

某型飞机高升力控制系统软件设计

梁森*, 何嘉航

中航工业第一飞机设计研究院, 陕西 西安 710089

摘 要: 依据高升力控制系统控制律以及系统软硬件平台, 开发了高升力系统软件。针对驾驶员对手柄信号误操作的保护功能, 提出了实时跟踪驾驶员控制指令的“矩阵跟踪法”, 增强了软件模块的内聚性, 经综合仿真验证满足各项功能、性能指标, 提高了软件控制精度, 对后续其他型号类似软件设计具有一定的参考意义。

关键词: 高升力控制系统; 矩阵跟踪法; 软件

中图分类号: V249.1 文献标识码: A 文章编号: 1007-5453 (2014) 03-0031-4

高升力控制系统主要控制飞机的增升装置并处理和增升装置有关的各种信号, 在起降阶段为飞机提供有效的升力, 保证飞行安全以及飞行品质^[1]。

高升力控制系统由控制部分和作动部分构成。其中控制部分由襟缝翼控制器(FSECU)和动力驱动装置构成; 作动部分由作动筒和后端模拟光电传感器构成。整个高升力控制系统的核心是FSECU, 而运行在其中的控制律软件又是整个系统的灵魂。是保证系统正常运行, 舵面正常受控的关键所在。整个设计严格按照“V”模型进行, 从需求分析到最后的系统集成, 不断优化迭代。在整个软件设计中, 需要解决正常收放时序控制、舵面不对称、不同步保护、舵面运动过程中手柄移动解决方案等问题。在对问题进行了反复分析提炼的基础上, 对代码不断进行优化, 并用MFC开发仿真验证软件, 实现了在线仿真验证。

1 系统需求

高升力控制系统主要控制飞机的增升装置, 包括左右对称的六块前缘缝翼和四块后缘襟翼。系统核心FSECU采用 2×2 冗余设计, 通道之间数据交互采用两两交叉监控互比策略。正常情况下, 由FSECU完成所有控制与监控工作; 当FSECU故障时, 由超控机构直接控制驱动部件实现舵面的控制, 此时飞行品质有所降级。高升力控制系统和主飞行控制系统通过ARINC429总线进行通信。高升力系统实时上报系统当前状态以及襟、缝翼角度, 为主飞行控制律所用。

正常情况下, FSECU接收襟、缝翼控制手柄的操纵指令,

并结合高度、马赫数以及轮载信号, 与当前舵面位置解算出控制输出指令, 发送至动力驱动部件(PDU), 再由动力驱动部件驱动舵面运动至目标位置。如果运动过程中有不同步、不对称故障则有相应的保护模块对舵面进行保护。若FSECU故障, 则飞行员打开超控预位按钮, 进入降级模式, 此时超控部件直接驱动舵面。整个控制系统结构图如图1所示。

襟缝翼舵面运动规律如表1所示, 其中不同档位对应不同的飞行状态, 飞行员按照各种模式扳动手柄至指定档位, 从而完成高升力系统的操纵。

2 软件构架

整个FSECU软件分为硬件模块支持层、操作系统核心

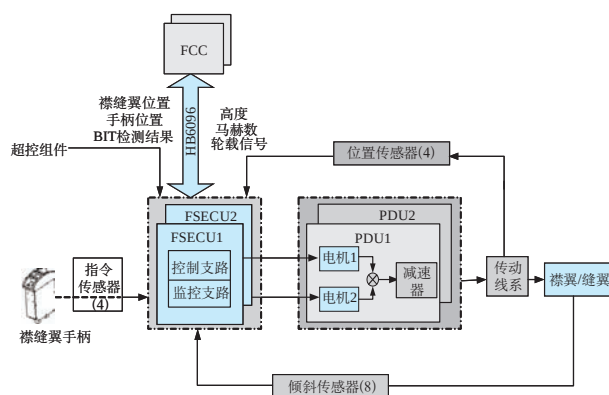


图1 高升力控制系统结构图

Fig.1 Structure diagram of high-lift control system

收稿日期: 2013-08-15; 退修日期: 2014-02-17; 录用日期: 2014-02-28

*通讯作者. Tel.: 029-86832042 E-mail: liangsen000315@gmail.com

引用格式: LIANG Sen, HE Jiahang. Design of a software for aircraft high-lift control system[J]. Aeronautic Science and Technology, 2014, 25(03): 31-34. 梁森, 何嘉航. 某型飞机高升力控制系统软件设计[J]. 航空科学技术, 2014, 25(03): 31-34.

表1 襟缝翼舵面运动规律
Table 1 Motion law of flap/stabilizer electronic

手柄位置	襟缝翼收放角度		状态
	缝翼/(°)	襟翼/(°)	
0	0	0	巡航
1	20.85	5	大载荷起飞
2	20.85	15	起飞
3	20.85	25	进场/复飞
4	20.85	41.5	着陆

层以及控制律应用层三部分。其中硬件模块支持层实现了对硬件细节的封装,提供通用的接口;操作系统核心层主要提供实时操作系统的一般性服务,如任务调度、同步、内存管理、中断等服务;应用层主要包括系统启动/关闭、机内自检、余度管理以及控制律解算等。

FSECU软件是典型的嵌入式实时多任务软件,它的应用软件分为周期性任务和非周期性任务,周期性任务分40ms、80ms两个速率组,通过定时中断进行精确任务定时。周期性

任务需要完成的操作按顺序主要有:通道间同步、数据采集、输入数据交叉传输、输入信号表决、控制律解算、输出数据交叉传输、输出信号表决、数据输出、飞行中自检(IFBIT)^[2]。周期任务流程图如图2所示。

控制律软件完成手柄输入信号防抖,收放时序控制,对应襟、缝翼控制逻辑解算等功能。

3 软件设计

3.1 软件模块划分

FSECU软件主要完成手柄位置采集、舵面时序控制、控制指令输出等功能。整个软件划分为系统管理、余度管理、系统BIT以及控制律解算4个模块。其中系统管理主要完成计算机的启动、关闭,硬件管理,中断、例外处理等功能;余度管理模块主要完成指令互比监控等功能;机内自检(BIT)模块包括上电启动BIT(PUBIT)、飞行前BIT(PBIT)、飞行中

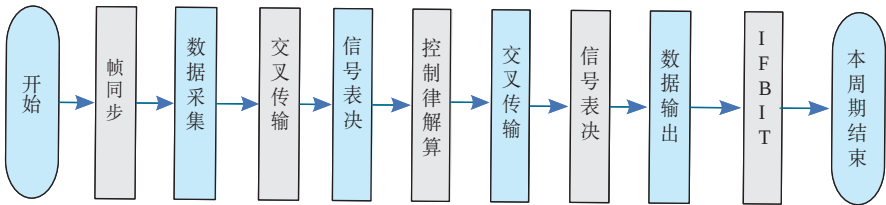


图2 周期任务流程图

Fig.2 Flow chart of periodic task

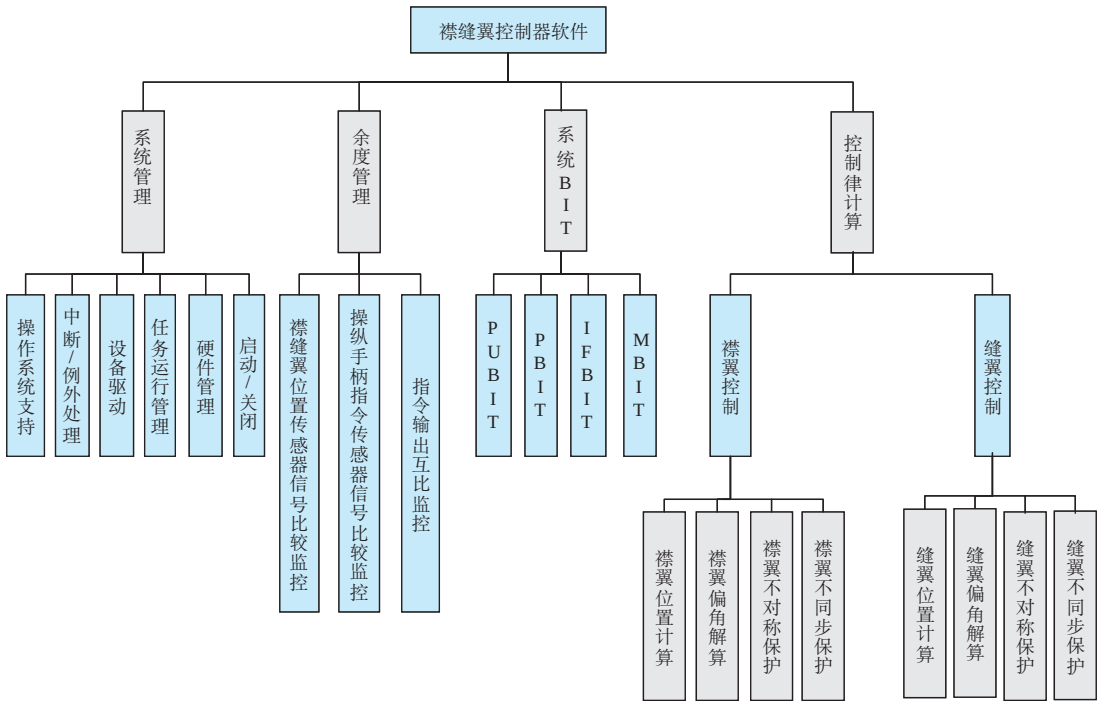


图3 高升力系统软件构架

Fig.3 Software framework of high-lift system

BIT(IFBIT)、维护BIT(MBIT)4个单元;控制律解算模块包括襟翼控制和缝翼控制2个单元。

其中,襟翼控制和缝翼控制单元分别包括不同步保护、不对称保护、舵面偏角解算、舵面位置计算4个子单元。

FSECU软件划分如图3所示。

3.2“矩阵跟踪法”实现舵面位置对手柄信号的实时跟踪

在软件仿真过程中,若在舵面运动过程中扳动手柄,则会出现不可预料的结果。虽然正常收放逻辑功能已经实现,但是对于这种非正常操作情况,软件应有相应的解决策略,不至于系统失控。其采取的策略为:

在机械系统强度、刚度,作动系统控制电机满足条件的前提下,舵面实时跟踪手柄信号,即FSECU实时跟踪手柄最新输入信号,不论手柄如何变化,控制输出均为当前最新值。该策略可以提升高升力控制系统的可靠性、安全性。

这种控制算法以手柄当前档位和目标档位为二维表头,进行排列组合,得出所有可能档位组合,如图4所示。此二维表形似矩阵,所以称此控制解算方法为“矩阵跟踪法”。

仔细观察档位矩阵可以发现:矩阵中目标档位与当前档位重合的情况恰好位于矩阵主对角线上,这种情况也就是舵面运动到位的情况。位于主对角线以上的部分,目标档位均大于当前档位,即舵面放出的过程;反之,主对角线以下的部分为舵面收回的过程。

基于以上对于档位矩阵的分析,以矩阵主对角线为轴,分别将上、下半矩阵对应为放出、收回两个过程。为了避免软件过渡冗余,采用紧靠主对角线两侧(如图中实线所示)的两

目标 档位 当前 档位	0	1	2	3	4
0	0->0	0->1	0->2	0->3	0->4
1	1->0	1->1	1->2	1->3	1->4
2	2->0	2->1	2->2	2->3	2->4
3	3->0	3->1	3->2	3->3	3->4
4	4->0	4->1	4->2	4->3	4->4

图4 手柄档位矩阵
Fig.4 Handle shift matrix

列来实现控制逻辑。这两列线分别按顺序覆盖了放出与收回的全过程。自上而下为放出;自下而上为收回。

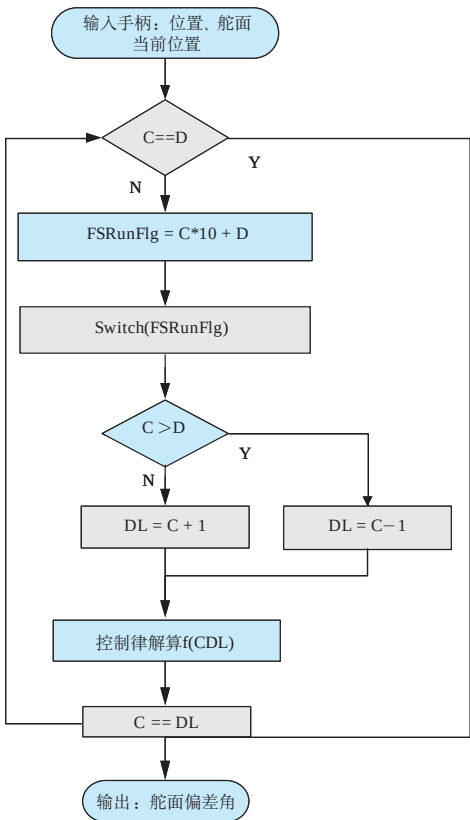
3.3 软件实现

为了保持软件的高内聚性和低耦合性,提高控制精度,将控制律软件层次划分为三层:收放逻辑控制函数(FSOrderCtrl);舵面收放函数(f01、f12、f23、f34/f43、f32、f21、f10);襟、缝翼偏角解算函数(FlapCtrl、SlatCtrl)。这样划分程序层次整齐,调度关系清晰,函数变化对外部影响最小,最终落脚点都在襟、缝翼偏角解算两个函数上。

为了使整个收放过程连续起来,使用收放控制标识这一全局变量来控制。每当一个档位角度到位以后,收放标识自加,从而在下一次进入收放标识判断时,进入下一档位,如此循环,直到目标档位和当前档位重合,则舵面到位。这是控制律解算的核心。具体算法如图5所示。

4 仿真实验

在PC机上通过MFC开发了仿真验证程序,并且将控制律程序内嵌到其中进行离线仿真。系统设计要求和仿真验证



注:以C代表当前位置;以DL代表临时目标档位;
以D代表目标位置;收放标识为FSRunFlg。

图5 控制律解算流程图
Fig. 5 Flow chart of control algorithm

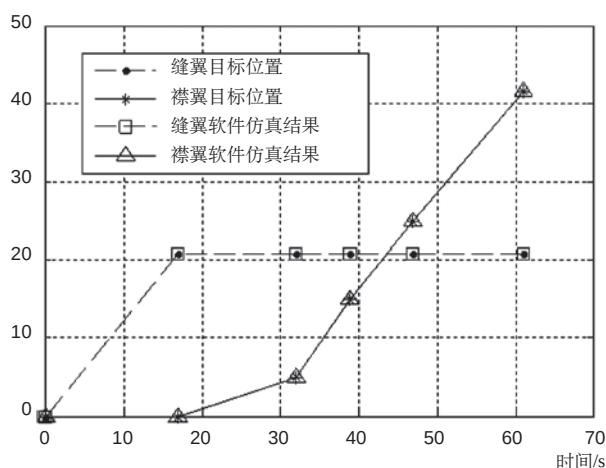


图6 系统设计要求和离线仿真验证结果

Fig.6 System design requirements and off-line simulation results

结果如图6所示。结果表明舵面收放过程完全满足设计要求。同时在手柄不断变化过程中,可以清楚看到舵面实时跟踪手柄位置。采用此方法不仅从系统层面解决了舵面运动过程中手柄变化的问题,而且从软件层面降低了模块间的耦合性,使得整个软件架构更加清晰、易读。

高升力控制系统收放性能指标在地面综合仿真平台上进行半物理试验验证。该仿真平台有完善的地面飞行仿真整套设备,包括操纵平台、视景系统、能源系统、作动系统、控制系统等。高升力控制系统舵面位置通过光电传感器反馈到FSECU,同时和手柄位置共同解算出舵面偏角。通过QT建模软件开发了地面验证系统,和FSECU进行数据交互,共同完成地面综合仿真测试。试验表明整个系统各项功能、性能均满足设计要求。

5 结束语

高升力控制系统软件是整个飞控软件的重要组成部分。通过对高升力控制系统的需求分析,设计实现了能满足其功能、性能要求的软件。为解决手柄非正常操作导致的舵面运动位置异常,提出“矩阵跟踪法”,从软件层面实现了舵面位置实时跟踪手柄信号,提高了软件内聚性,降低了模块耦合性。同时通过PC仿真和半物理试验验证了该方法的正确性,对其他型号相关软件开发提供了一种新的思路。

AST

参考文献

- [1] 高金源,焦宗夏,张平.飞机电传操纵系统与主动控制技术[M].北京:北京航空航天大学出版社,2005.
GAO Jinyuan, JIAO Zongxia, ZHANG Ping. Fly-by-wire Control System and Active Control Technology of Aircraft[M]. Beijing:Beihang University Press, 2005. (in Chinese)
- [2] 刘林,郭恩友.飞行控制系统的分系统[M].北京:国防工业出版社,2003.
LIU Lin, GUO Enyou. Subsystems of Flight Control System[M]. Beijing:National Defence Industry Press, 2003. (in Chinese)

作者简介

梁森(1987—)男,助理工程师。主要研究方向:飞行控制系统软件设计。

Tel: 029-86832042

E-mail: liangsen000315@gmail.com

Design of a Software for Aircraft High-lift Control System

LIANG Sen, HE Jiahang

AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China

Abstract: Using control law of high-lift control system and system software/hardware environment, high-lift control system software was developed. Aiming at preventing the system abnormality when pilots input incorrectly, a method “Matrix Track method” is presented, that protects the system by tracking pilot command in real-time, enhance software unit cohesion, and improve software control precision. Simulation synthesis proves that the software is able to meet the system's functions and capabilities. The method also can be used for other types of airplanes.

Key Words: high-lift control system; matrix track method; software

Received: 2013-08-15; Revised: 2014-02-17; Accepted: 2014-02-28

* Corresponding author. Tel.: 029-86832042 E-mail: liangsen000315@gmail.com