0056] 条款9. 条款8的方法, 其中感测飞机燃油重量的步骤包括感测飞机的燃油箱的每个单独的油箱中的飞机燃油重量。

[0057] 条款10. 条款1的方法, 其中计算纵向配平阻力系数的步骤包括利用飞机和飞机的空气动力学参数。

[0058] 条款11. 条款1的方法, 其中计算当前重心位置的步骤包括读取来自包含在飞行管理系统中的飞机特有的重量和平衡手册的燃油矢量表的数据。

[0059] 条款12. 条款11的方法, 其中计算当前重心位置的步骤包括读取来自包括下列的表的数据: 零燃油重量平衡臂、零燃油重量、机翼中总燃油量的燃油平衡臂、机翼油箱中感测的燃油体积、中央油箱中总燃油量的燃油平衡臂和中央油箱中感测的燃油体积。

[0060] 条款13. 条款12的方法, 其中计算纵向配平阻力系数的步骤包括读取来自飞机和空气动力学参数的包括下列的表的数据: 总重量、当前重心位置、参考重心位置、水平安定面前缘主空气动力弦相对于机翼前缘空气动力弦、机翼平均空气动力弦、水平安定面平均空气动力弦的位置、受风主纵横比、受风参考面积、奥斯瓦尔德因数和零升力阻力。

[0061] 条款14. 条款13的方法, 其中调整燃油燃烧预测值的步骤包括使用飞机的标准重心位置和纵向配平阻力系数由燃油燃烧计算校正的燃油燃烧预测值。

[0062] 条款15. 条款14的方法, 其中调整燃油燃烧预测值的步骤包括顺序地计算飞机的飞行路径的每个航段的校正的燃油燃烧预测值。

[0063] 条款16. 用于提高飞机的飞行中燃油效率的方法, 该方法包括:

[0064] 在飞机飞行期间通过机载飞行管理系统接收指示当前飞机燃油重量的数据;

[0065] 通过飞行管理系统由当前飞机燃油重量计算飞机的当前重心位置;

[0066] 通过飞行管理系统由当前重心计算飞机的纵向配平阻力系数;

[0067] 使用纵向配平系数通过飞行管理系统调整飞机的燃油燃烧预测值; 和

[0068] 响应燃油燃烧预测值调节飞机的性能。

[0069] 条款17. 条款16的方法, 其中调节飞机的性能包括下列的一种或多种: 通过飞行管理系统自动地调节性能, 提示飞机的飞行员调节性能, 和提示飞行员超弛控制飞机的性能。

[0070] 条款18. 用于提高飞机的飞行中燃油效率的系统, 该系统包括:

[0071] 飞行管理系统, 其可以被连接以在飞机飞行期间接收指示当前飞机燃油重量的数据;

[0072] 飞行管理系统被编程以由当前飞机燃油重量计算飞机的当前重心, 由当前重心计算飞机的纵向配平阻力系数, 利用纵向配平阻力系数调整飞机的燃油燃烧预测值; 并且

[0073] 飞行管理系统包括飞机的驾驶舱中的显示器, 其显示飞机的燃油燃烧预测值以提示飞行员手动地调节飞机的性能; 和/或

[0074] 飞行管理系统被编程以自动地调节飞机的性能。

[0075] 条款19. 条款18的系统, 其中飞行管理系统被编程以在飞机飞行期间连续地调整

燃油燃烧预测值,并且具体而言在飞机的飞行路径的每个航段期间至少一次。

[0076] 条款20.条款18的系统,其中飞行管理系统被编程以允许飞行员超弛控飞机的性能的自动调整。

[0077] 虽然本文公开的方法和装置的形式是公开的用于提高飞机燃油效率的方法和系统的优选实例,但是应该理解,本发明不限于这些精确的方法和装置,并且可以在其中做出改变,而不背离本发明的范围。

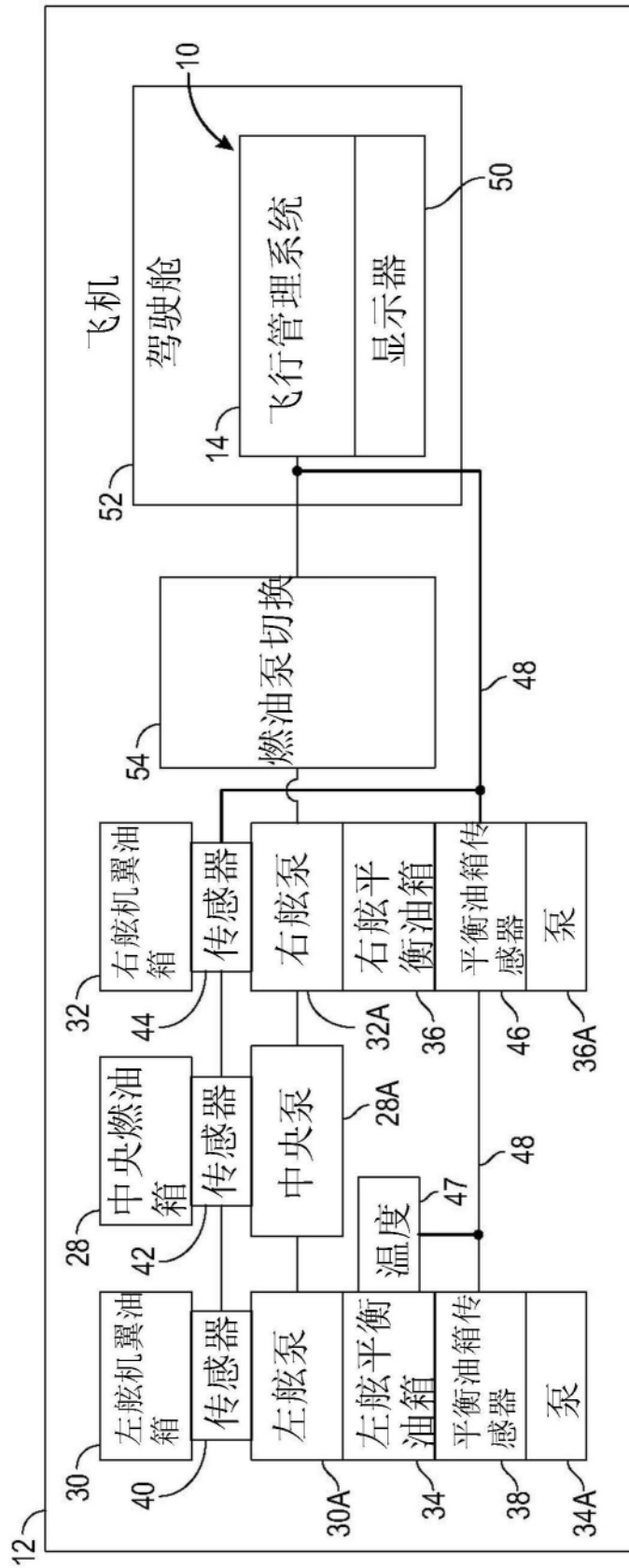


图1

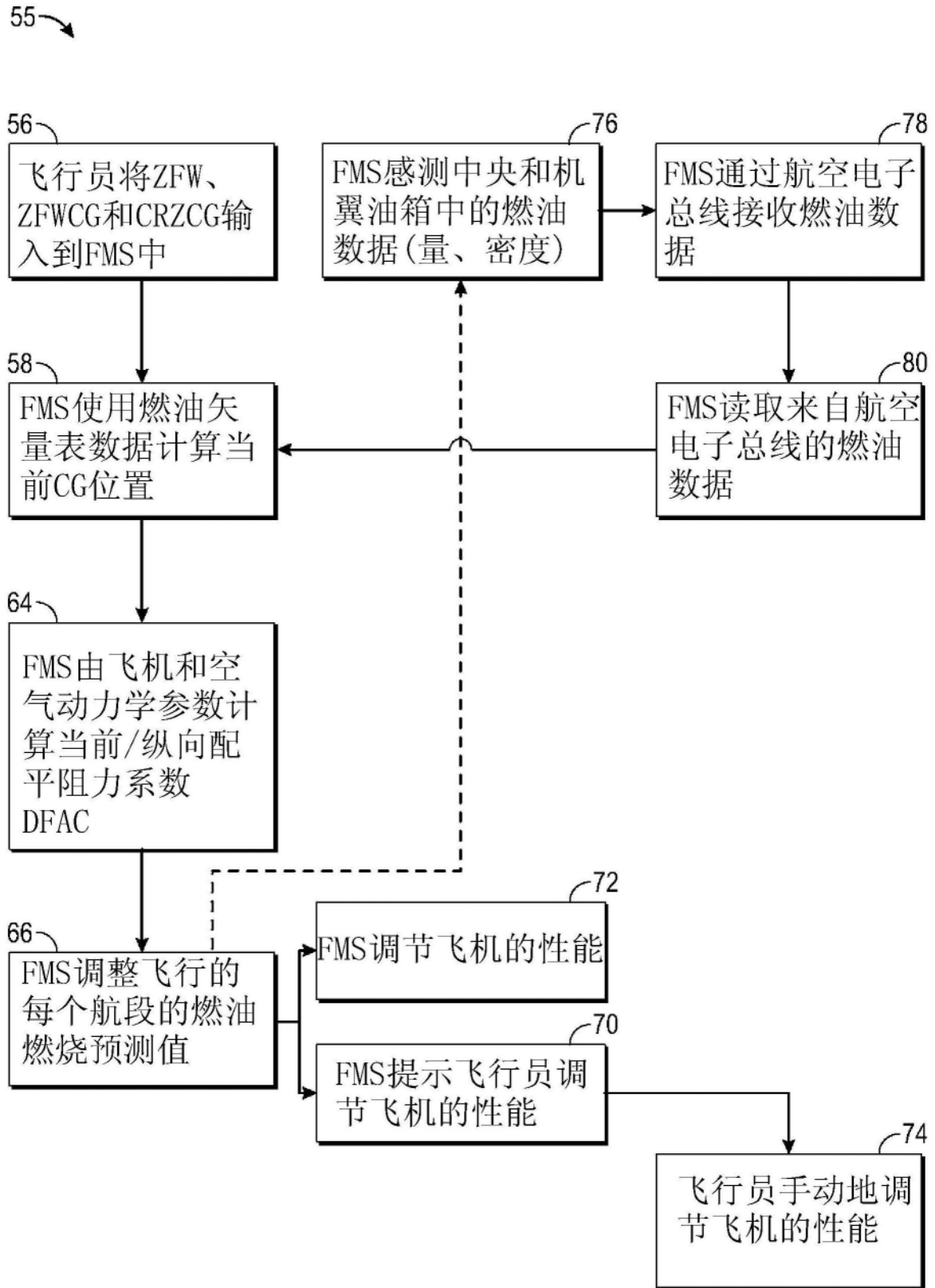


图2

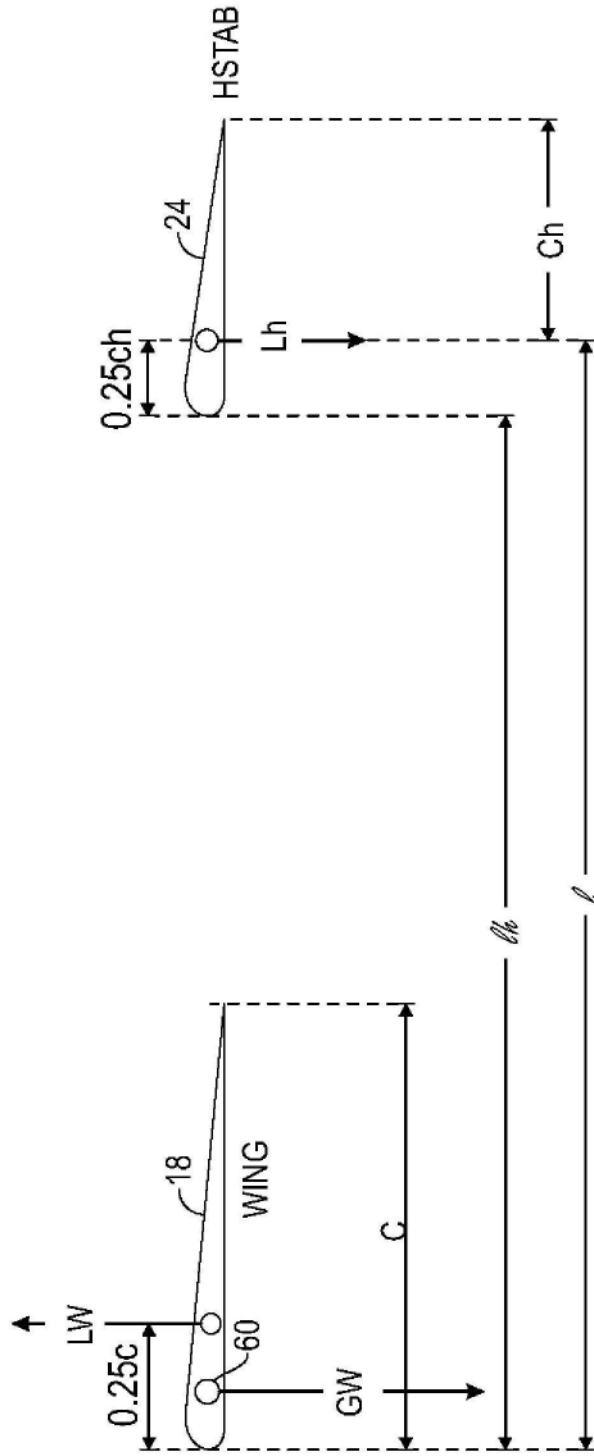


图3