

(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 101842571 A

(43) 申请公布日 2010. 09. 22

(21) 申请号 200880113983. 2

(51) Int. Cl.

(22) 申请日 2008. 10. 24

F02K 1/76(2006. 01)

(30) 优先权数据

0707665 2007. 10. 31 FR

(85) PCT申请进入国家阶段日

2010. 04. 29

(86) PCT申请的申请数据

PCT/FR2008/001495 2008. 10. 24

(87) PCT申请的公布数据

W02009/092872 FR 2009. 07. 30

(71) 申请人 空中客车法国公司

地址 法国图卢兹

(72) 发明人 帕特里克·扎卡里亚

(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 杨献智 田军锋

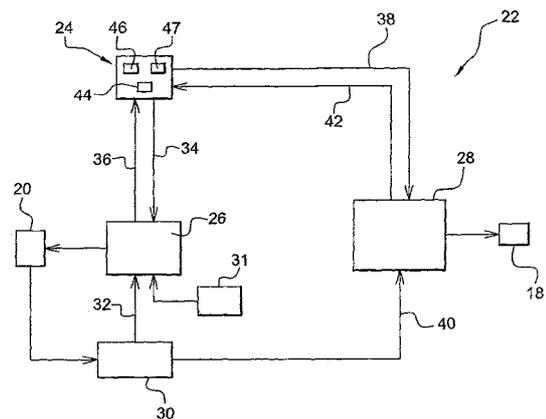
权利要求书 1 页 说明书 7 页 附图 2 页

(54) 发明名称

控制及监测系统和控制及监测方法

(57) 摘要

本发明涉及一种监测系统 (22), 该监测系统的特征在于包括: 用于检测涡轮喷气发动机反推力装置的状态的检测器 (30); 监测计算机 (24); 用于控制反向器的装置 (26), 根据来自检测器通过控制装置供给到计算机的信息, 该装置 (26) 由计算机监测; 用于调节涡轮喷气发动机的装置 (28), 根据来自检测器通过控制装置供给到计算机的信息, 该装置 (28) 由计算机监测。本发明还涉及一种适用于该监测系统的监测方法。



1. 一种控制及监测系统 (22), 其特征在于, 所述系统包括:
传感器 (30), 用于涡轮喷气发动机反推力装置的状态;
控制及监测计算装置 (24);
用于所述反推力装置的控制单元 (26), 根据来自所述传感器通过所述控制单元供给到所述计算装置的信息, 所述控制单元由所述计算装置控制;
涡轮喷气发动机调节装置 (28), 根据来自所述传感器通过所述控制单元供给到所述计算装置的信息, 所述涡轮喷气发动机调节装置由所述计算装置控制。
2. 根据权利要求 1 所述的系统 (22), 其特征在于, 所述控制及监测计算装置 (24) 适于控制对所述反推力装置的电力供应。
3. 根据权利要求 1 或 2 所述的系统 (22), 其特征在于, 所述控制及监测计算装置 (24) 包括选自如下组中的单元: 所述组包括用于控制所述反推力装置的电力供电的单元 (46)、用于控制所述反推力装置状态的变化的单元 (44) 以及用于控制涡轮喷气发动机的调节的单元 (47)。
4. 根据权利要求 1 至 3 中之一所述的系统 (22), 其特征在于, 所述状态传感器 (30) 适于向所述调节装置 (28) 供给信息。
5. 根据权利要求 1 至 4 中之一所述的系统 (22), 其特征在于, 所述调节装置 (28) 适于将涡轮喷气发动机运转信息供给到所述计算装置 (24)。
6. 一种飞行器 (10), 包括:
至少一个带有反推力装置 (20) 的涡轮喷气发动机 (18);
根据权利要求 1 至 5 中之一所述的系统 (22), 所述系统执行涡轮喷气发动机控制及监测。
7. 一种使用根据权利要求 1 至 5 中之一所述的系统在涡轮喷气发动机中用于控制及监测的方法, 其特征在于, 该方法包括如下步骤:
将来自状态传感器 (30) 的反推力装置状态信息通过所述控制单元 (26) 传输至所述计算装置 (24);
根据所述信息使用所述计算装置 (24) 控制所述控制单元 (26);
根据所述信息使用所述计算装置 (24) 控制所述调节装置 (28)。
8. 根据权利要求 7 所述的方法, 其特征在于, 该方法还包括步骤:
使用所述计算装置 (24) 控制所述反推力装置的电力供应。
9. 根据权利要求 7 或 8 之一所述的方法, 其特征在于, 该方法还包括步骤:
将来自所述状态传感器的反推力装置状态信息传输至所述调节装置 (28);
使用所述调节装置 (28) 检查由所述状态传感器收到的信息与从所述计算装置 (24) 收到的指令之间的一致性。
10. 根据权利要求 7 至 9 中之一所述的方法, 其特征在于, 该方法还包括步骤:
使用所述调节装置 (28) 将涡轮喷气发动机运转信息供给到所述计算装置。

控制及监测系统和控制及监测方法

技术领域

[0001] 本发明涉及特别是适用于涡轮喷气发动机的控制及监测系统和控制及监测方法。

背景技术

[0002] 多数飞行器,特别是那些设计用于民用运输的飞行器,装有用于改进飞行器着陆时的制动的反推力装置。反推力装置与飞行器发动机连接并能够被命令从缩回的停用位置转换为展开的启用位置,反之,从展开的启用位置转换为缩回的停用位置。在展开的启用位置中,反推力装置接收来自相关的发动机的射流并将该射流反向,使其参与飞行器的制动。

[0003] 通常来说,飞行器发动机装有反推力装置。发动机的反推力装置的致动由飞行员使用杠杆式控制发起,其设在相关发动机的节流控制杆上。当节流控制杆处于与发动机低速率运转对应的位置时,才仅可能致动该杆。

[0004] EP-A-1 512 627 (US-B-7107757) 公开了一种设有多个发动机的飞行器,多个发动机在空转与全速之间的速率,分别由各自连接于这些发动机的节气门控制。多个发动机中的某些装备有反推力装置,其能够被控制从停用缩回位置运行至启用展开位置,反之,从启用展开位置运行至停用缩回位置;其它发动机没有反推力装置。设有安全装置以便当控制反推力装置从它们的停用缩回位置运行至它们的启用展开位置时,至少超出与空转对应的位置,禁用与那些没有反推力装置的发动机对应的节气门的运转。该文献未描述如何根据反推力装置的状态来管理包括反推力装置的涡轮喷气发动机的这种控制。

[0005] EP-A-0, 843, 089 公开了一种用于飞行器上的涡轮喷气发动机反推力装置的电气控制系统,该反推力装置具有至少一个在反向器的缩回与展开位置之间可移动的可移动部件。该系统包括至少一系列用于在反推力装置的缩回与展开位置之间移动可移动部件的机电驱动装置。该系统也包括用于控制机电驱动装置的电控单元,该单元电学连接于涡轮喷气发动机电子调节系统。首先,该单元设计为将由电子调节系统发出的可移动部件缩回以及展开命令转化为用于机电驱动装置的序列的命令;其次,保持将驱动装置的状态以及可移动部件的位置不断通报给电子调节系统。

[0006] 在这种系统中,来自传感器的信息通过电控单元供给调节系统。这里的缺点是所述单元以及所述涡轮喷气发动机调节系统需要兼容,所述调节系统显著地需要遵循电控单元的任何发展,这使控制系统复杂化。

[0007] 因而需要一种较简单的与涡轮喷气发动机一起使用的控制及监测系统。

发明内容

[0008] 为了实现这个目的,这里提供一种控制及监测系统,其特征在于,该系统包括:

[0009] 传感器,用于涡轮喷气发动机反推力装置的状态;

[0010] 控制及监测计算装置;

[0011] 用于反推力装置的控制单元,根据来自传感器通过控制单元供给到计算装置的信息,控制单元由计算装置控制;以及

[0012] 涡轮喷气发动机调节装置,根据来自传感器通过控制单元供给到计算装置的信息,涡轮喷气发动机调节装置由计算装置控制。

[0013] 在一种实施方式中,控制及监测计算装置适于控制对反推力装置的电力供应。

[0014] 在一种实施方式中,控制及监测计算装置包括选自如下组中的单元:该组包括用于控制反推力装置的电力供电的单元、用于控制反推力装置状态的变化单元以及用于控制涡轮喷气发动机的调节单元。

[0015] 在一种实施方式中,状态传感器适于向调节装置供给信息。

[0016] 在一种实施方式中,调节装置适于将涡轮喷气发动机运转信息供给到计算装置。

[0017] 还提供一种飞行器,包括:

[0018] 至少一个带有反推力装置的涡轮喷气发动机;

[0019] 如上所述的系统,该系统执行涡轮喷气发动机控制及监测。

[0020] 还提供一种使用上述系统在涡轮喷气发动机中用于控制及监测的方法,该方法包括步骤:

[0021] 将来自状态传感器的反推力装置状态信息通过控制单元传输至计算装置;

[0022] 根据该信息使用计算装置控制控制单元;

[0023] 根据该信息使用计算装置控制调节装置。

[0024] 在一种实施方式中,该方法还包括步骤:使用计算装置控制反推力装置的电力供应。

[0025] 在另一种实施方式中,该方法还包括步骤:

[0026] 将来自状态传感器的反推力装置状态信息传输至调节装置;

[0027] 使用调节装置检查由状态传感器收到的信息与从计算装置收到的指令之间的一致性。

[0028] 在另一种实施方式中,该方法还包括步骤:使用调节装置将涡轮喷气发动机运转信息供给到计算装置。

附图说明

[0029] 通过阅读以下参考附图并仅以示例方式提供的本发明的某些实施方式的详细说明,本发明的其它特征及优点将变得更加清晰。

[0030] 图 1 是飞行器的示意图。

[0031] 图 2 是控制及监测系统的框图。

具体实施方式

[0032] 提供一种控制及检测系统,其包括涡轮喷气发动机反推力装置状态传感器并且包括控制及监测计算装置。该系统还包括反推力装置的控制单元以及涡轮喷气发动机调节装置。控制单元由计算装置控制作为通过控制单元将传感器信息供给计算装置的功能元件。调节装置由计算装置控制作为通过控制单元将传感器信息供给计算装置的功能元件。由于这种系统,控制单元以及调节装置不连接在一起。这避免了使控制单元与调节装置彼此兼容的必要。当构建或维护系统时这是有利的,因为其中每个能够独立于另一个被考虑。该系统能够适用于飞行器的涡轮喷气发动机。该系统更加简单。

[0033] 图 1 是飞行器 10 的示意图,其包括机身 12 以及关于机身 12 对称的两个机翼 14、16。涡轮喷气发动机 18 安装在每个机翼 14、16 上。图 1 仅通过示例的方式示出了每个机翼的两个涡轮喷气发动机 18。能够设想每个机翼上安装一个单独的涡轮喷气发动机。

[0034] 每个机翼的至少一个涡轮喷气发动机上装备有反推力装置 20。反推力装置 20 能够从缩回的停用位置转换至展开的启用位置并且反之亦然。在展开的启用位置,反推力装置 20 接收来自相关的涡轮喷气发动机的射流并将该射流反向,这使反推力装置 20 参与飞行器制动。通过示例的方式,反推力装置 20 是以倾斜门式反推力装置的形式,但是它能够具有不同的结构。反推力装置 20 在图 1 中示出为处于展开位置。

[0035] 各个反推力装置 20 由未在图中示出的驱动构件操作。驱动构件能够包括电子线性致动器,其可以是不可逆的,以及至少一个用于保持门的电子锁,被称为一级锁。线性致动器能够由电动马达操作,并由控制单元 26 控制。

[0036] 图 2 是控制及监测系统 22 的框图。该系统 22 能够控制一个或多个涡轮喷气发动机。涡轮喷气发动机的控制能够包括几个涡轮喷气发动机操作参数的控制,操作参数包括涡轮喷气发动机的功率调节,以及反推力装置 20 的运动的控制。更具体地,例如,控制及监测系统 22 使管理涡轮喷气发动机功率作为反推力装置 20 的位置的函数成为可能,因此,使避免危险领航情况成为可能,对于这种危险的领航情况涡轮喷气发动机可能处于最大功率而反推力装置 20 处于改变位置的过程中。以下,将关于一个单独的涡轮喷气发动机说明系统 22,但是能够设想对多于一个涡轮喷气发动机的控制及监测。

[0037] 根据图 2,控制及监测系统 22 能够包括控制及监测计算装置 24。控制及检测系统 22 还能包括用于控制涡轮喷气发动机 18 的反推力装置 20 的控制单元 26 以及用于调节涡轮喷气发动机 18 的装置 28。控制及监测系统 22 还包括用于反推力装置 20 的状态的传感器 30。系统 22 将包括与在飞行器上带有反推力装置的涡轮喷气发动机一样多的控制单元 26 以及调节装置 28。

[0038] 传感器 30 使检测反推力装置 20 的位置或,更普遍地,感应反推力装置 20 的状态成为可能。各个反推力装置 20 设有用于感应相关的反推力装置 20 的状态的传感器 30。传感器 30 能够是接近传感器或位置传感器。来自传感器 30 的信息能够涉及反推力装置的展开或缩回状态。来自传感器的信息也能够涉及正在进行中的状态的变化。来自传感器的信息由控制及监测计算装置 24 处理。其它传感器 31 能够将信息供给控制单元 26,该信息之后能够选择性的传输至计算装置 24。例如,这些能够是锁定装置上的传感器。

[0039] 每个发动机能够提供一个控制及监测计算装置 24。控制及监测计算装置 24 也能够设置为控制飞行器的全部涡轮喷气发动机。因此,一个单独的计算装置 24 设置在飞行器中用于控制全部涡轮喷气发动机 18。控制及监测计算装置 24 能够定位在飞行器的座舱并且以集中形式控制涡轮喷气发动机 18。在飞行器系统级别具有计算装置的价值在于发送出的指令在不同性质的信息的基础上编译,而忽略来自飞行员的指令,飞行器的飞行状态以及涉及反推力装置状态的信息。计算装置 24 能够包括多个用于执行计算装置 24 的不同功能的单元。一个单元 44 能够满足控制反推力装置的状态的变化的功能。另一单元 46 能够满足控制反推力装置的电力供应的功能。另一单元 47 能够满足控制涡轮喷气发动机调节的功能。具有多个单元的价值在于满足安全性目的以确保在其工作范围外反推力装置不展开。

[0040] 控制单元 26 使控制反推力装置 20 成为可能。特别地,控制单元 26 使控制反推力装置 20 位置的变化成为可能。控制单元 26 控制反推力装置 20 的状态的变化,换句话说,从停用缩回状态转换为启用展开状态,并且反之亦然。优选地,一个控制单元 26 与各个反推力装置 20 连接,控制单元 26 位于飞行器机翼中,接近于相关的反推力装置。控制单元 26 接收来自反推力装置 20 的传感器 30 的信息。该信息涉及反推力装置 20 的状态;这能够是反推力装置 20 的展开或缩回状态,以及反推力装置 20 处于改变状态的过程中的事实。在图 2 中,箭头 32 示出了从传感器 30 至控制单元 26 的信息的循环。来自传感器 30 的信息集中于控制单元 26。该信息之后由控制单元 26 传递至控制及监测计算装置 24。在图 2 中,信息从控制单元 26 至控制及监测计算装置 24 的传输通过箭头 36 指示。因此,来自传感器的信息由控制单元 26 直接传输至控制及监测计算装置 24。这提供了由传感器 30 供给的信息直接较快传输至控制及监测计算装置 24 的优点。来自传感器的信息由控制单元 26 直接供给控制及监测计算装置 24,而不通过调节装置 28 传递的事实,也允许调节装置 28 的简化。事实上,可能减少存在于调节装置 28 中的算法的数量因为调节装置 28 不再执行在控制单元 26 与控制及监测计算装置 24 之间传递信息的功能。用于算法的输入数据定位于飞行器/舱级别并且将由控制及监测计算装置 24 直接处理。这也有利于用于数据传输的连接布置的简化以及控制及监测体系的简化。

[0041] 控制单元 26 由控制及监测计算装置 24 控制。控制及监测计算装置 24 将指令发送至控制单元 26 以便后者控制反推力装置 20 的运动。特别地,控制及监测计算装置 24 检测飞行员的意图以便开始改变反推力装置 20 的状态。控制及监测计算装置 24 之后开始通过控制单元 26 改变反推力装置 20 的状态。图 2 中的箭头 34 指示由控制及监测计算装置 24 发送至控制单元 26 的指令。计算装置 24 将飞行员对零件的动作与来源于传感器 30 的信息结合以便公式化发送至控制单元 26 的指令。这意味着已知反推力装置的位置建立由计算装置 24 发送的指令,这有利于飞行器领航的安全性。发送至控制单元 26 的指令典型地用于发起反推力装置 20 的展开或缩回。一旦接收到指令,控制单元 26 将指令转化为控制序列。这个控制序列是能够由反推力装置操作构件及锁解码的一系列的信号。例如,控制单元 26 将速率控制信息发送至驱动反推力装置门线性致动器的电动马达。

[0042] 同样能够设想具有控制单元 26 检查从计算装置 24 收到的指令与从传感器 30 收到的信息有效地符合。这提供了辅助的安全措施。

[0043] 在这种体系中,控制单元 26 直接与控制及检测计算机 24 连接。换句话说,控制单元 26 与控制及监测计算装置 24 完全连通。调节装置 28 不再介入控制单元 26 与控制及监测计算机 24 之间;计算装置 24 具有管理控制单元 26 的权利。不像在 EP-A-0,843,089 中的公开内容,其是由于调节装置 28 的地理相邻性使来自计算装置 24 的指令通过涡轮喷气发动机调节装置 28 传输至控制单元 26 的自然趋势的反应,本体系不再受到这两种装置的整合性以及兼容性的约束。这显著地简化了控制单元 26 以及调节装置 28 的制造以及维护,因为它们中每一个能够独立于另一个考虑。

[0044] 另一优点是能够减少应用于控制单元 26 的临界性。换句话说,由于控制单元 26 从属于控制及监测计算装置 24 而没有任何中间机构,控制单元 26 现直接在计算装置 24 的控制下。这意味着通过计算装置 24 的控制单元 26 的动作的控制及监测更紧,有利于控制单元 26 的自主性要求的减少。因而,虽然其性能水平下降,控制单元 26 能够是较小成本部

件。

[0045] 同样,不再被作为控制单元 26 与控制及监测计算装置 24 之间的中间结构的调节装置的出现约束的结果是,能够更快速地检测到系统的退化。事实上,计算装置 24 更快地检测到控制单元 26、反推力装置或操作构件的退化状态。检测系统退化的责任不再由调节装置 28 支持,这再一次方便了其制造以及维护。

[0046] 涡轮喷气发动机的调节由调节装置 28 执行。换句话说,调节装置 28 作用在涡轮喷气发动机上以修正其功率。调节装置 28 能够是 FADEC(全权限数字式发动机控制)。优选地,一个调节装置 28 与各个涡轮喷气发动机连接。来自调节装置 28 的输出信号适于控制涡轮喷气发动机功率。

[0047] 调节装置 28 考虑了来自传感器 30 的信息以及来自计算装置 24 的信息以修正涡轮喷气发动机的功率。控制及监测计算装置 24 将指令发送至调节装置 28 以便后者调节涡轮喷气发动机的功率。控制及监测计算装置 24 之后通过调节装置 28 开始涡轮喷气发动机功率的修正。图 2 中的箭头 38 指示由控制及监测计算装置 24 发送至调节装置 28 的指令。更精确地,计算装置 24 考虑来自传感器由控制单元 26 供给计算装置 24 的信息控制调节装置 28。计算装置 24 处理飞行员对零件的动作以及来源于传感器 30 的信息以便公式化发送至调节装置 28 的指令。这使调节涡轮喷气发动机的功率为反推力装置 20 的位置的函数成为可能。事实上,例如,对于调节装置 28,如果反推力装置 20 处于变化位置的过程,在涡轮喷气发动机上施加最大功率必须是不可能的。这将产生损坏反推力装置 20 的风险。与此相反,在反推力装置 20 的转换阶段期间,涡轮喷气发动机设为低功率。因此,已知反推力装置 20 的位置建立来自计算装置 24 的控制,这有利于飞行器的飞行安全。

[0048] 在这种体系中,调节装置 28 与控制及监测计算装置 24 直接连接用于涡轮喷气发动机的调节。控制单元 26 以及调节装置 28 并行控制,换句话说,在不同的链接上。调节装置 28 不接收直接来自控制单元 26 的信息。控制单元 26 以及调节装置 28 互相不完全连通。调节装置 28 在计算装置 24 与控制单元 26 之间的链接的外部。这意味着不再受给控制单元 26 以及调节装置 28 施加相同的标准及通信协议的必要性的约束。现在能够仅在控制单元 26 与调节装置 28 中之一改变或修正标准或通信协议。

[0049] 在这种体系中,能够减少应用于调节装置 28 的临界性。换句话说,由于调节装置 28 不再控制控制单元 26,控制控制单元 26 的功能分配给计算装置 24。这有利于关于反推力装置的运转减少应用于调节装置 28 的权利以及自主要求。因而,从硬件的角度观点,调节装置 28 能够是带有较少输入/输出的部件。

[0050] 也能够设想,对于调节装置 28 接收来自反推力装置状态传感器 30 的信息。这在图 2 中的箭头 40 图解示出。这样,调节装置 28 能够检查从控制及监测计算装置 24 收到的指令与反推力装置状态之间的一致性。这提供了附加的安全措施。

[0051] 调节装置 28 能够将涡轮喷气发动机运转信息发送至控制及监测计算装置 24。图 2 中的箭头 42 描述了这点。由调节装置 28 供应的信息是,例如,涉及涡轮喷气发动机运转速率或温度,或涡轮喷气发动机的失效或任何功能障碍的信息。这给计算装置 24 更好的理解涡轮喷气发动机运转,因此有利于运转的控制。

[0052] 系统 22 的不同部件能够,例如,通过 AFDX(航空全双工)网络连接在一起。这是设计为作为飞行器的内部通信媒介的带有增强可靠性的冗余以太网网络。为了满足系统网络

可用性的需求,AFDX 网络物理冗余:系统 22 的各个部件在两个不同的通道上发送信息。这减少了传输失效,以及与硬件错误相关的问题。

[0053] 控制及监测计算装置 24 能够提供反推力装置运动的同步。同步受惠于计算装置 24 的使用,其将具有与其自身输入相同的每个马达的算法。

[0054] 除了上述的一级锁,系统 22 能够包括一个或多个其它锁,以提供增强的飞行器安全措施。借助于二级锁,系统 22 能够包括适用于反推力装置操作构件的制动器。该制动器能够,例如,被应用于驱动反推力装置致动器的电动马达,或应用于致动器本身。该二级锁设计为如果一级锁失效支持反推力装置门。二级锁能够由控制单元 26 控制。独立于二级锁的出现,系统 22 能够包括如果另一锁失效能够保持门的三级锁。该三级锁从驾驶舱直接控制。三级锁的直接控制能够通过反推力杆实现。三级锁也能够由计算装置 24 以外的计算装置控制。这些其它计算装置能够依靠反推力杆以及飞行器飞行参数运转。传感器能够供应有关这些锁的状态的信息。

[0055] 系统 22 也能够控制分配给系统的不同部件的电功率。对于避免,例如,反推力装置的不适当展开,尤其在飞行中,这将具有极危险的结果,关闭电源是有利的。关闭电源是辅助的安全措施。控制及监测计算装置 24 能够管理反推力装置 20 并且特别是反推力装置 20 的操作构件(例如,电动马达操作线性致动器)的电力供应。计算装置 24 能够将电力应用到反推力装置 20 的操作构件或关闭电力。关闭操作构件的电力能够通过控制单元 26 由控制及监测计算装置 24 直接完成。控制及监测计算装置 24 也能够管理控制单元 26 的电力供应;具体地,如果后者运行异常,计算装置 24 能够切断控制单元 26 的电力供应。

[0056] 一种使用控制及监测系统 22 在涡轮喷气发动机中进行控制及监测的方法,该方法能够包括通过控制单元 26 将来自传感器 30 的反推力装置 20 的状态的信息传输至计算装置 24。该方法能够包括在这种信息的基础上由控制装置 24 控制及监测该控制单元 26,并且之后根据这种信息使用计算装置 24 控制调节装置 28。在该方法中,各个控制单元 26 以及调节装置 28 的控制是并行的;仅计算装置 24 具有管理控制单元 26 或调节装置 28 中一个或另一个的权力。上述的优点在这里适用。

[0057] 现在将说明运行的一种示例。这涉及反推力装置的展开,反推力装置的缩回能够沿相同的线路操作。首先,如果必须,三级锁解锁。只要解锁是有效的,与三级锁连接的传感器将选择性地通过控制单元 26 通知计算装置 24。此时第一系列事件能够在计算装置 24 发生。计算装置 24(或其多个特定单元 46)开始给操作构件供电,具体地,致动器选择性地通过控制单元 26 操作马达。一旦操作构件的加电有效,计算装置 24(或具体地,其单元 44)将展开指令发送至控制单元 26。据此,第二系列事件能够在控制单元 26 发生。当收到来自计算装置 24 的指令时,控制单元 26 命令二级锁解锁。只要与二级锁连接的传感器检测到二级锁的有效解锁,一项信息就传输至控制单元 26。当收到该信息时,控制单元 26 解锁一级锁。只要与一级锁连接的传感器检测到一级锁的解锁是有效的,一项信息就传输至控制单元 26。当收到该信息时,控制单元 26 通过操作致动器驱动电机命令打开反推力装置门。只要用于反推力装置状态的传感器 30 检测到门是打开的,一项信息就传输至控制单元 26。这条信息传递至计算装置 24。计算装置 24 能够关闭电力供电。关闭电力实现反推力装置门的锁定并且反向射流。计算装置 24 之后能够将指令发送至调节装置 28 以便修正涡轮喷气发动机功率。调节装置 28 能够引起涡轮喷气发动机的加速以便加强飞行器的制动。也

能够设想,反推力装置门打开的信息直接传输至调节装置 28,其能够将这种信息与从计算装置 24 收到的指令对比。

[0058] 在上面,提及的传感器不仅能给出关于事件的最终状态的信息,也能给出关于这些事件的进展状态的信息。这有利于更好的控制反推力装置门展开。同样,来自传感器的全部信息或仅其中一部分能够传递至计算装置;显著地,二级以及三级锁的状态的信息能够传递至计算装置而关于一级锁状态的信息保持在控制单元级别。这减少了在输入/输出方面的硬件开销。

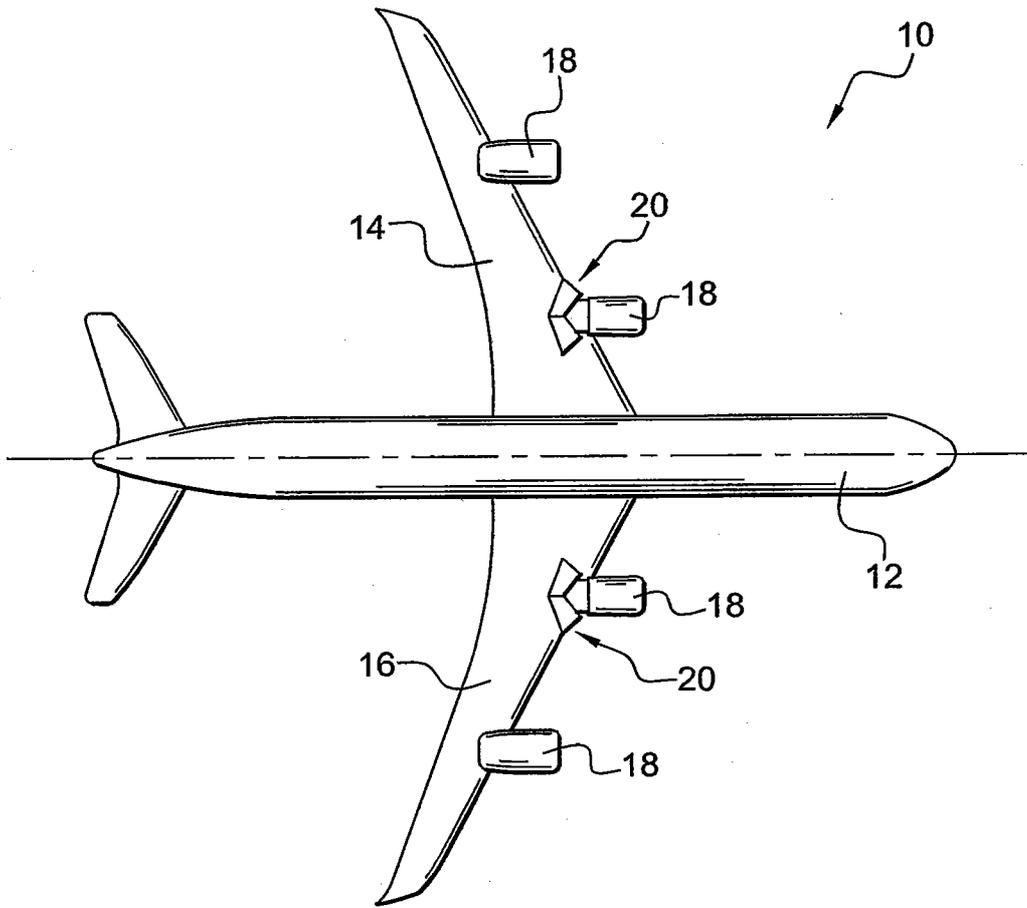


图 1

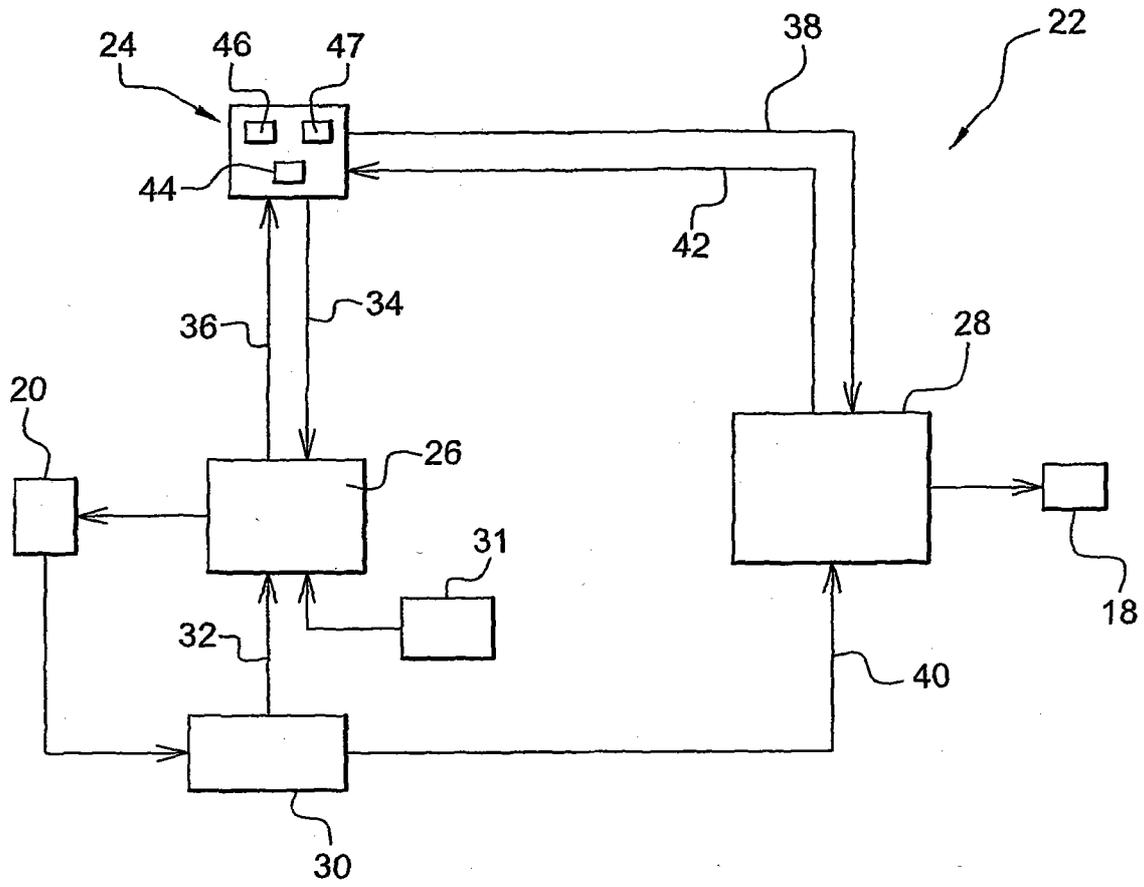


图 2