

民用飞机轮载信号比较监控器 验证方法和设计研究

庄殿飞* 王 旻 于 森

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

摘 要: 飞机空地逻辑判定和飞行派遣状态判定的重要依据是轮载信号, 当前民用飞机飞控系统轮载信号多采用余度表决监控器进行处理, 其中余度表决监控器触发时间对飞机的空地状态和派遣状态具有重要影响。空地转换延迟会导致部分系统对当前飞机状态做出错误判断, 影响飞机安全, 飞机不派遣状态判断的过分严厉会降低航线中飞机的签派率, 影响飞机市场竞争力。为了得到轮载信号监控器触发时间的最佳门限值, 通过设计一种试验分析方法, 得到了飞机轮载信号比较不一致持续时间的范围, 再通过分析轮载信号对飞机着陆状态和派遣状态的影响, 得到一种选择最佳轮载信号门限值的设计方法。此外, 该方法可以进一步推广到其它具有比较监控器处理的信号上, 通过试验与分析的方法, 得到比较监控器的最佳门限值。

关键词: 轮载信号; 监控器; 门限值; 验证

中图分类号: TB47

文献标识码: A

OSID:



0 引言

目前, 我国民用飞机技术正处于蓬勃发展期, 经过十多年的运行, 电传飞控技术的成熟性和可靠性已经被证实。在电传飞控飞机上, 存在各种各样的信号监控器, 用以确保飞机状态运行良好, 其中包括比较监控器、有效性监控器和指令回绕^[1-2]。本文重点对飞控系统轮载信号比较监控进行分析研究。

作为民用航空器, 安全性要求是重中之重, 轮载信号作为飞机多数系统进行空地状态转换和派遣状态判断的重要信号, 必须满足各系统的安全性要求, 其中多余度计算可以很好的提高系统的安全性, 故多余度计算成为研究热点^[3-4]。但多余度控制也带来了新的问题, 一方面, 表决监控器的时间会对系统状态的判断造成延迟, 进而影响飞机安全; 另一方面, 多余度信号本身的稳定性问题导致的系统告警和派遣状态的判断会影响飞机的签派率, 进而影响飞机在市场中的竞争力。为了得到监控器触发时间

的最佳值, 针对多余度控制系统, 本文设计一种门限值设计方法, 对飞控系统轮载信号比较不一致的试验数据进行统计学分析, 再通过分析门限值对飞机状态产生的影响, 得到最佳监控门限值。

1 轮载传感器工作原理

现代飞机轮载信号来自安装在飞机主起落架和前起落架上的轮载传感器。现代主流飞机轮载传感器都采用接近传感器。传感器一般安装在起落架的外筒上, 传感器感应标靶安装在扭力臂上, 随着缓冲支柱的伸长或者压缩, 扭力臂随之运动, 安装在扭力臂上的标靶便会与传感器产生随动信号。接近传感器电控单元内部为差分交流处理架构, 即当接近传感器与标靶的距离产生变化时, 接近传感器接收的信号经差分信号处理后再经过信号评估发送给用户系统, 工作原理图如图 1 所示^[5]。根据设计原理, 当接近传感器“接近”标靶时, 飞机起落架处于自然伸缩状态, 即起落架未触地, 在接近传感器“远

* 通信作者。E-mail: zhuangdianfei@126.com

引用格式: 庄殿飞, 王旻, 于森. 民用飞机轮载信号比较监控器验证方法和设计研究[J]. 民用飞机设计与研究, 2022(4): 66-70. ZHUANG D F, WANG M, YU M. Test method and design optimization of civil aircraft weight on wheel signal comparison monitor[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2022(4): 66-70 (in Chinese).

离”标靶时,起落架处于被压缩状态,即起落架触地。

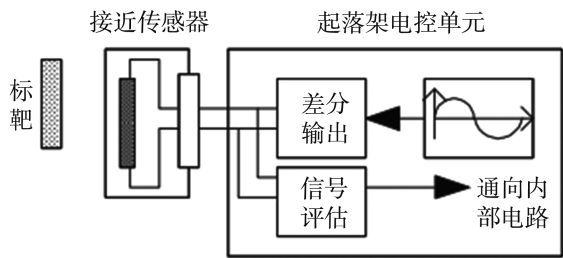


图 1 工作原理图

2 飞控轮载信号比较监控器

根据多余度监控计算方法,现代民用飞机一般在每个起落架上安装两个轮载传感器,并将信号传递给相应的起落架电控单元,经电控单元处理的离散量信号经独立的线路传输到其它的用户系统。假设本次研究对象的单侧起落架上安装有两个轮载传感器,根据当前主流飞控系统余度表决与监控算法,假设本次研究对象单侧主起落架轮载信号比较监控器算法如下:

- 1)若两传感器输出信号相等,表决值为传感器输出值;
- 2)若两传感器输出信号不一致,通过计数器计算不一致出现的时间长短,则:
 - (1)计数在门限值内,表决值输出上一帧有效值;
 - (2)计数值超过门限值,表决信号无效。

由于飞机起降过程中,飞机所处状态变化较为剧烈,飞机的着陆状态会对轮载传感器产生影响^[6],例如飞机着陆过程中,飞机震动比较剧烈,轮载传感器输出信号可能会由于震动而导致不稳定,出现两个轮载信号不一致的情况,故通过设计门限值的方法,避免出现由于信号瞬时不一致而导致输出信号无效的情况。

通过以上设计原因和逻辑可知,在传感器输出信号不一致时,影响当前表决信号状态的是计数的门限值。门限值的大小,可以对轮载信号用户系统产生重大影响。例如设计的门限值较大,在传感器出现不一致时,表决值为上一帧有效值,若该故障发生在飞机起飞和降落过程中,该门限将影响当前空地状态的转换,进而影响飞行控制律的选择,影响飞机控制。故对飞控系统轮载信号比较监控门限值的研究具有重大意义。

民用飞机轮载比较不一致的门限值会根据飞机的大小、重量、起落架位置等要素的不同而有所不同。本文结合某型号飞机,通过设计一种门限值的验证分析方法,得到门限值的范围,再根据轮载信号对飞机其它系统的影响,得到一种门限值的优化方法,为类似的监控器门限设计提供设计思路、方法及验证路径的参考,为民机设计提供有价值的依据。

3 试验分析方法

假设当前飞机上的传感器数据采样频率为 α Hz,单侧主起落架上两个传感器信号比较不一致时间为 β s,当单侧主起的两个传感器出现一帧不一致信号时,则通过计数器计数 $+\gamma$,则计数值 η 为:

$$\eta = \alpha \times \beta \times \gamma$$

若后续两个传感器输出值一致,持续时间为 δ s,则计数 $-\varepsilon$,此时计数值 θ 为:

$$\theta = \alpha \times \beta \times \gamma - \alpha \times \delta \times \varepsilon$$

且计数值始终大于0。故通过统计计数值的大小可以推断不一致出现的时间长短。

本文通过收集某型飞机4架机的300多个起降数据,利用Matlab对左右两侧主起落架中轮载信号比较不一致的计数值进行统计。通过SPSS(统计产品与服务解决方案)软件^[7]对得到的样本数据进行处理。

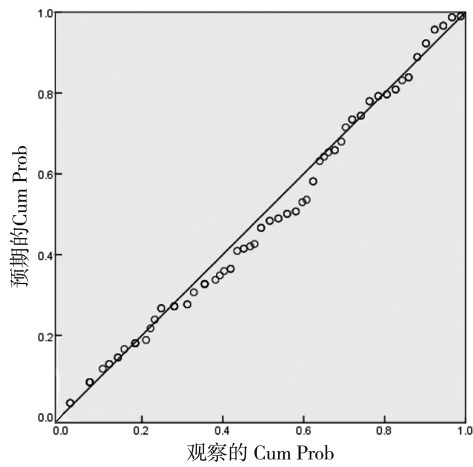
利用SPSS软件中非参数检验的方法分别对4架机的左右两侧主起落架轮载信号比较不一致计数值组成的样本进行处理。首先对样本进行分布拟合检验,即检验样本是否符合正态分布。检验方法采用单样本K-S检验。

利用原假设的方法进行分析,即假设左右两侧主起落架轮载信号比较不一致计数值组成的样本服从正态分布,通过分析采集的数据,若数据显著性水平大于0.05,说明显著性水平很小,接受原假设^[8]。

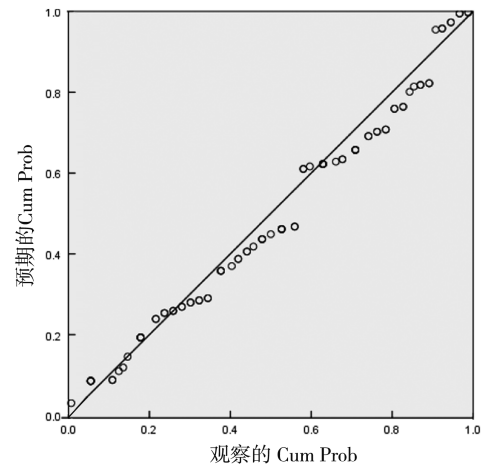
检验结果如表1所示。4架机样本值P-P图如图2~图5所示。

表 1 K-S 检验结果

架机	第一架机		第二架机		第三架机		第四架机	
	左	右	左	右	左	右	左	右
显著水平	0.097	0.078	0.2	0.2	0.2	0.196	0.084	0.2

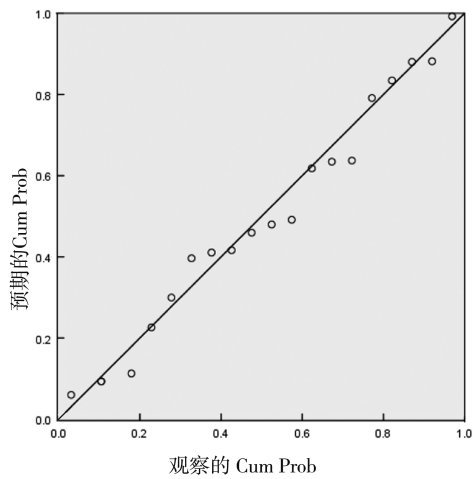


(a) Left_MLG 的常态 P-P 图

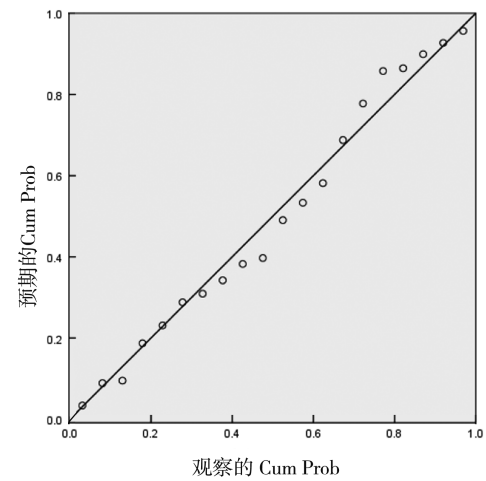


(b) Right_MLG 的常态 P-P 图

图 2 第一架机 P-P 图

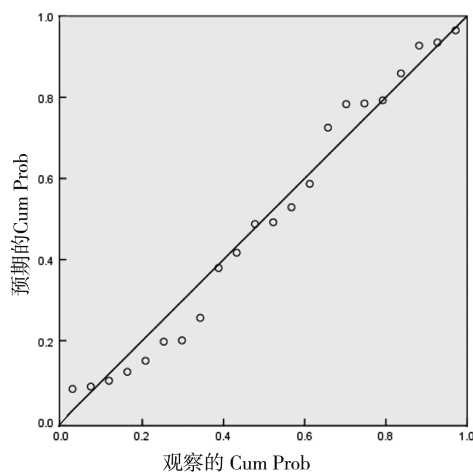


(a) Left_MLG 的常态 P-P 图

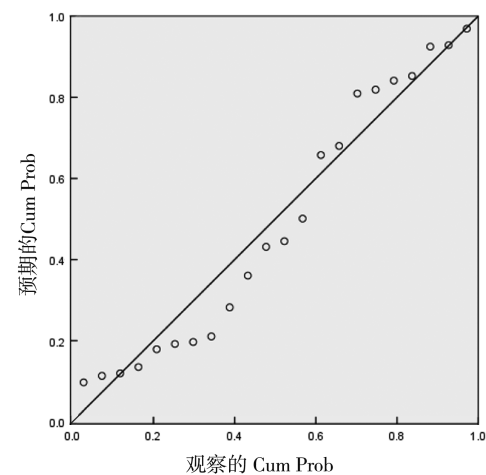


(b) Right_MLG 的常态 P-P 图

图 3 第二架机 P-P 图

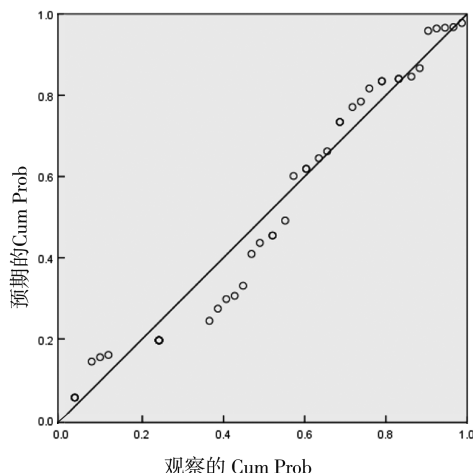


(a) Left_MLG 的常态 P-P 图

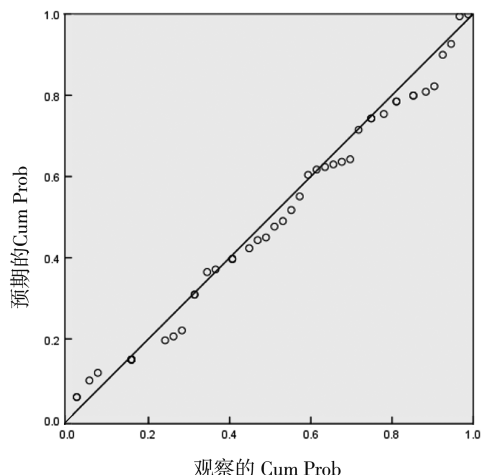


(b) Right_MLG 的常态 P-P 图

图 4 第三架机 P-P 图



(a) Left_MLG 的常态 P-P 图



(b) Right_MLG 的常态 P-P 图

图 5 第四架机 P-P 图

从表 1 中可以看出:4 架机单样本 K-S 检验渐近显著性水平都远大于 0.05,所以可认为样本值服从正态分布。由图 2 ~ 图 5 可知,样本值点分布在正态分布标准线附近,证明样本服从正态分布。

由此,可以通过正态分布原理:99.73% 的数值落在 $(\mu - 3\sigma, \mu + 3\sigma)$ 区间内。故可以根据系统设计要求,选择需要的计数值门限值,例如该型号分配到起落架系统的签派率为 99.73%^[9],则在设计轮载信号不一致门限值时,门限值的大小在 $(\mu - 3\sigma, \mu + 3\sigma)$ 范围内才可以满足系统要求。故在进行轮载信号门限值设计时,可以根据试飞数据,利用正态分布原理,确定计数值的分布概率,根据飞机的具体需求,选取最佳门限计数值。

4 轮载信号比较不一致门限值影响及优化分析

根据当前民用飞机的设计思路,主起落架轮载信号常常被其它系统用于状态计算和逻辑计算,比如特征速度计算、地空逻辑转换、空地逻辑转换、地面破升逻辑和飞行派遣状态显示等。其中部分逻辑不单独使用轮载信号作为判断依据,还会加入无线电高度等信号作为判断逻辑,例如特征速度、地空逻辑转换和地面破升逻辑计算等,即当轮载信号单独失效后,不影响特征速度、地空逻辑转换和地面破升逻辑的计算,故本文重点分析对空地逻辑转换和派遣状态的影响。

对空地逻辑转换的影响分析:假设在故障容忍时间内,飞控系统输出为最后一帧有效值。在飞机

降落的场景下,极端情况为主起落架触地后立即出现不一致情况,即主起落架轮胎触地,但系统输出为未触地。现分两种情况讨论:1) 门限值减少:此时可以缩短故障持续时间,即可直接判断轮载信号无效,不作为逻辑转换依据;2) 门限值增大:此时表现为延长故障持续时间,即空中逻辑到地面逻辑发生延迟,导致飞机触地后系统状态依然为空中。在飞机起飞的场景下,极端情况为主起落架离地过程中出现不一致情况,即主起落架轮胎离地,但系统输出为触地。现分两种情况讨论:1) 门限值减少:此时可以缩短故障持续时间,即可直接判断轮载信号无效,不作为逻辑转换依据;2) 门限值增大:此时表现为延长故障持续时间,即地面逻辑到空中逻辑发生延迟,导致飞机离地后系统状态依然为地面状态。

对飞行派遣状态的影响分析:当飞机处于地面状态时,若飞机系统出现故障,飞机显示为“不派遣”状态,即飞机本架次不允许飞行。对于“不派遣”的鲁棒性,飞机的不同阶段,有着不同的要求。在飞机研发阶段,一般要求“不派遣”信号鲁棒性好一些,这样有利于优化飞机系统设计。在航线运营阶段,一般要求“不派遣”信号的鲁棒性放宽一些,这样可以避免由于信号不稳定导致的故障,有利于提高飞机的签派可靠度。一般主起落架表决的轮载信号失效,会触发飞机“不派遣”逻辑,故:1) 门限值减小,可以提高“不派遣”信号的鲁棒性;2) 门限值增大,可以降低“不派遣”信号的鲁棒性。

所以,可以根据飞机所处的研制或运营阶段,权衡选择门限值。

5 结论

本文通过一种试验的方法得到飞控系统的监控器门限值设定范围,为民用飞机监控器设计验证提供了参考。同时,通过分析轮载信号对飞机状态的影响,给出了轮载信号比较不一致门限值的优化思路:在民用飞机研发阶段,可以降低轮载信号比较不一致门限值,有利于不断优化系统设计状态;在航线运营中,可以适当增大门限值,这样可以增大签派可靠度,优化航空公司的预警管理^[10],但根据空地转换逻辑,该容忍时间不宜太大,因此需要多系统联合设计研究,选择最优门限值。

参考文献:

- [1] ROGER W P. 飞行控制系统设计和实现中的问题[M]. 陈宗基, 张平, 译. 上海: 上海交通大学出版社, 2015.
- [2] 徐军. 飞行控制系统[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2015.
- [3] 贾忠. 容错计算机在飞控控制系统中的应用技术-机载计算机发展趋势文集[M]. 北京: 电子工业出版社, 1997: 5-8.
- [4] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册: 第 12 册

飞行控制系统和液压系统设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2003.

- [5] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册: 第 14 册起飞着陆系统设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 2002.
- [6] 许成杰. 飞机着陆状态对轮载信号触发时间的影响分析[J]. 工业技术, 2014: 1-2.
- [7] 卢纹岱, 朱红兵. SPSS 统计分析[M]. 北京: 中国工信出版社, 2015.
- [8] 盛骤, 谢式千, 潘承毅. 概率论与数理统计[M]. 北京: 高等教育出版社, 2008.
- [9] 储双磊, 任强, 魏志强, 等. 基于统计的民用飞机签派可靠性计算方法研究[J]. 广西师范大学学报(自然科学版), 2016, 34(3): 47-52.
- [10] 罗帆, 贾刚. 航空公司组织管理预警指标及其因子分析[J]. 武汉理工大学学报(信息与管理工程版), 2006: 93-96.

作者简介

庄殿飞 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 飞控系统试验验证。E-mail: zhuangdianfei@126.com

王 旻 男, 硕士, 研究员。主要研究方向: 飞控系统试验验证。E-mail: wangmin1@comac.cc

于 淼 女, 硕士, 工程师。主要研究方向: 飞控系统试验验证。E-mail: yumiao2@comac.cc

Test method and design optimization of civil aircraft weight on wheel signal comparison monitor

ZHUANG Dianfei * WANG Min YU Miao

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 20012, China)

Abstract: The important basis for aircraft air-ground logic judgment and flight dispatch status judgment is the weight on wheel signal. At present, the weight on wheel signal of civil aircraft flight control systems is mostly processed by a redundancy voting monitor. The triggering time of the redundancy voting monitor affects the state of vacant land and dispatch. Among them, the delay of air-ground conversion will cause some systems to make incorrect judgments on the current aircraft status, which will affect aircraft safety. Excessively strict aircraft dispatch status will reduce the dispatch rate of aircraft in the route and affect the competitiveness of the aircraft market. In order to obtain the optimal threshold for the trigger time of the weight on wheel signal monitor, this paper designs an experimental analysis method to obtain the range of inconsistent duration of aircraft weight on wheel signals. The influence of the state, a design method for selecting the best weight on wheel signal threshold was obtained. In addition, this method can be further extended to other signals processed by a comparison monitor, and the best threshold value can be obtained through the influence of the signal on the system.

Keywords: weight on wheel signal; monitor; threshold; experimental

* Corresponding author. E-mail: zhuangdianfei@126.com