

民用飞机飞控系统MOC4试验验证方法分析

张大伟*

上海飞机设计研究院 飞控系统设计研究部, 上海 201210

摘 要: 针对某民用飞机飞控系统MOC4适航符合性验证, 给出MOC4试验验证的基本方法, 并对验证方案进行了设计。通过方向舵舵面卡阻试验, 详细说明了MOC4试验验证方法的实施过程。由所采集的实验数据与试验判据相比较, 得到MOC4试验验证方法可行、有效。该验证方法可为同类机型的MOC4适航符合性验证提供有效途径, 具有工程实践意义。

关键词: 民用飞机; 飞控系统; MOC4验证; 铁鸟试验台; 卡阻

中图分类号: V217+.31 **文献标识码:** A **文章编号:** 1007-5453 (2014) 01-46-5

在民用飞机型号审查过程中, 需要采用不同的方法说明和验证产品对于适航条款的符合性^[1]。符合性验证是指采用各种验证手段, 以验证的结果证明所验证的对象是否满足民用飞机适航条例的要求, 检查验证对象与适航条例的符合程度, 它贯穿民用飞机研制的全过程^[2]。MOC4验证是通过试验室试验来验证有关设计对于相应适航要求的符合性^[3]。对于某些风险验证科目, 如飞机故障或功能失效, 如果直接通过飞行试验来验证是相当危险的。因此, 在飞行试验前可以先在试验室进行演示, 在试验室试验通过后再进行试飞, 以保证飞行安全。

本文针对某民用飞机的飞行控制系统, 介绍了飞控系统MOC4试验的整个过程, 并通过方向舵舵面卡阻试验具体说明了符合性验证的试验方法, 试验结果表明, 该验证方法具有可行性和有效性。

1 验证的方法和工具

1.1 需求的提出

运输类飞机适航标准CCAR25部是民用飞机进行适航审定的基本依据^[4]。飞控系统MOC4试验支持以下CCAR25

部及专用条件的适航条款的验证: CCAR25.671(a)、CCAR25.671(c)(1)、CCAR25.671(c)(2)、CCAR25.671(c)(3)、CCAR25.672(a)、CCAR25.672(b)、CCAR25.672(c)(1)、CCAR25.697(c)、CCAR25.1309(c)、CCAR25.1309(d)、SE002、SE007.1(1)、SE007.1(2)、SE007.1(3)和SE007.2^[5]。

这些条款主要规定了飞行控制系统的一些基本功能的实现, 以及飞控系统故障或功能失效所引起的系统响应对整个飞机安全性的影响。

1.2 验证方法

对于飞控系统基本功能的验证, 如25.671(a)中规定每个操纵器件和操纵系统对应其功能必须操作简便、平稳和确切。此条款可通过飞控系统的增益试验及驾驶舱操纵器件试验来验证, 检查得到的试验结果是否符合试验判据(试验判据源自系统设计要求), 从而完成对适航条款的支持验证。

对于飞控系统的故障试验验证, 如25.1309(c)中规定必须提供告警信息, 向机组指出系统的不安全工作情况并能使机组采取适当的纠正动作。此条款可通过飞控系统故障试验来验证, 故障试验项目中的试验点来源于对应

收稿日期: 2013-09-26; 录用日期: 2013-12-09

*通讯作者. Tel.: 021-33226651 E-mail: zdw20030612@126.com

引用格式: ZHANG Dawei. MOC4 test validation method analysis of flight control system for civil aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2014, 25(1): 46-50. 张大伟. 民用飞机飞控系统MOC4试验验证方法分析[J]. 航空科学技术, 2014, 25(1): 46-50.

的FHA(功能危险性分析)和FMEA(故障模式及其影响分析),并且参照系统设计规范中的系统响应来制定试验判据,检查得到的试验结果是否与试验判据一致,从而完成对适航条款的支持验证。

1.3 验证工具

飞控系统MOC4验证试验的工具为铁鸟试验台。铁鸟台架是依据某飞机1:1 全尺寸设计的飞控、液压、起落架共用的综合试验台,台架本体由各机段组成,上面安装有除平尾外的所有活动面、飞控系统国内试验件和国外成品件、飞控加载系统以及飞控试验所需的测试系统及设备。

1.4 试验的有效性

铁鸟试验台中的硬件设备采用的是与真实飞机相同的组件,包括飞行控制盒、作动器电子控制装置、飞控软件以及舵面,这保证了试验台与真实飞机的一致性。

此外,每次试验之前均要对铁鸟实验台、试验件、测试设备进行制造符合性检查,试验件必须拥有适航批准标签,所有测试设备均在计量有效期内,以上条件保证MOC4试验的有效性。

2 验证方案的设计

飞控系统MOC4试验是根据试验大纲中的试验程序进行的,包括试验前准备、试验状态设置、故障注入、试验数据采集、试验现象记录,试验过程中要进行试验的讲解,试验结束后将结果分析与试验判据进行比较,检查试验结果是否符合判据,是否能支持适航条款的验证。试验流程如图1所示。

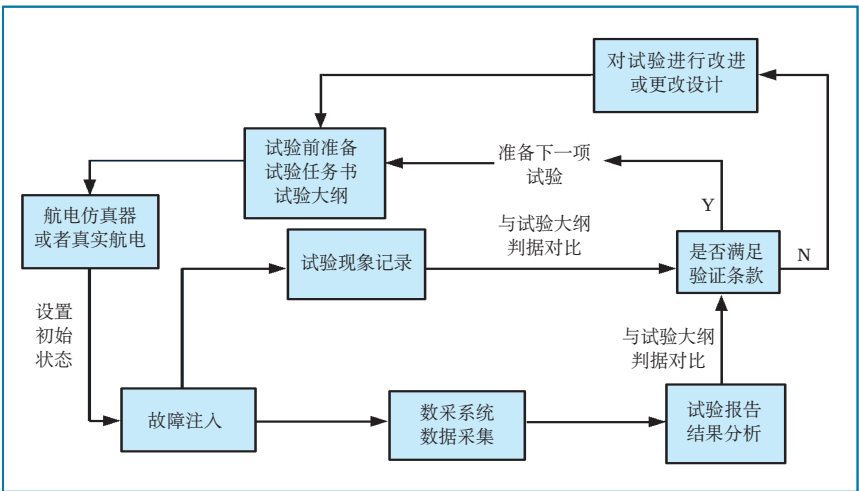


图1 MOC4试验的试验过程

Fig. 1 MOC4 test process

3 验证实例

卡阻试验作为某民用飞机飞行控制系统MOC4适航验证试验的项目之一,具有较强的工程实用性和借鉴意义。下面以方向舵舵面卡阻试验为例,对验证方法进行说明。

3.1 验证条款

方向舵舵面卡阻试验验证适航条款CCAR25.671(c)(3)、CCAR25.672(a)(b)、CCAR25.1309(c)^[5]。

CCAR25.671(c)(3):方向舵舵面卡阻后,飞行员仍可通过驾驶盘来实现副翼和扰流板的横滚操作,一定程度上代替了偏航功能,且飞行员不需要特殊的驾驶技巧或体力仍能安全操纵飞机。

CCAR25.672(a)、CCAR25.1309(c):方向舵舵面卡阻后,告警信息显示飞控故障(FLT CTRL FAULT)和方向舵卡阻(RUDDER JAM)告警信息,且伴随音响提示,简图页显示方向舵舵面变为琥珀色实体,警告系统不会直接驱动操纵系统。

CCAR25.672(b):方向舵舵面卡阻后,系统会自动切断方向舵舵面的操纵。

3.2 故障设置方式

卡阻试验包括以下项目:单侧驾驶盘卡阻、单侧驾驶杆卡阻、脚蹬卡阻、单个扰流板舵面卡阻、副翼配平机构卡阻、方向舵配平机构卡阻、单个副翼舵面卡阻、单个升降舵舵面卡阻、方向舵舵面卡阻、水平安定面卡阻。驾驶舱操纵机构卡阻以及舵面卡阻均通过外部加载实现。外部加载后,通过操纵驾驶舱操纵机构实现脱开机构脱开,通过舵面运动角度的反向加载,实现舵面卡阻。

某型民用飞机方向舵舵面运动由3个作动器控制,在舵面卡阻试验中将2个作动器使用液压油车供压5.9MPa,另一作动器关闭电源,为保证其余舵面均工作在正常模式,关闭电源的作动器所对应的压力使用正常液压系统供压20.7MPa,这样既可以保证各个舵面工作在正常模式又可使方向舵的作用力处于易于卡阻的状态。操纵脚蹬使方向舵到达左偏10°位置,开启加载系统方向舵通道,加载系统使用位置保持模式对方向舵进行加载,使其在当前位置卡阻。

3.3 试验初始状态

卡阻试验中初始状态设置为:飞机空中状态,空速200节,襟缝翼收起,发动机指示和机组警告系统(EICAS)上无告警信息触发,飞控系统处于正常模式,飞控简图页面均为绿色实体。

3.4 试验数据采集及判据

试验数据采集是试验分析的依据,试验过程中主要记录舵面角度、舵面状态、简图页显示及告警信息等相关数据,除此之外,还必须说明飞机偏航功能虽受到影响但扰流板和副翼的操作不能受到影响,依靠扰流板和副翼的横滚功能仍能实现飞机的安全操纵。数据采集见表1。

为对适航条款进行验证,针对故障设置后系统的响应,要求规定出详细的试验判据。方向舵舵面卡阻试验判据见表2、表3。

3.5 试验结果分析

表1 方向舵舵面卡阻试验数据采集

Table 1 Rudder jam test data collection

试验项目	试验目的	试验数据采集
方向舵舵面卡阻	检测方向舵舵面卡阻,控制该轴姿态的其他舵面/系统仍可正常操纵,以及告警显示。	方向舵偏角、副翼偏角、多功能扰流板偏角、脚踏位移、驾驶盘位移、简图页舵面颜色显示、EICAS告警信息显示。

表2 方向舵舵面卡阻试验判据

Table 2 Rudder jam test criterion

故障设置	所有多功能扰流板可正常操纵,且操纵行程与故障设置前一致	左右副翼可正常操纵,且操纵行程与故障设置前一致	飞控系统发出的简图页及EICAS信息符合表3所示结果
方向舵舵面卡阻	是否符合	是否符合	是否符合

表3 方向舵舵面卡阻试验简图页及EICAS信息正确性对照表

Table 3 Rudder jam test synoptic and eicas comparison

初始状态	方向舵舵面绿色实体	飞控故障告警不触发	方向舵卡阻告警不触发
方向舵舵面卡阻	方向舵舵面琥珀色实体	飞控故障告警触发	方向舵卡阻告警触发

在试验报告中对试验结果进行分析,并与3.4节中的试验判据进行比较,如不能满足某项试验判据,需分析其初步原因。

方向舵舵面卡阻试验,在某机型的MOC4试验中得到的试验结果如图2、图3所示。

图2为方向舵卡阻时的系统响应,横坐标代表时间,纵坐标5个分栏分别为脚踏角度、方向舵舵面角度、飞控故障(FLT CTRL FAULT)告警信息、方向舵卡阻(RUDDER

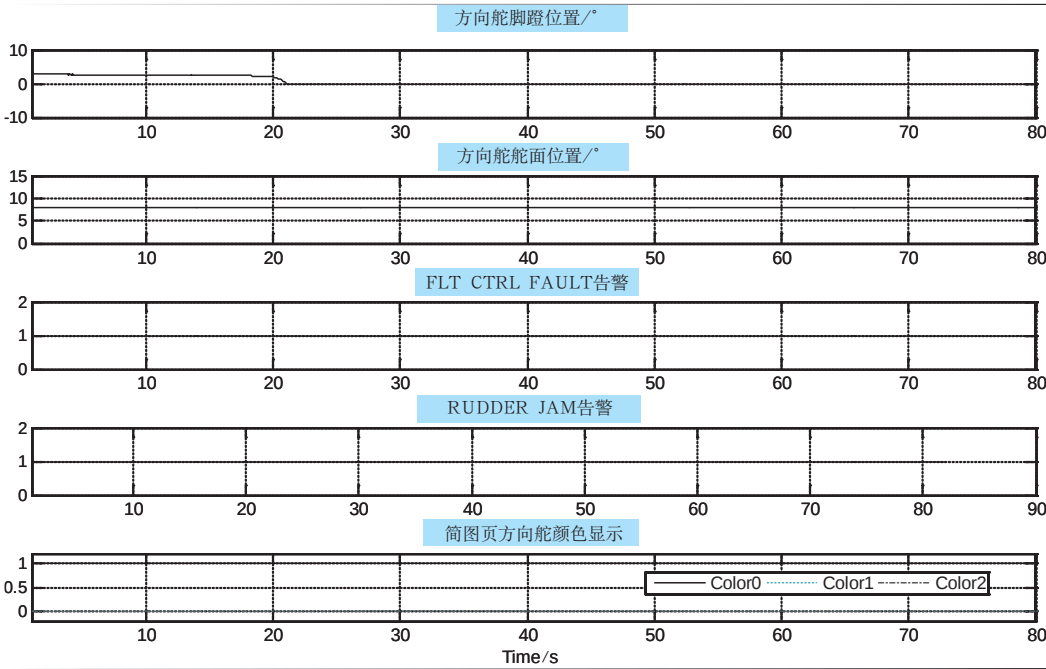


图2 方向舵卡阻后系统响应

Fig. 2 Rudder jam system response

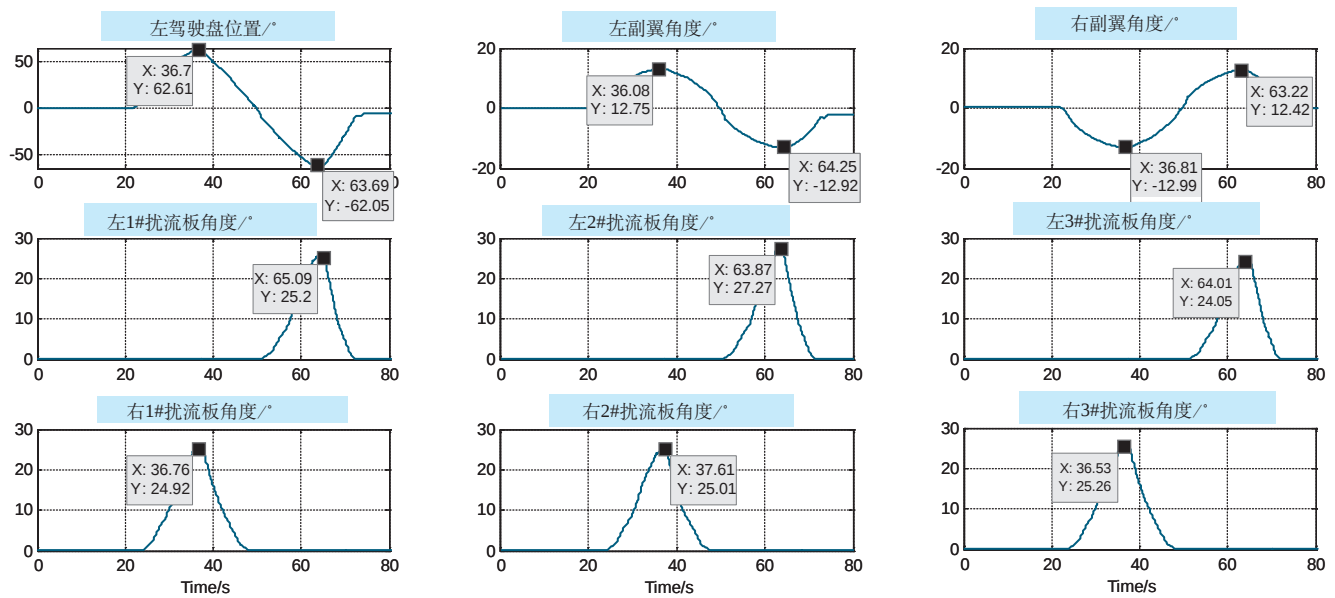


图3 方向舵卡阻时副翼和扰流板响应

Fig. 3 Aileron and spoiler response when rudder jam

表4 方向舵舵面卡阻试验结论

Table 4 Rudder jam test conclusion

故障设置	所有多功能扰流板可正常操纵,且操纵行程与故障设置前一致	左右副翼可正常操纵,且操纵行程与故障设置前一致	飞控系统发出的简图页及EICAS信息符合表5所示结果
方向舵舵面卡阻	符合	符合	符合

表5 方向舵舵面卡阻简图页及EICAS信息正确性对照表结论

Table 5 Rudder jam test synoptic and eicas comparison conclusion

初始状态	方向舵舵面绿色实体	飞控故障告警不触发	方向舵卡阻告警不触发
方向舵舵面卡阻	方向舵舵面琥珀色实体	飞控故障告警触发	方向舵卡阻告警触发
结果情况	符合	符合	符合

JAM)告警信息以及简图页的方向舵颜色显示。方向舵卡阻后脚蹬保持21s,之后,脚蹬收回零位,此时方向舵舵面仍停留在卡阻位置。飞控故障(FLT CTRL FAULT)和方向舵卡阻(RUDDER JAM)告警信息触发(数值为1代表触

发)。方向舵简图页显示为琥珀色实体(方向舵的简图页显示由三个变量定义,当Color0数值为1、Color1数值为0、Color2数值为0时代表舵面为琥珀色实体)。

图3为方向舵卡阻时副翼和扰流板响应,从图中可以看出,在21s后,脚蹬收回零位方向舵舵面停留在卡阻位置,操纵驾驶盘至左右极限位置,左右副翼和左右1#、2#、3#多功能扰流板都能到达指令位置,不受方向舵舵面卡阻的影响,可以实现正常操纵。

利用试验判据与试验结果进行比较,得到方向舵卡阻的试验结论,见表4、表5。

4 结论

针对某民用飞机飞行控制系统,提出了MOC4适航符合性验证的基本方法。该方法以飞控系统设计规范、功能危险性分析为理论基础,以铁鸟试验台为试验工具,从适航条款出发,通过试验任务书和试验大纲的准备、试验状态设置、故障注入、数据采集、试验结果分析等程序完成适航符合性验证。并通过方向舵舵面卡阻试验,说明了试验步骤,试验结果表明该方法能够有效地进行MOC4适航验证,这为同类飞机MOC4适航验证提供了有效途径,具有工程实践意义。

参考文献

- [1] 李亚男,刘彩志. 民用飞机飞控系统MOC8工程模拟器验证方法分析[J].民用飞机设计与研究,2010,1:33-36.
LI Yanan, LIU Caizhi. MOC8 Engineering Simulator Test Validation Method Analysis of Flight Control System for Civil Aircraft[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2010,1:33-36. (in Chinese)
- [2] 曹继军,张越梅,赵平安.民用飞机适航符合性验证方法讨论[J].民用飞机设计与研究,2008,4:37-41.
CAO Jijun, ZHANG Yuemei, ZHAO Ping'an. Discuss the Validation Method of Regulatory Compliance for Civil Aircraft[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2008, 4:37-41. (in Chinese)
- [3] 王立群.谈谈适航符合性验证试验[J].民用飞机设计与研究,2006,2:19-22.
WANG Liqun. Discuss the Test Validation of Regulatory Compliance[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2006, 2:19-22. (in Chinese)
- [4] 陆中,孙有朝,周伽.民用飞机适航符合性验证方法与程序研究[J].航空标准化与质量,2007,4:6-8.
LU Zhong, SUN Youchao, ZHOU Jia. Airworthiness Compliance Approach Procedure for Civil Aircraft[J]. Aeronautic Standardization & Quality, 2007, 4:6-8. (in Chinese)
- [5] 郑作隶等. 运输类飞机适航标准技术咨询手册[M].航空工业出版社,1995.
ZHENG Zuoli etc. Airworthiness Standards Technology Consultation Manual for Transport Category Airplanes [M]. Aviation Industry Publishing Company, 1995. (in Chinese)

作者简介

张大伟(1982-) 男,硕士学位,工程师,主要研究方向:飞控系统设计。
Tel:021-33226651
E-mail:zdw20030612@126.com

MOC4 Test Validation Method Analysis of Flight Control System for Civil Aircraft

ZHANG Dawei

Flight Control System Design and Research Department, Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China

Abstract: For a civil aircraft flight control system MOC4 airworthiness compliance verification, given MOC4 test validation, and the validation protocol was designed. By rudder jam test, the details of MOC4 test process was illustrated. The experimental data collected and test criterion comparison showed that, the method had feasibility and effectiveness. The authentication method can be in line with similar models MOC4 airworthiness validation to provide an effective way of engineering practice significance.

Key Words: civil aircraft; flight control system; MOC4 validation; Iron Bird; jam

Received: 2013-09-26; Accepted: 2013-12-09

* Corresponding author. Tel. 021-33226651 E-mail: zdw20030612@126.com