

DOI: 10.19416/j.cnki.1674-9804.2018.03.019

基于 Modelica 语言的飞机飞控系统虚拟样机构建、验证及工程应用

Construction, Verification and Engineering Application of Virtual Prototype for Aircraft Flight Control System Based on Modelica

于惠舟¹ 周凡利² 鲍丙瑞² 王晓梅¹ / YU Huizhou¹ ZHOU Fanli² BAO Bingrui² WANG Xiaomei¹

(1. 上海飞机设计研究院, 上海 201210; 2. 苏州同元软控信息技术有限公司, 苏州 215123)

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

2. Suzhou Tongyuan Software & Control Tech. Co., Suzhou 215123, China)

摘 要:

飞机飞行控制系统是典型的包含控制、电学、液压、机械等多领域的复杂系统。该文针对飞机飞行控制系统提出并实现了一套基于 Modelica 语言的多领域模型构建、仿真分析、代码生成的流程方法。针对某型飞机飞行控制系统基于 Modelica 语言进行了多领域模型统一实现,并通过试验/试飞数据对模型进行了仿真分析与验证。再通过功能模型接口(Functional Mockup Interface,简称 FMI)技术将所构建的系统模型生成模型实时代码,并在工程模拟器中得到了工程验证。提出的针对系统设计建模、仿真分析、代码生成与半物理应用一体化的方法流程贴合研发过程,符合设计人员使用习惯,并充分发挥了模型在设计过程中的价值。仿真示例的分析结果以及工程模拟器试验均验证了本流程方法的有效性。

关键词: 飞行控制系统; Modelica; FMI; 工程模拟器

中图分类号: V260.5

文献标识码: A

OSID:



[Abstract] Aircraft flight control system is a typical complex system which includes control, electrical, hydraulic, mechanical and other fields. This paper introduces a set of multi-domain modeling, simulation and code generation method based on Modelica for aircraft flight control system. Firstly, a multi-domain flight control system model of a certain aircraft was implemented based on Modelica, which had been simulated and verified by experiment/flight test data. Then real-time code was generated from system model through the FMI technology, which was also engineering validation in the engineering development simulator. The method of modeling, simulation, code generation and semi-physical application proposed in this paper was suitable for the development process, which well met the designer's habits and gave full play to the value of the model in the design process. Finally, the results of the simulation and the engineering development simulator test verified the effectiveness of the proposed method.

[Keywords] flight control system; Modelica; FMI; engineering development simulator

0 引言

飞行控制系统关系到飞机的安全性与可靠性,是飞机上最重要的系统之一。其任务目标是提高飞

行的稳定性、机动性和飞行性能,从而使乘客享有更舒适的飞行体验。对于此类复杂系统,传统上基于文档的系统设计开发过程可能会导致许多问题,如二义性、重复迭代、系统难以维护等,诸如此类的问

题会直接影响设计周期和质量^[1]。当前,基于模型的系统设计方法已成为复杂系统研制的有效途径^[2]。飞控系统基于模型的设计过程通常需要经过桌面仿真、工程模拟器验证等步骤,其中,每个步骤都需要随着设计的推进而不断迭代。

美国 Draper 实验室提出了一种基于模型的方法用于飞行控制软件和算法的设计,其采用统一建模语言(Unified Modeling Language,简称 UML)建立飞行控制软件的结构和算法,同时利用 UML 模型生成 MATLAB 软件模型进行算法的验证^[3]。NASA(National Aeronautics and Space Administration)和 Vanderbilt 大学提出一种类似的基于模型的飞行控制软件分析和测试方法,同样利用 UML 语言和 MATLAB^[4]。Linköping 大学在 skeldar 无人直升机设计的总体阶段,利用系统建模语言(System Modeling Language,简称 SysML)和 MATLAB 软件完成基于模型的工程应用的实践应用^[5-6]。目前,精于单一领域建模的软件平台,如 MATLAB/Simulink、AMESim、ADAMS 被广泛应用于系统设计阶段的模型构建与分析。然而,飞行控制系统是一个典型的多领域的复杂系统,涉及控制、液压、机械、电学等多个领域,此类精于单一领域建模的平台会导致很多困难,最常见的诸如联合仿真的困难、系统模型不可避免地简化等。

Modelica 继承了先前多种建模语言的优势,支持面向对象建模、非因果陈述式建模、多领域统一建模及连续-离散混合建模,以微分方程、代数方程和离散方程为数学表示形式^[7-8]。Modelica 从原理上统一了之前的各种多领域统一建模机制,直接支持基于框图的建模、基于函数的建模、面向对象和面向组件的建模,通过基于端口与连接的广义基尔霍夫网络机制支持多领域统一建模。

本文讨论了某型飞机飞行控制系统基于 Modelica 的多领域模型统一构建,并利用试验/试飞数据对模型进行验证。最后,遵循 FMI 标准,将模型生成代码并下载至工程模拟器,通过工程模拟器对模型进行进一步的验证。

1 系统描述

飞行控制系统原理可以概括为:通过传感器测量飞机飞行状态,比较这些状态与预设的命令,由飞行控制计算机解算得到舵面偏转指令,作动系统执行指令后产生相应的舵偏角,通过气动力作用实现

飞机姿态的调整,进而使飞机达到预期的状态^[9]。其飞行控制原理如图 1 所示。

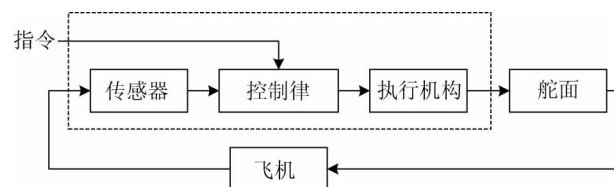


图 1 飞行控制原理

典型的飞机主飞控系统主要包括:升降舵控制系统、副翼控制系统、方向舵控制系统、扰流板控制系统、水平安定面控制系统等,用于实现飞机俯仰、偏航及滚转控制。

飞行控制模块(Flight Control Module,简称 FCM)综合由驾驶舱发出的指令信号以及通过传感器测得的飞机状态信号,进行解算并生成各个舵面偏转指令,通过由作动器电子控制装置(Actuator Control Electronics,简称 ACE)和动力控制装置(Power Control Unit,简称 PCU)构成的舵回路执行相应的偏转指令。另外,考虑安全性与可靠性,舵回路一般采用多余度设计,如图 2 所示。

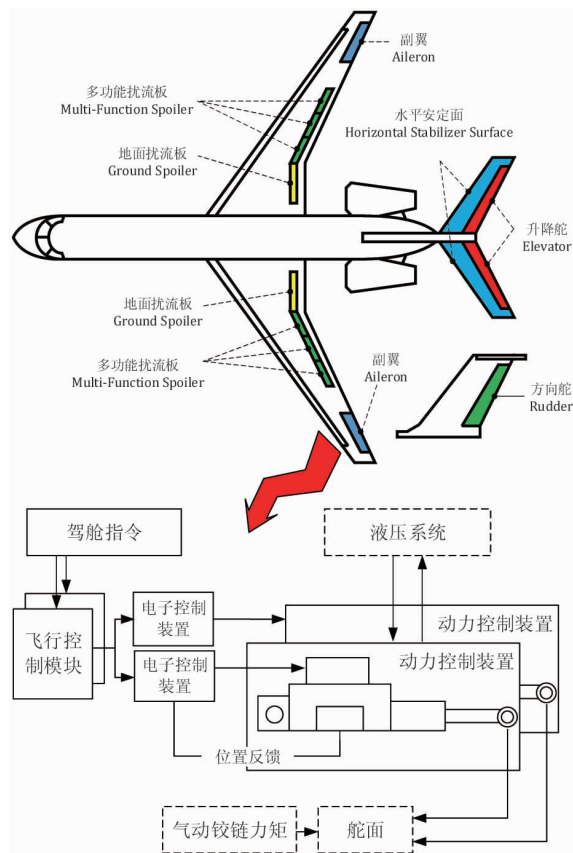


图 2 飞控回路示意图

2 模型构建与验证

2.1 Modelica 建模方法

如图 3 所示以构成 PCU 的组件弹簧复位压缩缸为例,基于 Modelica 语言对其进行模型构建:

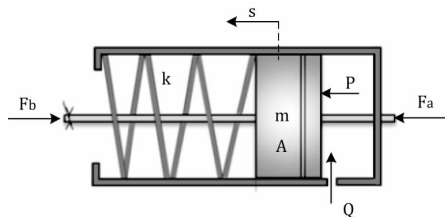


图 3 弹簧复位压缩缸原理示意图

该组件的行为可以由以下力平衡、流量方程来描述:

$$\begin{aligned} A\dot{s} &= Q\eta_v \\ m\ddot{s} &= PA\eta_m + F_a - F_b - k\Delta x \end{aligned} \quad (1)$$

在模型的 Modelica 代码中可以直接对其行为进行建模,其方程代码为:

```
equation
  flange_a.s = x;
  A = pi * (D^2 - d^2) / 4;
  v = der(x);
  a = der(v);
  q = -60 * port_a.q * 1000;
  v * A = port_a.q * etav;
  flange_b.f + flange_a.f = a * m -
    fp + fspr;
```

上述组件模型代码的实现反映了 Modelica 语言具备陈述式建模的优点。

2.2 开发流程

遵循基于模型的系统设计方法,首先对飞控系统按照系统、子系统、组件进行自顶向下的分解,再基于 Modelica 语言进行自底向上的模型构建。基于原理构建组件模型,其流程包括理论分析、原型开发、模型优化以及模型测试,如图 4 所示。

2.3 子系统构建与验证

根据系统原理,结合上述开发过程构建飞控各子系统模型,包括:飞行控制律模块 FCM、作动器电子控制装置 ACE、作动器动力控制装置 PCU 等。

飞行控制律模型中包含副翼控制律、升降舵控

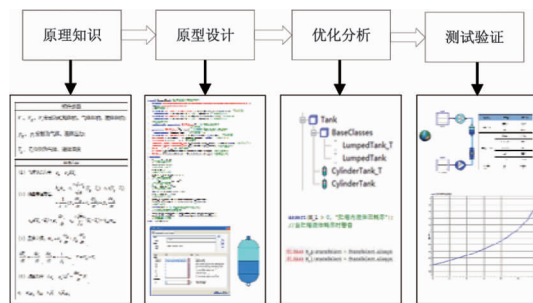


图 4 模型开发流程

制律、方向舵控制律、扰流板控制律等,同时包含自动飞行控制系统模型。飞行控制律 FCM 模型如图 5 所示。

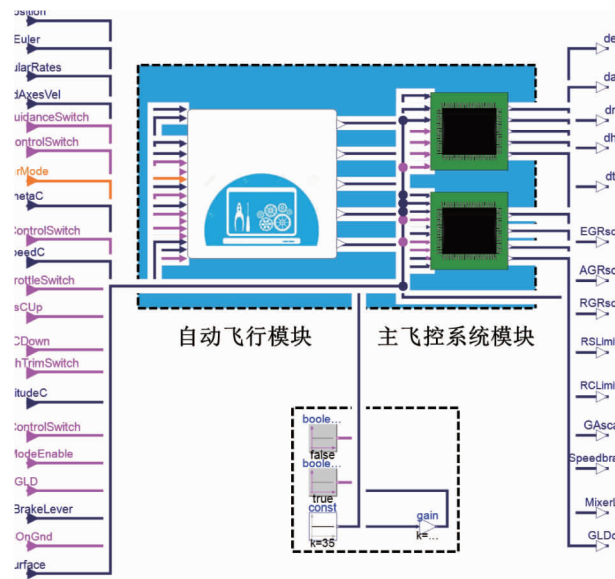


图 5 飞行控制律 FCM 模型

电子控制装置与动力控制装置构成了飞控作动回路,其中电子控制装置 ACE 包括指令通道 COM、监控通道 MON,如图 6 所示的模型结构。每个通道均包含前馈指令通路和模拟伺服回路,支持在直接模式与正常模式下的不同控制策略。

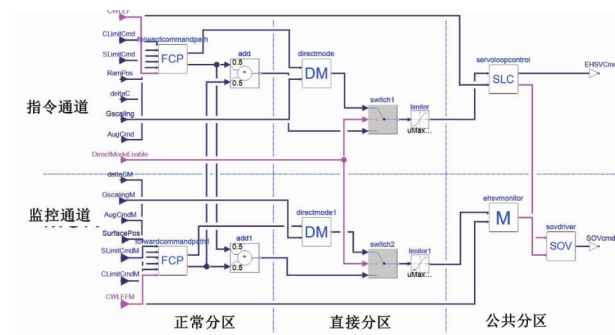


图 6 电子控制装置 ACE 模型

如图 7 所示的 PCU 模型是典型的液压作动器,其接收 ACE 的指令通过飞机液压系统对其供能执行相应的指令,其模型结构与系统物理拓扑结构一致,也反映出基于 Modelica 的物理建模在构建多领域物理系统模型的优势。

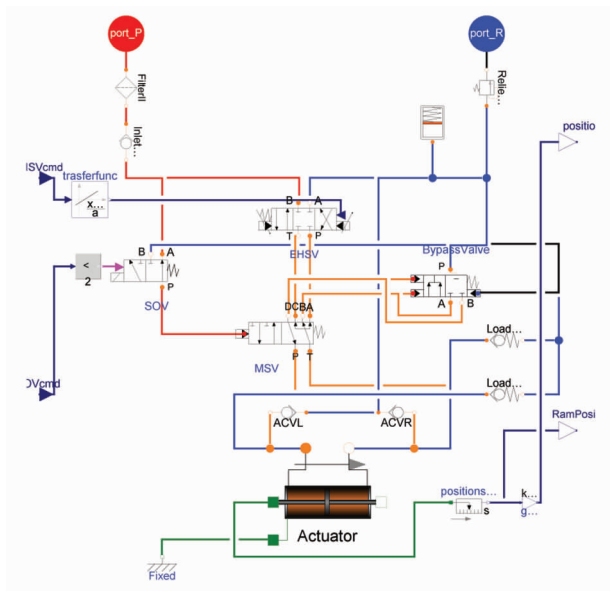


图 7 动力控制装置 PCU 模型

在上述子系统模型构建完毕后,需要对其进行测试验证,以保证系统模型的功能与性能与实际系统一致或偏差较小。针对 FCM、ACE 控制算法相关的模型,可以直接通过设定既定的工况对其功能、逻辑进行测试验证。针对 PCU 模型,需要测试其响应时间、舵面的偏转速率以及其频率特性。

经过模型测试与调整,如图 8 所示的 PCU 阶跃响应结果满足系统指标要求。

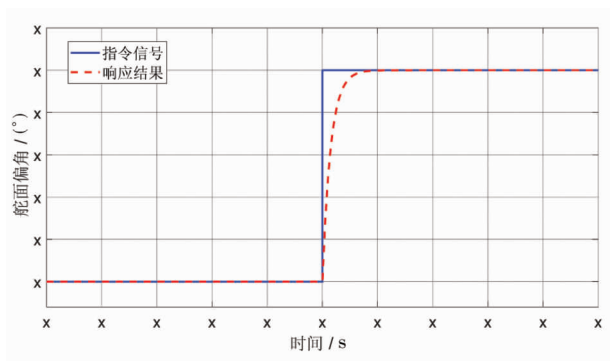


图 8 PCU 模型阶跃响应测试(曲线纵横坐标值用 x 代替)

除时域响应外,频率响应作为执行机构重要的设计要求,应保证 PCU 的频率特性与实际系统一致。基于系统 PCU 模型进行扫频试验,将其工况设

定为与物理试验一致,并将其频率响应结果与台架试验数据进行对比验证。

图 9 所示为 PCU 模型扫频试验结果与指标以及试验数据的对比结果,其中圆形标记点的数据为 PCU 频率特性的指标范围,菱形标记点的数据曲线为系统台架试验数据,星型数据点的数据为基于模型扫频试验的方式得到的系统模型频率特性曲线,可见,所构建的模型在频域上与实际系统的性能一致,从而完成该子系统模型的测试与验证。

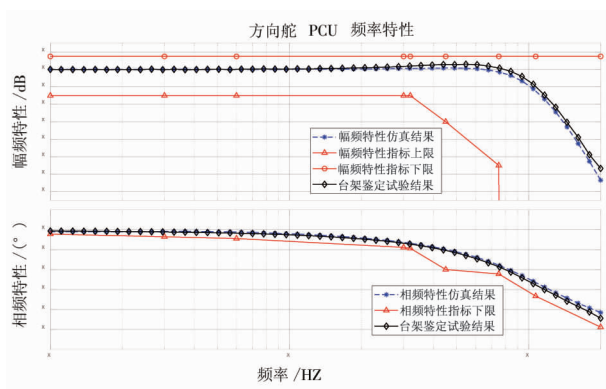


图 9 PCU 模型频率特性验证(曲线纵横坐标值用 x 代替)

2.4 系统集成

综合上述构建的主要飞控子系统模型,根据飞控系统原理图,进行系统模型的集成。飞控系统 Modelica 集成模型如图 10 所示。

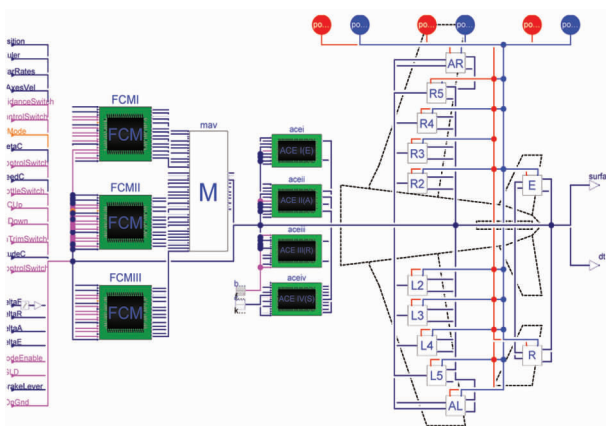


图 10 飞控系统 Modelica 集成模型

3 仿真分析与工程应用

3.1 仿真分析

基于如图 11 所示的飞控系统 Modelica 集成模型进行仿真分析。利用该型飞机已有的试飞数据对

其进行一个完整飞行剖面的仿真分析与验证,图 11 表示仿真分析的过程。

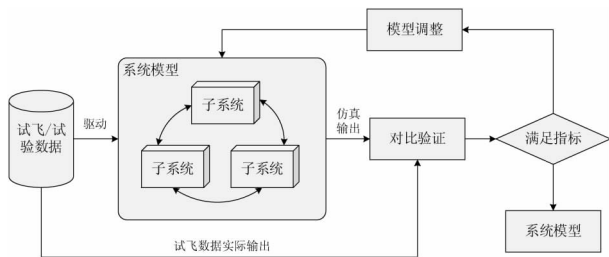


图 11 基于试飞数据的模型仿真分析

提取试飞数据中飞控系统的输入数据用作模型的输入,驱动系统模型的仿真求解,得到模型的输出,即各个舵面的偏角,将其与试飞数据中舵面实际偏角进行对比分析,从而验证系统模型的准确性。以某架次试飞数据驱动飞控系统模型,仿真结果如图 12 所示。

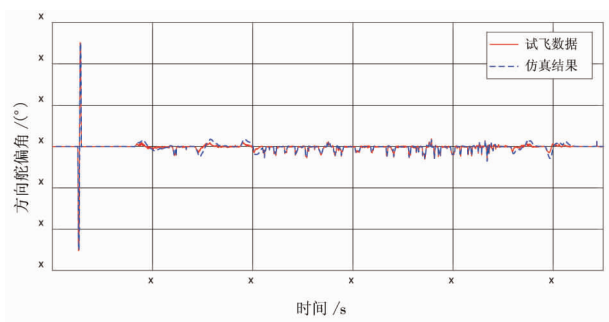


图 12 自检阶段仿真分析结果(曲线纵横坐标值用 x 代替)

图 12 的仿真结果表示飞机起飞前自检阶段方向舵舵面的偏角曲线,其中红色实线为实际试飞数据的方向舵舵面偏角,蓝色虚线为模型仿真输出,可见在该阶段,模型仿真输出与试飞数据基本一致。

截取仿真结果中某巡航时间段内的数据结果,蓝色虚线的仿真输出与红色实线的试飞数据吻合度较高,趋势一致,但仿真输出的整体波动较试飞数据小,其原因是:一方面通过相应的传感器采集试飞数据时,测量装置本身会存在一些高阶环节,造成数据的小幅振荡;另一方面,实际飞行过程中,由于风载的波动应会造成舵面产生一定频率的振荡,而模型仿真则难以模拟这两方面的影响。因此模型仿真结果必然会比实际试飞数据的波动小。

上述仿真分析表明,基于 Modelica 构建的飞控系统模型,其置信度较高,可以很好地反映飞控系统

部件、以及整体的功能与性能。巡航阶段仿真分析结果如图 13 所示。

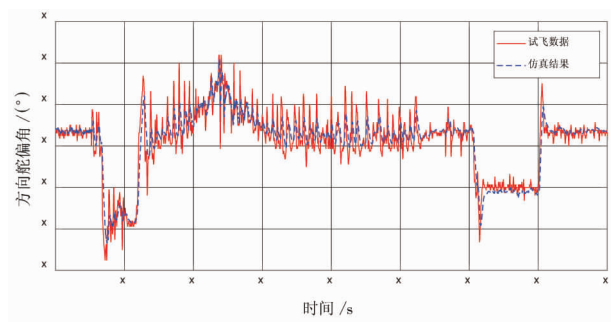


图 13 巡航阶段仿真分析结果(曲线纵横坐标值用 x 代替)

3.2 工程模拟器应用

工程模拟器作为飞机进行地面试验的重要设备,其仿真模型的精度直接影响其可靠性。同时,随着飞机设计过程的进展,仿真模型也需要不断更新。实际上可以利用上述经过验证确认的飞控系统 Modelica 模型生成可以在工程模拟器中运行的实时代码。FMI 技术提供了一种代码生成的新技术路径。基于飞控系统的 Modelica 模型通过 FMI 技术转换成 FMU 实时模型,然后将其下载到工程模拟器的下位机。设计与验证的闭环如图 14 所示。

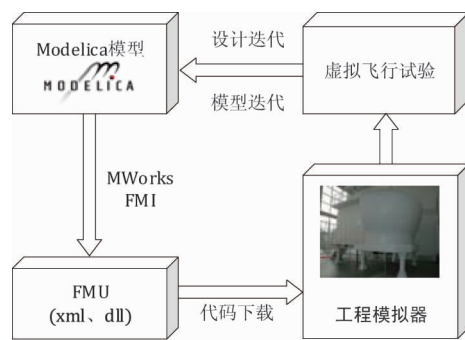


图 14 设计与验证的闭环

通过 Modelica 中提供的 FMU (Functional Mock-up Unit) 导出功能,遵循如图 15 的原理将飞控各子系统模型导出 FMU,并下载至工程模拟器的实时下位机中,通过工程模拟器的主程序代码对模型代码进行调用,从而完成模型代码的生成与下载。

在工程模拟器中进行实际飞行试验,同时驱动飞控系统原始代码以及由 Modelica 模型生成的代码,试验过程中,实际输入的主要信号有驾驶盘偏转信号、直接模式开关信号等,如图 16 所示。

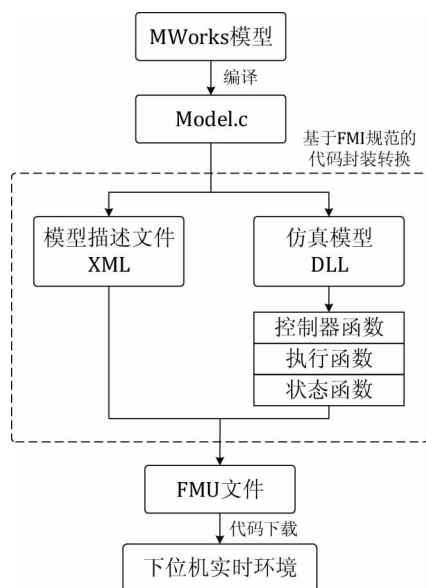


图 15 模型实时代码生成与下载

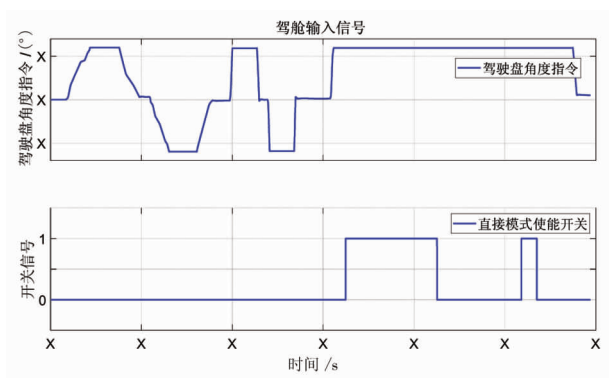


图 16 工程模拟器试验输入(曲线横纵坐标值用 x 代替)

图 16 所示的测试信号,驾驶盘进行慢速偏转、快速偏转操作,分别进行一个周期,幅值均为满偏。并在此后满偏工况下,分别开启直接模式开关,同时进行模式切换,在上述工况下,针对飞控系统进行试验,采集模拟器输出数据,如图 17 所示。

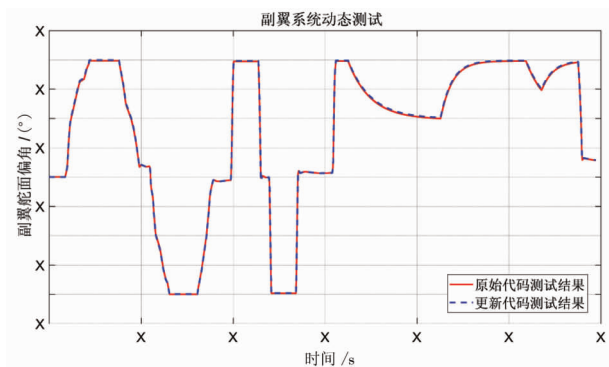


图 17 工程模拟器试验结果(曲线横纵坐标值用 x 代替)

图 17 所示的试验结果,红色实线为原始飞控系统代码运行结果,蓝色虚线为基于 Modelica 模型生成的飞控系统模型代码运行结果。可见,Modelica 模型在代码生成以及工程模拟器应用上是可行的,且其实时性、准确性满足工程模拟器对于模型的要求。

4 结论

本文提出一套针对飞机飞行控制系统的基于多物理领域统一建模语言 Modelica 的虚拟样机构建、测试验证以及代码生成的方法。首先,针对某型飞机飞行控制系统,建立了飞行控制律 FCM、作动器电子控制装置 ACE、作动器动力控制装置 PCU 等模型,在对各个子系统模型进行充分的测试验证后,对其进行了模型集成。其次,基于实际试飞数据对集成模型进行了仿真分析,验证了所构建模型的有效性。最后,通过对模型进行基于 FMI 标准的代码生成,将由模型生成的代码应用于该型号飞机工程模拟器。研究与工程应用结果表明,本文提出的针对系统设计建模、仿真分析、代码生成与半物理应用一体化的方法流程贴合研发过程,符合设计人员使用习惯,并充分发挥了模型在设计过程中的价值。仿真示例的分析结果以及工程模拟器试验均验证了该流程方法的有效性。

参考文献:

- [1] HOWELLS A, BUSHELL S. Experiences of using model based systems engineering[Z]. United kingdom: IBM software, 2010.
- [2] ESTEFAN J A. Survey of model-based systems engineering (MBSE) methodologies[R]. United States: INCOSE MBSE Focus Group, 2008.
- [3] MIOTTO P, BREGER L, SARGENT R. Simulation and flight software development using model-based design with MATLAB and UML tools[C]// AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, Minnesota: AIAA, 2012.
- [4] PASAREANU C S, SCHUMANN J, MEHLITZ P, et al. Model based analysis and test generation for flight software[C]// Third IEEE International Conference on Space Mission Challenges for Information Technology. [S. l.]: IEEE, 2009.
- [5] ANDERSSON H, HERZOG E, JOHANSSON G, et al. Experience from introducing unified modeling language/systems modeling language at Saab Aerosystems[J]. Systems Engineering, 2010, 13(4): 369-380.

- [6] ANDERSSON H. Aircraft systems modeling: model based systems engineering in avionics design and aircraft simulation [D]. Sweden:Linköping University, 2009.
- [7] ZHOU F L, WU Y Z, DING J W, et al. MWorks: a modern IDE for modeling and simulation of multi-domain physical systems based on Modelica [C]// Proceedings of the 5th International Modelica Conference. [S. l.]:The Modelica Association, 2006.
- [8] FRITZSON P. Principles of object-oriented modeling and simulation with Modelica 2.1 [M]. [S. l.]:John Wiley & Sons Ltd., 2010.
- [9] 杨向忠,崔文革,范智刚. 基于模型的飞行控制系统一体化

设计技术研究[J]. 系统仿真学报, 2007,19(19):4411-4416.

作者简介

于惠舟 女,本科,高工。主要研究方向:民机仿真、飞机飞行工程模拟器。E-mail: yuhuizhou@comac.cc

周凡利 男,博士。主要研究方向:基于模型的系统工程、多领域系统建模与仿真、多体系统动力学。E-mail: zhoufl@tongyuan.cc

鲍丙瑞 男,硕士,工程师。主要研究方向:多领域系统建模控制系统分析与设计。E-mail: baobr@tongyuan.cc

王晓梅 女,硕士,高工。主要研究方向:民机飞控系统设计与验证。E-mail: wangxiaomei@comac.cc