

# 可靠性设计在民用飞机环控系统中的应用

## Application of Reliability Design in Civil Aircraft Environment Control System

闫旭东 / Yan Xudong

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

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

### 摘要:

民用飞机环控系统可靠性设计的目标是保证飞机达到规定的可靠性定量指标和定性要求,以提高飞机的可靠度,降低运营费用,使飞机具有良好的经济性和市场竞争能力。民用飞机环控系统在设计中大量采用了冗余设计、成熟技术及标准化设计等设计手段,以保证飞机的可靠性和安全性。通过可靠性分析验证飞机平均故障间隔时间和签派可靠度是否满足环控系统设计要求。

**关键词:**民用飞机;可靠性;平均故障间隔时间;签派可靠度

**中图分类号:**V216.5

**文献标识码:**A

[Abstract] The purpose of the reliability design on civil aircraft environment control system is to ensure the aircraft meet the qualitative and quantitative reliability requirements, reduce the cost in working, and to make better economical and compete ability. In order to ensure the reliability and safety, a fairly large number of technology are used in aircraft environment control system design, redundancy design, mature technology and standardization design. Reliability analysis is used to validate whether mean time between failures and dispatch reliability meet the requirement.

[Key words] civil aircraft; reliability; mean time between failures; dispatch reliability

## 0 引言

民用飞机环控系统可靠性设计的目标是保证飞机达到规定的可靠性定量指标和定性要求,以提高飞机的可靠度,降低运营费用,使飞机具有良好的经济性和市场竞争能力。

民用飞机环控系统在设计中大量采用了冗余设计、成熟技术及标准化设计等设计手段,以保证飞机的可靠性和安全性。

(1)冗余设计:民用飞机中安全性影响大的设备都有多套备份,当一套设备出现故障时,备份的设备仍然可以保证飞机的功能正常,不会导致航空公司运营受到影响;

(2)成熟技术:民用飞机设备大量采用国内外

民机的成熟技术及货架产品,在满足性能、可靠性、安全性、重量、外形等要求的情况下,采用已成功应用在成熟机型的货架成品和改进产品,大大提高了系统可靠性;

(3)标准化设计:民用飞机设计时选用成熟的标准零部件、成熟的材料及工艺加工方法,以提高设备的可靠性。

## 1 民用飞机环控系统可靠性设计指标

民用飞机环控可靠性指标主要有平均故障间隔时间(Mean Time Between Failures,以下简称 MTBF)和签派可靠度(Dispatch Reliability,以下简称 DR)指标两部分。

(1) MTBF 是可修复产品使用可靠性的一种基本

参数。其度量方法为:在规定的条件下和规定的时间内,产品累积的总飞行小时除以同一时间内的故障总数;

(2) DR 是指没有因技术原因而延误营运离站或撤消航班的百分数。在数值上,签派可靠度=1-出勤延误率(出勤延误率指在规定的日历时间内或规定的累计商务离站次数内,因技术原因的延误及航班撤消总次数除以商务离站总次数)。签派可靠度又称派遣可靠度。

## 2 民用飞机环控系统可靠性设计指标的分配原则及分配方法

### 2.1 可靠性设计指标分配原则

民用飞机的可靠性常按照如下分配原则进行分配:

- (1) 根据 ATA 章节划分进行指标分配;
- (2) 对平均故障间隔时间分配时考虑一定的余量(余量 10%)。

### 2.2 可靠性设计指标分配方法

根据飞机整机级的设计目标与要求,参考航空公司的运营数据确定各系统可靠性分配值占全机可靠性指标的比例,并对各系统进行可靠性指标初步分配,结合设备部件制造商提交的数据对初步分配值进行修正,最终得到各系统的可靠性分配指标。假设飞机及各主要系统的故障率服从指数分布。具体如式(1)~式(3)。

$$\lambda = \sum_{i=1}^n \lambda_i \quad (1)$$

$$\alpha_i = \frac{\lambda_i}{\lambda} \quad (2)$$

$$\lambda = \frac{1}{MTBF} \quad (3)$$

其中: $\lambda$  为整机的故障率, $\lambda_i$  为各系统的故障率,MTBF 为整机的平均故障间隔时间值。

## 3 环控系统可靠性分析

### 3.1 可靠性框图

可靠性框图是可靠性分析中必不可少的一部分。可靠性框图确定系统发生故障需要维修的全部可更换单元(以下简称 LRU)。

可靠性框图由系统全部 LRU 组成。它不区分影响飞机签派的 LRU 和不影响飞机签派的 LRU。可靠性框图范例如图 1 所示。



图 1 可靠性框图

### 3.2 系统 MTBF 分析

系统 MTBF 等于系统各部件故障率代数之和的倒数。表 1 是部件 MTBF 统计表。对于成熟的货架产品,部件的 MTBF 来源于运营的统计数据,部件的 MTBF 值等于在规定的条件下和规定的时间内,产品累积的总飞行小时除以同一时间内的故障总数;对于新研产品,部件的 MTBF 需参考相似部件的故障率进行计算和预计。

$$MTBF_{\text{系统}} = \frac{1}{\sum_{i=1}^n (\text{故障率}_i)} = \frac{1}{\sum_{i=1}^n \left( \frac{1}{MTBF_i} \right)}$$

表 1 部件 MTBF 统计表

序号	关键部件	数量	MTBF(飞行小时)
1	部件 1	2	100 000
2	部件 2	1	15 000
3	部件 3	2	50 000
4	部件 4	2	20 000
5	部件 5	2	20 000
...	...	...	...

### 3.3 签派可靠度分析

系统 DR 等于系统内各部件 DR 的乘积,如式(4)所示。其中,部件的签派可靠度主要与以下因素有关:部件的维修更换时间、部件 MTBF、部件出现故障时飞机是否能继续派遣(是否属于主最低设备清单项)及部件故障派遣飞行时机务和机组需进行的操作。

$$DR_{\text{系统}} = DR_{\text{部件1}} \times DR_{\text{部件2}} \times \dots \times DR_{\text{部件N}} \quad (4)$$

## 4 结论

民用飞机环控系统在设计中大量采用了冗余设计、成熟技术及标准化设计等设计手段,提高了飞机的可靠性,降低运营费用,使飞机具有良好的经济性和市场竞争能力。在环控系统设计中,主要是通过验证平均故障间隔时间和签派可靠度来确认系统可靠性是否满足要求。

### 参考文献:

[1] 章国栋,陆廷孝,屠庆慈,吴真真. 系统可靠性维修性的

分析与设计[M].北京:北京航空航天大学出版社,1990.  
 [2] 焦景堂.航空机载设备可靠性维修性工程指南[M].北京:北京航空航天大学出版社,1993.  
 [3] [日]市田嵩,铃木和幸编著.郭建英,沙巨大译.可靠性分布与统计[M].北京:机械工业出版社,1988.  
 [4] 曾天翔,等译.可靠性设计手册[M].北京:航空工业出版社,1987.  
 [5] 胡昌寿.可靠性工程-设计、试验、分析、管理[M].北京:

宇航出版社,1988.  
 [6] 陆廷孝,等.可靠性设计与分析[M].北京:国防工业出版社,1995.  
 [7] 姚一平,李沛琼.可靠性及余度技术[M].北京:航空工业出版社,1991.  
 [8] 王珍熙.可靠性、冗余及容错技术[M].北京:航空工业出版社,1991.

(上接第 57 页)

下沿气流方向存在一定的逆压梯度,这使得机翼及平尾表面较早分离,另外下洗的抑制也使得平尾当地攻角较大,这也使得平尾分离提前。

表 3 地效对平尾及升降舵效率的影响 (%)

$\alpha$	0	3	6	9	12	15
$C_{mq}$ (平尾效率)	3.76	2.28	0.88	-9.55	-24.82	-32.39
$C_{m\delta c}$ (升降舵效率)	7.67	5.81	-3.72	-15.65	-26.39	-26.21

表 4 地效对下洗的影响

	$\varepsilon_0$ (零攻角下洗角)	$\varepsilon_a$ (下洗率)
空中	5.8	0.31
地效	4.7	0.091

由表 4 数据可看出,地效使得零攻角时下洗角减小了  $1.1^\circ$ ,下洗率约减小为空中状态的  $1/3$ 。下洗的减小使得翼梢涡的强度得到抑制,能耗降低,阻力减小,该结果也与 2.2 中纵向结论一致。

### 2.5 对方向舵、副翼效率的影响

表 5 地效对方向舵效率  $C_{n\delta r}$  的影响 (%)

	$\beta$	-11	-6	0	6	12
$\alpha=0$	$C_{Y\delta r}$ (侧力系数对方向舵偏角导数)	5.21	4.70	4.99	7.67	8.60
	$C_{n\delta r}$	2.95	2.54	2.28	3.80	3.21
$\alpha=6$	$C_{Y\delta r}$	-2.38	-5.88	-3.03	-2.75	4.26
	$C_{n\delta r}$	1.89	-1.97	-0.86	-1.95	3.24
$\alpha=12$	$C_{Y\delta r}$	-0.39	-2.98	-7.36	-8.04	0.20
	$C_{n\delta r}$	3.69	-0.35	-4.64	-3.51	1.55

表 6 地效对副翼效率  $C_{l\delta a}$  的影响 (%)

$\beta$	-11	-6	0	6	12
$\alpha=0$	8.62	6.59	4.19	2.74	0.31
$\alpha=6$	-6.81	-5.57	-6.96	-4.70	-7.48
$\alpha=12$	-9.38	-13.13	-10.69	-11.20	-9.39

地效对飞机方向舵及副翼效率的影响关系到飞机着陆后的横航向操纵效能。表 5 及表 6 所示为地效对方向舵及副翼效率的影响。方向舵效率  $C_{n\delta r}$  在上述表格攻角及侧滑角范围带地效后变化在 5% 以内。副翼效率的变化稍大,最大达到 13.1%。地效对沿气流方向流场及压力分布影响较大,当侧滑角不大时不至于引起左右较大不对称,故方向舵效率变化较小可能与此相关。

## 3 结论

本文通过对下单翼翼吊常规布局某民机进行地效试验,获取了地效对纵横向及舵效的影响。地效使得零升阻力增加,抑制了翼梢涡故升致阻力减小。地效使得沿气流方向有逆压梯度,从而使得失速提前、纵向压心后移并且攻角越大地效越明显压心后移越大,故静安定度增大,地效使得焦点后移约  $0.15b_A$ ;在线性范围内,升力系数越大,翼身组合体对横向稳定性的贡献越大。地效使得线性段升力系数增加使得横向稳定性增加约 10% ~ 20%,攻角大于  $6^\circ$  巡航构型航向安定性变化不大,着陆构型航向安定性减小约 20%,地效在攻角超过  $9^\circ$  后平尾及升降舵效率下降较大,方向舵效率变化不大,副翼效率在攻角  $12^\circ$  时下降约 10%。

### 参考文献:

[1] Arron Melvin and Luigi Martinelli. Aerodynamic Shape Optimization of Multi-element Airfoils in Ground Effect, 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit [C]// Reno, Nevada, January 2008.  
 [2] Juhee Lee etc. Optimization of Wings in Ground Effect Using Multi-Objective Genetic Algorithm [C]// 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, Florida, January 2010.