

# 民机电气线路互联系统(EWIS) 维修性设计研究

## Research on the Maintainability Design of Electrical Wiring Interconnection System (EWIS) for Civil Aircraft

马麟龙 唐长森 / Ma Linlong Tang Changsen

(上海飞机设计研究院,上海 201210)

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

### 摘要:

依照将 EWIS 作为飞机独立功能系统的研制理念,从型号工程实践中出发,分析明确了飞机运营中 EWIS 的计划和计划外维修工作任务,并在此基础上创新性地提出了针对 EWIS 维修性设计的定性要求、结合 EWIS 组件的设计特点提出了以 EDZ 为对象进行维修性设计要求分解的方法,以及型号研制中开展 EWIS 的维修性分析与评估验证的方法。

**关键词:** 电气线路互联系统;维修性设计;定性要求;指标分配;验证

**中图分类号:** V242

**文献标识码:** A

[Abstract] This paper clarifies the EWIS scheduled and un-scheduled maintenance tasks of aircraft in service according to the concept of the Electrical Wiring Interconnection System (EWIS) as a special functional system of the aircraft, relying on the type development practice. Based on this, some special maintainability qualitative requirements were presented, a set of new process and method of allocating the maintainability requirements to EWIS design zones were innovatively delivered, and some feasible means of EWIS maintainability evaluation or verification were studied.

[Key words] electrical wiring interconnection system; maintainability design; qualitative requirement; index allocation; verification

## 0 引言

自 2009 年 3 月空客 A320 系列 MRBR Rev14 中首次出现用“EWIS”标识的工作项目以来,飞机“电气线路互联系统(Electrical Wiring Interconnection System,简称 EWIS)”的概念已经在航空业界逐步得到认同。2007 年底美国联邦航空局(FAA)发布 FAR25 部第 123 号修正案,使得 EWIS 正式成为现代民机设计和运营体系中一个重要的独立专业系统,对保证航空安全起到了巨大的促进作用。

将 EWIS 单独作为一个独立的飞机系统进行设计,带来了飞机电气系统设计理念上的重大变化;

同时适航当局最新发布的一系列专门针对 EWIS 持续适航的法规和咨询通告,也带来了 EWIS 维护理念、维修方式上的巨大改变。特别是 CCAR 25(R4). 611 和 1719 条对 EWIS 的可达性设计提出了专门的适航要求<sup>[1]</sup>。因此,新的民机型号研制过程中,必须探讨新的针对 EWIS 的维修性设计思路和方法,以充分提高 EWIS 系统的维修效率,降低飞机运营成本,提高型号市场竞争力。

## 1 EWIS 的维修工作

EWIS 是指安装在飞机任何区域、任何部位的,用于在两个或多个端头之间传送电能(包括数据和

信号)的各种导线、线路装置或它们的组合(包括端接设备在内)。该系统包括:(1)导线和电缆;(2)汇流条;(3)电气设备的端头,包括继电器、断路器、开关、接触器、接线板、断路器和其它电路保护装置上的端头;(4)连接器,转接插头以及插头的附件,包括直连插头座;(5)连接器附件;(6)电气接地和搭接装置及其有关的连接件;(7)导线接线片;(8)给导线提供附加保护的器材,包括导线绝缘,导线套管以及带有用于搭接的电气端头的导管;(9)屏蔽套和编织套;(10)卡箍和其它用来固定和支撑线束的装置;(11)线束捆绑装置;(12)标牌或其他识别标签;(13)压力封严件;(14)在支架、面板、设备架、接线盒、分配面板等设备内部的 EWIS 部件,如导线集成组件和设备的外部导线等。

需要注意的是,EWIS 并不包含飞机上的电气电子设备和不属于飞机型号设计部分的便携式电气设备,也不包含光导纤维。

明确 EWIS 的范围,确定 EWIS 有哪些维修工作,是开展 EWIS 维修性设计的基础。运营飞机的 EWIS 维修工作包括计划维修工作和非计划的修复性维修工作两部分。

### 1.1 EWIS 计划维修工作

EWIS 的计划维修工作全部来自于 MRBR<sup>[2]</sup>,大部分是根据 CCAR26 部和 FAA AC25-27A 所规定的 EZAP 程序<sup>[3-4]</sup>而来的,这部分任务都在末尾增加了“EWIS”标志(有的型号采用“EZAP”标志,作用是一样的),包含在区域维修大纲和系统维修大纲的 ATA20 章中。这些任务的详细情况如表 1 所示。

表 1 MRBR 中来自 EZAP 程序的 EWIS 维修任务

任务对象	任务类型	在 MRBR 中的位置
对特定区域内所有 EWIS 的检查任务	GVI	与所在区域一般目视检查任务合并后归入区域维修大纲,末尾标注“EWIS”
对特定 EWIS 项目的专门(Stand-Alone)检查任务	GVI 或 DET	ATA20 章,末尾标注“EWIS”
对特定区域内 EWIS 的清洁任务	RST	

MRBR 禁止运营商从维修方案中删除 ATA20 中标识有 EWIS 的工作任务(这部分任务都来自于 EZAP);同时还要求运营商在根据 MRBR 制定本公司的维修方案和维修工卡时,也须将 EWIS 注明在

工卡中。

另外,MRBR 中还有部分是来自 L/Hirf 维修大纲的任务,虽然没有在末尾增加“EWIS”或者是“EZAP”标志,但是也与 EWIS 有关。从满足 CCAR 25.611 和 25.1719 条规定的要求来讲,所有 EWIS 的计划维修工作在 EWIS 的维修性设计中都应给予充分重视,保证这些任务的维修对象具有良好的维修性。

### 1.2 EWIS 非计划(修复性)维修工作

EWIS 组件的非计划的修复性维修任务,主要是在飞机航线运营过程中发生 EWIS 部件的故障或失效,或者在检查中发现 EWIS 部件的损伤和退化后所采取的恢复故障部件设计性能的维修任务。这些任务可以分解为以下的一个或多个工作步骤:故障定位、故障隔离、拆卸分解、更换、组装、调整及测试等。

EWIS 组件常见的非计划修复性维修工作有:

(1)导线和电缆绝缘层的修理;(2)防火区导线绝缘层的修理;(3)导线束内导线的更换;(4)导线接线端片的更换与修理;(5)各种电气端头、插头、插头附件及接线桩的维修更换;(6)各种电气接地或搭接装置的维修更换;(7)线束支撑或固定件的修理或更换;(8)线束的重新捆扎;(9)套管、堵盖及卡环的维修更换;(10)接线管及压力封严件的维修更换;(11)热缩管和波纹管的维修更换;(12)导线、电缆或线束的整体更换;(13)使用连接管进行导线或线缆的修理;(14)线路的检测与测试工作;(15)非计划维修中对于各种 EWIS 组件的表面清洁工作等。这些工作都应按照飞机标准线路施工手册或 AMM 手册中“标准线路施工”中的相关内容来实施。

## 2 EWIS 的维修性设计定性要求

在型号研制中,EWIS 的维修性设计的相关要求必须能够保证上述的计划和非计划的维修工作都能便于实施,并尽可能地降低维修的成本。下面给出型号“维修性设计准则”中对 EWIS 维修性设计中提出的基本要求:

1)全机布线的设计必须满足 CCAR 25.1719 “可达性规定:EWIS”中的要求,保证任何 EWIS 部件必须可以接近,以对其进行持续适航所需的检查和更换。EWIS 元器件的可达性设计应使其各个部

分方便实现维护、拆卸和替换;并保证满足日常运营中能够在尽量不拆卸其他设备和组件的前提下按照 MRBR 进行计划的 EWIS 检查和维护(包括清洁)工作。

2) 线缆和线束的敷设:为了安装维护方便,飞机内敷设的线束的直径一般不超过 50mm (2.0in), 线缆和线束的敷设应不妨碍其它零组件的维修通路。所有接线盒的内部应便于检查和维护。单个线束不能过长,不应有过多的转弯和分线束,线束弯曲的半径不得小于规定的数值。设计中应保证安装在损伤风险较高区域内的 EWIS 组件可方便地拆换,这些高风险区域包括但不限于:(1)评估有特殊风险的区域(如雷击、鸟撞、爆胎、轮缘飞脱、任意自由摆动杆松脱扫略以及发动机碎片影响区域);(2)运行期间可能受外来物体撞击的区域;(3)在 MSG-3 分析中认为易受偶然损伤的区域;(4)容易受到振动、除防冰液、厨房/厕所/货舱液体、机身排液、液压油、燃油等影响或污染的区域。

3) 分离面的布置:应在每个结构对接分离面处提供布线分离面。如果拆卸可拆卸的结构或零组件时会影响到布线,那么该布线应具有机械断点。分离面的尺寸应足以保证标准连接器工具的通路,且不会妨碍邻近的连接器。连接器周围应留有足够的空间,保证可以不用连接器夹钳就能进行适当紧固。

4) EWIS 紧固件和固定装置的可达性要求:EWIS 紧固件的位置和类型应尽量使检查、修理和更换工作不对 EWIS 部件和其邻近的飞机系统和结构产生干扰。所有的电缆托架、线束托架、线束捆扎点都必须可达并在周围留下足够的工具操作空间。

5) 连接器:在线束与设备或线束与线束的连接由于移动或维修设备、元器件或布线而需要经常拆卸时,应采用连接器。连接器的安装位置应保证其不能被作为操作或维护人员的扶手或踏脚,也不能被货物和储藏物损伤。屏蔽连接器与结构间电搭接应便于检查和维护。螺纹耦合匹配的连接器的使用自锁耦合环。连接器尾附件耦合环没有自锁机构的应使用保险丝打保险以防松动。对于圆形连接器,应保证:(1)提供不用工具拆装连接器所需的足够空间;(2)在连接器耦合环的周围最少保持 25mm(1.0in)间隔,除非设备的尺寸或连接器安装

可利用区域有限,或者连接器的数量和尺寸无法满足该空间要求,这种情况下连接器的周围最少保持 19mm (3/4in)的清空;(3)当若干连接器能按次序拆装时,在按次序拆卸和复位的起始处的连接器周围应提供 25mm(1.0in)扫过最少 270°的清空;(4)连接器的安装轴线与机身成水平时连接器的主键位应在上,成垂直时连接器的主键应位于飞行器的前方;(5)无论插头和插座,极性键(多个)的啮合和定位应明显。对于矩形连接器,应保证:为连接和分离矩形连接器提供足够的空间;每个连接器都能在不拆卸邻近连接器的前提下进行拆装,每一个连接器的连接和分离不影响其相邻的 LRU 和连接器;连接器连接和分离时应有工具通路。

6) 防差错设计:位置邻近的线缆接头或连接器都绝不应该出现错误的交叉对接。为了保证这一点,邻近的成对连接器应该有不同的壳体规格、连接方式、型谱或键位。当这些方法不可行时,应该通过敷设和卡紧线束,控制路径以确保成对连接器不能错误地互相交叉对接。邻近接线端子应使用不同规格的螺柱孔、扇形片或束缚电缆控制点,而不是依靠代码标识,以防错装。

7) 线缆端接:为保证连接器更换,应提供最少比正常长度长出 13mm (1/2in)的线缆余量,该余量应分布在连接器和第二个支撑卡箍之间,AWG 8 以及更粗的导线、射频电缆不受重新端接余量要求的约束。导线长度应允许在不更换导线的前提下进行两次端子重新压接。AWG2 及以上的铜电线,在端接处提供至少 1 倍圆套筒长度的松弛量。这些余量应分布在耳片端子/对接接头附近以便于维护人员更换耳片端子/对接接头时利用。接线端子上需要弯曲的位置,应由接线端子制造商预先压制,而不应在维修现场压制。

8) 馈电线:机身内主电源馈电线的设计和安装应允许 10% 的变形和拉伸而不会失效。三相馈电线必须敷设到同一线束中并且容易识别。

### 3 EWIS 的维修性设计要求的分解与权衡

在 FAR25-123 修正案之前,由于电缆被分属于不同的系统来设计,制造商对于机上的电缆是不单独分配维修性设计指标的。而随着 EWIS 独立成系统,特别是 25.1709 条款专门对 EWIS 系统的可靠

性分析提出要求以来,对 EWIS 系统的维修性给出专门的 EWIS 设计要求,也成为现代新型号民航 EWIS 维修性设计的一个新趋势。

飞机其他系统维修性指标分配常用的做法,是将系统总的维修性指标按照各种组件单元的故障率进行分配,使得故障率高的组件单元的维修时间短、维修成本低,以此保证整个系统的平均维修时间和平均维修成本维持在一个较低的水平上<sup>[5]</sup>,这种分配方法对 EWIS 来讲,在一定程度上具有参考性<sup>[6]</sup>。

但是 EWIS 系统相比于其他系统显然更具特殊性,这些特殊性表现在:首先,EWIS 组件单元数量很多,但种类不多,而且空间上遍布机上各个区域,同一种组件单元布置在不同的环境中,服务于不同的系统,承担不同的负载,因此仅仅以组件单元本身的可靠性为依据来进行 EWIS 组件的维修性指标分配就不尽合理,必须引入更多的参考因素。另外更重要的是,EWIS 系统的组件服务于其“用户设备”,因此 EWIS 的位置和安装方式很大程度上取决于“用户设备”的位置和接口方式,因此 EWIS 的维修性设计必须与“用户设备”相协调,同时还要考虑其走向路径上的其他结构和设备的综合影响。

在民航 EWIS 研制过程中,为了便于机上不同位置 EWIS 的设计统筹和协调,通用做法是将飞机空间划分为多个 EWIS 设计区域(EWIS Design Zone,简称 EDZ),EDZ 是 EWIS 数字样机设计最基本的组织单元<sup>[7]</sup>。鉴于 EWIS 的维修性与其所在区域的环境关系较大,本文提出以机上不同 EDZ 为对象开展 EWIS 的维修性要求分解的思路,即将维修性设计要求分解到各个 EDZ 上去,在此基础上再考虑具体每个 EWIS 组件的维修性设计要求。具体方法如下:

(1) 在开展全机 EDZ 划分的过程中,充分考虑到不同 EDZ 内的 EWIS 工作环境和维护环境,尽量避免将不同的维护环境划到同一个 EDZ 中;

(2) 充分考虑各个 EDZ 中可能造成 EWIS 组件退化、损伤或故障的各种因素,这些因素包含但不限于:EWIS 所在区域空间大小、空间内 EWIS 稠密度与间距、负载类型、起火的潜在影响、温度变化、振动、灰尘、厨房液体、厕所液体、液压油、防/除冰液、化学液体、燃油、湿气、闪电和高强度电磁辐射影响、地面保障设备影响、外来物损伤、天气影响、

其他维修工作影响、可能的液体溢出影响、乘客活动影响等。根据这些因素的不同,来有针对性地提出 EWIS 的保护设计要求和维修性设计要求。

(3) 将 EWIS 保护设计要求与维修性设计要求相结合。在某种意义上,EWIS 保护设计也可以看做是 EWIS 维修性设计的一部分,因为这些保护措施的强化和落实可以减少全寿命期的 EWIS 维护工作。特别是对于预计可能维修性比较差的 EWIS 组件,通过强化 EWIS 保护设计来降低该组件的失效率。同时,对于某些由于重量和其他约束而不得不采用相对较弱的保护设计的 EWIS 组件,就要从维修性设计要求上充分保证其检查和维护的便捷性。

## 4 EWIS 的维修性分析与评估验证

在飞机研制过程中,通过对 EWIS 系统设计方案进行维修性分析、评估和验证,可以充分地了解设计方案是否满足 EWIS 维修性定性要求和定量指标,以便及时发现维修性的设计不足并做出改进优化。对 EWIS 的维修性设计评估是一项持续性的工作,从 EWIS 设计的早期就开始,反复迭代进行,并与其它系统和结构的维修性设计评估工作同步进行、共享设计数据信息。

### 4.1 虚拟维修方法在 EWIS 维修性设计中的运用

虚拟维修技术利用数字样机和相关维修信息,创建虚拟维修环境,在虚拟环境中模拟维修的过程,从而在设计阶段就可以对 EWIS 的维修性进行分析评价<sup>[8]</sup>。

(1) 虚拟维修仿真环境建模:EWIS 虚拟维修仿真利用飞机研制过程中的数字样机来建立每个 EDZ 的三维模型,并在此基础上增加维修人员、维修工具、地面设备模型。仿真模型既具有几何属性,如形状、体积等;又具有物理属性,如重量、重心;同时还包括装配、约束关系,能体现材质、粗糙度、光洁度等特征,以及维修人员的生理特征、动作规律和行为特点等。对于 EWIS 组件,必要时还需要对其软硬度、挠曲性进行仿真建模。

(2) 维修过程仿真的实现:维修仿真由维修场景和虚拟人的行为来实现维修有关活动或过程的模拟,通过运动控制对虚拟人行为进行调整,来仿真虚拟人行为,模拟维修场景的约束运动,并对维修仿真的结果输出进行记录和处理。

运用虚拟维修手段,可以实现对 EWIS 组件以

下几个方面维修性特征的分析:(1)可达性分析,包括视觉可达性和实体接触可达;(2)维修操作空间分析,验证维修对象安装位置对维修人员完成维修动作所需空间的满足程度;(3)工作姿态与人素工程分析,判断维修人员姿态、所需要用力的方向及大小、安全威胁等不利影响;(4)维修时间分析,通过记录虚拟仿真过程中的维修时间来对实际操作的维修时间进行评估。这些都可以用来分析评估EWIS维修性定性要求和定量指标的落实情况。

#### 4.2 基于维修工作分析的EWIS维修性指标预计

维修工作分析(Maintenance Task Analysis,简称MTA)是指对飞机及其设备、部件的每一个维修任务(包括计划维修任务和非计划维修任务)进行详细的分析,以确定完成每一项维修任务所需要的支持资源,这些支持资源包括时间、物料、工具、支援和测试设备、人员及其技能等<sup>[9]</sup>。飞机研制过程中对EWIS开展MTA的工作内容和流程如图1所示。

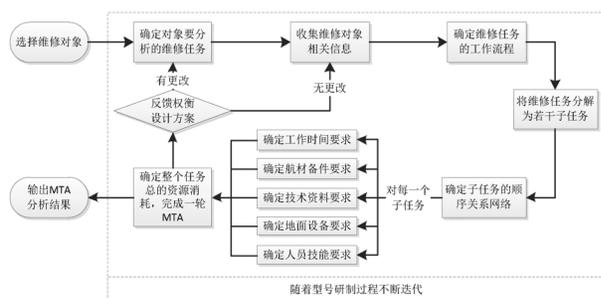


图1 EWIS开展MTA的工作内容和流程

通过MTA分析确定EWIS维修工作所需的各项支持资源,就可以在研制阶段对EWIS的维修性定量指标进行预计,还可以为EWIS相关的技术出版物提供基础工作程序支持。

#### 4.3 EWIS维修性试验与验证

在飞机研制过程中,对于某些位置或作用关键、状态临界而又不能通过虚拟仿真手段评估的EWIS维修对象,就需要通过实际的EWIS维修性验证试验来进行评估验证。

(1)EWIS研制阶段的试验室维修性验证:在飞机研制阶段,通过实物样机模拟出的机上安装和运行环境,运用真实的EWIS试验件来模拟维修拆装工作,通过获取相关数据来验证设计是否可行。

(2)飞机试制装配阶段的EWIS维修性验证:在飞机试制阶段,可以在装配过程中对各个EDZ内

EWIS组件的维修性情况进行验证。EWIS装配过程中获取的工艺数据、时间和资源消耗信息等,对于优化EWIS组件的维修性设计都具有重要的指导意义。

(3)试飞阶段的EWIS维修性验证:试飞阶段的EWIS维修工作与实际运营阶段类似,通过试飞维修检查方案的落实和试飞阶段改装、排故、修复性维修的实施,采集维修性相关的数据,也可以为设计改进和优化提供重要的依据。

## 5 结论

将EWIS单独作为一个独立的飞机系统来进行设计,带来了飞机设计理念上的重大改变,也对EWIS的维修性设计提出了新的要求。本文从型号工程实践出发,分析明确了飞机运营中EWIS的计划和计划外维修工作任务,并在此基础上创新性地提出了针对EWIS维修性设计的定性要求、结合EWIS组件的设计特点提出了以EDZ为对象进行维修性设计要求分解方法、以及型号研制中开展EWIS的维修性分析与评估验证的方法。型号实践证明,所提的EWIS维修性设计要求、维修性定量指标分配方法以及维修性分析评估验证方法等在实际工程中具有很强的操作性和指导性,对优化和提升EWIS维修性设计水平具有很强的价值。

通过以上研究和探讨,可以看出EWIS是一个高度复杂并与飞机各系统、结构高度交联的重要系统,其设计水平对保证航空安全和飞机型号市场竞争力具有决定性的作用。目前国产民机在EWIS维修性设计方面仍有许多方面需要改进和突破,需要国内工程技术人员继续开放视野、不断学习国际先进理念和技术,深入开展自主创新,以进一步提高国产民机的整体设计水平。

#### 参考文献:

[1] 中国民用航空局. CCAR25-R4 中国民用航空规章第25部:运输类飞机适航标准[S]. 北京:中国民航局,2009.  
[2] CAAC AC-121/135-67. 维修审查委员会和维修审查委员会报告[S]. 北京:中国民用航空局飞行标准司,2006.  
[3] 中国民用航空局. CCAR26 运输类飞机的持续适航和安全改进规定[S]. 北京:中国民航局,2011.  
[4] FAA AC 25-27A. Development of Transport Category Airplane Electrical Wiring Interconnection Systems Instructions for

Continued Airworthiness Using and Enhanced Zonal Analysis Procedure[S]. US: Federal Aviation Administration, 2010.  
[5] GJB/Z57-1994, 维修性分配预计手册[S].  
[6] 吕川. 维修性设计分析与验证[M]. 北京: 国防工业出版社, 2012.  
[7] 肖乾, 于新生, 袁征. 国外民机 EWIS 设计先进理念的介

绍与探讨[J]. 民用飞机设计与研究, 2010, 4:42-44.  
[8] 郝建平, 等. 虚拟维修仿真理论与技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008.  
[9] S3000L. International Procedure Specification for Logistics Support Analysis[S]. ASD&AIA, 2009.

(上接第 24 页)

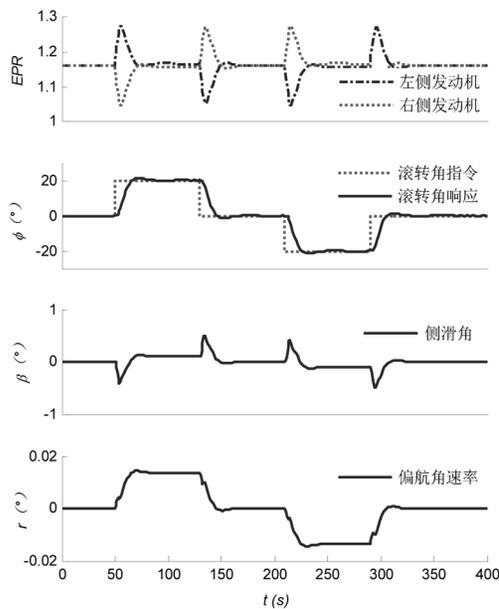


图 6 横航向滚转角控制响应曲线

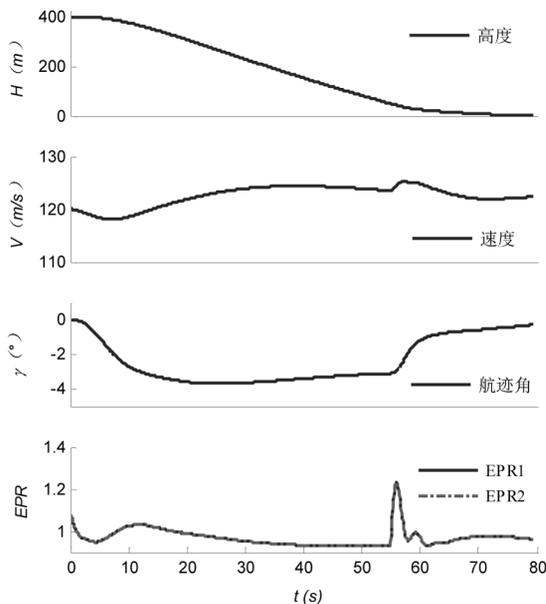


图 7 PCA 自动着陆响应曲线

由图 7 可知, 飞机初始状态为定高直线飞行, 进入下滑段后, 飞机跟踪指定航迹角  $\gamma$  需要一个缓慢的过渡过程, 下滑过程波束偏差角最大为  $0.375^\circ$ ,

轨迹跟踪效果较好。仿真结果显示, 接地速度为  $-0.7188\text{ m/s}$ , 接地加速度为  $0.0612\text{ m/s}^2$ , 控制效果较好。由于飞机速度较大, 所以 PCA 迫降过程需要配合使用发动机反推和机轮刹车, 也需要较长的跑道支持。

## 6 结论

大型飞机在操纵舵面失效的情况下, 仅靠调节发动机对称/差动推力可提供一定的控制能力, PCA 轨迹控制和 PCA 自动着陆是可以实现的, 其长周期震荡和荷兰滚模态能得到有效抑制。但是发动机的延迟特性, 会导致飞机动态特性慢于正常情况。

在飞机舵面丧失的同时, 往往伴随飞机外形结构的变化, 因此针对模型不确定性、未建模动态以及风扰动等问题还需要寻求更好的解决办法。

## 参考文献:

- [1] Yoshitsugu Hitachi. Damage-Tolerant Flight Control System Design for Propulsion-Controlled Aircraft [D]. Toronto: Aerospace Science and Engineering University of Toronto, 2009.
- [2] 袁锁中. 基于  $H_\infty$  模型匹配的应急飞行控制研究[J]. 飞行力学, 2001, 19(1):85-88.
- [3] John Bull, Robert Mah, Gordon Hardy, etc. Piloted Simulation Tests of Propulsion Control as Backup to Loss of Primary Flight Controls for a B747 - 400 Jet Transport [R]. NASA, 1997.
- [4] Frank W. Burcham, Jr. Manual Manipulation of Engine Throttles for Emergency Flight Control[R]. NASA/TM-2004-212045, 2004.
- [5] John J. Burken Trindel A, Maine Frank W. Burcham, Jr. Longitudinal Emergency Control System Using Thrust Modulation Demonstrated on an MD - 11 Airplane [R]. AIAA - 96 - 3062, 1996.
- [6] 《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, 2003:398-405.