

文章编号:1674-8190(2014)03-343-07

民用飞机飞控系统主舵面卡阻试飞方法研究

王婷, 邹泉, 刘艳

(中国飞行试验研究院 中航工业飞行仿真航空科技重点实验室, 西安 710089)

摘要: 某型民用飞机是我国首次全面采用 CCAR25 部进行适航取证的飞机型号, 民航当局特别关注飞控系统舵面卡阻故障状态下的飞行试验验证。为了保证该民用飞机飞控系统舵面卡阻试飞顺利开展, 针对舵面卡阻方案设置及卡阻试飞方法进行深入研究, 提出三种舵面卡阻方案, 对各方案优缺点进行分析, 重点介绍卡阻故障模拟方案的原理及试飞安全控制方案, 并根据适航标准要求制订具体的卡阻试飞方法; 通过铁鸟台试验对卡阻故障模拟方案和卡阻试飞方法进行验证。结果表明: 卡阻故障模拟方案满足舵面卡阻要求, 卡阻试飞方案具有较高的可行性。

关键词: 民用飞机; 飞控系统; 舵面卡阻; 试飞方法

中图分类号: V217⁺.1

文献标识码: A

Flight Test Method Study on Civil Aircraft Primary Flight Control Surfaces Jamming

Wang Ting, Zou Quan, Liu Yan

(AVIC Aeronautical Science and Technology Key Laboratory of Flight Simulation,
Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract: A certain civil aircraft is the first airplane type to fully use CCAR25 for validating the airworthiness in our country, the flight test of control surfaces jammed situation is highly focused by CAAC. To ensure that the civil aircraft flight control surfaces jamming flight test will be developed successfully, surfaces jammed scheme and flight test method are studied. Three schemes of surfaces jamming are introduced and analyzed, the principle and flight safety control scenario of the front-injected method are emphasized. Finally typical surfaces jammed simulation flight test method is formed. The scheme and method are validated on the civil aircraft iron bed, the results indicate that the front-injected method meets the requirements of surfaces jamming and is highly feasible.

Key words: civil aircraft; flight control system; control surfaces jammed; flight test method

0 引言

某型号支线飞机是我国第一架拥有完全自主知识产权的民用飞机, 并第一次完全以 CCAR25 部作为审定基础进行验证, 该型号飞机的安全性是飞行试验的考核重点之一。适航审定部门对该飞机的飞控系统故障, 尤其是对舵面卡阻的飞行试验提出了明确的验证需求。CCAR25. 671(c) 要求

“必须用分析、试验或两者兼用来表明, 在正常飞行包线内发生飞行操纵系统和操纵面(包括配平、升力、阻力和感觉系统)的任何一种故障或卡阻后, 不要特殊的驾驶技巧或体力, 飞机仍能继续安全飞行和着陆。”^[1]“卡阻(Jam)”定义为: “A failure or event such that a control surface, pilot control, or component is fixed in one position(某个操纵舵面、飞行员操纵器件或组件停滞在某个位置的失效或事件)”^[2-5]。在卡阻条件下飞机应具备足够的操纵响应^[6]。

FAA 颁布的政策 PS-AN1M100-1995-00020, 对操纵面“正常使用位置”的卡阻给出了指导建

收稿日期: 2014-03-10; 修回日期: 2014-04-09

通信作者: 王婷, 313653602@qq.com

议^[7]。随后,FAA 发布条款 25.671 的建议修改稿与咨询通告草案,进一步明确了确定卡阻位置的原则,以及卡阻发生后所应该具有的机动能力等^[8-9]。根据上述条款和相关资讯通告的要求,该型号飞机的飞控系统合格审定试飞必须进行舵面卡阻故障试验,以表明飞机在此类故障情况下能够满足适航条款要求。此次舵面卡阻试飞是我国首次在民用飞机适航审定试飞中进行的,没有前期经验,是一项全新的任务,且舵面卡阻故障本身带来的风险不确定性和实施难度较大。

本文主要针对舵面卡阻试飞方法进行研究,以保证该机飞控系统舵面卡阻试飞项目安全实施。提出三种设置舵面卡阻的方案,并详细介绍卡阻故障模拟方案的原理及其试飞安全控制方案;以单侧升降舵卡阻为例介绍设置舵面卡阻角度的原则以及舵面卡阻后的试飞方法和评定标准;通过铁鸟台架试验对卡阻故障模拟方案和卡阻试飞方法进行验证。

1 主飞控系统简介

某型号飞机的飞控系统由主飞行控制系统、辅助飞行控制系统和襟/缝翼系统组成,其中主飞行控制系统是具有数字增强功能的电液伺服系统,包括升降舵、副翼和方向舵三个子系统。主飞行控制系统架构如图 1 所示。

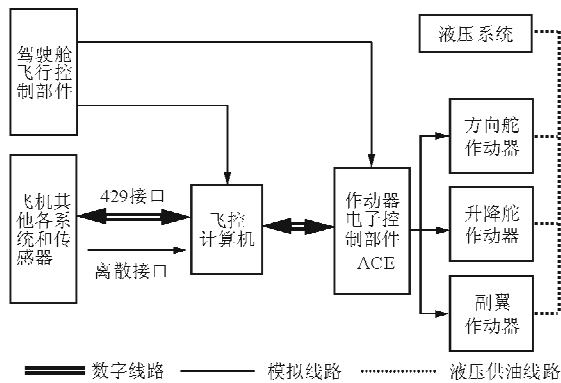


Fig. 1 Primary flight control system architecture overview

在单侧升降舵舵面卡阻故障实施过程中,可能会产生“升降舵剪刀差”现象,严重的“升降舵剪刀差”会对舵面结构造成损伤,而副翼卡阻、方向舵卡阻则不存在这一问题。因此,本文以升降舵控制系统为例进行介绍,升降舵控制系统架构如图 2 所示。

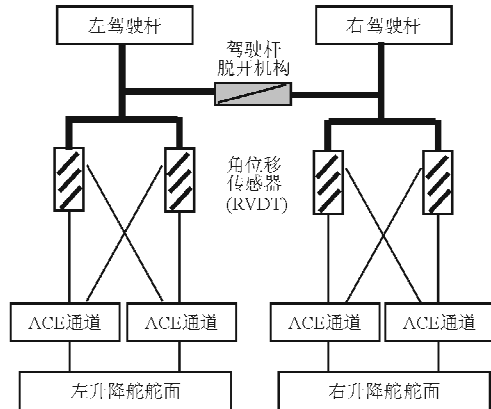


Fig. 2 Elevator control system architecture overview

该机主飞行控制系统具有以下三个特点:

- (1) 左右座驾驶具备独立操纵左右升降舵、左右副翼的能力;
- (2) 左右座驾驶杆/盘之间均有操纵器件脱开机构;
- (3) 以升降舵控制系统为例,左右驾驶杆各有 2 个角位移传感器(RVDT),每个 RVDT 有 2 路信号输出,共 4 路操纵指令信号输入到相应的 ACE 通道。

2 主舵面卡阻科目

依据 AC25.671-X 的要求,该支线飞机的主舵面卡阻试飞应包括单侧副翼舵面卡阻、单侧升降舵面卡阻和方向舵面卡阻三个科目。

依据该型号飞机飞控系统功能危害性分析可知,飞控系统的功能故障为 72 项,其中 I 类功能故障(灾难性的)25 项,II 类功能故障(危险性的)12 项,III 类功能故障(重大的)22 项,IV 类功能故障(小的)13 项。方向舵卡阻为 II 类故障,副翼卡阻、升降舵卡阻为 III 类故障。三个科目的功能危害性分析如表 1 所示。

表 1 主舵面卡阻的功能危险性分析表

Table 1 System level function hazard assessment for surfaces jamming

| 序号 | 试验项目 | 故障等级 | 失效概率 |
|----|-----------------------|------|------------|
| 1 | 单侧副翼舵面卡阻在正常运动范围内的某一位置 | III | $<10^{-5}$ |
| 2 | 单侧升降舵面卡阻在正常运动范围内的某一位置 | III | $<10^{-5}$ |
| 3 | 丧失方向舵偏航控制功能 | II | $<10^{-7}$ |

根据中国民用航空局飞行型号合格审定试飞安全计划对风险等级的划分,方向舵卡阻、副翼卡阻和升降舵卡阻均属于高风险科目^[10]。若想安全高效地进行舵面卡阻故障模拟试验,需要建立完善可靠的舵面卡阻方案和试飞安全控制方案,合理选择舵面卡阻角度,设计可行的试飞方案。

3 主舵面卡阻设置方案

3.1 主舵面卡阻方案比较

根据该机飞控系统的架构、布局、操纵特性以及可能的故障源进行综合分析,提出三种设置主舵面卡阻的方案:固定舵面方案、驾驶操纵器件脱开方案、卡阻故障模拟方案。

(1) 固定舵面方案

固定舵面方案是使用夹具将某个舵面锁定在某一固定位置来模拟舵面卡阻故障。该方案设计简单,仅使用常规夹具按需对舵面进行卡阻角度设置即可。但由于只能在飞机起飞前实施该方案,且贯穿所有飞行阶段,使得飞机在起飞和着陆阶段的风险大增。

(2) 驾驶操纵器件脱开方案

该型号飞机的左右驾驶杆/盘之间使用脱开机构进行连接,在正常状态下脱开机构处于啮合状态,左右驾驶杆/盘为联动方式。驾驶操纵器件脱开方案利用外力将左右驾驶杆/盘链接脱开,使左右驾驶杆/盘可以独立操纵左/右舵面。在进行故障模拟时,只需被模拟侧(左侧/右侧)驾驶员将驾驶杆/盘固定在预定位置,即可实现模拟该侧舵面卡阻。该方案在地面或空中均可实现,无需改装,并且可以方便选择模拟任意一侧的舵面卡阻。

该方案存在如下问题:

①该型号飞机的舵面增益是随空速变化而变化的。若空速变化范围较大,则驾驶员同一操纵量对应的舵面偏度将存在较大差异,模拟卡阻的位置不恒定,导致模拟精度差。

②左右驾驶杆/盘脱开后,操纵完全独立,整个飞行过程中,需要左右驾驶密切配合、协调一致,否则会产生较为严重的“升降舵剪刀差”现象,增加驾

驶员负担,影响飞行安全。

③左右驾驶杆/盘脱开后,在空中无法恢复,只能落地后进行地面恢复,整个飞行过程中带硬故障飞行,风险不可控。

(3) 卡阻故障模拟方案

卡阻故障模拟方案的原理是使用外部传感器信号代替原驾驶舱一侧的操纵器件输出指令,通过调节传感器信号将舵面设置到预期卡阻角度。该方案采用旋钮代替驾驶舱的操纵器件,新的操纵指令依然通过 ACE 通道来控制舵面。在试验完成后可恢复原有的驾驶杆/盘操纵,还能够通过限定行程的方式方便可靠地实现指令限制。

该方案存在如下问题:

①线缆改装的工作量较大。

②试验过程中,某一状态点的变化范围受限。若空速变化范围较大,此时预设的操纵输入所对应舵面偏度将相应产生变化,使得模拟舵面卡阻的角度偏离试验状态,从而不能满足试验需求。

③外部传感器信号的注入和撤除,相当于注入和撤除操纵阶跃信号,可能瞬态较大,造成舵面冲击。

综合考虑试飞安全、研制周期等因素,最终选定卡阻故障模拟方案作为该型号飞机的主舵面卡阻设置方案。

3.2 卡阻故障模拟方案原理

以单侧升降舵面卡阻故障模拟为例详细描述卡阻故障模拟方案的原理。

依据卡阻故障模拟方案原理,研发一套升降舵模拟卡阻故障注入装置。该装置由两部分构成:①切换电路的继电器装置,安装在升降舵模块一侧;②集成了电源开关的内置多余度 RVD T 的旋钮控制盒,安装在驾驶舱内部。考虑到飞行员的分工,上述设备均安装在驾驶舱右侧。旋钮控制盒上电后,继电器将右侧升降舵的四路控制信号输入端切换至控制盒输入,通过人工手动调节控制盒上的旋钮位置,实现对右侧升降舵面偏转角度的控制。右侧升降舵卡阻故障模拟方案原理如图 3 所示。

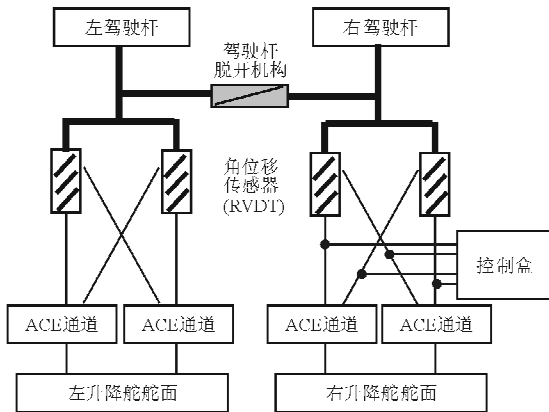


图3 升降舵卡阻故障模拟方案原理图

Fig.3 Jamming fault simulation schematic diagram of elevator

3.3 试飞安全控制方案

采用卡阻故障模拟方案实现舵面卡阻,需要对飞机的飞控系统进行改装。为了避免加装设备可能带来的飞行风险隐患,制定试飞安全控制方案。

(1) 故障信号注入、撤出原则

舵面卡阻试验要求完全切断驾驶舱操纵组件对卡阻舵面的控制信号,信号切换必然会带来瞬态响应。为了避免产生过大的瞬态,卡阻试验过程中的故障信号注入、撤出需遵循如下原则:应当在飞机处于配平状态下注入卡阻信号,卡阻舵面一侧的驾驶员将正常的驾驶方式切换到控制盒,并缓慢增大调节舵面卡阻的角度到规定位置;另一侧驾驶员应始终保持飞机的配平状态。撤除信号时,也应当在飞机处于配平状态下进行,卡阻舵面一侧的驾驶员缓慢减小调节舵面卡阻的角度至 0° ,并将控制盒切换到正常的驾驶方式上。

(2) 设备故障及飞行特情处置原则

卡阻故障注入后,若发生设备故障,如继电器故障、旋钮机械卡阻等;或者飞机在飞行过程中出现特情,如系统故障、姿态变化过大,状态不易操纵等。驾驶员应立即将旋钮恢复到 0° 位置,然后关闭控制盒电源,恢复原机系统操纵。

另外,卡阻故障控制信号的切入点也应当尽量选取在飞行控制律参数变化平缓的空速附近。这主要考虑是即使发生设备故障、系统故障或是飞控模式转换的情况下,飞机舵面权限变化不大,仍能处于较为平稳的状态。

4 舵面卡阻试飞方案

CCAR25.671(c)明确提出卡阻类型是“在起

飞、爬升、巡航、正常转弯、下降和着陆过程中正常使用的操纵位置上的任何卡阻”,要求舵面卡阻位置的选择范围与正常飞行下的舵面运动范围一致,如正常飞行期间滚转和机动状态升降舵的运动范围,或者正常起飞和巡航(包括横侧阵风扰动)的方向舵运动范围。

AC25.671-X对CCAR25.671(c)做出了详细解释,描述了确定升降舵舵面卡阻角度的原则,即飞机在 $1.23V_{SR}$ 到 V_{MO} 的速度范围内进行 $0.8g\sim 1.3g$ 机动动作时卡阻;飞机在起飞抬轮时以 $3^{\circ}/s$ 的稳定速率抬轮时卡阻^[9]。本文在确定卡阻位置时,参考了国外已取证机型,最终选取较为严酷的试验构型与卡阻角度。单侧升降舵舵面卡阻试验的一个状态点如表2所示。

表2 单侧升降舵舵面卡阻试验状态

Table 2 Test condition for unilateral elevator jamming

| 参数 | 对应状态 | 参数 | 对应状态 |
|----|--------------|------|--------------|
| 高度 | 3 000 m | 襟翼 | 进场 |
| 空速 | $1.23V_{SR}$ | 起落架 | 放下 |
| 重量 | 小重量 | 发动机 | 按需 |
| 重心 | 前重心 | 卡阻角度 | -9° |

单侧升降舵卡阻的试飞方案为:

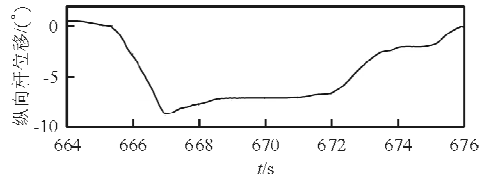
- ①在预定试验状态点,配平飞机;
- ②右座驾驶员打开控制盒电源,通过调节控制盒上的旋钮位置设置右侧升降舵舵面卡阻于 -9° ,锁定该旋钮位置;
- ③左座驾驶员进行纵向推/拉驾驶杆,完成阶跃操纵,要求过载为 $0.8g/1.3g$;
- ④完成模拟进场演示;
- ⑤试验任务结束后,右座驾驶员解除控制盒旋钮锁定,并旋转旋钮缓慢回到零位,关闭控制盒电源,恢复驾驶杆操纵,正常返场着陆。

单侧升降舵卡阻试验通过的评定标准为:

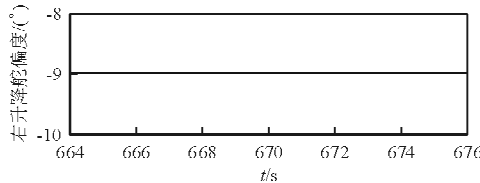
- ①飞机应具备 $0.8g/1.3g$ 的过载能力;
- ②飞机不应出现严重的瞬态响应;
- ③飞机能够安全着陆。

5 铁鸟台试验结果及分析

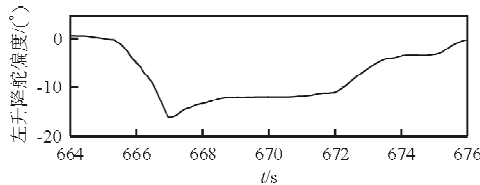
为了验证主舵面卡阻故障注入装置及试飞方案,进行铁鸟台试验。该民用飞机飞控系统右侧升降舵舵面卡阻于 -9° 的铁鸟台架试验结果如图4~图6所示。



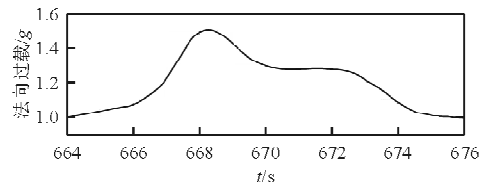
(a) 纵向杆位移变化曲线



(b) 右升降舵偏度变化曲线



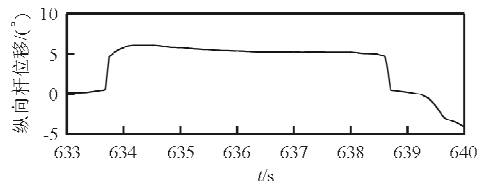
(c) 左升降舵偏度变化曲线



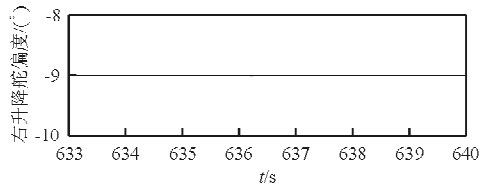
(d) 法向过载变化曲线

图 4 右升降舵卡阻阶跃操纵响应(过载 1.3 g)

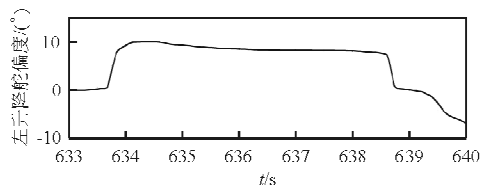
Fig. 4 Step control response of right side elevator jamming(overload 1.3 g)



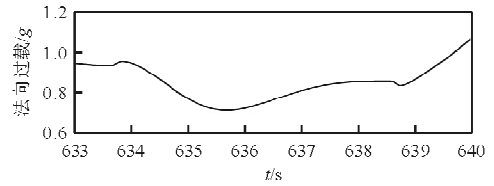
(a) 纵向杆位移变化曲线



(b) 右升降舵偏度变化曲线



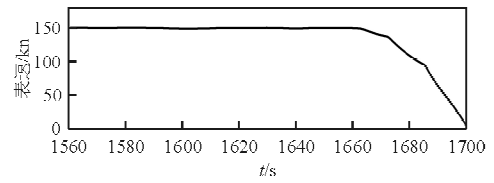
(c) 左升降舵偏度变化曲线



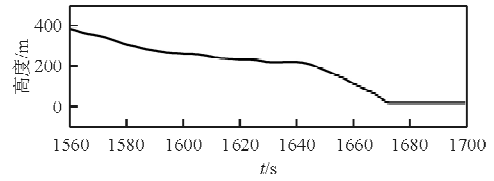
(d) 法向过载变化曲线

图 5 右升降舵卡阻阶跃操纵响应(过载 0.8 g)

Fig. 5 Step control response of right side elevator jamming(overload 0.8 g)



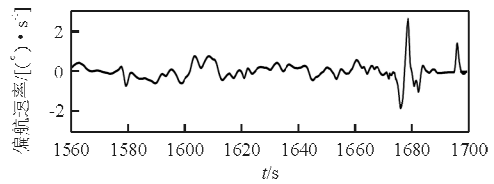
(a1) 表速变化曲线



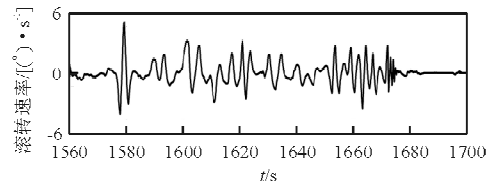
(a2) 高度变化曲线



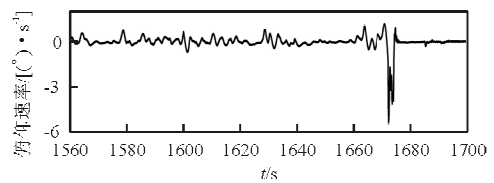
(a3) 下降率变化曲线



(a4) 偏航速率变化曲线

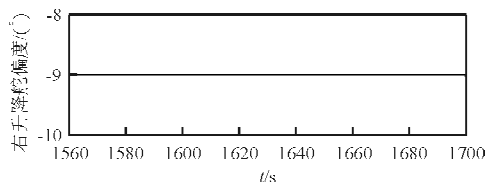


(a5) 滚转速率变化曲线

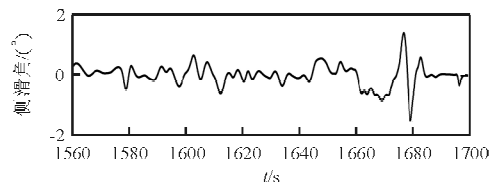


(a6) 俯仰速率变化曲线

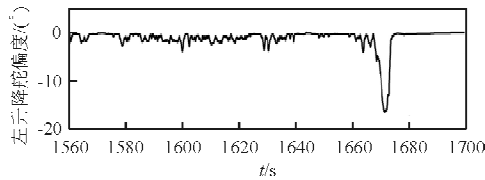
(a) 速度高度特性



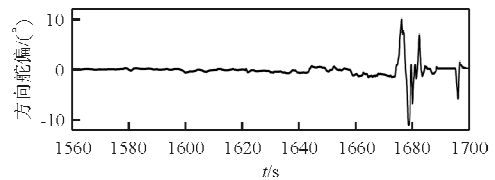
(b1) 右升降舵偏度变化曲线



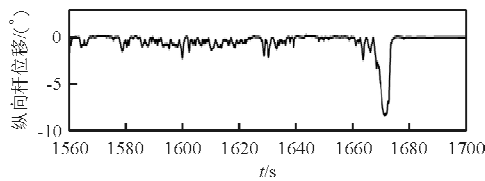
(c2) 侧滑角变化曲线



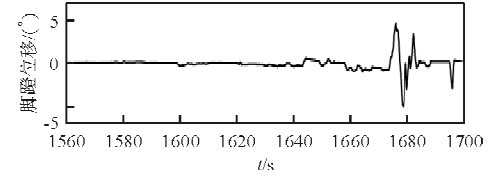
(b2) 左升降舵偏度变化曲线



(c3) 方向舵偏变化曲线



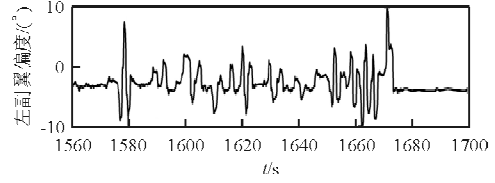
(b3) 纵向杆位移变化曲线



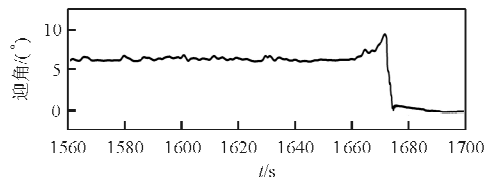
(c4) 脚蹬位移变化曲线



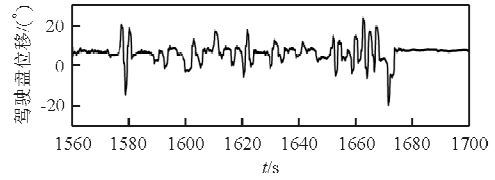
(b4) 俯仰角变化曲线



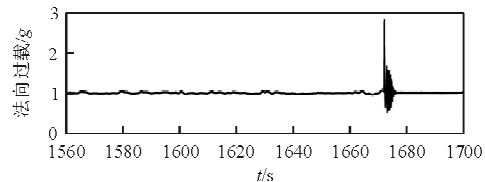
(c5) 左副翼偏度变化曲线



(b5) 迎角变化曲线

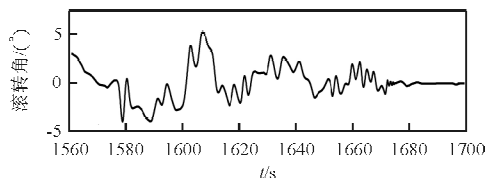


(c6) 驾驶盘位移变化曲线



(b6) 法向过载变化曲线

(b) 纵向响应



(c1) 滚转角变化曲线

(c) 横航向响应

图 6 右升降舵卡阻进场着陆

Fig. 6 Approach landing of right side elevator jamming

从图 4~图 6 可以看出:通过卡阻故障注入装置能够将右侧升降舵面设定到预期的卡阻角度;在发生升降舵卡阻后飞机仍具备 0.8 g/1.3 g 纵向阶跃,未发生严重的瞬态响应,并具有着陆的能力。

飞行员的评价表明该装置工作可靠、易于操纵,能够将舵面设定于预期的卡阻角度,卡阻故障注入/撤出瞬态可接受,舵面卡阻故障模拟方案可行,满足舵面卡阻设置要求;试飞状态点选择及飞行动作安排合理,飞行试验方案具备可实施性。

6 结 论

民用飞机飞控系统舵面卡阻试飞具备高风险性,是整个飞控系统试飞的难点。通过铁鸟台试验,对卡阻故障模拟方案和舵面卡阻试飞方案进行了全面验证,试验结果表明:卡阻故障模拟方案采用的卡阻故障注入装置能够满足舵面卡阻设置要求,不影响飞行安全;飞控系统舵面卡阻试飞方案合理可行。

随着该民用飞机试飞任务的逐步进行,试飞验证的状态和试飞方法将根据实际情况不断完善。下一步将开展飞控系统舵面卡阻机上地面验证工作,以确保飞行试验的顺利实施和试飞安全。

参考文献

- [1] 中国民用航空局. CCAR-25-R4 中国民用航空规章: 第 25 部——运输类飞机适航标准[S]. 北京: 中国民用航空局, 2011.
Civil Aviation Administration of China. CCAR-25-R4 China civil aviation regulations: Part25-Airworthiness standards; transport category airplanes[S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2011. (in Chinese)
- [2] EASA; CS-25 AMC 25. 671(a) Certification specifications for large aeroplanes[S]. Germany; EASA, 2005.
- [3] EASA; CS-25 AMC 25. 671(b) Certification specifications for large aeroplanes[S]. Germany; EASA, 2005.
- [4] EASA; CS-25 AMC 25. 671(c)1 Certification specifications for large aeroplanes[S]. Germany; EASA, 2005.
- [5] EASA; CS-25 AMC 25. 672(c) Stability augmentation and automatic and power-operated systems, certification specifications for large aeroplanes[S]. Germany; EASA, 2005.
- [6] 郑作棣. 运输类飞机适航标准技术咨询手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 1995.
Zheng Zuodi. Airworthiness standards technology reference manual of transport aircraft[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1995. (in Chinese)
- [7] Federal Aviation Administration, Aircraft Engineering Division. PS-ANM100-1995-00020 Policy regarding flight control jams for “normally encountered positions”[S]. US: US Department of Transportation, 1995.
- [8] FAA; Flight controls harmonization working group(FCH-WG) report[S]. Washington; FAA, 2002.
- [9] FAA; AC25. 671-X Control system-general[S]. Washington; FAA, 2010.
- [10] 中国民用航空局航空器适航审定司. AP-21-AA-2012-31 飞机型号合格审定试飞安全计划[S]. 北京: 中国民用航空局航空器适航审定司, 2012.
Department of Aircraft Airworthiness Certification, Civil Aviation Administration of China. AP-21-AA-2012-31 Aircraft type qualification certification safe project for flight [S]. Beijing: Department of Aircraft Airworthiness Certification, Civil Aviation Administration of China, 2012. (in Chinese)

作者简介:

王 婷(1983—),女,硕士,工程师。主要研究方向:飞行控制与仿真。

邹 泉(1985—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞行控制与仿真。

刘 艳(1968—),女,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞行控制与仿真。

(编辑:马文静)