



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 101988866 B

(45) 授权公告日 2014. 08. 20

(21) 申请号 200910055802. 1

EP 0659640 A1, 1995. 06. 28,

(22) 申请日 2009. 07. 31

US 4274808 A, 1981. 06. 23,

(73) 专利权人 中国商用飞机有限责任公司
地址 200122 上海市浦东新区世纪大道
1777 号第 10、11、12 层JP 特开 2000-267731 A, 2000. 09. 29,
US 6659399 B1, 2003. 12. 09,专利权人 中国商用飞机有限责任公司上海
飞机设计研究所

审查员 李宇

(72) 发明人 赵京洲 马显超 廖军辉 王兴波
张京津 徐德胜(74) 专利代理机构 北京市金杜律师事务所
11256

代理人 楼仙英

(51) Int. Cl.

G01M 99/00 (2011. 01)

G05B 19/04 (2006. 01)

(56) 对比文件

CN 1458425 A, 2003. 11. 26,

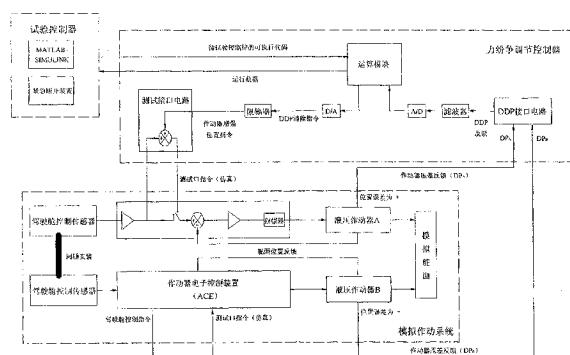
权利要求书1页 说明书4页 附图1页

(54) 发明名称

力纷争控制律试验装置

(57) 摘要

本发明涉及一种力纷争控制律试验装置，包括：试验控制器，用于载入待试验控制律，并在试验过程中输出试验结果；模拟作动系统，其包括作动器和模拟负载，可产生并承载力纷争，用于模拟试验所需的力纷争环境；力纷争调节控制器，包括运算模块，用于通过由试验控制器载入的待试验控制律对模拟作动系统中的力纷争状况进行调节；并且试验控制器、模拟作动系统和力纷争调节控制器互相连接。通过本发明的试验装置方便地载入各种待试验控制律，并且对其所针对的力综合作动系统进行模拟，从而对新设计的力纷争控制律的性能进行准确的测试。



1. 一种力纷争控制律试验装置,包括:

试验控制器,用于载入待试验控制律,并在试验过程中输出试验结果;

模拟作动系统,其包括模拟负载和对所述模拟负载同时加载的多个作动器,可产生并承载力纷争,从而模拟试验所需的力纷争环境;

力纷争调节控制器,其分别与所述试验控制器和模拟作动系统连接,并且包括运算模块,该运算模块用于通过由试验控制器载入的所述待试验控制律对所述模拟作动系统中的力纷争进行调节。

2. 如权利要求 1 所述的力纷争控制律试验装置,其特征在于,所述模拟作动系统的作动器数量和参数可根据待试验控制律所针对的对象进行调整。

3. 如权利要求 1 所述的力纷争控制律试验装置,其特征在于,所述模拟负载的刚性和惯量可根据待试验控制律所针对的对象进行调整。

4. 如权利要求 1-3 中任意一项所述的力纷争控制律试验装置,其特征在于,所述待试验控制律以模型的形式载入。

5. 如权利要求 4 所述的力纷争控制律试验装置,其特征在于,所述试验控制器将所述待试验控制律的模型编译解算以形成可执行代码。

6. 如权利要求 4 所述的力纷争控制律试验装置,其特征在于,所述试验控制器采用 MATLAB / SIMULINK 模型工具。

7. 如权利要求 1-3 中任意一项所述的力纷争控制律试验装置,其特征在于,所述试验控制器可记录试验结果。

8. 如权利要求 1-3 中任意一项所述的力纷争控制律试验装置,其特征在于,所述试验控制器包括可将模拟作动系统和力纷争调节控制器断开的紧急断开装置。

9. 如权利要求 1-3 任一项所述的力纷争控制律试验装置,其特征在于,所述模拟作动系统还包括 RVDT 信号仿真电路和 / 或驾驶舱控制传感器,以产生试验所需的飞行操作指令。

力纷争控制律试验装置

技术领域

[0001] 本发明涉及力纷争试验领域,具体涉及一种对力纷争控制律进行试验的装置。

背景技术

[0002] 在对大尺寸大质量的运动部件进行操作时,往往需要通过多通道的操作部件同时给运动部件施加操作力。例如在对飞机主舵面进行操作时,通常是由 2-3 个液压作动器同时提供作动力。这样,由于各个操作部件自身动态响应能力的区别和制造组装时积累下的误差,在各个操作部件之间可能存在微小的不同步。

[0003] 如果运动部件的刚度不高,那么这些不同步可以被部件自身的形变“吸收”,不会对运动部件造成什么影响。但在运动部件刚度较高的情况下,由于运动部件自身不容易产生形变,就会造成操作部件之间的“力纷争”现象。力纷争现象的反复出现,会引起金属疲劳,长时间积累很容易导致运动部件的疲劳损坏。本文中,为了便于描述,将运动部件和多个操作部件共同形成的装置称为力综合作动系统。

[0004] 为了减缓这种力纷争现象,就需要使用到力纷争减缓装置。如在授权公告号 CN 1202360C 的中国专利中,就公开了一种用于减缓或消除力纷争的“多通道同步液压伺服传动装置”,其工作原理是,引入多个液压装置两腔压差 (DP) 之间的差值 (DDP) 作为闭环反馈控制参数,然后通过比例积分环节形成对超前液压装置的负位移增量指令和对滞后液压装置的正位移增量指令,从而通过减小液压作动器之间的不同步来减缓力纷争。

[0005] 对于各种不同的力纷争减缓装置来说,其核心都在于其中的控制律。本文中的控制律是指对力综合作动系统中的力纷争状况进行调节的运算关系,其引入力纷争反馈参数后对其进行运算,然后得出待输出的调节控制信号。其中,控制律参数的选择对力纷争减缓装置的性能至关重要,并且直接关系到力综合作动系统的安全性。

[0006] 在设计控制律的时候,所采用的方法是根据需要的力纷争调节性能通过数学方法反推出控制律的各个参数。然而,数学计算的结果并不能作为装置设计的最终参数。由于理论计算中总是会忽略掉一些影响因素,因此理论计算生成的控制律会与实际需要的存在不同。这时就需要对控制律进行试验,以确定其实际工作性能从而对控制律进行调整。

发明内容

[0007] 本发明的目的就是为了解决上述问题,从而提供一套力纷争控制律试验装置。其可以方便地载入待试验控制律,并且对待试验控制律所针对的力综合作动系统进行模拟,从而对新设计的力纷争控制律的性能进行测试,从而可以根据试验结果对控制律参数进行针对性的调整。

[0008] 为了实现上述目的,本发明提出一种力纷争控制律试验装置,包括:试验控制器,用于载入待试验控制律,并在试验过程中输出试验结果;模拟作动系统,其包括模拟负载和对模拟负载同时加载的多个作动器,可产生并承载力纷争,从而模拟试验的力纷争环境;力纷争调节控制器,其分别与试验控制器和模拟作动系统连接,并且包括运算模块,该运算模

块用于通过由试验控制器载入的待试验控制律对模拟作动系统中的力纷争进行调节。通过这一试验装置,可以为力纷争控制律提供硬件支持,以对各种不同的力纷争控制律进行试验,以验证其效果。

[0009] 进一步地,模拟作动系统的作动器数量和参数,以及模拟负载的刚性和惯量均可根据待试验控制律所针对的对象进行调整。例如,通过调整零件的刚性和更换支撑支座可以调整舵面的刚性,通过增加质量块可以调整模拟舵面的惯量。通过这些调整,可以使试验装置对待试验控制律所针对的对象进行模拟,从而提高试验的准确性。

[0010] 再进一步地,待试验控制律可以模型的形式载入,并且优选地,由试验控制器将待试验控制律的模型编译解算成可执行代码,再优选地,试验控制器可以采用 MATLAB/SIMULINK 模型工具。

[0011] 再进一步地,试验控制器可以记录试验结果,以便于事后对试验效果进行分析。

[0012] 再进一步地,试验控制器包括紧急断开装置,从而在发生可能造成系统损害的异常情况时通过紧急断开装置及时中止试验。

[0013] 进一步地,模拟作动系统还可包括 RVDT 信号仿真电路或驾驶舱控制传感器,也可以同时包括两种部件并进行切换,以产生试验所需的飞行操作指令。

附图说明

[0014] 现在将通过仅为举例的方式,参照附图对本发明的实施例进行描述,其中:

[0015] 图 1 显示了根据本发明优选实施方式的力纷争控制律试验装置的系统连接图。

具体实施方式

[0016] 下面将对本发明优选实施方式的方法进行描述,以使本领域技术人员能够对本发明的优势有着更加清楚的了解。

[0017] 在优选的实施方式中,力纷争控制律试验装置包括三个主要部分:试验控制器、力纷争调节控制器和模拟作动系统,各部分之间通过以太网连接。

[0018] 其中,本实施方式中的试验控制器采用的是商用 PC 电脑,并采用 MATLAB/SIMULINK 模型开发工具和模型编译器,用于载入待试验控制律并将待试验控制律编译解算成可执行代码,再将可执行代码传送至力纷争调节控制器,并且还可以在试验过程中监视、记录力纷争调节控制器输出的试验结果以及模拟作动系统中的 DDP 值、ACE 总线数据和飞行操作指令等。此外,还可以通过试验控制器输入控制指令。

[0019] 试验人员根据待试验的控制律编制好模型后,载入到力纷争调节控制器中,并通过软件对该模型进行解算,也可以通过该系统实时监视试验中的数据和进程,并在发生可能造成系统损害的异常情况时通过紧急切断装置及时中止试验。此外,试验人员还可以在试验结束后通过该系统调取试验数据并做事后处理分析。

[0020] 本实施方式中的力纷争调节控制器与现有技术中所使用的力纷争减缓装置的结构基本相同,都包括压力差传感器(图中未显示)、DDP 接口电路、测试接口电路、滤波器、限幅器和运算模块。

[0021] 其中,压差传感器可以用来检测模拟作动系统中的两个液压作动器 A、B 各自的两液压缸之间的压力差,从而形成最初的作动器压差反馈 DP_A 和 DP_B 。

[0022] DDP 接口电路用于采集并解调压差传感器输出的 DP_A 和 DP_B 电信号, 然后经过减法运算获得 DDP 数据, 从而将两液压作动器 A、B 的当前工作状况反馈给力纷争调节控制器, 作为力纷争调节的基础。

[0023] 测试接口电路用于将形成的力纷争调节信号输出到作动器电子控制装置 ACE, 从而形成对液压作动器的控制指令。

[0024] 滤波器可用于消除随 DP 电信号一起输入的杂波, 可使试验的结果更加精确; 限幅器用于限制输出信号的幅值, 其一是为了避免损坏试验设备, 其二是为了避免力纷争调节的程度过于剧烈。

[0025] 数据运算模块, 用于通过由试验控制器载入的待试验控制律对模拟作动系统中的力纷争状况进行调节, 以消除模拟作动系统中的 DDP 值。其与普通力纷争减缓装置的运算模块的不同之处在于, 其不具有内置的特定力纷争控制律, 而是通过以太网从试验控制器载入已经解算好的控制律可执行代码, 从而方便地实现控制律的替换。

[0026] 本实施方式中的模拟作动系统与一般的力综合作动系统的原理和结构大致相同, 包括力纷争的模拟负载(例如模拟舵面)、多个(例如两个)液压作动器、多个(例如两个)作动器电子控制装置 ACE, 以及 RVDT 信号仿真电路或者是驾驶舱控制传感器, 从而可以模拟待试验控制律所针对的力纷争环境。

[0027] 其中模拟舵面具有大的刚性和尺寸, 并同时受到两个液压作动器的加载, 从而很容易产生力纷争现象, 适合提供试验环境。并且, 为了能够方便地模拟各种试验环境, 从而对各种待试验控制律进行试验, 在本优选实施方式中, 模拟舵面的刚性和惯量可以任意进行调节。例如, 通过调整零件的刚性和更换支撑支座可以调整舵面的刚性, 通过增加质量块可以调整模拟舵面的惯量。通过这些调整, 可以使模拟舵面的特性与待试验的控制律所针对的力综合作动系统中的舵面特性相一致, 从而使试验准确性进一步提高。

[0028] 并且, 如上文所述, 在模拟作动系统中, 由两个液压作动器 A、B 并联操纵同一个模拟舵面, 其总输出力为各个作动器输出力之和。作动力的大小通过由作动器电子控制装置 ACE 调节作动器的输出位移来间接进行调节。在两个作动器 A、B 上分别具有位置传感器(图中未显示), 以将作动器的位置参数反馈给电子控制装置 ACE。两个作动器 A、B 上还分别连接压差传感器(图中未显示), 其可以测量每个作动器的两液压缸之间的压差 DP_A 和 DP_B , 然后通过以太网将压差值输送到相关部件, 例如 DDP 电路接口。

[0029] 其中, 作动器的数量、参数(例如作动器的阻尼、刚度、质量和惯量)以及作动器电子控制装置 ACE 的参数均可根据待试验控制律所针对的对象进行调整, 以使试验的结果更加准确。

[0030] 此外, 在本优选实施方式中, 作动器电子控制装置 ACE 既可连接 RVDT 信号仿真电路, 也可连接驾驶舱控制传感器, 或者同时与二者相连并通过开关等方式方便地进行切换。这两个组件的功能相同, 都是为了给 ACE 提供模拟的飞行操作指令, 从而对模拟舵面的液压作动器进行控制。只是二者在方式上有所不同, 并且所实现的试验功能也不尽相同。

[0031] RVDT 信号仿真电路是通过电路自行生成模拟的飞行操作指令, 由于可以生成各种规则的控制信号(例如方波或正弦信号等), 因此一般用于标准化的试验, 以便多个控制律之间进行比较和调整。

[0032] 而驾驶舱控制传感器可与模拟驾驶舱的操纵杆相连, 从而获取飞行员所做的各种

操作指令，并为 ACE 提供接近真实的控制信号。这样，可以对控制律的性能进行更加真实和全面的检验，使得试验的准确性进一步提高。

[0033] 下面将以一次试验为例，对本发明优选实施方式的力纷争控制律试验装置的试验过程进行描述，以更加清楚它的优点。

[0034] 在试验前的准备阶段，首先将待试验控制律的模型载入到试验控制器中，并根据该控制律所针对目标的特征对模拟作动系统中的模拟舵面、液压作动器 A、B 和 ACE 的参数进行调整。例如可以通过调整模拟舵面的夹具或支撑底座来调整其刚性，通过增减质量块来调整模拟舵面的惯量，还可以通过调整电位计来调整 ACE 的开环放大系数和闭环增益。此外，还可以根据试验的目的来选择是使用 RVDT 信号仿真电路还是驾驶舱控制传感器来提供飞行操纵指令，例如在本次试验中通过模拟驾驶舱的控制传感器获取飞行操纵指令。

[0035] 然后，通过试验控制器对载入的待试验控制律进行解算，并形成控制律的可执行代码，然后将可执行代码通过以太网传输给力纷争调节控制器的运算模块。力纷争调节控制器获取经过解算的控制律后就形成了完整的力纷争调节装置，从而可以对模拟作动系统中的力纷争现象进行调节。

[0036] 试验开始后，试验人员在模拟驾驶舱中做出各种飞行动作，两个驾驶舱控制传感器同时对这些动作进行探测，并产生相应的飞行操纵指令，分别输出到与其相连的 ACE 中。ACE 接收到飞行操纵指令后，又将其输送给与其相连的液压作动器，最后通过这两个液压作动器 A、B 对模拟舵面共同进行加载。

[0037] 此时，由于两作动器 A、B 自身动态响应能力的区别和制造安装时积累的误差，很可能形成两个液压作动器 A、B 之间的运动不同步。而由于模拟舵面具有大的刚性，难以发生弹性变形来吸收这一不同步，因此就在两液压作动器 A、B 之间形成了力纷争。

[0038] 力纷争产生后，力纷争调节控制器的压差传感器将两液压作动器 A、B 的液压缸压力差 DP_A 和 DP_B 采集后输入到 DDP 接口电路中，在这里，DDP 接口电路计算出 DP_A 和 DP_B 的差值 DDP，并将其通过滤波器传输至运算模块中。

[0039] 此时，运算模块中已经具有了解算后的控制律的可执行代码，只需将 DDP 的值代入其中进行计算，即可获得此时所需的 DDP 调节指令。然后，DDP 调节指令通过限幅器限幅后，经由测试接口电路输出至 ACE 中。

[0040] 接下来，ACE 将接受到的 DDP 调节指令与由驾驶舱控制传感器获得的飞行操作指令进行综合，然后将最后结果输送给对应的液压作动器，从而形成闭环反馈控制。同时，压差传感器再次采集两作动器中的压力差并开始下一个反馈控制循环。

[0041] 当获取足够多的试验数据后，关闭模拟作动系统和力纷争调节控制器，然后将记录在试验控制器中的试验数据调出并进行计算分析。

[0042] 需要理解的是，本发明的内容并不局限于实施方式中的内容，而是可以采用任何可选的方案。本领域技术人员可以方便地想到各种修改方案，这些方案均应作为本发明的内容而受到保护。

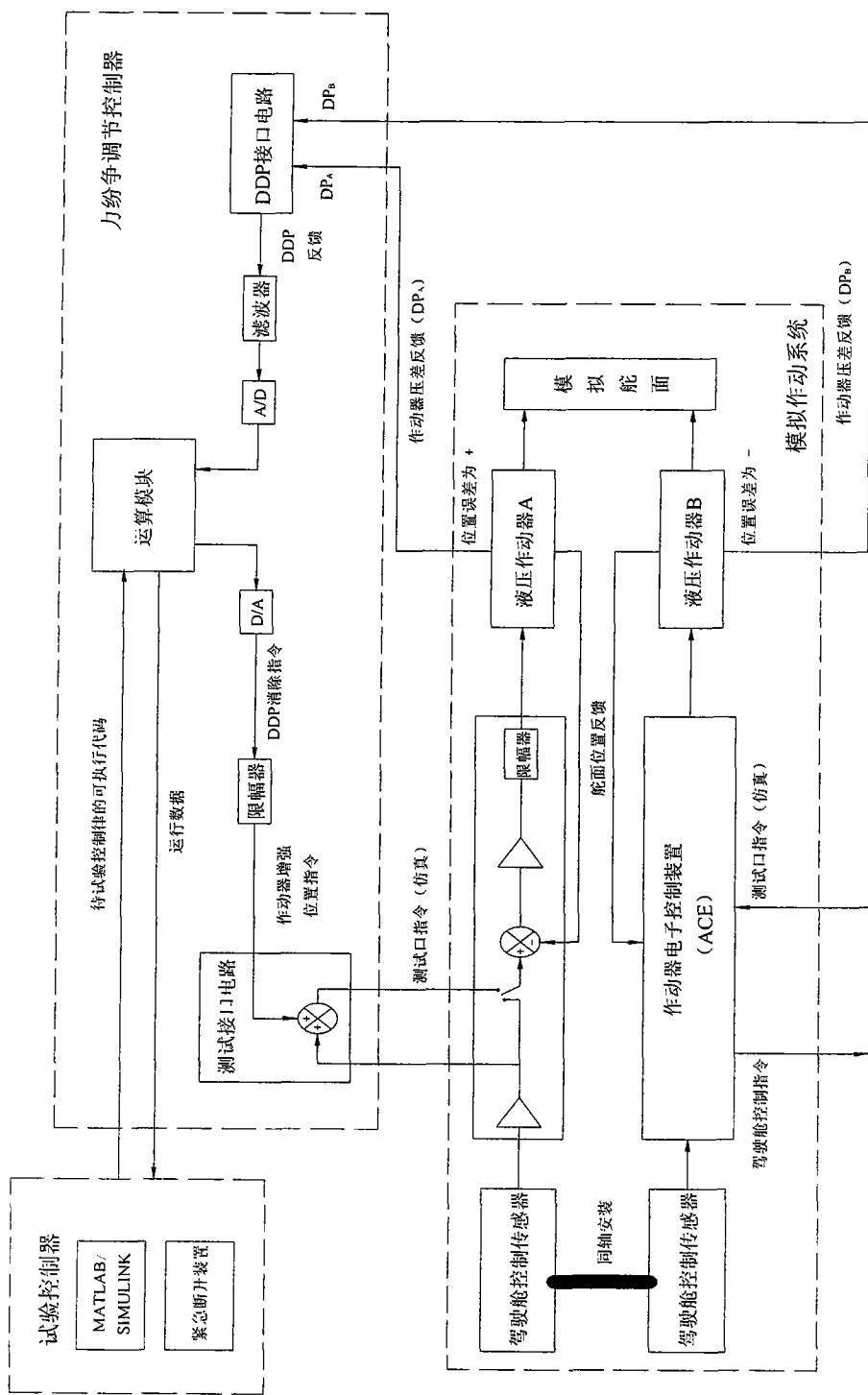


图 1