

DOI: 10.19416/j.cnki.1674-9804.2019.01.014

民用飞机刹车压力显示设计的考虑

Design of Brake Pressure Display for Civil Aircraft

宣 东 / XUAN Dong

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

(Shanghai Aircraft Design And Research Institute, Shanghai 201210, China)

摘 要:

现代民用飞机在地面主要依靠刹车系统来完成飞机减速,飞行员操控刹车的主要器件为自动刹车选择开关、刹车脚蹬、停留应急刹车手柄,在使用刹车的过程中,飞行员需密切关注刹车系统的工作状态,尤其是当正常刹车功能失效需要采用应急刹车时,由于缺失防滞功能,倘若飞行员操作不当将导致刹爆轮胎,存在飞机冲出跑道的危险。通过对典型民机刹车压力显示进行设计分析,为民机刹车系统设计提供参考。

关键词:刹车控制系统;刹车脚蹬;停留刹车手柄;刹车压力显示;刹车控制组件(BCU)

中图分类号:V227+.5

文献标识码:A

OSID:



[Abstract] Modern aircraft relies on the brake system to slow down the aircraft. The main components of the brakes are automatic brake selector switches, brake pedals, and emergency brake handles. In the process of using the brakes, the pilots are concerned with the status of the braking system, especially when the normal function fails. If there is no antiskid function during the emergency brake, any pilot's wrong operation will result in the blasted tire, and possibly runway overrun. A design analysis of the typical civil brake pressure display can provide reference for the civil aircraft brake system design.

[Keywords] brake control system; brake pedal; parking brake handle; brake pressure display; brake control unit(BCU)

0 引言

某型民机在进行飞行员型别等级测试时,发现使用备份刹车时缺少刹车压力显示,使得刹爆轮胎的概率大大增加,对飞行员的操作技能要求较高。目前,在役商用飞机中仅空客系列飞机安装了独立的刹车压力表,从而大大降低了刹爆轮胎的概率。不增加刹车压力显示,飞行员在操纵备份刹车时无法得知实时刹车压力,但若在设计后期更改会导致成本的增加。如果需要增加压力显示,相关技术方案可以有多种,但均会对原有系统带来影响,需要进行全面分析。本文从设计架构及实用性等方面,对其中最优方案进行影响分析。

1 技术背景

增加刹车压力显示有三个初步可选方案:

1)采用空客 A320 的压力表形式,在驾驶舱加装液晶显示仪表显示刹车压力。加装信号线,将四个刹车压力传感器信号接到压力显示仪表上;

2)将刹车压力显示在 summary 页面;

3)将刹车压力直接显示在 EICAS(engine indication and crew alerts system, 发动机指示和机组告警系统)页面。

第1)种方案中,需要在驾驶舱内增加压力表、刹车压力信号采集控制器,这使得驾驶舱布置困难,影响型号设计进度,会大大增加研发费用。

第2)种方案中,如果飞行员要知道实时刹车压力,需从 EICAS 页面切换至 summary 页面,特别是在使用应急刹车这种紧急情况下,这增加了飞行员的工作强度,人机工效差,不利于预防差错。

第3)种方案中,无需在驾驶舱内增加压力表,直观地将刹车压力显示在 EICAS 界面上,改动量较

小,不增加飞行员的工作强度,能满足型号设计的进度。

综上,第3)种方案最优,故本文重点分析此方案对飞机的影响。

2 某型民机刹车系统原理

某型民机的正常刹车为数字式电传刹车系统,具有人工刹车功能、自动刹车功能、止转刹车功能、差动刹车功能、防滑保护、接地保护、轮间保护、BIT (built-in test, 机内自检测) 功能以及与其他系统通讯功能,正常刹车系统由脚踏位移传感器、自动刹车选择开关、切断阀、刹车控制阀、转换阀、液压保险、压力传感器、机轮速度传感器、刹车控制组件 (brake control unit, 缩写为 BCU) 等组成。

人工刹车通过飞行员操纵刹车脚踏实现,在正、副驾驶员的脚踏下,分别安装有刹车脚踏位移传感器。刹车时,安装在刹车脚踏下的脚踏位移传感器感受飞行员的刹车力,输出与脚踏力成正比的电信号给刹车控制组件 BCU。BCU 首先接通切断阀,接通液压油路,然后控制刹车控制阀输出刹车压力给刹车装置,同时机轮速度传感器也将机轮的转速信号送给 BCU,BCU 通过对比运算,控制输出到刹车控制阀的电流信号大小,从而控制刹车压力。调节刹车控制组件使作用于刹车装置的刹车压力与跑道摩擦系数水平相匹配,从而达到较高的刹车效率^[1]。

自动刹车通过操纵自动刹车选择开关实现,无须踩动刹车脚踏,在进行自动刹车时,防滑系统继续起控制作用。

停机/应急刹车系统是人工操纵、推拉手柄、钢索传动、液压作动的系统,停机刹车和应急刹车的操纵机构和组成部件完全相同,停机或应急刹车时由刹车蓄压器提供液压能源。停机/应急刹车压力与停机/应急刹车手柄的行程成正比。

3 EICAS 主页面显示刹车压力方案

3.1 刹车压力显示形式

如图 1 所示,在 EICAS 页面右下角红色方框圈出的部分,原来显示的是刹车温度和航班号信息,现准备移除航班号显示信息,用来显示刹车压力信息。

在原航班号显示区域,显示左侧机轮及右侧机

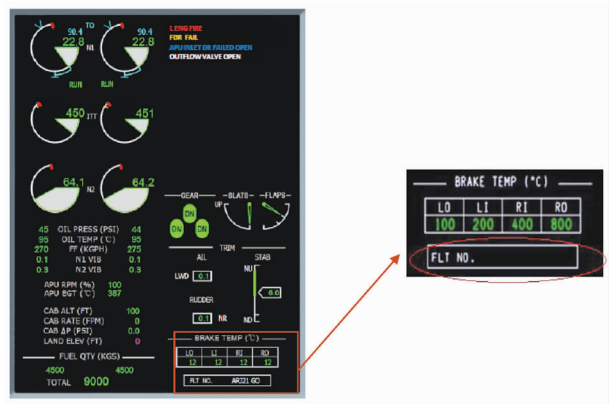


图 1 EICAS 主页面

轮刹车压力,如图 2 所示。左侧压力信号为左内/左外刹车压力值中的大者,右侧压力信号为右内/右外刹车压力值中的大者。若不满足逻辑方程,刹车压力值显示栏为空,无字符显示。

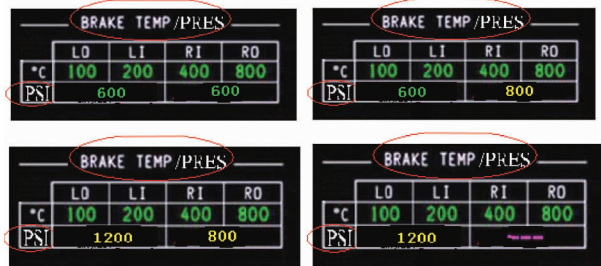


图 2 刹车压力显示图

当满足逻辑方程显示刹车压力时,在 800 Psi 以下刹车压力显示为绿色,在 800 Psi 及以上显示为琥珀色,没有刹车压力信号显示为洋红色的“.....”。

3.2 刹车压力显示条件

在正常使用刹车的情况下,不显示刹车压力,以避免干扰飞行员的操作,为满足这一需求,刹车压力将仅在下列条件下显示:1)使用停机/应急刹车手柄进行刹车时;2)防滞失效^[2]情况下使用刹车时(不管此时是使用脚踏刹车还是停留刹车手柄)。

逻辑方程将设置如下:

刹车压力显示 = BCU1 报告停留刹车使用 + BCU2 报告停留刹车使用 + (内轮防滞失效 + 外轮防滞失效) * (任一刹车踏板位置 > 8%)。

若不满足上述逻辑方程,刹车压力不显示(刹车压力值显示栏为空,无字符显示)。

3.3 刹车压力信号来源及失效概率分析

刹车系统共 4 个刹车压力传感器,每个主机轮

上各一个,其失效概率为 $4E-6/fh$ (fh , flight hour, 飞行小时)。刹车压力传感器信号由 BCU 处理,如图 2 中红色方框所示;BCU1 采集处理内侧机轮刹车压力传感器信号,BCU2 采集处理外侧机轮刹车压力传感器信号^[3]。BCU 的每个刹车压力信号接口电路的失效概率均为 $1.34E-7/fh$ 。

刹车控制组件 BCU 由 2 个结构相同的控制板组成:内轮板 BCU1 和外轮板 BCU2。BCU1 控制左内轮和右内轮的刹车,BCU2 控制左外轮和右外轮

的刹车。BCU1 或 BCU2 由于内部故障不工作,导致无法发出刹车压力信号的失效概率为 $2.94E-6/fh$ 。

BCU 由两套独立电源供电,BCU1 由右直流重要汇流条供电,其供电失效概率为 $2.81E-6/fh$,BCU2 由左直流重要汇流条供电,其供电失效概率为 $1.8E-6/fh$ 。

对事件“丧失左侧或右侧刹车压力指示”进行故障树分析,暂不考虑总线及 DCU 故障,如图 3 所示,其失效概率为 $1.48E-10/fh$ 。

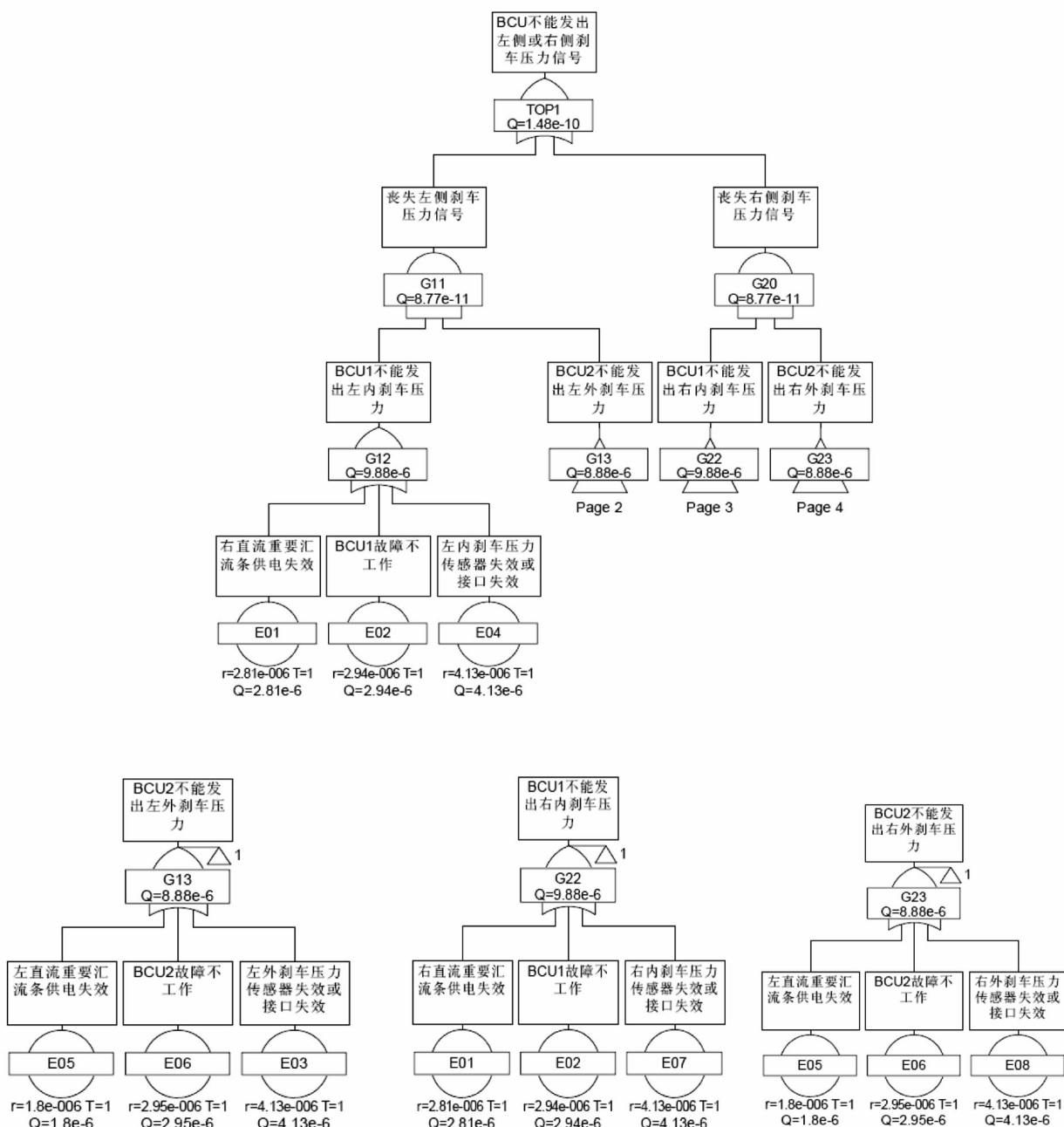


图 3 故障树分析图

3.4 刹车压力显示使用情况分析

对于3.2节中的条件1),飞行员选择使用应急刹车主要有下列三种情况:(1)出现“双套刹车失效”告警,其概率为 $5.52E-10/fh$ (由于电源丧失或BCU失效导致告警的概率为 $27.84E-12/fh$);(2)出现“1#液压系统压力低”和“2#液压系统压力低”告警,其概率为 $11.3E-10/fh$;(3)出现“一套刹车系统失效”或“1#液压系统压力低”或“2#液压系统压力低”三个告警其中之一,且着陆能量大于限重时,告警概率为 $11.43E-5/fh$,若假设着陆能量大于限重占所有情况的10%,则飞行员需使用应急刹车的概率为 $11.43E-6/fh$ 。

对于条件2),出现“防滞失效”告警的概率为 $15.8E-6/fh$ 。

综上,飞行员需要使用到刹车压力显示的概率为 $5.52E-10/fh + 11.3E-10/fh + 11.43E-6/fh + 15.8E-6/fh = 2.7E-5/fh$ 。由于电源丧失或BCU失效,飞行员需要使用刹车压力显示,同时刹车压力显示失效的概率为 $27.84E-12/fh$ 。

因此,在飞行员需使用刹车压力显示的情况中,显示失效的情况仅占有所有情况的 $27.84E-12 /$

$(2.7E-5) = 0.0001%$ 。现有设计充分满足应用的需要。

4 结论

通过本文分析,某型飞机驾驶舱内EICAS主页面刹车压力显示方案技术清晰,具有实现简单、设计成本低、维修和架构便捷及失效概率低的优势,符合支线客机设计特点及航线使用需求,容易被大多数飞行员所接受,将会成为后续机型的首选方案。

参考文献:

- [1] 钟科林. 民用飞机刹车系统架构设计的考虑[J]. 科技资讯, 2016, 14(15): 65-65.
- [2] 严子林, 肖扬, 陆波. 民机刹车效率计算方法研究[J]. 科技视界, 2017(4): 1-3.
- [3] 杨鹏. 民用飞机刹车系统CCAR25.735条款适航研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2017(4): 107-112.

作者简介

宣东 男,本科,高级工程师。主要研究方向:试飞和运营技术研究。E-mail: xuandong@comac.cc