

doi: 10.7690/bgzd.2021.08.010

基于 Matlab 的民机多模态飞行控制

蒋超¹, 张国强², 李嘉玮¹

(1. 航空工业西安飞行自动控制研究所飞控部, 西安 710065; 2. 陆装驻西安地区航空军代室, 西安 710089)

摘要: 为保证民用飞机更安全、更可靠地飞行, 设计适合我国民机自动飞行的工作模式。对自动飞行系统的工作模式进行分析, 基于 Matlab 平台对自动飞行系统人机界面及工作模式之间的逻辑关系进行设计建模, 实现了与该工作模式对应控制律之间的交互。通过典型民用飞机着陆全流程仿真对该工作模式系统进行了验证, 可为民用飞机自动飞行系统的工程应用提供理论参考。

关键词: 自动飞行控制系统; 控制逻辑调度; 人机界面设计; 民机着陆流程

中图分类号: TP391.9 **文献标志码:** A

Multi Modes Flight Control of Civil Aircraft Based on Matlab

Jiang Chao¹, Zhang Guoqiang², Li Jiawei¹

(1. Flight Control Department of AVIC Xi'an Flight Automatic Control Research Institute, Xi'an 710065, China;

2. Aviation Military Representative Office of Army Equipment Department in Xi'an District, Xi'an 710089, China)

Abstract: In order to ensure a safer and more reliable flight of civil aircraft, the automatic flight mode suitable for civil aircraft in China is designed. The working mode of the automatic flight system is analyzed. Based on the Matlab platform, the logical relationship between the man-machine interface and the working mode of the automatic flight system is designed and modeled, and the interaction with the corresponding control law of the working mode is realized. The whole process simulation of typical civil aircraft landing verifies the working mode system, which can provide theoretical reference for the engineering application of civil aircraft automatic flight system.

Keywords: AFCS; control logic scheduling; man-machine interface design; civil airplane landing process

0 引言

自动飞行的工作模式是自动飞行系统的一个重要部分。民机自动飞行系统在各个飞行阶段(如起飞、爬升、巡航、下滑、进近和着陆阶段等)对应着多种工作模式^[1], 自动飞行工作模式种类繁多, 彼此之间的逻辑非常复杂, 容易产生以下问题: 1) 各个工作模式间的兼容性; 2) 多种模式工作下的模式混淆; 3) 飞行阶段切换时的工作模式逻辑切换。

Stateflow 是 Matlab 中一个基于有限状态机和流程图来构建组合和时序逻辑决策模型并进行仿真的环境。Stateflow 将图形和表格的表示结合在一起, 针对系统对事件、基于时间的条件以及外部输入信号的反应方式进行建模, 可用于设计有关监控、任务调度以及故障管理应用程序的逻辑, 具有实现方便、可视化强的优点。笔者基于 Matlab/Stateflow 设计了民机多模态自动飞行控制逻辑, 并完成了从起飞到着陆全流程的仿真验证。

1 国内外研究现状

国外的学者对自动飞行工作模式的研究较多,

技术已经很成熟^[2]。以空客和波音为代表, 其自动飞行系统的工作模式多达几十种, 且对应各自的飞行包线。基本的工作模式为姿态保持、高度保持和进入目标航线、目标高度及其过渡方式(预选垂直速度或俯仰角的高度改变)等。

在横侧向导航方面, 自动飞行控制系统通过其卫星定位数据来引导飞机进入或保持在目标轨迹上飞行^[3]; 在进近着陆阶段可以和仪表着陆系统耦合, 沿航向道/下滑道无线电波束引导的路线进近飞行直至着陆。目前还可通过 GPS 定位数据的横侧向引导进入, 并保持在目标轨迹上飞行。

在纵向导航方面, 自动飞行控制系统和自动油门系统相结合后, 可实现空速/马赫保持模式。通常速度和姿态控制两者可交叉使用, 例如在耦合下滑道(glide slope, GS)的进近中, 飞机沿固定下滑路径下滑, 此时发动机油门处于空车状态, 借以节约燃油并兼顾城郊降噪; 因此, 沿飞行轨迹的纵向速度和姿态控制需同时进行。此外还有一些过渡飞行模式, 例如自动进近着陆时的无线电信号航向道(localizer, LOC)/下滑道等截获方式和自动拉平模

收稿日期: 2021-04-20; 修回日期: 2021-05-15

作者简介: 蒋超(1995—), 男, 陕西人, 硕士, 工程师, 从事战场仿真建模研究。E-mail: 1595863239@qq.com。

式，以及复飞模式等，都是自动进入和转变的。

国内对自动飞行系统作为一个整体进行了较多研究，但对其中的自动飞行系统工作模式研究不够深入；因此，笔者设计一种可用于民机设计的自动飞行工作模式。

2 自动飞行工作模式设计及其建模

在国外成熟机型研究的基础上，通过 Matlab/Stateflow 设计了适合我国民机自动飞行的飞行方式控制板 (flight mode control panel, FMCP)，

其中通过调用 Stateflow 中的逻辑状态图来表征飞机当前所处的控制模态。如图 1 所示，对于纵向控制模态来说，主要包括高度 (altitude, ALT) 保持模态、高度层改变 (flight level change, FLC) 模态、垂直速度 (vertical speed, VS) 保持模态、垂直导航 (vertical navigation, VNAV) 等模态；对于横航向控制模态来说，主要包括航向 (heading, HDG) 角及航迹 (track, TRK) 角度保持模态、航向预选、水平导航 (lateral navigation, LNAV) 模态等。

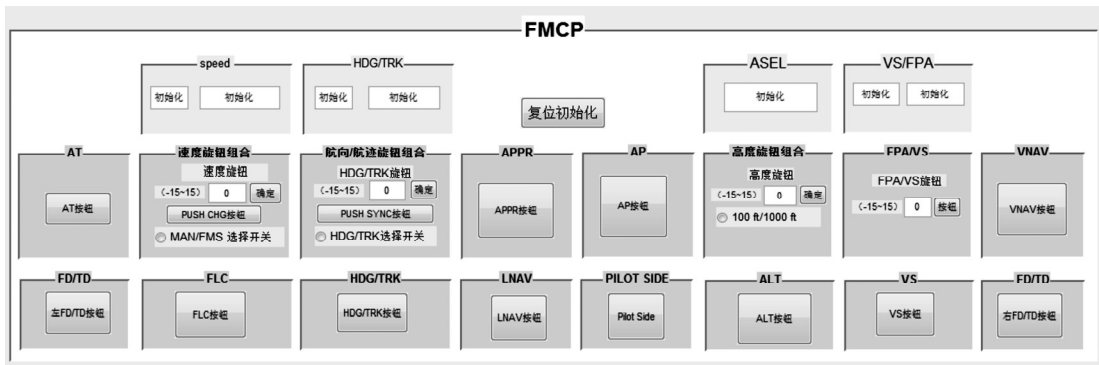


图 1 FMCP 结构

驾驶杆模型如图 2 所示。



图 2 驾驶杆模型

在 FMCP 的基础上对自动飞行的工作模式进行功能设计，对工作模式之间的逻辑进行分析，并基于 Stateflow 对自动飞行工作模式及之间的逻辑切换进行建模，设计了自动飞行的工作模式、功能与规范^[4-5]，飞行控制整体调度逻辑如下：

- 1) 上电初始化；
- 2) 周期性 AFCS 指令处理与模态切换实现：
 - ① 接收并预处理所有 AFCS 外部信号；
 - ② 跨模态按钮操作处理：
 - a. FMCP 操作指令筛选；
 - b. FMCP 各旋钮、PILOT SIDE 按钮、航向 PUSH SYNC 按钮、AP 按钮、FD 按钮、AT 按钮、AP 速断、AT 速断、TOGA 按钮；

- ③ 纵向 FD 模态处理；
- ④ 横向 FD 模态处理；
- ⑤ 自动着陆模态处理；
- ⑥ AT 及 AT 模态处理；
- ⑦ AP 断开异常情况处理；
- ⑧ FMCP 指令的处理和发送；
- ⑨ 显示系统指令的处理和发送；
- ⑩ FMS 指令的处理和发送。

为实现自动飞行系统各工作模式的功能以及验证工作模式的切换效果，对自动飞行系统工作模式对应的控制律进行设计，包括：垂直模态的俯仰角模式、高度保持模式、下滑道模式、拉平模式、空速保持模式；水平模态的姿态、航向、侧向偏离、协调转弯控制律；自动油门模式的控制律。控制律各模态如图 3 所示。

ModePitch:	ModeEngine:	ModeROLL:
0: ELE Direct Control	0: Thrust Direct Control(0~100%)	0: AIL Direct Control
1: FPA Hold	1: Airspeed Hold	1: PSI HOLD
2: Theta Hold	2: Ma Hold	2: LOC
3: Vs Hold	3: Thrust Rating Mode	3: TRK
4: H Hold		4: RLOUT
5: Speed through ele(theta)		
6: G/S		
7: D_rotate(Whell Down)		
8: Flare(Pull Level)		
9: H SEL		

图 3 控制律各模态

控制律承接逻辑模态，接收逻辑模态的输出及控制变量。具体来说：在纵向控制方面，方向舵直接控制模态对应纵向待机逻辑，航迹倾角及俯仰角

保持控制律对应纵向航迹倾角俯仰角保持逻辑，垂直速度及高度保持控制律对应纵向垂速及高度保持逻辑，俯仰角表速控制模态对应纵向高度层改变逻辑，GS 下滑控制律对应纵向下滑逻辑，前轮接地控制律对应纵向着陆逻辑，Flare 拉平控制律对应纵向拉平逻辑，H_SEL 高度预选控制律对应纵向高度选择逻辑；在发动机控制方面，发动机直接控制模态对应动力开环逻辑，马赫数及空速保持模态对应动力定速逻辑，推力等级控制律对应推力匹配模态逻辑；在横向控制方面，副翼直接控制模态对应横航向待机逻辑，滚转角及航向角保持对应横航向方向保持逻辑，着陆对准 LOC 模态对应横航向着陆逻辑，TRK 航迹纠偏控制律对应航迹纠偏逻辑，RLOUT 滑跑纠偏对应横航向滑跑纠偏逻辑。

3 自动飞行工作模式的仿真验证

如图 4—6 所示，将第 2 节设计的自动飞行方式控制板、工作模式逻辑模块以及工作模式控制律模块协调在一起，形成自动飞行工作模式平台。

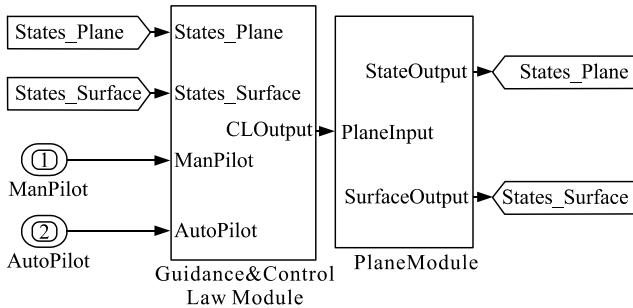


图 4 整体仿真框架

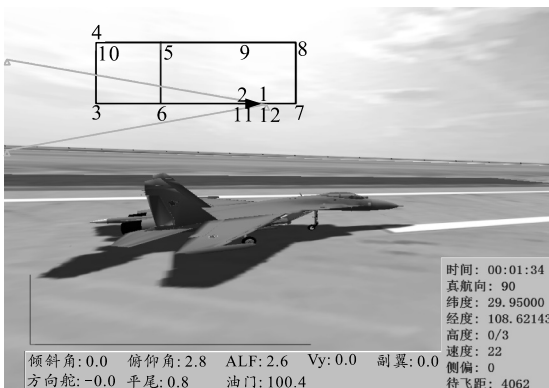


图 5 仿真视景平台

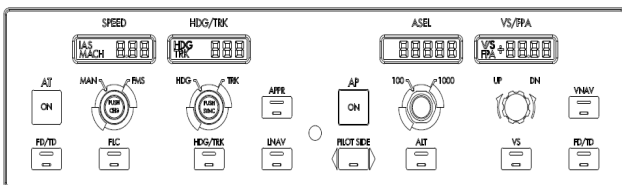


图 6 AP 模式自动接通

采用逻辑切换方式^[6]：飞行参数达到目标值后自行切换，飞行员通过人机界面向 Stateflow 模型发送指令进而发生某项切换。

飞行实验任务：飞机首先爬升至 3 000 m 高度，平飞一段时间后继续爬升至 10 000 m 高度进行巡航，巡航结束后进行下滑，在 500 m 高度处进行定高飞行，满足进近条件后进行下滑道模式进场，在 15 m 高度处自动拉平，同时飞机转弯机动 8 次，并对航向进行了保持。

由实验仿真曲线可见：通过 Stateflow 可较好地实现自动飞行工作模式间的切换，并通过 Stateflow 模型与 Simulink 模型的交互，实现对各工作模式对应的控制律之间的切换。

着陆全流程仿真如下：初始 0 s 时刻设置场高为海拔 0 m，飞机以 1 300 m 海拔高度，121.3 m/s 表速沿 90°航向保持水平直线飞行，进入自动着陆流程；仿真 33.6 s 时刻给出 45°航向选择指令，飞机在 1 300 m 高度建立 45°航向飞向航向道信标，准备 LOC 截获；89.9 s 时刻，LOC 接收机给出的波束偏差信号为 3°，飞机进行 LOC 截获；仿真 123.5 s 时刻，LOC 波束偏差信号稳定小于 0.2°，飞机完成 LOC 截获并转入 LOC 持续跟踪，此时准备下降飞机高度，将高度指令设置为 650 m；222.3 s 时刻，飞机到达 650 m 高度并稳定，此时设置表速指令 95 m/s 进行减速；234 s 时刻，飞机表速降至 115 m/s，进行起落架放下操作，246.3 s 襟翼、缝翼放至一档；254.6 s 时刻飞机截获下滑道；276.2 s 时刻给出表速保持指令 58 m/s，飞机进入减速阶段，并逐步建立对下滑道的跟踪；283.6 s 时刻、297.6 s 时刻，襟翼、缝翼分别放置二挡、三挡；450.4 s 时刻，主轮距离地面 15 m 高度处进入拉平，表速保持指令给到 58 m/s，航向对准跑道，451.9 s 主轮距离地面 10.5 m 处油门收慢车；458.6 s 时刻飞机主轮接地，接地时刻垂速为 -0.42 m/s，俯仰角为 9.1°，此时投入前轮放下模态；最终 462.3 s 前轮接地，进入着陆滑跑阶段，飞机完成着陆。

在自动着陆过程中，飞行员需要根据飞机表速进行起落架、襟翼、缝翼放下的操作，为模拟飞行员操作，本次仿真中模拟飞行员以表速为依据，当表速减至 115 m/s 时放下起落架，100 m/s 给出襟翼 5°、缝翼 5°指令，90 m/s 给出襟翼 17°、缝翼 10°指令，80 m/s 给出襟翼 34°、缝翼 19°指令。

自动着陆仿真过程关键阶段操作如表 1 所示。

表 1 关键阶段操作

时间/s	表速/(m/s)	质心高度/m	操作	备注	时间/s	表速/(m/s)	质心高度/m	操作	备注
0	121.3	1 300	90°航向、121.3 m/s 表速、水平直线飞行		276.2	92.5	600.0	表速指令设置为 58 m/s	
33.6	121.3	1 300	航向选择 45°		283.6	90.0	567.0	襟翼放至 17°、缝翼放至 10°	手动
89.9	121.0	1 300	LOC 截获		297.6	80.0	508.0	襟翼放至 34°、缝翼放至 19°	手动
123.5	121.4	1 301	LOC 截获完成并跟踪、设置目标高度为 650 m		450.4	58.1	19.8	拉平、着陆对准	主轮高 15 m
222.3	120.2	651	高度到达 650 m、设置表速指令为 95 m/s		451.9	58.3	15.3	油门慢车	主轮高 10.5 m
234.0	115.0	649	起落架放下	手动	458.6	55.3	5.0	主起落架接地、投入前轮放下模式	主轮高 0 m
246.3	100.0	648	襟翼放至 5°、缝翼放至 5°	手动	462.3	52.2	3.6	前轮接地、滑跑	主轮高 0 m
254.6	93.7	650	下滑道截获						

LOC 截获过程中飞机侧滑过载小于 0.025 G，超调小于 0.33°，全程满足跟踪精度需求；G/S 截获过程中飞机过载小于 0.05 G，超调小于 0.33°，全程满足跟踪精度需求；G/S 过程和 G/S 以外过程的速度控制中超调均小于 4 节，初次超调之后 30 s 内的空速跟踪误差平均值小于 4 节，全程满足跟踪精度需求；根据仿真曲线可看出飞机着陆过程中 220~

320 s 之间有 4 次明显的抖动，这是由放起落架与 3 次放襟、缝翼导致飞行构型变化造成的，可以看出飞机能快速抵消该扰动，保持对下滑道的持续跟踪直至拉平；拉平阶段飞机以 -0.42 m/s 的垂速接地，俯仰角为 9.1°控制在安全范围内，前轮放下时刻飞机最大俯仰角速率为 -4(°)/s，满足 9(°)/s 设计指标要求。着陆过程飞机状态如图 7—14 所示。

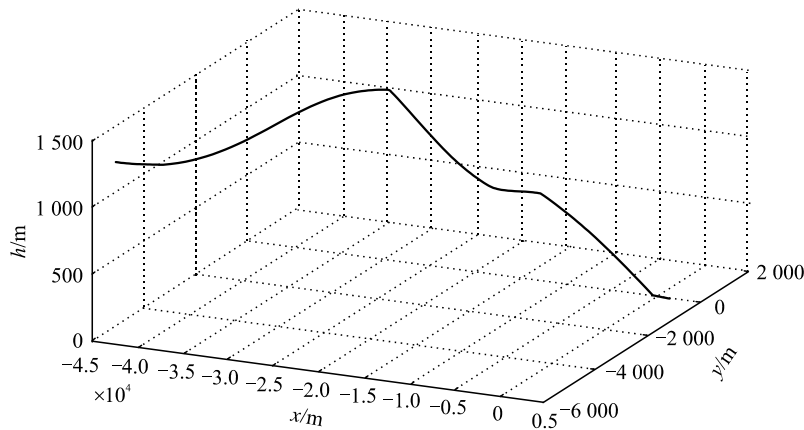
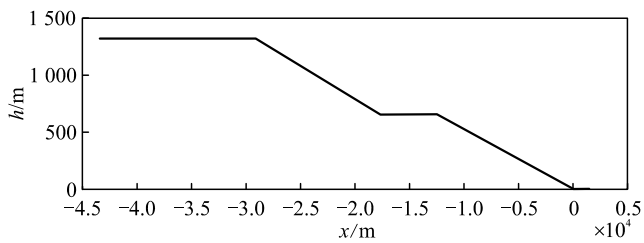
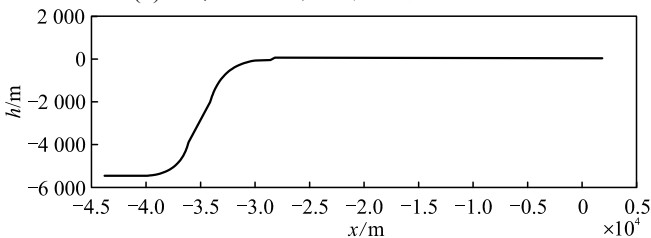


图 7 着陆过程飞行 3 维轨迹



(a) 着陆过程中水平飞行剖面轨迹



(b) 着陆过程中纵向飞行剖面轨迹

图 8 着陆过程中水平与纵向飞行剖面轨迹

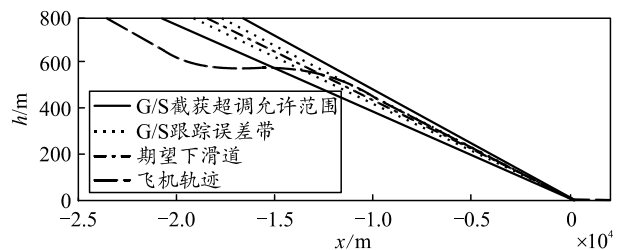


图 9 下滑道跟踪效果

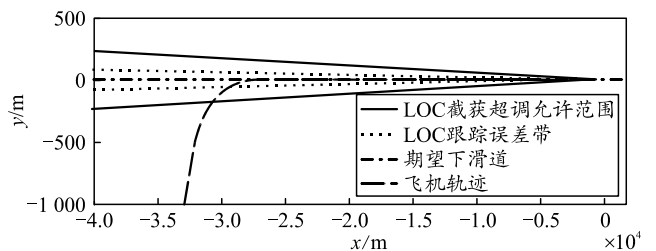


图 10 航向道跟踪效果

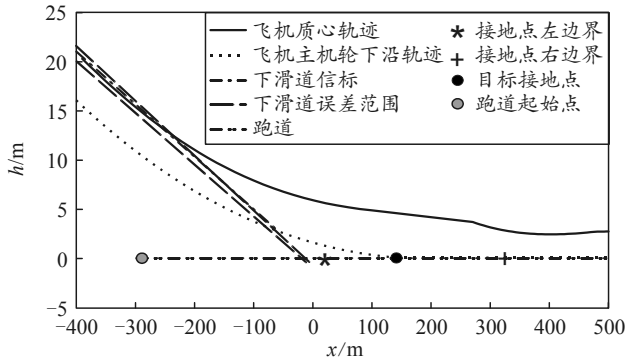
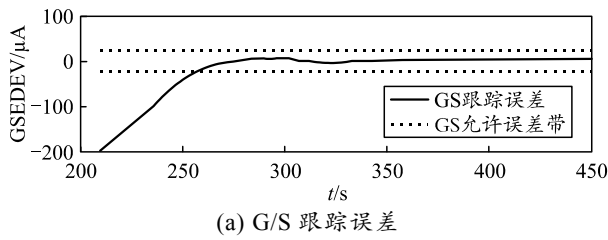
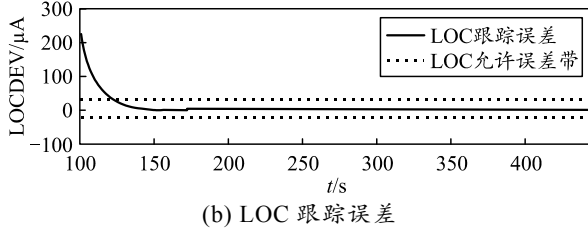


图 11 拉平接地过程轨迹放大图

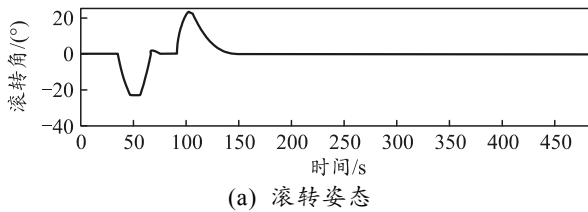


(a) G/S 跟踪误差

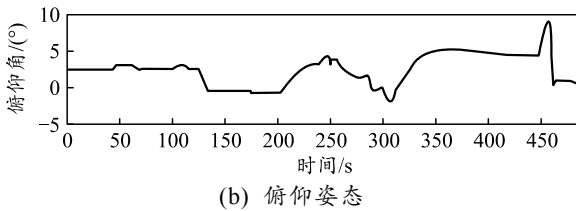


(b) LOC 跟踪误差

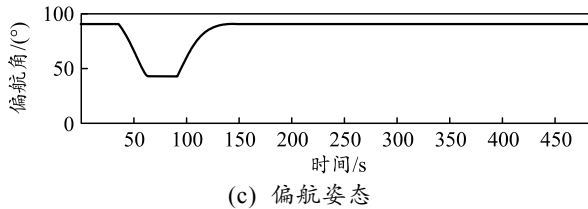
图 12 G/S 与 LOC 跟踪误差



(a) 滚转姿态

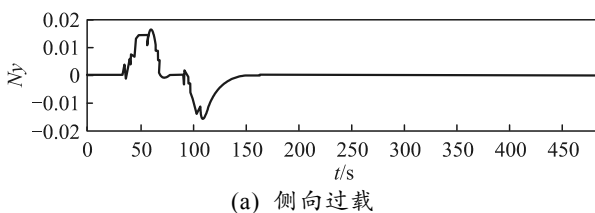


(b) 俯仰姿态

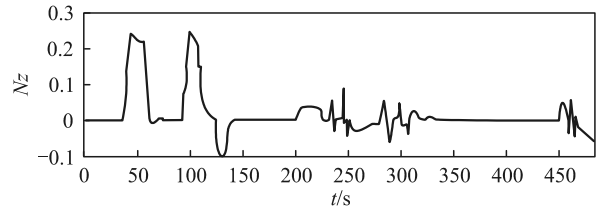


(c) 偏航姿态

图 13 着陆过程中飞机三轴姿态



(a) 侧向过载



(b) 法向过载

图 14 着陆过程中飞机侧向与法向过载

首先对自动飞行工作模式模块的切换效果进行仿真验证，通过对标号输出的观察来验证切换效果^[7-8]。然后，对工作模式模块与控制律模块交互后的控制效果进行了仿真验证，通过重点飞行参数的输出检测控制效果。最后，对各个模块结合后的仿真效果进行了验证，通过 GUI 界面上的关键参数显示检测效果。由以上 3 部分的仿真验证结果可以看出：该平台较好地实现了工作模式的切换、对应控制律的调用、人机界面与 Simulink 模型之间的实时通信，达到了预期目的。

4 结束语

为配合我国民用飞机的研制，对自动飞行系统的工作模式进行分析。设计适合我国民用飞机的自动飞行工作模式，分析自动飞行工作模式之间的逻辑关系，对全模式工作情况下自动飞行工作模式间的切换逻辑与约束条件进行设计和验证，结合工作模式对应的控制律，对工作模式间的切换效果进行验证，为我国民用飞机自动飞行系统的工程应用提供了理论参考。

参考文献：

- [1] 刘佩. 空战机动飞行仿真研究: 第 37 届中国控制会议论文集[C]. 北京: 中国自动化学会控制理论专业委员会, 2018: 5.
- [2] 陈奎兆, 王江云. 飞行仿真器自动飞行系统研究[J]. 系统仿真学报, 2006, 18(z2): 706-709.
- [3] CCAR-25-R3. 中国民用航空条例第 25 部[S]. 北京: 中国民用航空局, 2001-12-24.
- [4] The Mathworks. Stateflow and stateflow coder, user's guide[S]. 2003: 243-304.
- [5] 张威. Stateflow 逻辑系统建模[M]. 西安: 西安电子科技大学出版社, 2007: 30-210.
- [6] The Boeing Company. 737 flight crew training manual[S]. 2006: 103-302.
- [7] 申安玉, 中学仁, 李云保. 自动飞行控制系统[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003: 42-196.
- [8] 徐健. 自主无人机飞行控制系统设计和实现[D]. 南宁: 广西大学, 2018.