

民用飞机飞行操纵系统对 CCAR25.671(d) 条款符合性的适航验证方法分析

李亚男 王伟达 王兴波

(上海飞机设计研究院飞控系统设计研究部,上海 200436)

Analysis of Compliance Methods for CCAR25.671(d) for Flight Control System of Civil Aircraft

Li Yanan Wang Weida Wang Xingbo

(Flight Control Department, Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 200436)

摘要:CCAR25.671(d)规定飞机的设计必须使其在所有发动机都失效时仍可操纵。针对中国民用航空总局颁发的运输类飞机适航标准(CCAR25部)的上述要求,某民用飞机对其飞行操纵系统提出了采用试飞(MOC6)和工程模拟器(MOC8)试验验证的方法。首先阐述了美国FAA航空规章制定咨询委员会(ARAC)对CCAR25.671(d)条款的说明和建议的评估方法;其次分析了所有发动机失效对某民用飞机及其飞行操纵系统的影响;然后分别详细说明了采用MOC6和MOC8方法进行符合性验证的思路、故障模拟方法、试验程序和可接受试验判据。该方法为验证民用飞机飞行操纵系统对CCAR25.671(d)条款的符合性提供了有效途径,具有工程实践意义。

关键词:CCAR25.671(d);发动机失效;飞行操纵系统;MOC6;MOC8

[Abstract] CCAR25.671(d) specifies that the airplane must be designed so that it is controllable if all engines fail. Aiming at the above requirement specified in Transport Category Airplanes Airworthiness Standards issued by Civil Aviation Administration of China, compliance methods of Flight tests (MOC6) and Engineering Simulator Tests (MOC8) are proposed for the Flight Control System of a certain type civil aircraft. First, FAA Aviation Rulemaking Advisory Committee (ARAC) explanation and suggested evaluation approaches for CCAR25.671(d) are expatiated; Second, effects of all engines fail on a certain type civil aircraft and its flight control system are analyzed; Third, the compliance validation approaches, fault simulated methods, test procedures and the acceptable criteria for MOC6 and MOC8 methods are detail introduced separately. Methods presented herein provide a valid approach for justifying that the design of the Flight Control System of civil aircraft is compliant with CCAR25.671(d).

[Keywords] CCAR25.671(d); Engines fail; Flight Control System; MOC6; MOC8

0 引言

适航性是航空器能在预期的环境和运行限制下安全飞行(包括起飞和着陆)的固有品质,是确保公众利益的需要,也是航空工业发展的需要。适航标准是保证民用航空器适航性的最低安全标准。民用飞机的设计制造必须符合相关型号所采用的适航标准(审定基础)中每一条款的要求,通过适航审查并获得适航当局颁发的型号合格证,这是许可民用飞机设计用于生产的前提之一。

本文以采用双发尾吊布局的某民用飞机的飞行操纵系统为例,分析了采用模拟器试验(MOC8)和试飞(MOC6)方法验证其对CCAR25.671(d)条款的符合性。首先阐述了CCAR25.671(d)条款的内容和评估方法;其次分析了所有发动机失效对某民用飞机及其飞行操纵系统的影响;然后分别给出了采用MOC8和MOC6验证的方法,包括验证思路、故障模拟方法、试验程序和可接受试验判据;最后给出了该研究的意义和今后的工作方向。

1 CCAR25.671(d)适航条款要求

某民用飞机的审定基础采用了CCAR25部R3

版本,CCAR25.671(d)规定“飞机必须设计成在所有发动机都失效的情况下仍可操纵,如果分析方法是可靠的,则可以通过分析来表明满足本要求。”^[1]。

1.1 ARAC对25.671(d)的说明

该条款的目的是为了确保在所有发动机都失效的情况下,飞机仍应是可操纵的,并且有能力从合理的进场速度拉平到接地时的着陆状态。“拉平到着陆状态”意味着飞机最后落到跑道上,但在所有发动机都失效的情况下,飞机有可能不会到达跑道或着陆面。在这种情况下,飞机必须仍有能力做出拉平着陆的姿态。

该条款同时规定了带动力的或者电子飞行操纵系统的飞机必须具有应急动力源,比如能够为飞行操纵系统提供足够动力的气动发电机、风车发动机、蓄电池等。

1.2 ARAC对25.671(d)评估方法的建议

ARAC对25.671(d)条款的评估方法提出了如下的建议:

1) 应该通过评估确定,在所有发动机都失效的情况下,考虑启动备用系统花费的时间,在不需要特殊的驾驶技巧或体力的情况下,飞机仍能操纵。并

且,按照飞机飞行手册(AFM)程序重新启动发动机期间,飞机也应该是可操纵的。

2) 一般情况下,起飞和着陆阶段是最重要的飞行阶段,尤其对于带有依赖空速的应急动力系统的飞机更是如此。需要通过分析或用试验证明,在所有发动机失效到备用系统工作这段时间内,飞机仍然具有足够的液压压力/供电能力。如果备用系统需要依靠气动力方法产生动力,那么需要用飞行试验证明备用系统能够向操纵系统提供足够的电能和液压压力。飞行试验中所采用的速度应该是飞机有能力进场和拉平到安全的着陆姿态使用的最小速度。

3) 所有发动机失效后的操纵能力应该足够完成进场和拉平着陆。需要注意的是飞机重量可能极低(例如,发动机失效的原因可能是燃料耗尽)。进场和着陆的最大速度可能受到 25 部其它需求(例如,水上迫降、轮胎速度、襟翼或起落架收放速度等)或者驾驶员执行安全着陆的平均能力的限制。在运行重量下,下降到适合飞机形态的进场速度时,飞机应该具有如下的能力:

(1) 以稳定的 30° 坡度向左或向右转弯;

(2) 飞机从一侧 30° 坡度滚转至另一侧 30° 坡度所需的时间不超过 11s(在这种机动中,在一定程度上需要使用方向舵减少侧滑);

(3) 0.8g 的推杆操纵和 1.3g 的拉杆操纵;

(4) 抗 10 节正侧风的拉平着陆^[2]。

2 某民用飞机所有发动机失效的影响分析

2.1 所有发动机失效对飞机的影响

某民用飞机采用双发尾吊布局,在所有发动机失效后,电源系统和液压系统不能正常供电和供压。

电源系统由左、右综合驱动发电机(IDG)、一个辅助动力装置(APU)、飞机外电源通道和一台冲压空气涡轮发电机(RAT)组成。在正常工作状态下,飞机由左、右 IDG 分别向左、右交流汇流条供电。当两台发动机同时失效时,两台 IDG 不能供电,飞机可由备用电源 APU 供电。如 APU 也发生故障,则由 RAT 为飞机上的部分重要负载供电。根据 CCAR25.671(d)的要求,该飞行操纵系统属于飞机丧失正常电源后需应急供电的重要系统,因此,本文对双发失效后,飞机由 RAT 供电的情况进行分析。

液压系统由三套独立系统组成。在正常工作状

态下,三套液压系统同时为各自的液压用户提供液压能源。当两台发动机同时失效时,1#和 2#液压系统丧失供压能力,飞机只能由 3#液压系统供压。

综上,所有发动机失效会影响飞机的正常供电和供压,从而导致受影响的用电设备和用压设备丧失功能或性能降低。

2.2 所有发动机失效对飞行操纵系统的影响

某民用飞机的飞行操纵系统包括主飞行控制系统和高升力系统。其中主飞行控制系统用于飞机的横滚、航向和俯仰操纵;高升力系统用于飞机在起飞和着陆时机翼上的升力和阻力控制。主飞行控制系统采用电液伺服作动器控制升降舵(左、右)、方向舵、副翼(左、右)和扰流板(3 对)的运动,采用无刷直流电机驱动水平安定面配平作动器来控制水平安定面实现俯仰配平;高升力系统通过动力驱动装置(PDU)提供前缘缝翼和后缘襟翼定位于要求的位置所需的驱动以及制动力矩。

根据飞行操纵系统的设计原理以及全机能源配置情况,双发失效后,飞控系统可操纵的舵面以及操纵性能大大降低。双发失效后,飞机由 RAT 供电时,飞控舵面的状态如下:

1) 一侧升降舵、一侧副翼和方向舵可操纵(每个轴向只剩下一个工作通道);一对多功能扰流板可操纵;水平安定面的配平速率为恒值;

2) 另一侧升降舵和另一侧副翼处于阻尼漂浮状态,剩下的扰流板处于收起位置;

3) 襟翼和缝翼半速运行,襟/缝翼伸出的最大位置受到限制。

综上,双发失效故障会使飞控系统丧失对部分操纵面的控制能力,对仍可操纵面的控制余度或性能都有所降低,因此,空中发生双发失效故障会大大降低飞控系统的安全裕度。

2.3 所有发动机失效后飞机的操纵性分析

结合 2.1 节和 2.2 节的分析,某民用飞机在所有发动机失效后对操纵性的影响如下:

1) 所有发动机失效后,左侧副翼及左侧升降舵的漂浮会导致飞机各个方向操纵效率的降低。

2) 由于左侧升降舵及左侧副翼漂浮会同时使飞机产生明显向左的滚转力矩,在飞机横向操纵面只剩右副翼及 3 号多功能扰流板时,将会明显地增加飞机横航向操纵的困难。

3) 由于左副翼及升降舵的漂浮度数将始终随着飞行状态的变化而变化,这将使飞行员操纵飞机的难度进一步增大。

3 CCAR25.671(d)的验证方法分析

本文主要分析了采用 MOC6 和 MOC8 符合性验证方法验证某民用飞机飞控系统对 CCAR25.671(d)的符合性。

采用 MOC8 方法验证时,需要根据故障发生后飞控操纵面的运动情况,建立双发失效的故障模型。试验时,注入故障,飞行员进行操纵并对故障影响进行评估。

MOC6 试验是在 MOC8 试验的基础上进行的。根据分析和模拟器试验情况制定详细的试验方案和相关系统的试飞改装方案,确定试飞状态和参数。试飞时,按照要求,通过操纵驾驶舱中的开关模拟故障,验证飞机的操纵性。最后恢复故障,返场着陆。

下面对 MOC8 和 MOC6 验证方法分别进行分析。

3.1 CCAR25.671(d)的 MOC8 验证方法分析

3.1.1 验证思路

试验前,通过性能计算得到试验的飞行阶段和飞行参数。采用飞行员在环试验,通过在工程模拟器上模拟双发失效故障,评估故障对飞机操纵性、驾驶员工作负担以及飞行安全的影响。

3.1.2 工程模拟器试验平台

采用与该型号飞机匹配的工程模拟器作为试验平台。该工程模拟器由硬件和软件两部分构成,其中硬件部分主要包括仿真座舱、驾驶舱操纵器件、视景投影系统、操纵负荷系统和主控制台;软件部分主要包括飞行仿真系统、飞控仿真系统、发动机仿真系统、航电仿真系统、液压仿真系统、燃油仿真系统 and 人机界面。

工程模拟器上飞控系统的实现原理为:飞控仿真系统软件与操纵负荷计算机通过以太网实时通讯,向操纵负荷计算机发送需要的参数,同时接收来自操纵负荷计算机的参数。操纵计算机的功能主要是实现五个通道(包括升降舵、副翼、方向舵和左、右油门杆)的基本闭环控制。飞控系统软件计算出舵偏角等参数送给模拟器其它系统,计算出相应参数(如弹簧力参数等)通过以太网实时发送给操纵负荷计算机,来实时地对五通道的动态控制回路进行调整,使模拟器的飞控系统能够逼真再现飞机上真实飞控系统的特性。

3.1.3 逼真度说明

工程模拟器与真实飞机的逼真度直接关系到

MOC8 试验结果的有效性。本文从模拟硬件逼真度、软件逼真度、开环模拟系统逼真度和闭环模拟系统逼真度四方面对该飞机工程模拟器的逼真度进行说明。

1) 模拟硬件逼真度主要指驾驶舱环境。该飞机工程模拟器的驾驶舱布局按照真实飞机的驾驶舱布局设计,主要操纵器件和显示仪表为真实飞机的地面试验件或仿真件,从而保证了其与真实飞机的驾驶舱环境具有较高的逼真度。

2) 模拟软件逼真度主要包括模型和数据两方面。该飞机工程模拟器上安装的模型主要有飞控系统模型、液压系统模型、燃油系统模型和动力系统模型等。这些模型由相应的飞机系统供应商提供,模拟的效果和真实飞机相似。控制率模型与真实飞机保持一致。

3) 开环模拟系统逼真度指不包括驾驶员在回路中的模拟器系统的逼真度。该飞机工程模拟器已经通过验收。在准备验收的过程中,对模拟器操纵回路每一个子系统进行了逐个验证,然后把它们组合成一个完整的系统再进行验证,试验结果表明其符合相关的设计要求,与真实飞机具有一定的逼真度。

4) 闭环模拟系统逼真度指人(驾驶员)机(模拟器)闭环系统的逼真度。在工程模拟器上进行了飞行员在环的操纵品质试验,飞行员对模拟器与真实飞机在操纵品质上的不一致情况进行了评价。根据后续分析,已经对不一致的地方做了改善,以保证模拟器较真实飞机具有一定的逼真度。

此外,工程模拟器安装有视景系统,视场角为 $180^{\circ} \times 40^{\circ}$,能够满足试验时飞行员对视景的需求;工程模拟器的运算平台采用 VxWorks 实时操作系统,通过了时间延时测试,满足 CCAR-60 部飞行模拟设备的鉴定和使用规则的要求。

工程模拟器目前使用的气动数据来自风洞试验和计算,随着研制阶段飞机飞行次数的增加,将逐步使用飞行数据代替工程模拟器的吹风数据,对工程模拟器参数进行校核和更新,最终使工程模拟器与飞机的状态保持一致。

3.1.4 试验方法

1) 建立双发失效故障模型

根据双发失效后飞行操纵系统各操纵面的运动特性,建立故障模型。试验时,通过选择故障注入按钮,使工程模拟器飞行操纵系统从正常运动模型切换到故障模型。此时,右侧副翼、右侧升降舵、方向舵、3#多功能扰流板可正常操纵。水平安定面的配

平速率为恒定值,襟缝翼半速运行。左侧副翼和左侧升降舵处于漂浮状态,剩余的扰流板处于收起位置。

2) 试验状态的确定

因为双发失效故障的工程模拟器试验为试飞验证提供支持,因此,在确定试验状态时,需要充分考虑试飞安全性和可行性。试验状态确定的原则如下:

(1) 根据 ARAC 的建议,考虑到发动机失效的原因可能是由于燃料耗尽,因此,试验中飞机的重量采用零油重量。

(2) 试飞试验中采用双发慢车模拟双发失效(见 3.2 节),为了避免试验中由于条件和环境的变化导致发动机供油系统丧失将燃油从飞机燃油箱输往发动机和 APU 的能力,从试飞安全性角度出发,试验开始高度应不高于发动机抽吸供油高度。

(3) 从安全性角度考虑,应在飞机巡航平飞时开始试验,速度采用有利空速。

某民用飞机试验状态参数如表 1 所示。

表 1 试验状态参数

序号	重量(kg)	起始高度(米)	速度(节)	形态	起落架
1	零油重量	不高于发动机抽吸供油高度	有利空速	巡航	收上

表 1 中各参数的值均需根据飞机的设计指标和性能分析计算得到。

3) 试验程序

(1) 按表 1 状态配平飞机,保持飞机平飞。

(2) 通过主控台选择故障注入按钮,将飞行操纵系统切换到故障模型,各飞控操纵面均按照故障模型中设置的运动特性工作。

(3) 飞行员对飞机姿态进行修正,待飞机稳定后,进行如下操作:

① 进行 30° 坡度左转弯/右转弯;

② 飞机稳定在一侧的 30° 坡度飞行,迅速向另一侧建立 30° 坡度;

③ 纵向推杆/拉杆阶跃操纵,过载要求为 0.8g/1.3g。

(4) 按飞行手册要求下降,并操纵飞机进场着陆,演示飞机的着陆拉平能力。

(5) 取消故障。

(6) 记录飞机响应时间历程曲线。

3.1.5 可接受判据

当所有发动机失效后,飞机具有 ARAC 关于 FAR25.671(d) 的规定操纵能力,具有进场和拉平着陆的能力。

3.2 CCAR25.671(d) 的 MOC6 验证方法分析

3.2.1 验证思路

通过试飞改装和驾驶员操作,模拟所有发动机失效时液压系统、电源系统和发动机故障。由于飞机在空中飞行,而所有发动机失效是非常危险的,因此从安全性的角度出发,试验中采用双发空中慢车模拟双发失效。试飞中只验证在故障情况下,飞机仍可操纵。CCAR25.671(d) 中关于故障后飞机能够达到的操纵能力在工程模拟器上验证。

3.2.2 故障模拟方法

对液压系统进行改装,在驾驶舱中加装开关,能够在试验时切断 1#和 2#液压系统供压,模拟只由 3#液压系统向飞机供压的情况。通过切断 L GEN, R GEN 开关(如果 APU 开着,需要切断 APU GEN 开关,开关灯显示为“OFF”)模拟电源故障。在 3#液压系统电动泵正常工作前,只有 3#液压系统蓄压器向飞机供压。手动释放 RAT。试验结束后,接通 L GEN, R GEN 开关,恢复液压开关。

3.2.3 试验要求和飞行参数

根据飞机的实际设计情况,给出下面的试验要求和飞行参数。

1) 试验要求

(1) 发动机状态:双发慢车。

(2) 飞机重量:零油重量。

(3) 开始试验高度:发动机抽吸供油高度。

(4) 试验结束高度:为确保飞机在试飞中不能恢复动力时能够安全返场,通过性能分析,对于指定的试验机场应在规定的高度以上结束试飞试验。

(5) 速度:试飞开始后,首先选择巡航构型,以有利空速飞行,并减小下滑角。在模拟进场和着陆过程中,如果应急动力源的供电能力与空速有关(如 RAT),则试验中飞行速度应不小于应急动力源为全负载供电所需要的空速。

(6) 坡度:在模拟双发失效试飞时,高度显得尤为重要,为了降低高度损失,建议转弯时选择小坡度。

2) 飞行参数

试验状态的确定原则参照 3.1.4 节。试飞状态参数如表 2 所示。

表 2 中每个参数的值均需要根据飞机的设计指标和性能分析计算得到。

3.2.4 试飞方法

1) 在本试飞项目进行之前,需进行充分的工程模拟器试验以及安全性分析。

表 2 模拟双发失效试飞状态(双发慢车)

序号	飞行阶段	起始高度(m)	速度(节)	形态	起落架	坡度(°)
1	下滑	发动机抽吸油高度	有利空速	巡航	收上	0
2	180°转弯	预定高度 1	有利空速	巡航	收上	小坡度
3	下滑	预定高度 2	有利空速	卡位 3	放下	0
4	模拟着陆	预定高度 3	有利空速	卡位 3	放下	0

2) 整个试验按照循序渐进的方式逐步进行。

3) 飞机按正常程序起飞至表 2 状态 1 中的发动机抽吸油高度、速度后,巡航形态,配平飞机,保持稳定平飞。

4) 使用故障模拟装置切断发动机泵对 1#和 2#液压系统的供压,先后切断 APU 及左、右发电机的供电。

5) 手动放下冲压空气涡轮 RAT。

6) 确认 RAT 提供电力,确认 3#液压系统正常工作。

7) 进行 30°坡度左转弯/右转弯。

8) 飞机稳定在一侧的 30°坡度飞行,迅速向另一侧建立 30°坡度。

9) 纵向推杆/拉杆阶跃操纵,过载要求为 0.8g/1.3g。

10) 操纵飞机以有利空速下滑,从发动机抽吸油高度下降至预定高度 1。

11) 飞机下降至预定高度 1 后,以小坡度进行 180°的转弯下滑至预定高度 2。

12) 调整表速为有利空速,放下起落架。

13) 模拟进场着陆,试验最低高度为预定高度 3。

14) 恢复飞机设置,试验结束。

15) 返场着陆。

记录飞机响应时间历程曲线。

3.2.5 可接受判据

在双发失效后,飞机具有 ARAC 关于 FAR25.671(d) 的规定操纵能力。

4 结论

本文对 CCAR25.671(d) 条款的要求和评估方法进行了说明,分析了双发失效故障对某民用飞机和飞控系统的影响。从验证飞控系统对该条款的符合性的角度,分别提出了初步的模拟器试验(MOC8)验证方案和试飞(MOC6)验证方案。这两个方案为验证飞控系统对 CCAR25.671(d) 的符合性提供了有效途径。随着今后工作的不断深入,将逐渐改进和完善此验证方案。

参考文献:

[1] CCAR-25-R3 运输类飞机适航标准[S]. 北京:中国民用航空局,2001.
 [2] AC25.671 Control System - General [S]. Washington: FAA,2001.



(上接第 43 页)

度。不过值得注意的是,在实际工艺应用中,这种壁板的内装饰与蒙皮间的安装要求具有较好的密封性。

3 结论

大型客机的研制已经进入实质性发展阶段,噪声作为民机舒适性的重要指标之一,必须在型号设计中予以考虑,以便尽早发现与解决飞机设计中存在的噪声问题。要做到这点就必须充分地利用数值仿真技术对飞机各个结构、部件及系统进行噪声性能分析,为舱内降噪与噪声控制提供有效的设计依据。

参考文献:

[1] VA One Virtual TL, USER'S GUIDE & THEORY @ ESI Group,2007.
 [2] R. H. Lyon. Statistical Energy Analysis of Dynamical Systems; Theory and Applications [M]. London: The MIT Press,1975.
 [3] F. Fahy. Sound and Structural Vibration: Radiation, Transmission and Response[M], Academic Press, London,1985.
 [4] 姚起航. 飞机噪声工程[M]. 西安:西北工业大学出版社,1998.
 [5] 王彦琴,盛美萍,孙进才. 统计能量分析预测飞机壁板隔声量及舱室内声场分布[J]. 声学技术,2003,22(4).
 [6] M. P. Norton. 工程噪声和振动分析基础[M]. 北京:航空工业出版社,1989.