

DOI: 10.19416/j.cnki.1674-9804.2019.02.010

基于 Stateflow 的民机液压控制 逻辑仿真与验证

Simulation and Verification of Civil Aircraft Hydraulic Control Logic Based on Stateflow

辛东华¹ 李 晶² / XIN Donghua¹ Li Jing²

(1. 上海飞机设计研究院, 上海 201210; 2. 同济大学机械与能源工程学院, 上海 201804)

(1. Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China;

2. Mechanical and Energy Engineering Department of Tongji University, Shanghai 201804, China)

摘 要:

控制逻辑是机载系统的重要组成部分之一,对其进行仿真与验证有利于在飞机设计早期发现问题,从而提高系统的安全性。应用 Matlab/Stateflow 软件平台对民机液压控制逻辑进行了建模,通过控制信号设置和状态转移图的建立仿真实现了液压系统状态监控,泵源附件控制以及指示告警功能。结合液压控制面板的人机交互设计对逻辑模型进行了动态虚拟演示,提高了系统仿真的逼真度,验证了控制逻辑的有效性和准确性。

关键词: 民用飞机; 液压控制逻辑; Stateflow; 仿真建模; 虚拟验证

中图分类号: V233.91

文献标识码: A

OSID:



[Abstract] Control logic is one of the key components of airborne systems. The simulation and verification for the control logic is very helpful to find problems in the early design stage and to improve the safety of the system design. Matlab/Stateflow software platform was used to build the hydraulic control logic model for civil aircraft. By setting up control signals and state transition diagram, the condition monitoring of hydraulic system, automatic control of pump source accessories and corresponding warning functions were realized. A hydraulic control panel was designed and a virtual demonstration was carried out. The fidelity of system simulation was improved and the validity and accuracy for the control logic were verified.

[Keywords] civil aircraft; hydraulic control logic; Stateflow; simulation and modulation; virtual verification

0 引言

随着机载系统复杂程度的愈发提高,民用飞机系统综合设计与验证面临着越来越大的难度^[1]。常规的物理试验通常落后于设计过程,无法快速响应动态需求变化,设计缺陷往往在试验后才发现,从而导致研制周期长、风险大、成本高^[2]等系列问题的发生。为了解决这些问题,虚拟验证技术逐渐发展起来并成为物理试验的先验手段和有效补充。借助虚拟验证技术,使用数字化工具建立各机载系统

仿真模型,可为飞机机载系统的设计和验证提供计算分析方法和各种场景测试用例,有利于在设计早期发现问题,缩短研究周期,从而提高研制效率。

民机液压控制逻辑与航电、飞控和液压系统都存在交互关系,是保障飞机飞行安全的关键系统之一。本文以液压控制逻辑系统为研究对象,使用 Simulink/Stateflow 工具建立了仿真模型,实现了逻辑的功能组合和状态切换,并通过液压控制面板的人机交互设计进行了控制逻辑的动态仿真和虚拟演示验证工作。

1 液压控制逻辑功能分析

飞机液压控制逻辑的主要功能是在飞行的不同阶段或者某部分液压元器件出现故障时使液压系统按照预先设计进行相应动作,以最大程度地保障飞机安全飞行^[3]。在民机的电子设备舱内通常安装有专门的逻辑控制单元^[4],它受到航电和飞控系统信号的综合控制,经过内部逻辑定义对系统附件进行控制,同时也可以接收液压系统状态以及负载用户的位置等传感器信号。如图 1 所示,飞机液压控制逻辑的主要功能由泵源附件控制、系统状态监控和指示功能组成。

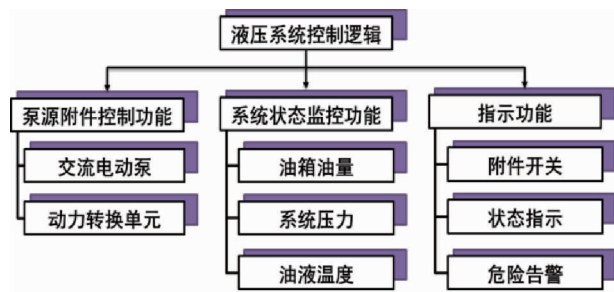


图 1 液压系统控制逻辑功能组成

泵源附件控制是指液压系统交流电动泵和动力转换单元等组件不同的工作模式。系统状态监控则是指对液压系统油箱油量,系统压力和油液温度进行实时监测。这些传感信息通常作为逻辑判断条件,一旦检测到的参数值超出所设计安全范围,即会触发相应的操作以保证飞机的安全。指示功能则是对上述两种功能的显示和告警,传感器在取得这些信息后会传输到驾驶舱控制面板并发出相应的告警信息,使驾驶员实时了解飞机的状况,在发生故障时能及时采取相应的措施。

2 Stateflow 建模工具介绍

Stateflow 是 Matlab/Simulink 中一种图形化设计开发工具,通常称之为状态流^[5]。它基于有限状态机理论,采用面向对象的编程思想,通过创建相应的状态转移图清晰地反应动态系统中的逻辑关系,可以实现复杂系统的逻辑建模。

从建模原理上讲,Stateflow 是一个事件驱动,将不同状态组合以进行仿真的平台,尤其适合设计有关任务切换,状态监控以及故障管理的逻辑控制模型。根据第一节的功能分析,液压系统控制逻辑恰恰是一个典型的基于附件的工作模式和对不同液压

系统状态进行逻辑判断的系统。所以,应用 Stateflow 完全可以实现液压控制逻辑。

3 液压控制逻辑设计与实现

3.1 控制信号分析与定义

控制信号的输入是控制逻辑的驱动事件,故需对其进行分析与定义。控制信号涉及飞行控制信号、航电信号和液压系统信号等多系统信号的交联。除了传感信号之外,总线上还需设置确认信号以判断传感器是否失效。此处本文做了简化处理,在控制信号方面主要考虑液压系统信号,所有的传感器确认信号都默认为真,即所有的信号都是有效的。

经过简化之后,控制信号主要分为各液压系统状态信号和泵源附件工作模式信号,如表 1 和表 2 所示。为了确保液压系统的可靠性,民用飞机一般配置三套液压系统进行冗余控制,三套液压系统均独立工作,为飞机的负载用户提供动力。液压系统状态信号主要包括系统压力,油箱油量和油液温度。其中,压力作为最重要的动力单独进行状态判断,而油量和温度则组合成 Sys_Ok 状态。上述状态在逻辑定义中均以 1 和 0 表示正常与否。泵源附件工作模式信号主要包括液压系统交流电动泵,动力转换单元和防火关断阀的档位,对开/关/自动工作模式分别进行定义。

表 1 液压系统状态信号

| 信号 | 含义 | 逻辑定义 |
|------------|---------|--------------------------------|
| Sys1_Qty | 系统 1 油量 | 1: > 总油量的 5%; 0: < 5% |
| Sys1_Temp | 系统 1 温度 | 1: < 116 °C; 0: > 116 °C |
| Sys1_Press | 系统 1 压力 | 1: > 2 400 psi; 0: < 1 800 psi |
| Sys1_OK | 系统 1 正常 | 1: 油量和温度 = 1; 0: 油量或温度 = 0 |
| Sys2_Qty | 系统 2 油量 | 1: > 总油量的 10%; 0: < 6% |
| Sys2_Temp | 系统 2 温度 | 1: < 93 °C; 0: > 107 °C |
| Sys2_Press | 系统 2 压力 | 1: > 2 400 psi; 0: < 1 800 psi |
| Sys2_OK | 系统 2 正常 | 1: 油量和温度 = 1; 0: 油量或温度 = 0 |
| Sys3 | 系统 3 | 与前述一致 |

表 2 泵源附件工作模式信号

| 信号 | 含义 | 逻辑定义 |
|------------|-----------|------------------------|
| EMP1B_Mode | 交流泵 1B 模式 | 0: off; 1: auto; 2: on |
| EMP3A_Mode | 交流泵 3A 模式 | 0: off; 1: auto; 2: on |
| EMP3B_Mode | 交流泵 3B 模式 | 0: off; 1: auto; 2: on |
| PTU_Mode | 动力转换单元 | 0: off; 1: auto; 2: on |
| FWSOV1 | 防火关断阀 1 | 0: close 1: open |
| FWSOV2 | 防火关断阀 2 | 0: close 1: open |

3.2 系统状态控制逻辑

三套液压系统的状态控制逻辑的设计原理是一致的,只是在进行参数判断时的数值略有不同。本节以某机型 2 号液压系统为例,介绍其逻辑设计和状态转移图建模实现过程。

3.2.1 系统压力 Sys_Press_Normal

系统压力的逻辑设计如图 2 所示。当输入压力信号大于 2 400 psi 时,Sys2_Press_Normal 输出信号为真,系统压力正常。当压力信号小于 1 800 psi 时,输出为假,表示系统压力低。锁定 Lock 框图的含义是当系统压力低时保持直至压力恢复正常,即当压力处在 1 800 psi ~2 400 psi 之间时,压力输出信号仍为假。

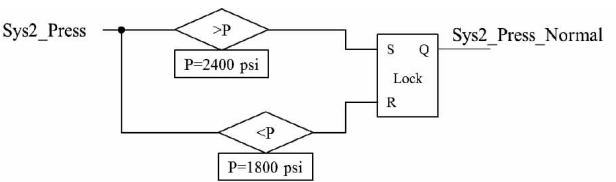


图 2 系统 2 压力控制逻辑

将设计的控制逻辑转化成 Stateflow 状态转移图时,需要对其状态进行分解,随后在状态之间设置相应的转移条件和输入输出信号以实现逻辑的切换。系统 2 压力状态的 Stateflow 状态转移图如图 3 所示,Sys2_Press 分解成压力正常和压力低两种状态。逻辑图的输入参数和状态转移条件均为 [Sys2_Press],即系统 2 的压力。sys2p_state 是系统输出信号,用以显示系统压力状态。

3.2.2 系统油量和温度状态 Sys2_Ok

Sys2_Ok 状态的真假取决于油液温度和油箱油

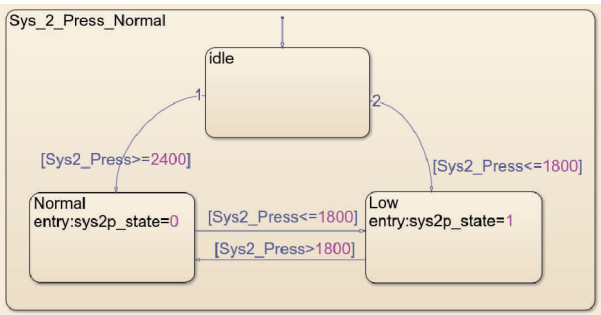


图 3 系统 2 压力状态转移图

量状态的组合判断,其逻辑设计如图 4 所示。以油量为例,大于 10% 为正常,而小于 6% 则会触发低油量告警。当油量大于 10% 且温度低于 102 ℃ 时,Sys_2_OK 为真,系统 2 状态正常。锁定 Lock 框图表示 Sys2_Qty 与 Sys2_Temp 的值在异常时会保持为假直至油量和温度均回到正常状态。

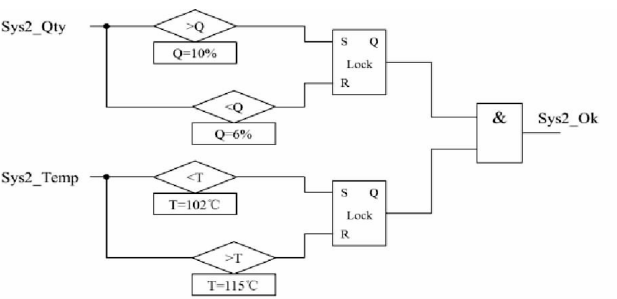


图 4 Sys_2_Ok 控制逻辑

根据上述分析,将系统 2 的油量和温度均分解成正常、临界和异常三个状态,再将两者进行组合判断,其状态转移图如图 5 所示。它由三个并行的状态 Sys2_Qty、Sys2_Temp 和 Sys_2_state 组成。

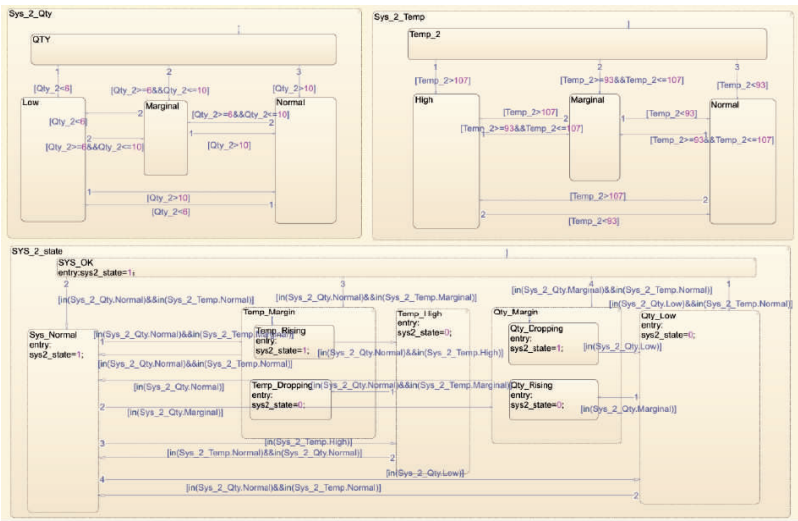


图 5 系统 2 油量和温度状态转移图

Sys2_Qty 和 Sys2_Temp 分别确定了系统油量和温度状态,其输入信号和转移条件分别为[Qty_2]和[Temp_2]。Sys_2_State 则根据上述确定 Sys_2_Ok 是否为真,并设置输出信号完成相应的显示功能。值得注意的是,Sys_2_State 中转移条件由图上方的并行状态 Sys_2_Qty 和 Sys_2_Temp 组合确定。当[in(Sys_2_Qty. Normal) && in(Sys_2_Temp. Normal)]条件被激活时,即油量和温度均在正常状态时,Sys2_Ok 为真。

3.3 泵源附件控制逻辑

通常情况下,民机液压系统动力元件均工作在自动工作模式下,但考虑到故障情况,动力元件均需设置相应的按压开关。本小节以动力转换单元为例介绍泵源附件控制逻辑状态转移图的实现过程。

动力转换单元(Power Transfer Unit,PTU)是飞机两个液压系统之间进行能量转化的装置,通常由一个泵和马达组成。在某液压系统发生压力丢失或其他压力故障情况下,可以由正常工作的其他液压系统在不混用液压油的情况下向故障侧补给液压能源。

此处所研究机型的 PTU 位于液压系统 1 和 2 之间,单向工作。当系统 2 发生压力故障时,通过 PTU 可以由系统 1 向系统 2 补充液压能。综合其开/关/自动工作模式和控制原理,设计其控制逻辑如图 6 所示。其中,Switch 表示 PTU 的工作模式,& 表示逻辑与, ≥ 1 表示逻辑或, \neg 表示逻辑非。当 PTU 处于自动工作模式(Switch_PTU_Auto),系统 1 压力正常且系统 2 压力低时,在系统 2 油量充足和温度正常(Sys2_Ok)的情况下,PTU 会自动开启,PTU_Active 为真。

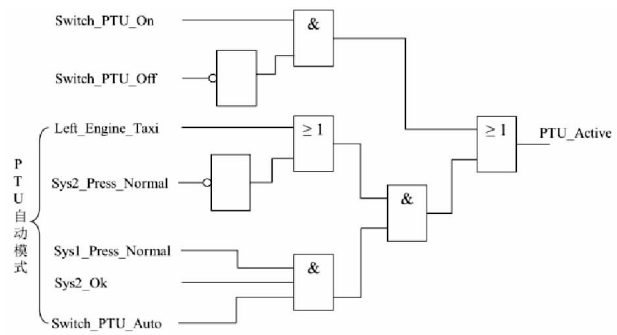


图 6 PTU_Active 控制逻辑

动力转换单元的 Stateflow 状态转移图如图 7 所示,其中包含 3 个互斥状态,分别是 PTU_On、PTU_Off 和 PTU_Auto。PTU_Auto 状态下又分为 Active

和 Inactive 两个子状态,对应了 PTU 工作的所有情况。输入信号和状态转移条件是[PTU_Mode]。在 PTU_Auto 状态下,PTU 的自动工作的条件是系统 2 压力低且系统 2 状态正常,对应的转移条件为[in(Sys_2_Press. Low) && Sys_2_state == 0],此时 PTU_Active 状态被激活。反之,当系统 2 的油量或温度异常时,即使 PTU 处于自动工作模式,其转移图会处于 Inactive 状态,不会自动开启。图中输出信号是 ptu_active,表示动力转换单元是否处于工作状态。

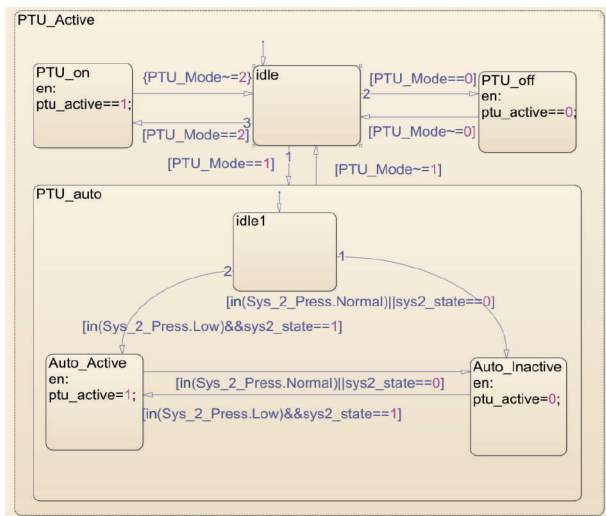


图 7 PTU_Active 状态转移图

除了动力转换单元之外,交流电动泵和防火关断阀的控制逻辑都以同样的方式进行了建模与实现。

4 控制逻辑模型仿真与验证

4.1 整体控制逻辑模型仿真

将上述控制逻辑的状态转移图均设置为并行状态,组合在一起,即构成了整体的液压控制逻辑模型,如图 8 所示。

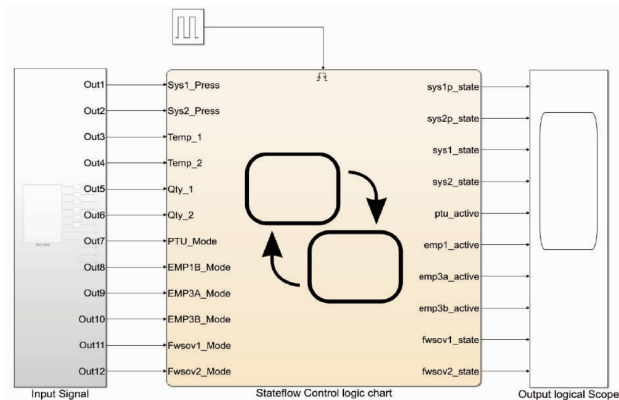


图 8 整体控制逻辑模型

为了验证控制逻辑的合理性和正确性,整体模型添加了相应的输入信号和输出显示以观察逻辑是否符合设计。以分步长形式运行整体的仿真模型,状态图和转移条件都会高亮显示,清晰地显示到每个控制逻辑所处的状态。这样的过程为调试、排错和修改提供了可视化的图形界面,有利于观察逻辑的执行顺序,并能在出现问题时及时修改逻辑模型,直至满足逻辑控制要求。

为控制逻辑模型添加输入信号 Sys_1_Press、Sys_2_Press、Sys_2_Temp、Sys_2_Qty、PTU_Mode 和 EMP1B_Mode。其中,前四个信号是液压系统的状态信号,“1”表示该状态为真,数值处于正常范围,“0”则表示该信号为假,数值处于异常范围。后两个信号则定义了 PTU_Mode 和 EMP1B = 1,即动力转化装置 PTU 和交流泵 EMP1B 处在自动模式,以用来验证两者在自动模式下的控制逻辑是否正确。

在仿真过程中,模拟液压系统压力等状态的变化,其信号输入和输出结果如图 9 和图 10 所示。

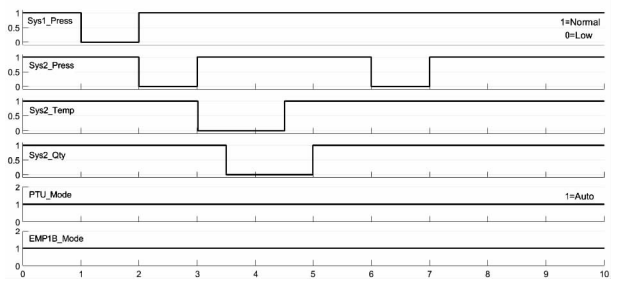


图 9 PTU 和 EMP1B 自动模式下输入信号

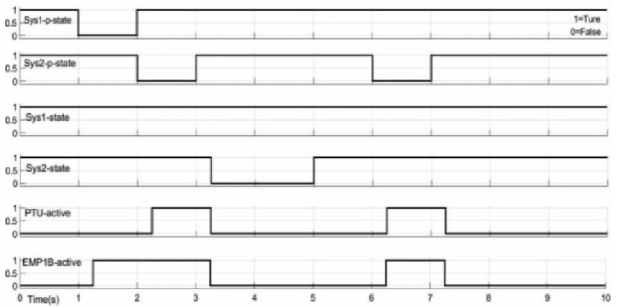


图 10 PTU 和 EMP1B 自动模式下输出信号

在 1 s~2 s 系统 1 压力 Sys1_Press 低时,交流泵 EMP1B_Active 状态为真。在 2 s~3 s 输入系统 2 低压信号时,在系统 2 温度和油箱油量正常的情况下,输出信号 PTU_Active 为真。同时,交流泵 EMP1B_Active 也为真,即交流泵在动力转化单元启

动时也工作来补充系统能源,符合设计的控制逻辑。在 3 s~5 s 系统 2 温度或油量的输入信号改变时,输出信号 Sys2_state 和 PTU_Active 同时变为假。仿真结果验证了 PTU 和 EMP1B 在自动模式下其控制逻辑的正确性和有效性。

4.2 控制逻辑虚拟演示验证

以设置输入输出信号的形式虽然验证了控制逻辑的准确性和有效性,但由于输入输出信号都是 0 和 1 逻辑信号,其结果缺乏直观性,无法清楚地体现控制逻辑的功能。为了解决这个问题,提高系统仿真的逼真度和直观性,本文通过参考空客 A320 的驾驶舱液压显示面板,设计了如图 11 所示的液压综合管理面板,通过可视化的平台和人机交互,以图像形式将设计内容尽享立体式展现,为控制逻辑整个设计阶段的综合验证和确认提供直接有效的支持。

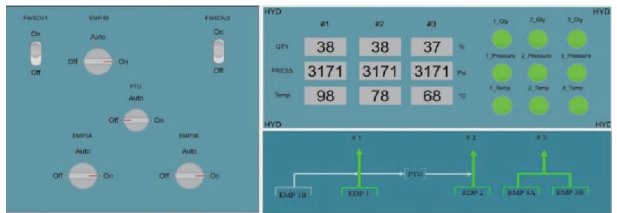


图 11 液压综合管理面板

液压综合管理面板主要由三部分组成,分别是左边的泵源操作面板、位于右上方的液压系统实时监控告警界面和右下方的系统状态图形显示界面。左侧操作面板可以切换泵源附件的工作模式。系统压力、油量和温度等参数通过模拟信号的形式传递到监控告警界面中,动态显示了液压系统的实时状态,并在参数异常时发出告警。图形显示界面则根据附件的工作模式和系统状态显示了当前系统的综合信息。

如图 12 所示,以系统 2 压力故障下的动力转换单元控制模式为例介绍了其功能演示验证过程。当 PTU 的旋钮在 off 位置,系统 2 虚拟注入压力低的故障时,系统 2 的压力告警灯变成琥珀色,同时图形显示界面的系统 2 也变成琥珀色。此时将 PTU 旋钮从 Off 位置旋转到 Auto 位置,当系统 2 温度和油量正常时,PTU 自动开启,图形显示界面 PTU 由灰变绿,液压系统 1 补偿液压系统 2 能源,系统 2 压力恢复正常,压力告警灯恢复绿色。当系统 2 温度异常时,即使 PTU 处于自动控制状态,PTU 也不会自动开启。

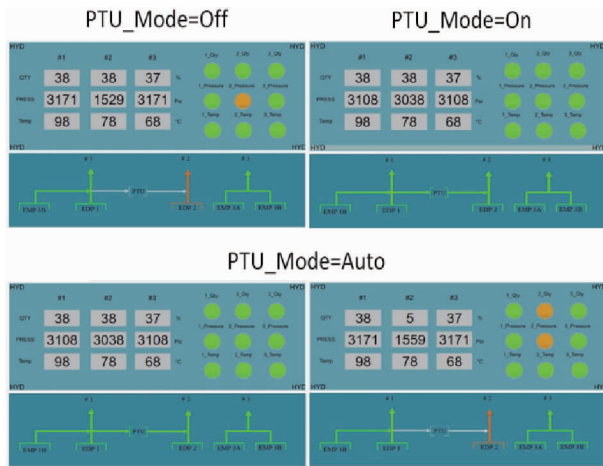


图 12 压力故障下动力转换单元的功能演示试验

5 结 论

本文基于 Stateflow 平台开展了控制逻辑的设计实现与仿真验证,将静态的逻辑描述转化成了逻辑状态的动态切换,并设计了液压综合管理人机交互面板,完成了控制逻辑功能的演示验证,在验证控制逻辑准确性和有效性的同时提高了虚拟试验的置信

度,丰富了虚拟验证的测试手段,可为缩短民机液压系统设计周期,提早发现设计问题,增加系统安全性提供参考。

参考文献:

- [1] 李庆. 飞机开发技术的全新突破——基于模型的系统工程[J]. 航空制造技术,2011(12):48-53.
- [2] 陆清, 吴双. 民用飞机虚拟集成试验技术研究[J]. 民用飞机设计与研究,2017(2):1-7.
- [3] 丁斐. 大型客机液压系统综合管理技术研究[D]. 杭州:浙江大学,2010.
- [4] 孟庆堂,曹丹青,周昌明. 民用客机液压系统逻辑控制单元故障分析及排除[J]. 航空维修与工程,2012(1):52-54.
- [5] 李志勇,李胜军,林丽. Stateflow 在飞机起落架控制逻辑建模中的应用[C]//2014 航空试验测试技术学术交流会议论文集, 2014:33-75.

作者简介:

辛东华 男,硕士。主要研究方向:综合航电与环境试验。
E-mail: xindh0916@163.com

李 晶 女,博士,教授,硕士生导师。主要研究方向:流体传动与控制。E-mail: cynthia_li@tongji.edu.cn