

# 基于飞控系统故障后的飞行品质评定方法适航验证技术研究

## Research on Airworthiness Certification Technology Based on Handling Qualities Rating Method after Flight Control System Failure

王育平 徐南波 / Wang Yuping Xu Nanbo

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

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

### 摘要:

使用电子飞行控制系统的运输类飞机必须要满足适航安全性的要求。由于运输类飞机通用的规章(14CFAR25部)中许多稳定性和操纵性的要求已经不能代表和覆盖对这类飞机的最低安全要求,因此需要采用新的适航验证方法进行适航评定。通过对某型飞机的研究,采用HQRМ方法评定,给出了分析取证流程以及思路,最后给出按照不同组合概率选取不同的适航验证方案。

**关键词:**操纵品质评定等级;电子飞行控制系统;运输类飞机

[Abstract] The transport category airplanes employing electronic flight control systems (EFCS) must meet the requirements of safety. As the stability and control requirements in the regulations for transport aircraft (14 CFAR 25) hasn't been able to stand for and cover with the lest safe requirements for such aircraft, a new method of airworthiness certification need to be used for airworthiness assessment. This paper provides some produces and ideas for compliance through studying a certain airplane with Handling Qualities Rating Method (HQRМ).

[Key words] Handling Qualities Rating Method (HQRМ); Electronic Flight Control Systems; Transport Category Airplanes

## 0 引言

随着飞机设计及制造技术的迅速发展,各种新型的气动布局、控制方法应用于现代民用运输机的设计中,随着使用电子飞行控制系统(Electronic Flight Control System,简称EFCS)的运输类飞机的出现,运输类飞机通用的航空规章(14CFAR25部)中许多稳定性和操纵性的要求受到了冲击,这些要求已经不能代表和覆盖对这类飞机的最低安全要求,因此需要采用新的适航验证方法开展飞机飞行品质的适航评定。本文结合某型飞机从不同飞行阶段,系统出现故障的概率,大气条件等方面进行综合考虑,研究使用操纵品质评定等级(Handling Qualities Rating Method,简称HQRМ)进行适航取证的方法。

## 1 FAR 操纵品质等级评定方法介绍

电子飞行控制系统(EFCS)提供一个介于飞行员操纵和飞行操纵面(用于正常和故障时)之间的电子界面,生成为飞机三个轴向提供增稳和控制的操纵面指令。

而现行FAR/CCAR条例中有如下条款,对具有机动要求的电子飞行控制系统的飞机存在一定的不足,如表1所示。

因此需要提供一个合适的评定方法来辅助飞行特性的评定。FAA所提供的操纵品质评定等级HQRМ可以很好的进行适航取证。该方法具体要求为:对EFCS故障情况,通过使用操纵品质评定系统来评定飞行特性的符合性。操纵品质评定系统用于代替CCAR § 25. 672(c)评估由于单个和多个

非极不可能发生的故障而形成的 EFCS 构形。”如表 2 所示。

该方法 (HQRМ) 对不同的飞机在不同飞行状态 (例如: 飞控系统故障、大气扰动及飞行包线的组合情

况) 提出了满足适航要求的最低操纵品质等级, 通过飞机在该方法所建议的考核飞行任务中完成典型的静态和动态机动情况, 可以评定飞机的实际操纵品质等级, 以此判断飞机是否满足适航符合性。

表 1 EFCS 飞机可能的不足

现行条款	基本目标	EFCS 飞机可能的不足
§ 25. 171, 173, 175	纵向静稳定性: 1 磅/6 节, 平均值	飞机具有短周期轨迹稳定性
§ 25. 171, 177	横航向静稳定性: $F_a/\beta > 0$	当飞机处于稳定侧滑时, 对于滚转角速度指令的 EFCS, 不满足
§ 25. 671(c)(2)	操作系统, 总则: 在未表明是极不可能的故障组合之后, 仍能继续安全飞行和着陆	对于 EFCS 故障模式和飞行状态矩阵, 不构成表明符合性的进场
§ 25. 671(c)(1) ~ (3)	增稳/动力系统故障时的各种操纵品质要求	只涉及到单个故障; 假定能够保持操纵性和机动性要求, 然而, 配平、稳定性和失速特性可能降低
§ 25. 1309(b)(1)	任何妨碍飞机继续安全飞行和着陆的失效情况的出现为极不可能	适用于系统, 但是与必要的飞行特性评定说明没有直接关系

表 2 操纵品质分级要求

FAR 操纵品质等级	FAR 操纵品质等级的定义
满意的 (S)	通过常规飞行员的体力和注意力就能够满足全部性能准则
足够的 (A)	足以继续安全飞行和着陆; 满足全部的或规定的降低后的性能, 但是伴随有驾驶员体力和注意力的增加
可控的 (C)	不足以继续安全飞行和着陆, 但是可操纵的, 从而可以回复到安全飞行状态、安全飞行包线和/或改变形态, 是的操纵品质至少是足够的

## 2 基于 HQRМ 的电子飞控系统适航取证基本流程研究

基于 HQRМ 评定的适航符合性审定方法是一种针对飞行任务的适航取证方法, 其目的是验证飞机在飞控系统故障、大气扰动和飞行包线三者不同的组合概率下完成某项考核飞行任务的能力和安全性, 完成适航取证工作。该方法融合了飞行包线、大气扰动以及飞行控制系统故障等多个影响因素的单一发生概率及组合概率的计算, 并涉及到考核飞行任务的选取、考核指标的确定以及操纵品质的评定等内容。

基于 HQRМ 的适航取证基本流程如图 1 所示。

## 3 基于 HQRМ 的仿真验证模型建模方法研究

基于 HQRМ 的仿真验证模型采用数字虚拟方

法, 该方法是一种基于人机闭环仿真的适航符合性评定方法, 它通过建立人机闭环仿真模型对飞机完成指定考核任务的过程进行闭环仿真, 通过仿真结果对飞机的飞行特性和操纵品质进行评定。

数字虚拟仿真模型的基本结构包括飞机本体动力学模型、电子飞行控制系统 (EFCS) 模型、驾驶员模型和大气扰动模型等, 如图 2 所示。

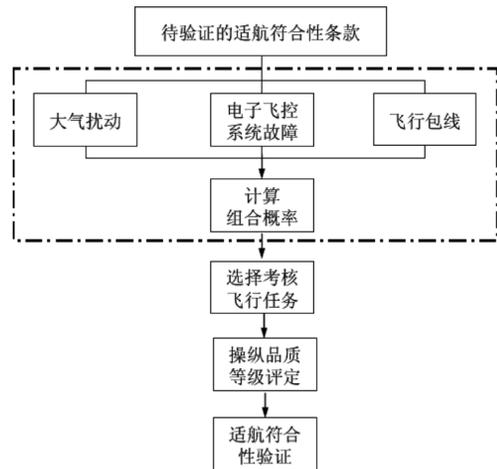


图 1 基于 HQRМ 的适航符合性验证流程

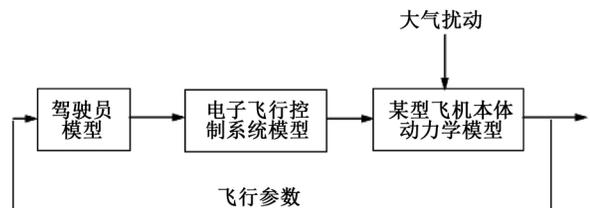


图 2 数字虚拟仿真模型总体结构图

(下转第 48 页)

表 6 计算采用参数列表

$H$ (ft)	35 000	$Ma$	0.7
$T_h$ ( $^{\circ}\text{C}$ )	-70	$T_{\text{supply}}$ ( $^{\circ}\text{C}$ )	44.6
$G_{\text{in}}$ (kg/s)	0.022	$G_{\text{out}}$ (kg/s)	0.06
$T_{\text{cabin}}$ ( $^{\circ}\text{C}$ )	24		

表 7 计算结果列表

$T_w$ ( $^{\circ}\text{C}$ )	9.3	$T_{\text{area}}$ ( $^{\circ}\text{C}$ )	36.5
$T_{\text{in}}$ ( $^{\circ}\text{C}$ )	78.9		

由表 7 可以看出,在系统失效状态下加热器出口空气温度已超过  $70^{\circ}\text{C}$ ,而 SAE-ARP85E 中规定空调系统出风口空气的温度不能超过  $70^{\circ}\text{C}$ 。为避免加热器出口空气温度太高,应在加热器的控制逻辑中设置如果加热器空气的出口温度到达  $70^{\circ}\text{C}$  时,加热器自动切断。这样避免了加热器出口空气温度太高对人员的伤害并有利于加热器的可靠性。

## 4 结论

本文对民用飞机客舱舱门区域的温度控制进

(上接第 20 页)

飞机的本体动力学模型是基础,反映飞机本体在各种舵面和油门输入下的飞机响应特性;电子飞行控制系统模型,在仿真过程中,对于同一个考核任务,通过对比仿真对比故障前后飞机的飞行参数变化,即可反映飞控系统故障对飞机飞行特性的影响规律和影响程度;驾驶员模型主要模拟实际飞行过程中飞行员的操纵过程,反映真实的飞行员行为特征;大气扰动是仿真过程中必须考虑的影响因素,且对于不同的概率等级,需考虑不同强度的大气扰动。

## 4 某型飞机采用 HQRM 方法评定的结果研究

该型飞机电子飞行控制系统的故障主要涉及操纵面松浮及卡阻、操纵面急偏、操纵面舵机增益调参故障等方面。结合大气扰动和飞行包线,通过仿真模型对该型飞机的俯仰轴、滚转轴及偏航轴的三轴操纵特性进行了评定。

验证结果表明:飞控系统故障后,结合一定的大气扰动、飞行包线,该型飞机的操纵品质均满足 FAR 操纵品质等级要求。

## 5 结论

针对该型飞机电子飞行控制系统故障,根据数字

行了研究,得出如下结论:

(1)客舱舱门区域接触温度的控制需舱门温度控制,主要通过向舱门区域供入热气来提高舱门区域温度,供入舱门区域的热气温度主要通过电加热器来实现。

(2)客舱舱门接触温度控制主要通过舱门结构梁与内饰板之间布置绝热层或增加内饰板的热阻来实现。

(3)客舱舱门区域加热器需设置自动关断逻辑。

### 参考文献:

- [1] 寿荣中,何慧珊. 飞行器环境控制[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2004.
- [2] SAE. ARP85E. Air Conditioning Systems For Subsonic Airplanes[S].
- [3] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册第 15 册:生命保障和环控系统[M]. 北京:航空工业出版社,2001.
- [4] 杨世铭. 传热学[M]. 北京:高等教育出版社,1993.

虚拟仿真得到的适航符合性初步验证结果,对不同概率下的飞控系统故障指定具体的适航取证方案。

(1)对于组合概率大于和等于  $10^{-5}$  的情况,此类概率中的部分组合情况可采用对比分析说明的方法完成取证(当然首先还得与适航当局沟通,并达成一致意见后执行)。但其余的组合情况需飞行试验或者飞行模拟器试验来完成取证。对于需要通过飞行试验或者飞行模拟器试验完成的组合情况,需要指定具体的试飞或试验方案。

(2)对于组合概率介于  $10^{-5}$  和  $10^{-7}$  之间的情况,根据飞控系统故障设置的难易程度来决定是否采用飞行试验方法。

(3)对于组合概率介于  $10^{-7}$  和  $10^{-9}$  之间的情况,将根据故障的影响程度和前期仿真计算结果,确定采用试飞方法还是飞行模拟器试验方法完成取证。

(4)对于概率小于  $10^{-9}$  的情况,属于极不可能出现的,不进行适航验证。

### 参考文献:

- [1] Flight Test Guide for Certification of Transport Category Airplanes. AC 25-7A. 1998.3.31.
- [2] Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes. CCAR-25-R3. 1985.12.31.