

# 飞机空调冷却子系统故障预测<sup>\*</sup>

王辉, 徐坤

(中国民航大学 航空工程学院, 天津 300300)

**摘要:**针对近年来飞机空调冷却子系统维修次数超警戒从而导致航空公司运营效率低下的问题,提出了一种基于某机型系统失效数据的失效模型建立新方法。对换折率超警戒的热交换器这一特定部件运用扩展的 Weibull 分步建模,分别研究了其在 2 参数 Weibull 分步、3 参数 Weibull 分步、双 Weibull 分步、三 Weibull 分步和 2 段 Weibull 分步模型下的拟合质量,运用更新过程解出期望失效数。随后对整个子系统运用幂律过程建模,使用拉普拉斯算法进行故障趋势预测。通过理论计算与实际维修资料对比,验证了模型准确性,修改了维修计划。该模型可用于航空公司对该子系统及其部件进行故障预测和拟定可靠性方案。

**关键词:**飞机空调;Weibull 分步;更新过程;幂律过程;拉普拉斯算法;故障预测

中图分类号:TH134 文献标识码:A 文章编号:1001-2354(2019)02-0073-09

DOI:10.13841/j.cnki.jxsj.2019.02.011

## Research on failure forecasting of the aircraft's air-conditioning cooling subsystem

WANG Hui, XU Kun

(School of Aeronautical Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300)

**Abstract:** In recent years, the aircraft's air-conditioning cooling subsystem suffers too much maintenance, which results in the inefficient operation of airlines. In this article, a new method of failure modeling is proposed based on the failure-related data of a certain type of aircraft. As for the specific component-the heat exchanger with excessive maintenance, the extended model of Weibull distribution is applied. The analysis is conducted on the model's fitting quality under such conditions as two-parameter Weibull distribution, three-parameter Weibull distribution, double Weibull distribution, three Weibull distribution and two-phased Weibull distribution. Via the renewal process, the expected failure number is obtained. Then, the the whole subsystem is modeled with the aid of power-law process, and the Laplace algorithm is applied for failure forecasting. The accuracy of model is verified by a series of theoretical calculation and the data on maintenance, and based on this, the maintenance plan is modified. The model can be applied by airlines to forecast the failure of the subsystem and its components and to work out the reliability-realized solutions.

**Key words:** aircraft's air conditioning; Weibull distribution; renewal process; power-law process; Laplace algorithm; failure forecasting

飞机空调系统故障预测是根据空调系统过去和现在的运行状态,预测未来某一时段系统或者部件的故障规律。将预测结果及时提供给维护人员,进而采取预防措施,从而避免故障的发生,提高航班的正常率,降低延误率,提高航空工程维修管理水平,增加航空维修企业的经济效益<sup>[1]</sup>。而维修计划文件(MPD)是由飞机

制造商提供的,其主要目的是为每个营运人对某一特定机型指定客户自己的维修方案所必需的维修计划提供信息。每个营运人需要基于 MPD 根据自己的实际操作、环境条件、维修能力及当地局方的法规来制定属于自己的维修方案<sup>[2]</sup>。但是我国大多数营运人(航空公司)通常在只要不违背局方法规的情况下,一般都是照

<sup>\*</sup> 收稿日期:2017-06-08;修订日期:2018-08-12

基金项目:国家自然科学基金资助项目(U1233107);中国民航局科技项目(MHRD20140210)

搬 MPD 文件中给出的维修计划, 使用其维修间隔、平均失效时间等。然而由飞机制造商提供的 MPD 不可能适用于全球任何条件环境下, 因此即使是对于同一机型飞机的不同航线也需要不同的具体维修方案。根据实际运营情况得出的失效数据拟定的维修方案提前解决即将发生的故障, 降低航班的延误率; 飞机制造厂商也可以以此为依据来提升产品可靠度, 改良设计。然而由于在服役的固定机型飞机具体失效数据很难获得, 很少有基于飞机空调部件和整体子系统的可靠性研究。

文中的研究对象是针对某航空公司某一现服役飞机的空调系统 PACK 包, 对其部件和系统的风险函数做评估, 进而提出改善维修方案的具体措施。首先根据失效统计数据针对某一换拆率超警戒的部件运用 Weibull 分步进行建模, 使用包含失效函数的积分更新函数来预测这一特定部件未来特定时间段内的故障失效情况, 以此来改善维修方案。然后, 为评估一个可修复系统的失效特性, 对飞机空调系统 PACK 包失效数据进行整体幂律过程建模分析, 并以此来做整体性的故障预测。预测结果给出了该机型飞机整个空调冷却子系统在此航线的可靠性, 并且依此提供了相应的维修方案建议。

## 1 飞机空调冷却子系统部件和失效数据

### 1.1 空调冷却子系统原理及部件

飞机空调系统的整体功能是控制提供给旅客、机组人员和机上设备合适的内部环境。空调系统包含了增压、分配、冷却、加热、温度控制和设备冷却 6 个子系统模块。冷却子系统的主要功能是控制引气系统到 PACK 组件的空气量, 同时消除流入 PACK 组件空气的热量, 最后控制 PACK 组件的排气温度和湿度<sup>[3]</sup>。

该机型飞机空调冷却子系统主要部件如图 1 所示, 由空气循环机、气流控制和关断活门、两个热交换器、水分离器、空调/引气控制面板、低温限制(35 °F)活门和冲压空气系统组成<sup>[4]</sup>。气流控制和关断活门(FCSOV)在空气总管获得热引气, 其主要作用是控制和关断到热一侧空气混合活门和主热交换器的气流。其下方的热气接头为防止涡轮机壳结冰而向其壳体提供热引气流。冲压空气系统的作用是控制到主/次热交换器的气流, 冲压空气对主热交换器起到一定的冷却作用。随后一部分冷却引气流入空气混合活门冷气侧, 另一部分引气流入空气循环机, 进行压缩。进而

压缩机内部混有了冷却引气的温度和压力, 该压缩引气流进次热交换器。然后冲压空气流经次热交换器给压缩空气降温, 随后引气流入空气循环机涡轮部分。涡轮机通过令气体的快速膨胀来使引气温度降低, 降低后的冷却气进入水分离器。水分离器的主要作用是对引气进行除湿, 另其中的湿气凝结流入喷水嘴, 最后喷水嘴将水喷射进冲压空气导管。另外如果水分离器内引气温度过低, 低于 35 °F, 那么低温限制活门启动, 会将部分引气混入低压水分离器混合室内。同时加热空气防止水分离器结冰, 在分离器后, 冷却引气进入混合室, 混合室再从空气混合活门热一侧引进热引气<sup>[5]</sup>。

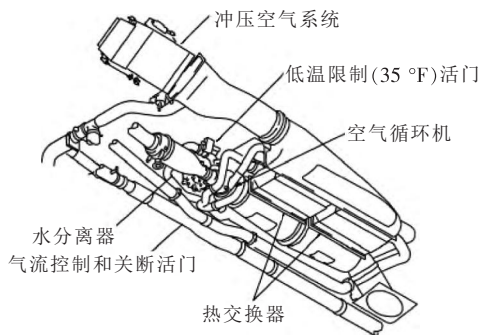


图 1 飞机空调冷却子系统部件图

### 1.2 失效数据采集与整理

主要收集了某航空公司近 8 年的空调系统维修记录, 从 2008 年开始到 2015 年, 共有 5 架同机型飞机, 每架飞机共有左右两套飞机空调冷却子系统, 右 PACK 组件冷却子系统主要为混合总管提供冷却进而冷却客舱。左 PACK 组件冷却子系统主要用来控制驾驶舱的冷却。为了方便记忆, 将这 5 架同型飞机依次标记为 A, B, C, D, E, 用数字 1 和 2 分别表示右、左两套子系统。例如 A1 表示第一架飞机右侧空调制冷子系统。失效数据主要由以下几部分组成: 飞机号、ATA 章节、故障时间、故障现象、解决方法、维修时间、总飞行小时数、飞行循环等。表 1、表 2 中显示了飞机 A 的失效数据, 其他几架同型飞机失效数据与其相似。在该研究中, 认为失效是指系统或部件终止完成飞机制造商规定功能能力这样的事件。失效数据详细记录了 5 架飞机空调制冷子系统的维修记录, 经消除虚假数据后, 这 5 架同机型飞机此 8 年内共有 773 条数据被保留。其中, 热交换器是失效次数最多的部件, 共有 470 次失效维修记录; 水分离器紧随其后, 共有 64 次失效维修记录; 之后的是空气循环机, 共有 37 次失效维修记录, 其他冷却子系统部件的失效次数均低于 30 次, 部件失效比例如图 2 所示。

表 1 飞机空调冷却子系统失效数据表(右冷却系统)

失效时间/飞行小时	失效部件	失效时间/飞行小时	失效部件
15.23	热交换器	3 888.93	热交换器
20.96	水分离器	4 003.65	单向活门
26.33	热交换器	4 136.43	热交换器
104.38	关断活门	4 379.08	热交换器
121.45	空气循环机	4 636.45	控制面板
135.43	热交换器	4 705.92	热交换器
168.23	控制面板	5 005.36	冲压系统
191.51	热交换器	5 392.40	热交换器
201.58	水分离器	5 568.47	限制活门
256.48	限制活门	5 841.32	热交换器
292.77	热交换器	6 105.46	空气循环机
442.20	冲压系统	6 411.76	热交换器
501.27	空气循环机	6 722.08	热交换器
680.59	水分离器	6 962.57	关断活门
736.47	控制开关	7 202.39	热交换器
796.23	压缩管道	7 560.30	热交换器
827.75	热交换器	7 885.47	水分离器
978.65	空气循环机	8 167.56	控制面板
1 017.50	热交换器	8 301.47	热交换器
1 195.57	水分离器	8 689.78	压缩管道
1 272.22	热交换器	8 904.64	水分离器
1 391.49	空气循环机	9 432.48	热交换器
1 430.43	热交换器	9 502.47	热交换器
1 540.10	热交换器	9 846.94	空气循环机
1 615.56	空气循环机	10 156.78	热交换器
1 845.87	关断活门	10 498.63	关断活门
1 917.18	热交换器	10 575.45	限制活门
2 001.64	冲压系统	10 849.12	热交换器
2 091.75	热交换器	11 208.55	热交换器
2 103.54	水分离器	11 536.48	热交换器
2 326.93	热交换器	11 856.98	热交换器
2 411.76	热交换器	12 486.22	控制面板
2 489.32	限制活门	12 966.33	热交换器
2 527.71	热交换器	13 406.47	热交换器
2 634.24	热交换器	13 889.66	热交换器
2 682.87	热交换器	14 255.65	控制开关
2 899.67	热交换器	14 926.41	热交换器
3 069.78	水分离器	15 156.74	热交换器
3 130.92	热交换器	15 685.23	压缩管道
3 300.08	热交换器	16 275.46	热交换器
3 515.37	热交换器	—	—

表 2 飞机空调冷却子系统失效数据表(左冷却系统)

失效时间/飞行小时	失效部件	失效时间/飞行小时	失效部件
19.26	热交换器	6 923.77	热交换器
32.54	热交换器	7 249.82	热交换器
101.22	热交换器	7 340.58	限制活门
221.45	水分离器	7 481.65	单向活门

续表

失效时间/飞行小时	失效部件	失效时间/飞行小时	失效部件
311.63	热交换器	7 880.67	热交换器
591.74	热交换器	7 956.47	关断活门
820.34	热交换器	8 164.12	热交换器
911.65	水分离器	8 473.59	热交换器
1 084.04	热交换器	8 502.48	控制开关
1 330.91	控制开关	8 789.47	热交换器
1 403.73	热交换器	9 056.32	热交换器
1 684.26	空气循环机	9 498.67	热交换器
1 970.04	热交换器	9 674.89	热交换器
2 292.41	热交换器	9 803.46	热交换器
2 337.03	压缩管道	10 154.75	压缩管道
2 524.88	热交换器	10 564.41	单向活门
2 622.09	热交换器	10 765.36	热交换器
2 880.67	热交换器	11 083.46	控制开关
3 001.56	水分离器	11 558.25	热交换器
3 356.82	热交换器	11 958.12	热交换器
3 446.12	空气循环机	12 347.69	热交换器
3 654.32	关断活门	12 543.77	限制活门
4 004.15	热交换器	13 096.47	冲压系统
4 258.47	控制面板	13 356.92	热交换器
4 356.75	热交换器	13 667.88	压缩管道
4 498.76	水分离器	14 078.41	热交换器
4 632.86	单向活门	14 295.32	热交换器
4 962.43	热交换器	14 804.11	冲压系统
5 367.69	空气循环机	15 069.74	热交换器
5 446.75	限制活门	15 341.65	冲压系统
5 772.59	热交换器	15 668.92	热交换器
5 864.11	热交换器	15 989.23	热交换器
6 187.64	冲压系统	16 009.63	压缩管道
6 423.44	热交换器	16 281.65	单向活门
6 664.22	关断活门	—	—

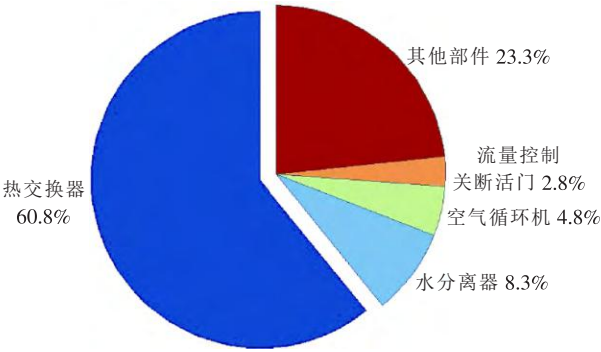


图 2 飞机空调冷却子系统部件失效比例图

根据航空公司维修工卡可以看出,对该型飞机空调冷却子系统主要采用视情维修方式。周期性的通过对系统零部件的使用情况进行监测和观察,根据零件



的具体情况来决定是否维修或更换。然而对于空调冷却子系统部件并没有定时更换或定时维修的维修策略。因为在实际航空公司运营情况下,有关飞机空调冷却子系统的部件一旦出现问题,一般当天及时维修,所以研究中假定系统或部件的失效时间也即其维修重获性能时间。

由图 2 和表 1、表 2 中数据可以得出,热交换器这一部件失效率异常的高。此机型上常用的主/次热交换器为同一部件,安装于机身不同位置,起不同作用,在航空公司其件号也相同,均为 P/N182820-1/-2/-3。热交换器的主要问题是热空气管道脏堵、冷空气面脏堵和热空气管道渗漏<sup>[6]</sup>。对于前两项主要采用清洗方法,而对于最后一种情况主要采用封补冷空气面的方式来修补渗漏。根据航空公司真实的清洗效果来看,由于在制造上冷空气面散热片之间均留有较大间隙,而且一般沙尘的脏堵也比较松软,清洗相对较容易。但是热空气管道却不同,在制造上其结构复杂,因为需要保证良好的散热,结构和空间性质令其散热片间隙相对较小,更加之其内流过的是发动机引气,其中难免混有微量燃油,而燃油在高温下容易产生积碳,积碳很容易与铝镁合金的热空气管道芯体结合,因此而造成的脏堵极难清洗。而且该芯体材料遭遇强酸碱溶液易腐蚀,可选的清洗溶液范围很小,更加剧了清洗的困难。对于采用封补冷空气面的方式来修补渗漏也是有局限性的。如果因渗漏处较多而导致被封补的冷空气面过大,可能会产生冷空气面流量减小的问题,显然此种情况是不被允许的。所以在部件维修手册(CMM)中对冷空气面的最大封补面积做了限定,规定不能超过总面积的 10%。而且飞机制造商规定,每 1 000 飞行小时例行维修一次热交换器,由此型飞机失效数据可得,显然其规定不符合当地实际运营情况。

有分析资料表明,2008 年以前水分分离器的故障概率极高<sup>[7]</sup>。根据飞机制造商规定,水分分离器每 500 飞行小时视情检查一次。然而由于我国空气质量缘故,水分分离器极易堵塞,经过大量科研人员研究和实际验证,飞机制造商发布服务通告,提出了修改的维修建议。

对于其他冷却子系统部件并没有定期的维修计划,空气循环机和流量控制关断活门都是当其发生失效时修复,剩余部件是当其故障时换用新的零部件。

在对换拆率异常部件进行分析建模以后,对整个空调冷却子系统整体进行了建模分析。由于飞机制造商提出的定期检查均是基于飞机飞行小时数而不是飞

行循环,因此该研究中失效时间均由飞行小时数标定。

## 2 热交换器的建模

有多种模型均可以表示部件的失效特性,在该研究中采用常用的威布尔分步<sup>[8]</sup>来对换拆率超警戒部件热交换器建模,分别讨论其在各种威布尔分步下的拟合情况,以此来选用最符合本次采集的失效数据的模型。

### 2.1 2 参数 Weibull 分步

2 参数 Weibull 分步的主要表达式分别为不可靠度函数(即累积分布函数) $F(t)$ 和失效率函数 $h(t)$ :

$$F(t) = 1 - \exp\left[-\left(\frac{t}{\eta}\right)^{\beta}\right] \quad (1)$$

$$h(t) = \frac{\beta t^{\beta-1}}{\eta^{\beta}} \quad (2)$$

式中: $t$ ——失效时间;

$\eta$ ——特征寿命参数;

$\beta$ ——形状参数。

累积分布函数预示了部件在时间 $t$ 之前发生失效的可能,特征寿命参数预示了部件的部分寿命特性,形状参数预示了该部件失效率是增长、不变还是下降。在该次研究中,根据飞机实际使用情况, $t > 0$ ,因此, $\eta > 0$ , $\beta > 0$ 。

### 2.2 3 参数 Weibull 分步

3 参数 Weibull 分步与 2 参数 Weibull 分步表达式相似,但其中增加了一延时参数 $\gamma$ ,其累积分布函数、失效率函数和平均失效时间 MTTF 表达式分别为:

$$F(t) = 1 - \exp\left[-\left(\frac{t-\gamma}{\eta}\right)^{\beta}\right] \quad (3)$$

$$h(t) = \frac{\beta(t-\gamma)^{\beta-1}}{\eta^{\beta}} \quad (4)$$

$$\text{MTTF} = \gamma + \eta \Gamma\left(\frac{1+\beta}{\beta}\right) \quad (5)$$

式中: $\gamma$ ——伽马参数或位置参数。

### 2.3 双 Weibull 分步

如果此热交换器部件失效时间数据是由两个独立的失效模式组成,那么就要考虑使用适用于此种情况拟合效果较好的双 Weibull 分步,总失效率表达式为:

$$h(t) = \frac{\beta_1 t^{\beta_1-1}}{\eta_1^{\beta_1}} + \frac{\beta_2 t^{\beta_2-1}}{\eta_2^{\beta_2}} \quad (6)$$

### 2.4 三 Weibull 分步

如果此热交换器部件失效时间数据是由 3 个独立

的失效模式组成,那么就要考虑使用适用于此种情况拟合效果较好的三 Weibull 分步,总失效率表达式为:

$$h(t) = \frac{\beta_1 t^{\beta_1-1}}{\eta_1} + \frac{\beta_2 t^{\beta_2-1}}{\eta_2} + \frac{\beta_3 t^{\beta_3-1}}{\eta_3} \quad (7)$$

## 2.5 2 段 Weibull 分步

2 段 Weibull 分步实际上是由两个不同时间段的具有不同参数的威布尔分步组成,时间轴时间参数  $t_0$  分为两段,每一段具有其特定的特征寿命参数和形状参数。其分段的失效率函数分别表示为:

$$h_1(t) = \frac{\beta_1(t)^{\beta_1-1}}{\eta_1} \quad (0 \leq t < t_0) \quad (8)$$

$$h_2(t) = \frac{\beta_2(t-t_0)^{\beta_2-1}}{\eta_2} \quad (t \geq t_0) \quad (9)$$

## 3 Weibull 分步模型选取与检验

### 3.1 模型拟合分析

将获取的失效数据中热交换器的有效失效数据按时间顺序依次提取出来,并且进行顺序排列,其中共有 470 个有效数据被提取出来。基于以上各种威布尔分步模型的失效数据,各拟合参数可以由秩回归和最大拟然估计来确定。各参数确定以后,需要使用一个明确的判断标准来决定哪一个模型是最符合当前失效数据的,最终决定哪一形式的威布尔分步更能符合本次数据的拟合指标。判断目标函数应当不仅能决策模型的精度还能评估参数的有效性。该研究中采用最小偏差平方和(记为  $f$ )方法来判断模型的准确性。其基本原理是失效数据点离累积概率失效曲线线性距离的长短作为判断指标,偏差平方和代表了失效数据和所建拟合模型之间的偏差程度,各模型计算数据如表 3 所示。

表 3 各模型参数表

模型	参数								
	$\beta_1$	$\beta_2$	$\beta_3$	$\eta_1$	$\eta_2$	$\eta_3$	$t_0$	$\gamma$	$f$
2 参 Weibull 分步	1.327	—	—	201.521	—	—	—	—	0.032
3 参 Weibull 分步	1.102	—	—	212.126	—	—	—	7.002	0.015
双 Weibull 分步	6.42	1.624	—	98.687	286.321	—	—	—	0.021
三 Weibull 分步	3.34	2.115	1.198	92.455	227.400	0.051	—	—	0.017
2 段 Weibull 分步	1.681	1.092	—	91.856	212.711	—	38.050	—	0.014

由表 3 可以看出,热交换器的失效数据与 2 段 Weibull 分步模型拟合精度较高。为了更直观地作出比较,验证实际数据与所建模型误差,分别根据实际失效

数据和所建模型绘制出了热交换器在 2 段 Weibull 分步和 2 参数 Weibull 分步下的累积概率失效曲线,分别如图 3 和图 4 所示。

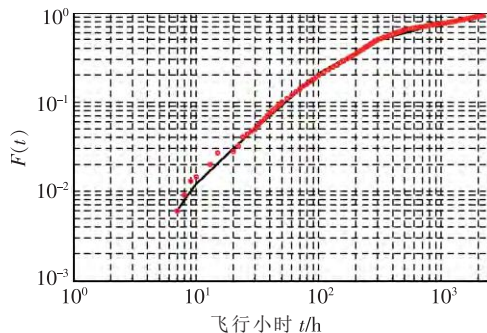


图 3 2 段 Weibull 分布的累积失效概率图

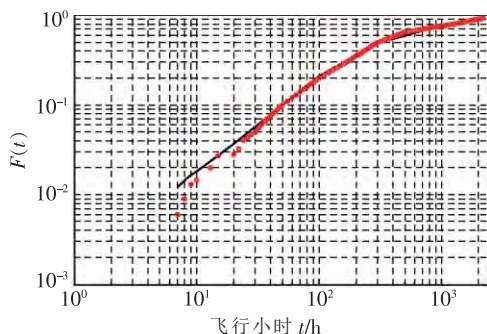


图 4 2 参数 Weibull 分布的累积失效概率图

由图 3 及表 3 可以看出,热交换器在开始短期内(38 h)有一个初始的增长失效率( $\beta=1.681$ ),随后其失效率基本保持不变,为一常数  $\beta=1.092$ 。这一现象表明:其一,可能对热交换器在不同阶段有两个不同的失效机理在起作用;其二,可能对热交换器而言是单一的失效机理,但其在开始有一个短期内变化。以上这两种解释均有可能。但热交换器在一开始的 38 个飞行小时内便失效了 47 次,这一高的增长失效率预示着热交换器早期可能因为某种原因(例如磨合期)而导致失效异常;在 38 个飞行小时以后,其累积概率失效曲线比较稳定。其原因可能是在早期热交换器由于长期的库存存放或者较差的存储环境、外加新部件需要磨合试用导致了其早期较高的失效率。在热交换器失效数据的维修工卡记录中,其中有 50 次的故障失效原因没有被记录,29 次失效原因显示热交换器损坏,剩余 391 次失效原因均显示问题为脏堵。由此得出脏堵原因是热交换器失效的主要原因。且更值得注意的是,那 29 次显示热交换器损坏失效其中有 25 次均在飞机飞行前 38 个小时以内,而另外 391 次脏堵失效均在飞机 38 个飞行小时以后,即处在一个恒定失效率时间段。这证明热交换器随着时间的变换有两个不同的失效机理。

但是,所建模型也显示出热交换器一直拥有一个极高的而且是相对恒定的失效率,这一恒定的失效率也暗示了其可能是一个随机失效概率事件。而热交换器的随机失效模型可能是由于我国当地气候空气环境原因,导致施加在其上的工作负荷远超设计负荷,所以超出了平均失效率。因此表 3 中也显示 3 参数 Weibull 分步亦非常符合热交换器失效数据模型,而且它比 2 段 Weibull 分步更简单。这一模型也显示了热交换器有一高的恒定失效率。

### 3.2 基于更新过程的失效数期望预估和分析

由 3.1 节分析得出合理的热交换器失效数据模型,而这一失效趋势变化可以由一更新过程<sup>[9]</sup>来表示。这一更新过程可以写作一更新函数,函数式由累积失效函数和一积分式表示,即:

$$M(t) = F(t) + \int_0^t M(t-x)dx \quad (10)$$

式(10)是很难准确计算解答的,但是其可以使用 P Sandborn 教授所提出的方法<sup>[10]</sup>在数值上进行预估。更新函数给了对于某一特定部件工作一定时间后失效数的期望值。由更新函数计算得出的热交换器每年(每架飞机大约每年飞行 2 000 h)单架飞机的失效数为 12 次(实际计算得出为 11.51 次,在此取大于它的整数),这和收集到的 8 年的热交换器失效数(总共 470 次)非常接近  $470 \approx 12 \times 8 \times 5 = 480$ 。

根据飞机每年的平均总飞行小时数 2 385 h 和以上计算得出的单架飞机失效数,计算得出的热交换器的平均失效时间为 207.21 飞行小时,由于热交换器具有一个高的恒定失效率,表现为是随机失效模型,所以定时维修策略并不适合作为其维修计划。对于随机失效模型,最好的策略是找出一合适的定期检查时间来监测部件状态,即采用视情维修。查阅该型飞机维修手册得知,飞机制造商给出的视情检查时间为每 1 000 飞行小时。然而研究结果发现,对于该机型飞机运营在这一特定航线情况,要想能够及时发现下一故障避免航班延误,最佳的视情检查间隔应为每 200 飞行小时。

另外,除了以上这种积极地故障应对检查策略,还应综合考虑该部件的前端设计或者使用方式等问题,进而在根本上解决故障率高的问题。设计后的部件本身带有一个固有失效概率,被称为设计失效概率<sup>[11]</sup>。该设计失效概率是根据部件本身的受力分步和期望操作环境负载综合决定的,而平均负载和受力之间的偏差称为静稳定裕度<sup>[12]</sup>,负载的标准偏差称为载荷粗糙度。

飞机制造商可以根据安全裕度和载荷粗糙度来分析受力和操作负载的叠加影响进而得出失效概率,这称为该部件的设计不可靠度。而由于受力和操作负载的不确定性,在这一叠加影响下的失效通常是不确定的。所以在实际操作和环境负载下,收集到的现场失效数据得出的部件失效率和设计失效率大相径庭,热交换器的现场失效率要远远高于制造商设计失效率。由失效数据可以看出,该部件的最主要失效原因是脏堵问题,而该航线区域环境相对较差,沙尘天气居多,为此当地空管局禁止飞机低于某一特定高度巡航。该航线的目的终点也是相对偏远的沙尘区域,飞机在飞行过程中难免吸收到不少可以致使热交换器产生脏堵的污染物,正是由于这一高的环境负载,高的载荷粗糙度,由此导致了该部件的换拆率超警戒。对于此种原因,亦可采用水喷雾注射等方法来降低进入空调冷却舱的沙尘污染物。

## 4 飞机空调系统整体建模

### 4.1 幂律过程模型建立

上文中所建立的有关热交换器模型均假设其失效是独立的,亦包括更新函数模型,其中假设该部件是修旧如新的。然而固然今天清洗技术发达,几乎可以达到修旧如新的程度,但其中也是有误差的,而且飞机空调冷却子系统之间部件相互合作,相互依存,例如文献[13]表明,热交换器或水分离器的失效将明显增加水循环机的失效概率。所以在系统层面,以上假设是有缺陷的。为了评测一个可修复系统的可靠性,通常并不使用分布模型。文中采用幂指模型来确定基于现场失效数据的可修复系统的可靠性。该模型近似给出了一个系统在最小维修策略下单位时间内累积概率失效数,其模型表达式为:

$$N(t) = \theta t^\alpha \quad (11)$$

该幂指模型<sup>[14]</sup>可以看作是 Weibull 分步的拓展,Weibull 分步决定了该系统的首次失效,而随后的失效均由幂指模型决定。由幂指函数衍生出的函数等式(12)称作强度函数,又被称作失效发生率函数(RO-COF),该函数给出了单位时间预期的故障发生数,函数式如下:

$$u(t) = \theta \alpha t^{\alpha-1} \quad (12)$$

参数  $\theta$  和  $\alpha$  可以由最大拟然估计或最小二乘估计计算得出,如果  $\alpha < 1$ ,失效程度是逐渐降低的;如果  $\alpha >$



1,失效程度是逐渐增加的;如果 $\alpha=1$ ,失效程度是常数。如果失效为一常数,这代表齐次泊松过程,是一特殊情况。

该研究中分别对飞机空调左右冷却子系统进行幂律过程建模,使用最大拟然估计求解参数值,求解公式分别为:

$$\theta = \frac{\sum_{q=1}^K N_q}{\sum_{q=1}^K (T_q^{\alpha} - S_q^{\alpha})} \quad (13)$$

$$\alpha = \frac{\sum_{q=1}^K N_q}{A \sum_{q=1}^K (T_q^{\alpha} \ln T_q - S_q^{\alpha} \ln S_q) - \sum_{q=1}^K \sum_{i=1}^{N_i} \ln n_{i,q}} \quad (14)$$

式中: $\theta$ ——幂律参数;

$\alpha$ ——幂律指数参数;

$K$ ——系统总数;

$q$ ——系统序号;

$S$ ——观察起始时间;

$T$ ——观察结束时间;

$N$ ——总共失效数;

$A$ ——前置系数;

$i$ ——失效序号。

求解参数值,如表4所列,使用光滑经验分布函数的Cram'er-von Mises统计量检验模型<sup>[15]</sup>的拟合质量,使用拉普拉斯算法预测故障趋势。计算每架飞机左右冷却子系统失效数及各数据分别如图5和表4所示。

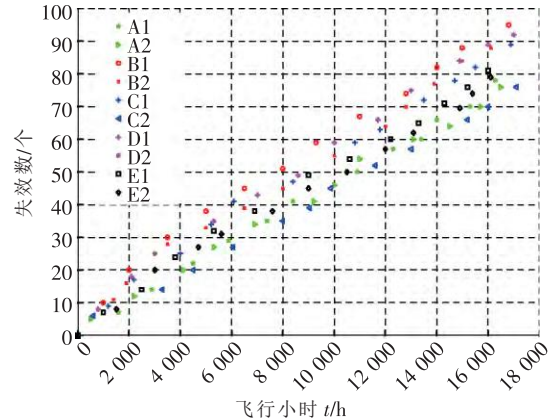


图5 计算得出每一冷却子系统累积单位失效数

表4 飞机空调冷却子系统模型参数估计及预测

系统	失效数	$\alpha$	$\theta$	Cram'er-von Mises			拉普拉斯预测		
				测试	高值	低值	测试	高值	趋势
系统 A1	81	0.913 3	0.008 9	0.075 2	0.186 3	-1.500 8	-0.698 1	1.500 8	无趋势
系统 A2	69	0.990 1	0.010 1	0.079 8	0.186 3	-1.500 8	-0.512 3	1.500 8	无趋势
系统 B1	88	1.165 4	0.013 1	0.107 6	0.186 2	-1.500 8	1.002 1	1.500 8	无趋势
系统 B2	71	1.108 0	0.009 4	0.098 7	0.186 3	-1.500 8	1.014 2	1.500 8	无趋势
系统 C1	78	0.992 6	0.005 1	0.096 2	0.185 9	-1.500 8	-0.259 3	1.500 8	无趋势
系统 C2	67	0.905 6	0.006 2	0.038 9	0.185 9	-1.500 8	-0.356 8	1.500 8	无趋势
系统 D1	80	1.025 6	0.008 9	0.810 1	0.186 3	-1.500 8	-0.486 5	1.500 8	无趋势
系统 D2	73	1.062 2	0.010 2	0.258 7	0.186 3	-1.500 8	-0.211 1	1.500 8	无趋势
系统 E1	83	0.981 4	0.011 3	0.058 1	0.186 1	-1.500 8	0.352 6	1.500 8	无趋势
系统 E2	75	0.963 9	0.010 5	0.047 9	0.186 0	-1.500 8	0.425 9	1.500 8	无趋势

其中求解出的 $\alpha$ 值在0.905 6~1.165 4之间,这预示着对于每一个飞机空调冷却子系统而言,其失效发生率(ROCOF)几乎为固定常数。而拉普拉斯预测显示出故障失效几乎无任何趋势。相对于其他系统而言,系统B1和B2有轻微的较高的失效率, $\alpha$ 值在1.108 0~1.165 4之间。然而根据统计数据显示,飞机B是飞行小时数最多的飞机,所以这可能为长期积累下来的疲劳磨损,导致其失效率稍微偏高。

#### 4.2 5架飞机空调数据叠加系统

随后,采用CBH测试<sup>[16]</sup>,研究是否将以上单个系统的失效数据叠加整合起来综合分析可用于相同机型

同种条件下的可靠性评估。CBH测试通过比较每个单一系统的 $\beta$ 值来判断故障率是否是相同的。即假设 $H_0: \beta_1=\beta_2=\beta_3=\dots=\beta_K$ 。

使用CBH测试系统时用到拟然比方法,对于系统计算出的数据为 $D=5.315$ ,查阅卡方分布表得 $K-1=9$ 个自由度,临界值为0.05和0.95,对应的百分位数是3.325和19.675。然而由于 $3.325 < D < 19.675$ ,所以在95%置信度内接受原假设,即:

$$\beta_1=\beta_2=\beta_3=\beta_4=\beta_5=\beta_6=\beta_7=\beta_8=\beta_9=\beta_{10}$$

每个独立系统和叠加系统的工作时间情况如图6所示。叠加系统在95%置信区间[0.888 6,1.149 8]内

求解的  $\alpha=1.054$ , 在 95% 置信区间  $[0.005\ 7, 0.007\ 5]$  内求解的  $\theta=0.010\ 8$ , 其中  $\alpha \approx 1$  预示着失效发生率为常数, 平均失效时间计算得出为 237.52 飞行小时。

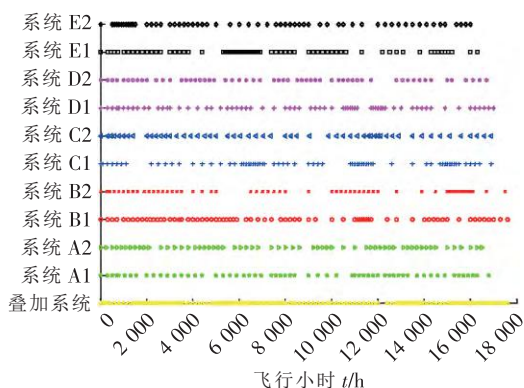


图 6 独立系统和叠加系统工作时间分布图

可以用拟合函数来求得在未来某一固定时间段内系统的失效数。运用该函数求解得出每架飞机空调冷却子系统的失效数为每年 (大约 2 000 飞行小时) 21 个。在 1.2 节中提到, 5 架飞机 8 年的空调冷却子系统失效数据经整理后一共 773 条有效数据被保留, 因此每架飞机每年的平均失效数为  $773 \div 8 \div 5 = 19.325$  个, 可见实际结果与计算结果每年仅相差 1.675 个, 由此验证了理论计算模型的准确性。因此对于该航线该机型飞机的空调冷却子系统每年该有 21 次非例行维修任务。

5 架飞机空调失效数据叠加系统的  $N(t)$  随时间  $t$  的关系曲线 (实际失效数据与所建幂指模型对比) 如图 7 所示。

由图 7 可以得出, 对于叠加系统而言, 在第 12 个故障之后, 失效趋势变化明显。由于这一原因, 文中提出了一分段幂指模型, 在不同时间段由不同的幂指数函数与其对应, 表达式为:

$$N(t) = \theta_1(t)^{\alpha_1} \quad (0 \leq t \leq t_1) \quad (15)$$

$$N(t) = \theta_1(t)^{\alpha_1} + \theta_2(t-t_1)^{\alpha_2} \quad (t_1 < t < \infty) \quad (16)$$

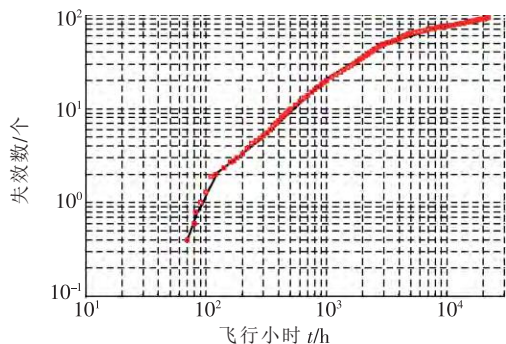


图 7 叠加系统的累积单位失效数

根据数据求解得出  $t_1=137\text{ h}$ ,  $\alpha=3.021$  并且与之对

应的  $\theta_1=0.025\ 1$ , 证明拟合效果较好, 而且此时前期系统具有一个增长的失效率。在 137 h 之后, 将时间  $t$  置零, 根据数据求解得出  $\alpha_2=1.078$ ,  $\theta_2=0.005\ 6$ , 这也证明了之后故障无明显趋势, 表现为随机性。在时间点飞行小时 137 h 左右, 明显改变系统的失效发生率。虽然没有具体确定性事件表明这一转折, 但这可能是由于一初始失效模型的终结造成的。

## 5 结论

(1) 基于某型飞机空调冷却子系统失效数据进行故障研究, 分别对其换差率超警戒部件和整个系统进行了建模分析。发现换差率超警戒部件热交换器最符合 2 段 Weibull 分步模型, 并且依据模型内嵌的更新过程函数求得热交换器的平均失效时间为 207.21 飞行小时, 依此对航空公司的维修方案提出了视情维修的更改建议。

(2) 在部件层面和系统层面, 分别求解出了其对应的期望故障数和平均失效时间。结果表明热交换器前期具有一个较高的增长失效率, 全程均具有高的随机失效率, 脏堵问题是其主要失效原因, 这表明了该航线环境的恶劣。系统层面, 空调冷却子系统失效发生率无明显特定变化趋势, 具有较高的恒定随机失效率。

(3) 研究结果表明 5 架飞机空调冷却子系统叠加系统失效数据符合分段幂指模型分步, 并依此提出对于该航线该机型空调冷却子系统每年该有 21 次非例行维修任务。

(4) 该研究同时表明, 基于每一特定航线特定运营环境下飞机的真实故障数据和系统或部件的真实可靠性与制造商做试验得出的数据还有很大差异, 通过后期维修进而去改进前端设计或修正维修方案是必不可少的方法。文中所做的基于真实维修数据的研究, 对于制造商设计飞机或者航空公司运营飞机具有重要意义。

## 参考文献

- [1] Li J J, Wang Z Y, Zheng D. Fault prediction in air-conditioning refrigeration system by wavelet transform [J]. Advanced Materials Research, 2012, 614-615:428-431.
- [2] Regattieri A, Giazzi A, Gamberi M, et al. An innovative method to optimize the maintenance policies in an aircraft:



- general framework and case study[J]. *Journal of Air Transport Management*, 2015, 44-45:8-20.
- [3] Oliveira J L G, Tecchio C, Paiva K V, et al. Passive aircraft cooling systems for variable thermal conditions [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2015, 79:88-97.
- [4] Algarni A Z, Tozan M, Algarni A, et al. Failure forecasting of aircraft air conditioning/cooling pack with field data [J]. *Journal of Aircraft*, 2012, 44(3):996-1002.
- [5] Selchert T, Solntsev A. Device and method for cooling exhaust air of aircraft air-conditioning systems: US, WO/2009/144162[P]. 2009.
- [6] Nacke R, Northcutt B, Mudawar I. Theory and experimental validation of cross-flow micro-channel heat exchanger module with reference to high Mach aircraft gas turbine engines [J]. *International Journal of Heat & Mass Transfer*, 2011, 54(5-6):1224-1235.
- [7] Sato O, Iwai H, Yoshida H. System design of aircraft air conditioning system (1st report: Effect of component for high-pressure water separation on system operation) [J]. *Transactions of the Japan Society of Mechanical Engineers*, 2014, 80(820):TEP0360-TEP0360.
- [8] 李超, 王玉明, 梁浩, 等. 阀门的可靠性评估方法研究[J]. *机械设计*, 2015(1):13-16.
- [9] Yao K. Uncertain calculus with renewal process[J]. *Fuzzy Optimization and Decision Making*, 2012, 11(3):285-297.
- [10] Sandborn P. Warranty cost analysis[M]. Springer London: Warranty Management and Product Manufacture, 2006: 251-272.
- [11] 杜永恩, 王生楠. 飞机结构 MSD 失效概率的敏感性分析 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2014, 40(5):658-661.
- [12] 李宏凯, 李志, 郭朝龙, 等. 基于四足机器人稳定性的对角步态规划[J]. *机械设计*, 2016, 33(1):64-69.
- [13] 侯学东. 飞机环境控制系统的仿真研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2010.
- [14] Filimonov V, Sornette D. A stable and robust calibration scheme of the log-periodic power law model [J]. *Social Science Electronic Publishing*, 2011, 392(17):3698-3707.
- [15] 熊健. 光滑经验分布函数的 Cram'er-von Mises 统计量[J]. *数理统计与应用概率*, 1995(4):35-41.
- [16] Tal J. Chapter 10-one, two, three testing: hypothesis testing and multiplicity[M]. Elsevier Inc: Strategy and Statistics in Clinical Trials, 2011:135-153.
- 
- 作者简介:王辉(1966—),男,教授,工学博士,研究方向:飞机空调系统故障预测与飞行仿真技术等。  
E-mail:mike\_simon2000@163.com