

文章编号:1674-8190(2016)01-062-08

襟翼不对称运动和襟翼倾斜的保护逻辑研究

韩赛¹, 化东胜²

(1. 中航飞机研发中心 飞控液压设计研究所, 西安 710089)

(2. 中航飞机研发中心 动力燃油系统研究所, 西安 710089)

摘要: 实现高升力系统的故障保护对提高电传飞机安全性具有重要的意义。本文描述了高升力系统后缘襟翼的架构; 针对不对称故障和倾斜故障的监控和保护方式问题, 分析了上述两类故障的监控和保护措施及其工作逻辑, 在确定工作逻辑的阈值参数时综合考虑了检测和确认故障、襟翼动力驱动装置的制动过程以及系统机械误等因素; 建立了故障保护逻辑的 Simulink 模型, 并对不同的失效情况进行了仿真分析, 仿真结果表明本文设计的故障保护措施能够很好地监控系统并防止故障蔓延, 研究结果对民机高升力系统设计具有一定的借鉴意义。

关键词: 高升力系统; 不对称故障; 倾斜故障; 监控; 故障保护逻辑

中图分类号: V249.11

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2016.01.009

Logic of Protection for Flap's Asymmetry Movement and Flap Skew

Han Sai¹, Hua Dongsheng²

(1. Flight Control and Hydraulic Pressure Institute, Xi'an Aircraft International Research & Development Center, Xi'an 710089, China)

(2. Powerplant and Fuel System Institute, Xi'an Aircraft International Research & Development Center, Xi'an 710089, China)

Abstract: Improving the safety of fly-by-wire aircraft and implementing the fault protection of high lift system are of important significance. The trailing-edge flap of high lift system architecture is described, and the monitor and protection method as well as working logic of the both type faults are analyzed. During the process of making sure the threshold parameter of the logic, the factors of checking and ensuring the fault, the brake process of flap power drive unit as well as the system mechanical error etc. should be considered synthetically. Finally, the simulation model of the fault protection logic is built. Several different failure conditions are simulated. Result indicates that the fault protection method can monitor the system and prevent fault from spreading. This method can be used as reference in designing the civil airplane high lift system.

Key words: high lift system; asymmetry fault; skew fault; monitor; fault protection logic

0 引言

高升力系统是大中型民机及支线民机的关键分系统之一, 通常由前缘缝翼、后缘襟翼、控制装置及驱动装置组成, 通过后退偏转后缘襟翼来改变机翼弯度和面积, 以增加飞机起飞、进近和着陆时的升

力和阻力, 改变飞机的升阻比特性, 从而缩短飞机起飞和滑跑距离。

国外大型民机 A320、A340 等其高升力系统基本都是由前缘缝翼和后缘襟翼组成, 通常单侧机翼由 10 块前缘缝翼和 4 块后缘襟翼组成^[1], 中小型民机 ERJ190 高升力系统的后缘襟翼包括 2 个内襟翼和 6 个外襟翼, DASH8-Q400 飞机和 ATR-72 飞机均包含 2 个内襟翼和 2 个外襟翼。

鉴于前缘缝翼的控制方式及作动方式与后缘襟翼基本相似, 本文只对后缘襟翼进行研究。

收稿日期: 2015-11-03; 修回日期: 2015-12-21

通信作者: 韩赛, hansai19870622@stu.xjtu.edu.cn

随着技术的发展,民机研制规章制度及标准逐渐成熟,对民机的安全性要求也在不断提高,因此高升力系统的失效形式备受关注。经分析后缘襟翼的一般失效形式包括:①襟翼不对称运动,即飞机左右侧的襟翼运动不一致;②襟翼倾斜,即单侧襟翼运动不一致,舵面发生扭转;③襟翼无指令运动,即襟翼运动不到指定位置、超过指定位置或没有响应指令;④襟翼超速,即襟翼运动超过襟翼标牌速度,对飞机结构产生破坏;⑤襟翼不一致监测,襟翼运动的位置和襟翼操纵手柄输入的位置不一致或运动过快、过慢等^[2]。这些失效形式的等级可参考标准 SAE ARP4761^[3]。

国内新研的民机 ARJ21 和 C919 以及国外民机 A320、A380、ERJ190 等的高升力系统均具有襟翼不对称运动和襟翼倾斜保护功能,不同的飞机采用的监测和保护措施也不尽相同。

本文首先介绍高升力系统架构,然后分析襟翼不对称运动和襟翼倾斜的监控与故障定位,并阐述襟翼不对称运动和襟翼倾斜故障保护逻辑,最后对二者进行仿真,以为民机高升力系统的设计提供参考。

1 高升力系统架构

通常,高升力后缘襟翼系统由控制部分和作动部分构成。其中,控制部分由襟翼操纵手柄(FCL)、襟翼电子控制装置(FECU)、襟翼马达控制模块(FMCM)、襟翼动力驱动装置(FPDU)、襟翼位置传感器(FPSU)和襟翼倾斜传感器(FSSU)构成,作动部分由扭力管、万向节、角齿轮箱和作动器等构成^[4]。

假设本文设计的后缘襟翼包括 2 个内襟翼和 2 个外襟翼,在正常工作模式下,飞行员通过 FCL 下达指令;在应急工作模式下,飞行员通过襟翼超控开关(FOS)下达指令;FCL 或 FOS 的指令通过 FCL 中的转换装置将手柄的机械信号转换为电信号给 FECU,FECU 利用航电系统发送给高升力系统的空速和轮载信号与当前的襟翼位置信号,经解算后将 FCL 指令发送给 FMCM,FMCM 经解算后发送马达控制指令给 FPDU 中的马达,两个马达通过齿轮组构成的行星减速器实现大扭矩、低转速的输出扭矩,经传花键、扭力管、万向节组成的传动轴后将扭矩输入到作动器,最终通过摇臂实现襟翼的收放运动。高升力系统架构如图 1 所示。

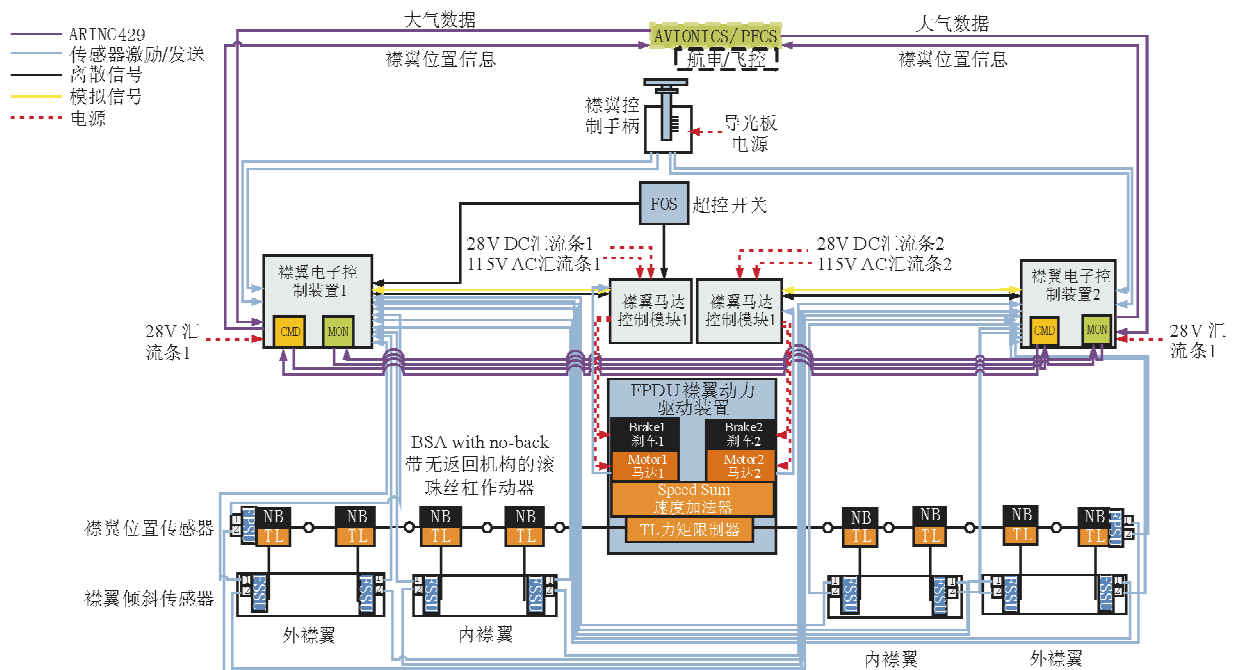


图 1 高升力系统架构

Fig. 1 High lift system configuration

FECU 除了应该实现襟翼的收放控制功能以外,还应该监测系统控制功能和工作状态,并保护飞机在高升力系统出现故障后不出现灾难级的失效事件,这就需要高升力系统增加故障保护功能,以阻止故障蔓延,进而实现保护飞机结构的目的。

2 襟翼不对称运动和襟翼倾斜的监控与故障定位

不同的机型具有不完全相同的监测手段和故障保护措施,民机为了取得适航许可证,都遵照 FAR25、ARP4761、ARP4754 等规章进行高升力系统的设计和分析^[5]。

(1) 襟翼不对称运动

在襟翼运动过程中,FPSU 将襟翼的实时运动位置反馈给 FECU,当左、右侧襟翼的不对称达到襟翼最大不对称度时,FECU 发出停止运动的指令信号给 FMCM,FMCM 通过发出速度指令信号给 FPDU 的刹车装置使电机减速,最终使电机停止运动,将襟翼锁定在当前襟翼位置,系统从正常工作模式转换到无法工作模式;同时 FECU 向发动机指示和机组告警系统(EICAS)发送高升力

系统状态信息(Non-Operating Mode)和告警信息(琥珀色的“Flap asymmetry”)并向主飞控计算机(FCC)发送高升力系统状态信息(Non-Operating Mode)。

(2) 襟翼倾斜

襟翼倾斜的监控和探测是通过检测襟翼的倾斜来检测作动机构的故障并锁止系统以防止更严重的故障发生^[6],民机使用的倾斜传感器分为拉线式的线位移传感器(LVDT)和角位移传感器(RVDT);FECU 通过比较同一舵面上的两个倾斜传感器的值来判断襟翼是否发生倾斜。如果发生襟翼倾斜,FECU 对该故障的处理方式与襟翼不对称运动类似,最终将襟翼锁定在当前襟翼位置并转换到无法工作模式;同时向发动机指示和机组告警系统(EICAS)发送高升力系统状态信息(Non-Operating Mode)和告警信息(琥珀色的“Flap skew”)以通知飞行员高升力系统被保护,并向主飞控计算机(FCC)发送高升力系统状态信息(Non-Operating Mode)。

襟翼不对称运动和襟翼倾斜的失效监测及判断依据如表 1 所示。

表 1 高升力系统失效监测及判定依据

Table 1 Failure monitor and jugging basis of high lift system

失效形式	分类	判定依据	故障定位	检测设备
襟翼不对称运动	襟翼左右不对称	两侧 FPSU 信号差值超过襟翼最大不对称阈值或任一侧 FPSU 信号的变化率超过阈值	FPDU 任一输出轴的扭力管发生断裂	FPSU、FSSU
	任一外襟翼不对称		内、外襟翼之间连接的扭力管断裂	FPSU、FSSU
襟翼倾斜	任一襟翼倾斜	任一舵面上的两个 FSSU 信号差值超过襟翼最大倾斜阈值	任一舵面的两个作动器之间连接的扭力管断裂	FSSU

3 襟翼不对称运动和襟翼倾斜故障保护逻辑

襟翼不对称运动和襟翼倾斜故障的保护逻辑在 FECU 中实现,整个 FECU 软件分为硬件模块支持层、操作系统核心层以及控制律应用层三部分^[7]。故障保护逻辑在控制律应用层实现。

3.1 不对称运动故障保护逻辑

(1) 襟翼不对称运动逻辑判断

当 FPSU 有效,FECU 将左、右 FPSU 的信号经放大器处理后折算为襟翼角度,然后判断是否满

足表 1 中襟翼不对称运动的判定依据,如果满足,则触发不对称保护逻辑;系统开始检查和确认故障并发出不对称的信号。如果任意 FPSU 无效,高升力系统应丧失襟翼不对称运动监控和保护的能力。

(2) 襟翼不对称运动故障定位

当 FSSU 有效,首先判断左、右侧内襟翼内侧倾斜传感器(1# FSSU)信号的差值是否超过襟翼最大不对称阈值,超过则说明 FPDU 任一输出轴的扭力管发生断裂,导致襟翼左右不对称;否则进行第二步判断,判断左、右侧外襟翼的内侧 3# FSSU 信号的差值是否超过襟翼最大不对称阈值,如

果超过说明左侧或右侧的外襟翼发生不对称;为了区分左侧或右侧,需要分别判断左、右侧 1# 和 3# FSSU 信号差值,如果左侧或右侧的差值超过襟翼最大不对称阈值,则说明左侧外襟翼发生不对称;右侧同理。当出现告警信息时,要充分利用中央维护系统(CMS)的下载信息,帮助排除故障^[8]。

襟翼不对称运动保护逻辑的流程如图 2 所示。其中襟翼不对称运动判断逻辑的 Simulink 模型如图 3 所示,襟翼不对称运动故障定位的 Simulink 模型如图 4 所示。

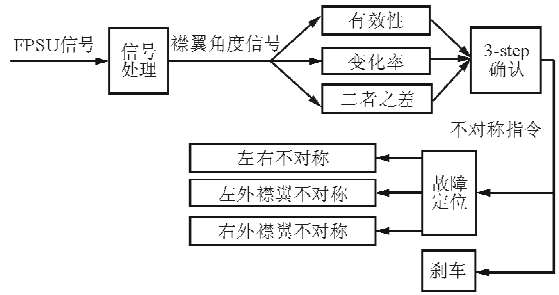


图 2 襟翼不对称运动保护逻辑

Fig. 2 Protection logic of flap asymmetry movement

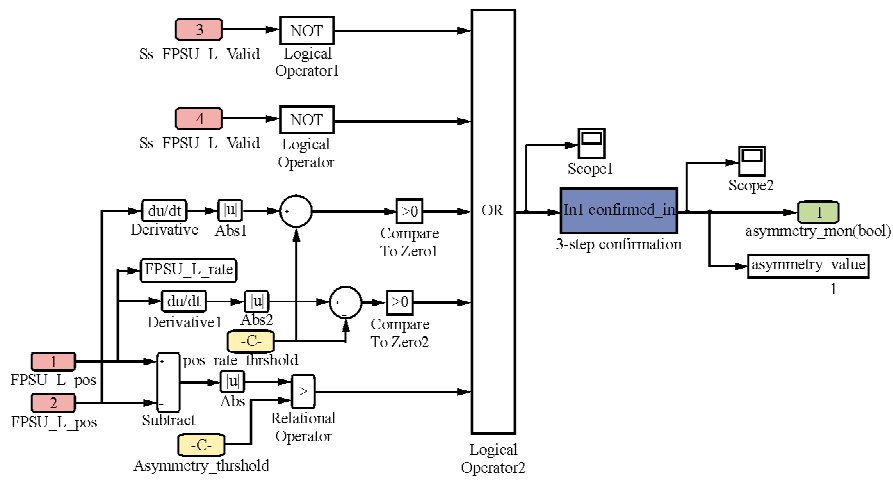


图 3 襟翼不对称运动判断逻辑的 Simulink 模型

Fig. 3 Simulink model of flap asymmetry movement

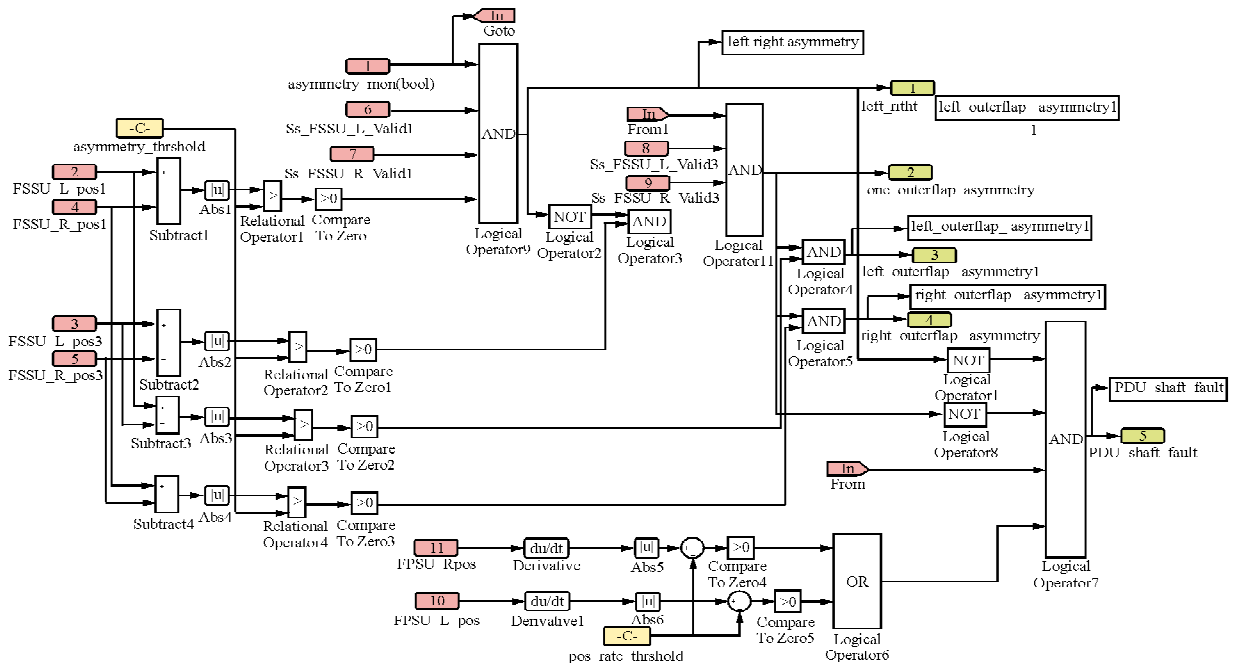


图 4 襟翼不对称运动故障定位逻辑的 Simulink 模型

Fig. 4 Simulink model of flap asymmetry movement failure position

3.2 襟翼倾斜故障保护逻辑

(1) 襟翼倾斜逻辑判断

当 FSSU 有效, FECU 将 FSSU 的信号经放大器处理后折算为襟翼角度值, 然后判断是否满足表 1 中襟翼舵面倾斜的判定依据, 如果满足则说明襟翼发生倾斜。

(2) 襟翼倾斜故障定位

只需确定是哪个襟翼的两个 FSSU 的差值超过襟翼最大倾斜阈值即可。襟翼倾斜保护逻辑的流程图如图 5 所示, 其中襟翼倾斜保护逻辑判断及

故障定位的 Simulink 模型如图 6 所示。

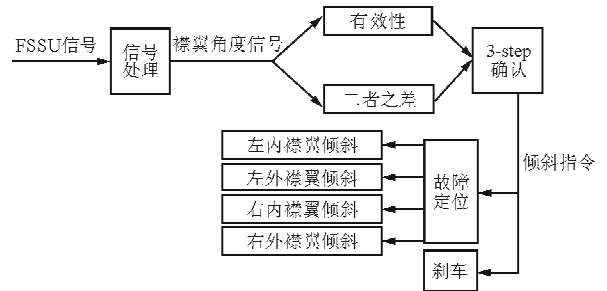


图 5 襟翼倾斜保护逻辑

Fig. 5 Protection logic of flap skew

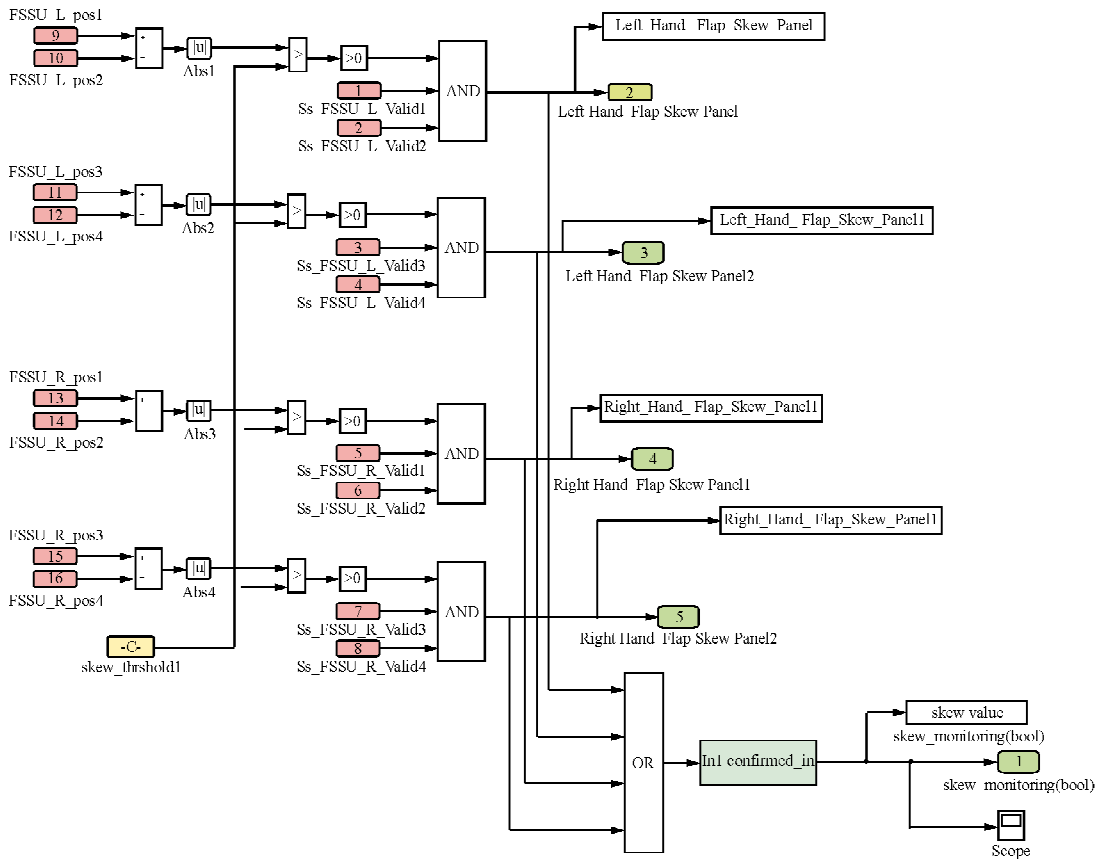


图 6 襟翼倾斜保护逻辑判断及故障定位的 Simulink 模型

Fig. 6 Simulink model of protection logic of flap skew judgment and failure position

3.3 故障保护逻辑中阈值的确定

(1) 影响故障保护逻辑中阈值的因素

确定襟翼不对称运动和襟翼倾斜故障保护逻辑的阈值时应考虑以下因素:

①襟翼舵面允许的最大不对称运动或襟翼倾

斜角度;

②FPSU 和 FSSU 的传感器误差范围;

③FECU 检测、确定失效发生所需的时间内襟翼转动的角度;

④FPDU 接通刹车装置所需的时间内襟翼转动的角度;

⑤机械误差(包括 FPDU 输出端、扭力管、轴承支座、滚珠丝杠作动器等的游隙以及刚度变形引起襟翼偏差角度);

⑥刹车装置接通后到 FPDU 停止转动时襟翼运动角度。

(2) 故障保护逻辑中参数的确定

参考 ERJ190、DASH8-Q400 等飞机的数据,本文选用的参数为

①襟翼最大的不对称和倾斜量为 5° ;

②襟翼位置传感器和襟翼倾斜传感器的误差为 $\pm 0.5^\circ$;

③FECU 的采样周期为 20 ms,检测、确定失效发生需要 3 个采样周期,因此所需时间为 60 ms;

某型机的襟翼从 0° (巡航构型)变化到 38° (着陆构型)时,历时 20 s 且 FPDU 的输出轴的总转数为 133.32 r,因此 FPD 的平均转速为

$$V_{ave} = \frac{133.32 \text{ rad}}{20 \text{ s}} \times \frac{60 \text{ s}}{1 \text{ min}} = 399.96 \text{ rpm}$$

在检测、确定失效期间襟翼以最大速度转动,FPDU 在加速或减速过程中的位置、速度和加速度的变化趋势^[9]如图 7 所示。其中, D 为从失效发生开始 PDU 输出轴转动的位移; T 为距离不对称失效时间发生的时间; V_{max} 为 FPDU 输出轴的最大转速; T_1 为检测和确认失效、接通 PDU 刹车装置的时间; $T_2 - T_1$ 为 FPDU 刹车所需时间; a 为 FPDU 减速度。

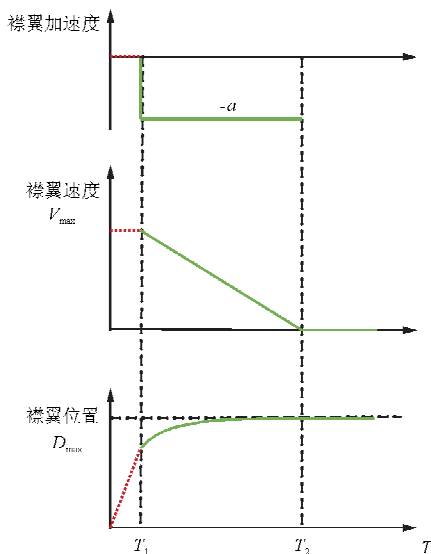


图 7 PDU 的制动过程

Fig. 7 Brake process of PDU

当 $T < T_1$ 时,襟翼运动的距离 $D_1 = V_{max} \times T_1$ 。

当 $T \geq T_1$ 时,FPDU 完成制动的的时间 $T_2 = T_1 + V_{max}/a$,输出轴的速度 $V_2(T) = -a \times (T - T_1) + V_{max}$ 且 $V_2(T_2) = 0$,根据运动速度和时间可知 T_2 时刻襟翼停止运动时发生的位移 $D_2(T_2) = V_{max} \times T_1 + 0.5 \times V_{max} \times (T_2 - T_1)$ 。

某型机选用的 FPDU 在 1 s 可达到额定转速 450 rpm,可得加速度为

$$a = (450 \text{ rpm} \times 1 \text{ min}/60 \text{ s})/1 \text{ s}$$

假定 FPDU 需要时间 Δt ,则 FPDU 的最大工作转速 $V_{max} = a \times \Delta t$ 。FPDU 的加速、匀速和减速过程的行程等于 FPDU 的平均转速乘以工作时间,即

$$0.5 \times V_{max} \times \Delta t + V_{max} \times (20 - \Delta t - \Delta t) + 0.5 \times V_{max} \times \Delta t = V_{max} \times 20 \quad (1)$$

求解可得 FPDU 的加速时间 $\Delta t = 0.932 \text{ s}$,最大工作转速 $V_{max} = 419.5 \text{ rpm}$ 。

进而可得检测、确定失效过程中襟翼运动的角度为

$$(60 \text{ ms} \times 1 \text{ s}/1000 \text{ ms}) \times (419.5 \text{ rpm} \times 1 \text{ min}/60 \text{ s})/133.32 \text{ rad} \times 38^\circ = 0.1196^\circ$$

④FPDU 接通刹车装置所需的时间为 20 ms,该期间襟翼运动的角度为

$$(20 \text{ ms} \times 1 \text{ s}/1000 \text{ ms}) \times (419.5 \text{ rpm} \times 1 \text{ min}/60 \text{ s})/133.32 \text{ rad} \times 38^\circ = 0.0399^\circ$$

⑤机械误差:某型机的 FPDU 输出轴的误差为 2 rad,襟翼在 38° 时 FPDU 的总的圈数为 133.32 rad,则 FPDU 输出端的误差为 $2 \text{ rad}/133.32 \text{ rad} \times 38^\circ = 0.57^\circ$

滚珠丝杠作动器、扭力管、轴承支座等的游隙、刚度变形引起襟缝翼偏角的误差范围为 0.2° ,因此总的机械误差为 $0.2^\circ + 0.57^\circ = 0.77^\circ$;

⑥假定刹车装置的制动时间与加速时间相同,则接通后到 FPDU 停止转动时襟翼运动角度为

$$0.5 \times 419.5 \text{ rpm} \times 1 \text{ min}/60 \text{ s} \times 0.932 \text{ s}/133.32 \text{ rad} \times 38^\circ = 0.929^\circ$$

确定襟翼不对称运动和襟翼倾斜的工作逻辑中的阈值时,应在襟翼舵面允许的最大不对称运动或襟翼倾斜角度的基础上,除去检测及确定失效过程中襟翼运动的角度、FPDU 接通刹车装置襟翼运

动的角度、接通刹车装置后到 FPDU 停止转动时襟翼运动角度和总的机械误差；由于襟翼电子控制装置得到的数据来自两个不同的传感器，会使襟翼电子控制装置在同一襟翼位置时得到的数据存在士0.5°的误差，因此扩大了工作逻辑中的阈值的范围。最终可得工作逻辑中的阈值应为 $5^{\circ} - 0.1196^{\circ} - 0.0399^{\circ} - 0.929^{\circ} - 0.77^{\circ} + 0.5^{\circ} \times 2 = 4.142^{\circ}$ 。

3.4 故障保护逻辑仿真结果

根据图 2~图 3 建立的襟翼不对称运动和襟翼倾斜的监控和故障保护逻辑的 Simulink 仿真模型，下文给出三类典型的故障类型^[10]的仿真结果。

①左侧 FPSU 失效：某时刻左侧的 FPSU 有效性从真值变为假值，如图 8 所示，襟翼不对称运动保护逻辑的仿真结果如图 9 所示。

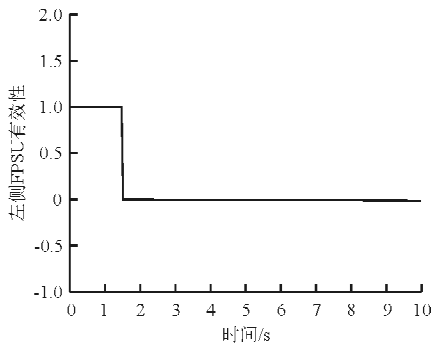


图 8 左侧 FPSU 故障
Fig. 8 Left FPSU failure

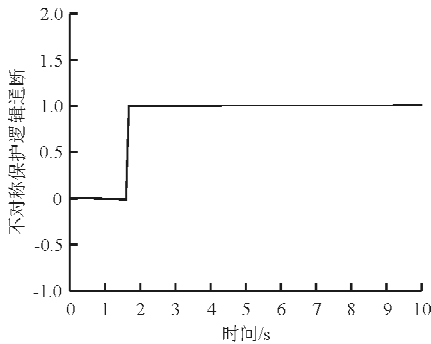


图 9 左侧 FPSU 失效触发襟翼不对称运动保护
Fig. 9 Flap asymmetry movement protection resulted from left FPSU failure

②左侧第一个扭力管断裂：该故障使左侧传动

线系随动，使左侧 FPSU 变化率增大，触发不对称逻辑，经检查定位为左右不对称，仿真结果如图 10~图 11 所示。

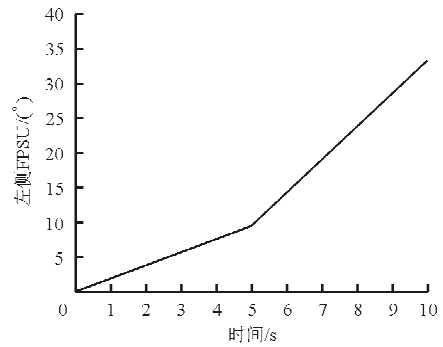


图 10 左侧 FPSU 变化率
Fig. 10 Left FPSU rate

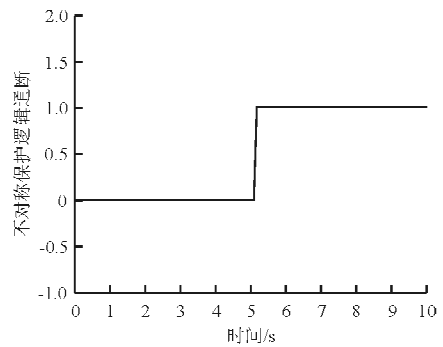


图 11 左侧 FPSU 变化率过大触发不对称保护
Fig. 11 Flap asymmetry movement protection resulted from excessive left FPSU rate

③右侧 4# 作动器卡阻：该故障 4# FSSU 输出角度比其他 FSSU 小，经右侧 3# 倾斜传感器和 4# 倾斜传感器值的比较，故障定位为右外襟翼倾斜，仿真结果如图 12~图 13 所示。

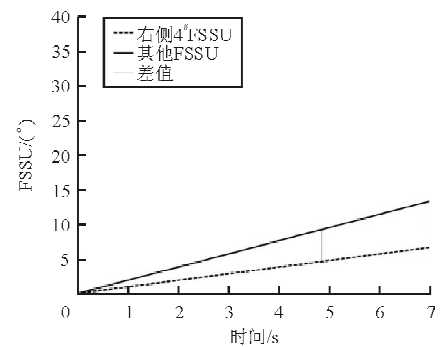


图 12 右侧 4# FSSU 故障
Fig. 12 Right 4# FSSU failure

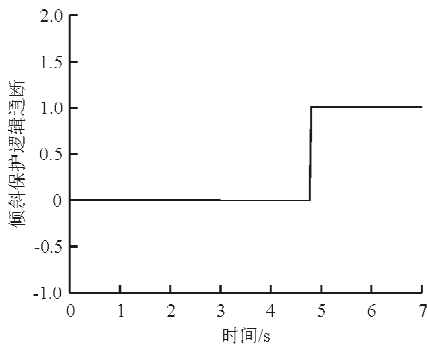


图 13 右侧 4# FSSU 故障触发襟翼倾斜保护

Fig. 13 Flap skew protection resulted from right 4# FSSU failure

从图 12~图 13 可以看出:本文建立的 Simulink 仿真模型可以对不同类型的故障进行监控和定位,进而实现襟翼不对称运动和襟翼倾斜故障的保护。

4 结 论

本文描述了典型的民机襟翼系统架构及失效形式,针对襟翼不对称运动和襟翼倾斜故障两种失效形式,提出了故障的监控和保护措施,着重分析了故障保护逻辑中阈值的确定方法,建立了故障保护逻辑 Simulink 模型并仿真了几种典型的失效情况,仿真结果表明本文设计的故障保护措施能成功地监控并保护系统。

本文采用 Simulink 模型建立了不对称和倾斜保护的工作逻辑并实现了故障定位,不足之处是尚未考虑 FMCM 对电机加、减速度的影响和高升力系统的柔性特征。

目前,国内外民机高升力系统的设计难点在于控制系统、驱动装置、监控和保护系统的设计以及系统集成,本文设计的襟翼不对称运动和襟翼倾斜的监控和故障保护措施是高升力系统监控和保护分系统的一部分,对高升力系统的设计具有一定的借鉴作用。

参考文献

- [1] 宋翔贵. 电传飞行控制系统[M]. 北京:国防工业出版社, 2003.
Song Xianggui. Fly-by-wire flight control system[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003. (in Chinese)

- [2] 徐向荣, 孙军帅. 民用飞机高升力系统浅析[J]. 中国制造业信息化, 2011, 40(19): 61-63.
Xu Xiangrong, Sun Junshuai. Summary on the elevating system of civil aeroplane[J]. Manufacture Information Engineering of China, 2011, 40(19): 61-63. (in Chinese)
- [3] United States Department of Defense. MIL-DTL-9490E Flight control systems-design, installation and test of piloted aircraft, general specification for[S]. USA: United States Department of Defense, 2008.
- [4] 程科. 飞机操纵系统状态监测与故障预测方法研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2015.
Cheng Ke. Aircraft control system condition monitoring and fault forecast method research[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015. (in Chinese)
- [5] Nau C. Torque Limiter; USA, 3596740[P]. 1971-08-03.
- [6] 马军辉, 徐向荣. 民用飞机高升力系统翼面倾斜探测方案分析[J]. 机械设计与制造工程, 2013, 42(7): 52-54.
Ma Junhui, Xu Xiangrong. The project analysis on the airfoil tilt detection for civil aircraft with high lift force[J]. Machine Design and Manufacturing Engineering, 2013, 42(7): 52-54. (in Chinese)
- [7] 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, 2015(25): 31-34.
Liang Sen, He Jiahang. Design of a software for aircraft high-lift control system[J]. Aeronautical Science & Technology, 2015(25): 31-34. (in Chinese)
- [8] 孟巍. EMB145 襟翼系统的故障分析[J]. 航空维修与工程, 2007(1): 51-53.
Meng Wei. Brief talks on the flap system of EMB145 regional jet airplanes[J]. Aviation Maintenance & Engineering, 2007(1): 51-53. (in Chinese)
- [9] 贾士伟, 李开慧. 电机与控制[M]. 北京:国防工业出版社, 2011.
Jia Shiwei, Li Kaihui. Electric machines and control[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2011. (in Chinese)
- [10] 段容宜, 刘英. 襟翼故障分析与维护[J]. 科技视界, 2013(35): 89-90.
Duan Rongyi, Liu Ying. Flap failure analysis and maintenance[J]. Science & Technology Vision, 2013(35): 89-90. (in Chinese)

作者简介:

韩 赛(1987—),女,硕士,工程师。主要研究方向:民机高升力系统设计与系统仿真和系统需求。

化东胜(1989—),男,助理工程师。主要研究方向:飞机发动机系统设计。

(编辑:赵毓梅)