

文章编号: 1000-8055(2010)06-1335-05

基于可靠性增长预测模型的 航空发动机可靠性评估

金向明^{1,2}, 高德平¹, 赵艳云², 聂华菊², 龙海跃²

(1. 南京航空航天大学 研究生院, 南京 210016;

2. 中国航空工业集团公司 中国航空动力机械研究所, 株洲 412002)

摘 要: 通过可靠性增长预测模型充分利用定型前内场台架试验及外场试飞提供的大量数据对技术状态不断变化的发动机进行可靠性评估, 并与经典的累计平均故障间隔时间(MTBF)估算值作了比较, 结果表明: 传统的累计 MTBF 评估方法没有考虑研制过程中技术状态的不断变化和可靠性不断增长的情况, 故评估的可靠性值不符合实际情况; 而可靠性增长预测模型合理、有效、实用。

关 键 词: 航空发动机; 可靠性; 可靠性增长; 预测模型; 评估

中图分类号: V231. 95

文献标识码: A

Reliability assessment of aero-engine based on the reliability growth forecast module

JIN Xiang-ming^{1,2}, GAO De-ping¹, ZHAO Yan-yun²,
NIE Hua-ju², LONG Hai-yue²

(1. Graduate School,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. China Aviation Powerplant Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Zhuzhou 412002, China)

Abstract: Reliability assessment for an aero-engine was made in this paper by the reliability growth projection model and based on the data of bench tests and flight tests. The results of the assessment were compared with evaluated values of traditional mean time between failure (MTBF), showing that the method is reasonable, effective and useful.

Key words: aero-engine; reliability; reliability growth; forecast module; assessment

经典的可靠性评估方法在众多文献中^[1-5]中都有叙述, 该方法是基于“产品同一技术状态”这一条件, 此条件大大限制了可用的试验数据。航空发动机的研制具有小样本特点, 并且在研制阶段其技术状态在不断变化, 将经典的可靠性评估方法应用于研制阶段航空发动机可靠性评估则能用的样本量更少, 精度不高。为提高评估精度, 文献[6]提出了利用相似产品的数据以扩大样本量, 文献[7]则提出了单调约束模型以充分利用研制阶

段技术状态不断变化的所有试验数据, 但该两种方法不对可靠性是否增长进行趋势检验, 可靠性增长的 Duane 模型或 AMSAA (army material system analysis activity) 模型可用于对技术状态不断变化、可靠性不断增长的发动机进行可靠性评估, 但该两模型适用于出现故障即时采取纠正措施的情形, 对于采取延缓纠正措施的情形并不适用^[8]。航空发动机尤其是航空涡轮起动机在研制阶段既有场内试验, 同时又有外场试验, 对于出

收稿日期: 2009-05-15; 修订日期: 2010-03-10

作者简介: 金向明(1970-), 男, 安徽无为, 研究员, 博士生, 主要从事航空发动机结构强度及可靠性研究。

现的任何故障并不是所有发动机都停试以采取即时纠正措施,可以看作是采取延缓纠正措施,故无法直接应用 Duane 模型或 AMSAA 模型进行可靠性评估,而可靠性增长预测模型^[8-9]则是针对这种管理策略的最佳模型,为此,本文将可靠性增长预测模型应用于研制阶段的航空发动机可靠性评估并给出了实例,同时将该方法的评估结果与累计平均故障间隔时间(MTBF)估算值作了比较,结果表明该方法合理、有效、实用。

1 可靠性增长预测模型及评估方法^[8-9]

1.1 模型概述

产品的故障可分为两类,一类(A类)为没有采取任何设计或工艺上的纠正措施的故障,此类故障一般具有可接受的故障率,并且故障后果轻,一般通过换件来排故,而故障率没有变化;另一类(B类)故障为采取了设计或工艺上的纠正措施的故障,此类故障在采取措施后故障得到排除,故障率要下降,可靠性得到增长。假设B类故障在产品中共有 k 种,其中第 j 种故障记为 B_j ($j=1, 2, \dots$),其故障率为 λ_j ,则 $\lambda_b = \sum_{j=1}^k \lambda_j$,并假设所有的A类故障的故障率为 λ_a ,则在时刻 $t=0$ 时,产品的故障率为

$$\lambda_t = \lambda_a + \lambda_b = \lambda_a + \sum_{j=1}^k \lambda_j \quad (1)$$

实际上,在试验(均指内外场试验,后同)前后, k 都是未知数。

在试验时间 $(0, t)$ 内,观测到的不同B类故障的种数为 $m \leq k$, m 是随机变量。令 d_j 表示第 j 种B类故障的改进有效性系数,该值可根据经验或有关信息确定。对于一般产品,其值通常在 $0.55 \sim 0.85$ 之间^[10],对于航空发动机而言,其在研制阶段发生的故障,都要按归零双五条处理,即要采取有效的纠正措施,所以一般来讲,对于航空发动机在研制阶段发生的故障其纠正有效性系数可以认为是1。当采取改进措施后,第 j 种B类故障的故障率由 λ_j 的减小到 $(1-d_j)\lambda_j$ 。

到时刻 t ,观测到 m 种B类故障,并进行了设计纠正,因而产品的故障率由 λ_t 减小到

$$\lambda(t) = \lambda_a + \sum_{j=1}^m (1-d_j)\lambda_j + \left(\lambda_b - \sum_{j=1}^m \lambda_j \right) \quad (2)$$

式中 $\sum_{j=1}^m (1-d_j)\lambda_j$ 表示 m 种B类故障经过改进

后残余的故障率, $\left(\lambda_b - \sum_{j=1}^m \lambda_j \right)$ 表示未被观测到的B类故障的故障率。

定义示性函数

$$I_j(t) = \begin{cases} 0 & (\text{第 } j \text{ 种 B 类故障在 } (0, t] \text{ 内发生}) \\ 1 & (\text{第 } j \text{ 种 B 类故障在 } (0, t] \text{ 内不发生}) \end{cases}$$

则

$$\lambda(t) = \lambda_a + \sum_{j=1}^k [1 - d_j I_j(t)] \lambda_j \quad (3)$$

故

$$E[\lambda(t)] = \lambda_a + \sum_{j=1}^k [1 - d_j (1 - e^{-\lambda_j t})] \lambda_j =$$

$$\lambda_a + \sum_{j=1}^k (1 - d_j) \lambda_j + \sum_{j=1}^k d_j \lambda_j e^{-\lambda_j t} \quad (4)$$

对 d_j 定义两种加权平均

$$d = \frac{\sum_{j=1}^k d_j \lambda_j}{\sum_{j=1}^k \lambda_j} = \frac{\sum_{j=1}^k d_j \frac{\lambda_j}{\lambda_b}}{\sum_{j=1}^k \frac{\lambda_j}{\lambda_b}} \quad (5)$$

$$d_0(t) = \frac{\sum_{j=1}^k d_j \lambda_j e^{-\lambda_j t}}{\sum_{j=1}^k \lambda_j e^{-\lambda_j t}} \quad (6)$$

则式(4)可表为

$$E[\lambda(t)] = \lambda_a + (1-d)\lambda_b + d_0(t) \sum_{j=1}^k \lambda_j e^{-\lambda_j t} \quad (7)$$

根据Crow假设^[11],对 $t > 0$, $d_0(t)$ 不随时间变化。取 $t \rightarrow 0$,则由式(5)、式(6)可得 $d_0(t) = d$,故式(7)改写为

$$E[\lambda(t)] = \lambda_a + (1-d)\lambda_b + d \sum_{j=1}^k \lambda_j e^{-\lambda_j t} \quad (8)$$

令 $m(t)$ 是 $(0, t]$ 内观测到的不同种类的B类故障的次数,则

$$m(t) = \sum_{j=1}^k I_j(t) \quad (9)$$

由式(9)得

$$E[m(t)] = \sum_{j=1}^k (1 - e^{-\lambda_j t}) \quad (10)$$

由式(10)有

$$\frac{d}{dt} E[m(t)] = \sum_{j=1}^k \lambda_j e^{-\lambda_j t} \quad (11)$$

式(11)即为新的B类故障将在时刻 t 发生的瞬时强度。

令 $h(t) = \frac{d}{dt} E[m(t)]$,则式(8)表为

$$E[\lambda(t)] = \lambda_a + (1-d)\lambda_b + dh(t) \quad (12)$$

式(12)即为产品在技术状态不断变化、可靠性不断增长过程中到 t 时刻的瞬时故障率计算公式。

1.2 $h(t)$ 的计算

工程经验表明,对于复杂装备系统的 B 类故障,其累积过程是一个特定的非齐次 Poisson 过程,其故障数服从 Poisson 分布,从而对于 $h(t)$ 可利用非齐次 Poisson 过程进行计算^[12]。

非齐次 Poisson 过程的故障强度函数为

$$h(t) = abt^{b-1} \tag{13}$$

设时间截尾数据为 $t_1, t_2, t_3, \cdots, t_n, T$;故障截尾数据为 $t_1, t_2, t_3, \cdots, t_n$ 。

令 $M = n, t_s = T$ 时间截尾数据;

$M = n - 1, t_s = t_n$ 故障截尾数据。

则式(13)参数的点估计值为

$$\begin{cases} \hat{b} = \frac{M-1}{\sum_{i=1}^M \ln \frac{t_s}{t_i}} \\ \hat{a} = \frac{M}{t_s^{\hat{b}}} \end{cases} \tag{14}$$

$$\tag{15}$$

截至评估时,即 $t = t_s$ 时,B 类故障的瞬时故障率点估计值为

$$h(t) = \frac{1}{a} b t_s^{b-1} \tag{16}$$

1.3 增长趋势检验

产品故障经采取纠正措施后,产品的可靠性是否得到增长可采用 u 检验法^[12] 进行检验,检验用的统计量为

$$U = \frac{\sum_{i=1}^M t_i - \frac{Mt_s}{2}}{\sqrt{\frac{Mt_s}{12}}} \tag{17}$$

在显著性水平 α 下的双侧检验的临界值为 $-U_{1-\alpha/2}$ 和 $U_{1-\alpha/2}$,查 u 检验临界值表可得 $-U_{1-\alpha/2}$ 和 $U_{1-\alpha/2}$ 的值。当 u 大于 $U_{1-\alpha/2}$ 时,产品可靠性呈现负增长,当 u 介于 $-U_{1-\alpha/2}$ 和 $U_{1-\alpha/2}$ 之间时,产品可靠性无显著变化,只有在当 u 小于 $-U_{1-\alpha/2}$ 时,产品可靠性才呈现显著增长。

1.4 拟合优度检验

为检验产品 B 类故障的瞬时故障率是否可采用式(13)所示的故障强度函数来表示,通常采用 Cramre-Von Mises 检验法^[9] 进行拟合优度检验,Cramre-Von Mises 检验的统计量为

$$C^2(M) = \frac{1}{12M} + \sum_j \left[\left(\frac{t_j}{t_s} \right)^b - \frac{2j-1}{2M} \right]^2 \tag{18}$$

根据检验的显著性水平 α 及故障总数 M 值,查 Cramre-Von Mises 拟合优度检验临界值表,可以得到 $C^2(M)$ 的临界值 $C^2(M, \alpha)$,对于选定的显著性水平 α ,如果 $C^2(M)$ 的计算值小于或等于 $C^2(M)$ 的临界值 $C^2(M, \alpha)$,则表明产品 B 类故障的故障数据可用式(13)所示的故障强度函数来表示。

1.5 λ_A 的计算

设 A 类故障总数为 N_A ,截至评估时的总试验时间为 t_s ,则

$$\lambda_A = N_A / t_s \tag{19}$$

1.6 MTBF 的评估

MTBF 的估计值为截至评估时的瞬时故障率的倒数,即

$$T_{mtbf} = \{ E[\lambda(t)] \}^{-1} = [\lambda_A + (1-d)\lambda_b + dh(t)]^{-1} \tag{20}$$

将式(16)和式(19)代入式(20)即得 MTBF 的点估计值。

2 应用实例

应用上述方法并综合利用定型试飞前台架试验的大量数据以及外场试飞数据对某型燃气涡轮起动机的可靠性进行了评估,为起动机的设计定型提供依据。

2.1 起动机基本技术指标

某型燃气涡轮起动机用于起动大发动机,该起动机每次工作运行时间为 60 s,定型时平均故障间隔时间门限值为 400 次起动。

2.2 起动机试验情况

根据文献[13],起动机的试验情况(起动次数)见表 1~表 3。

因起动机运行包括启封、油封、假开车、冷运转、起动机状态、大发冷转状态、顺序起动状态和动力组件状态,故由表 1 可得试验运行比(每分钟运行时间相当的工作次数)为:0.554 次/min。由此运行比和表 1~表 3 可得起动机总运行时间为

$$M = 12539 \text{ min} \tag{21}$$

表 1 某型燃气涡轮起动机场内试验情况

Table 1 Results of a type gas turbine starter tests in factory									
机号	启封/ 次	油封/ 次	假开车/ 次	冷运转/ 次	起动机启动/ 次	大发冷转/ 次	顺序启动/ 次	动力组件启动/ 次	运行时间/ min
× ×01	6	3	19	47	420	35	62	37	866
× ×02	12	2	26	43	181	9	38	20	361
× ×03	17	8	46	63	35	5	18	149	3364
× ×04	7	3	8	21	71	1	12	17	202
× ×05	2	0	8	12	837	63	126	22	1317
× ×06	2	6	6	8	48	3	10	7	131
× ×07	8	8	13	17	118	13	23	14	279
× ×08	17	9	32	28	277	10	19	20	482
× ×09	1	0	7	10	35	7	12	5	101
× ×10	6	3	12	13	86	10	12	15	262
× ×11	2	0	7	16	855	62	122	42	1592
× ×12	2	5	9	7	67	4	12	7	150
× ×13	11	0	12	11	55	1	6	3	84
× ×14	4	2	12	10	47	7	12	4	115
× ×15	7	4	9	15	487	36	68	5	630

表 2 某型燃气涡轮起动机部分外场试验情况

Table 2 Some test results of a gas turbine starter in filed			
机号	启封/次	冷运转/次	点火工作/次
× ×02	4	21	273
× ×04	11	49	148
× ×08	4	16	182
× ×10	9	26	202

根据文献[7],剔除非故障及非关联故障后起动机故障情况见表 4(对于航空发动机而言,其在研制阶段发生的故障都要采取纠正措施,所以表中故障均为 B 类故障)。

表 3 某试验基地返回的起动机使用情况

Table 3 Service condition of a gas turbine starter returned from test base			
编号	启封、油封、冷运转、 假开车/次	点火工作/ 次	备注
× ×006	21	399	外场每次点火 工作时间为 1 min, 其余为 10 s
× ×007	5	43	
× ×012	3	12	
× ×014	2	12	

表 4 某型燃气涡轮起动机故障情况

Table 4 Faults of a gas turbine starter			
故障件	故障次数	故障类型	每次故障起动机累计工作时间/ min
动力涡轮滚棒轴承	1	B	95
转速传感器	4	B	215,2863,3839,8263
点火电缆	1	B	6944
燃滑油泵调节器	18	B	127,339,770,848,908,1187,1487,1697, 2456,3468,5162,5563,6172,6468,7659, 8972,9679,9978
点火装置	3	B	389,4372,4674
滑油喷嘴	2	B	168,1024
热电偶	1	B	3149
O 型密封圈	1	B	597
最小滑油压力信号器	1	B	277
动力涡轮导向器	2	B	243,2208
其他故障	2	B	1390,1936

2.3 起动机的可靠性评估

由1.1节所述可知,对于航空发动机在研制阶段所发生的故障,其纠正措施的有效性系数可认为是1,即式(20)中的 $d=1$,将式(21)及表4的统计结果代入式(14)~式(20)可得 $\bar{b}$, $\bar{a}$, U 检验法的统计量 U ,Cramre-Von Mises 检验统计量 $C^2(M)$ 及MTBF的点估计值(T_{mtbf})分别为

$$\begin{cases} \bar{b} = 0.479 \\ \bar{a} = 0.391 \\ U = -5.07 \\ C^2(M) = 0.172 \\ T_{mtbf} = 727 \text{ min} \end{cases} \quad (22)$$

取显著性水平 $\alpha=0.1$,查 U 检验临界值表可得 $-U_{1-\alpha/2} = -1.65$,查Cramre-Von Mises 拟合优度检验临界值表,可以得到 $C^2(M)$ 的临界值 $C^2(M, 0.1) = 0.173$,根据1.3节和1.4节所述判别准则以及式(22)的 U 值和 $C^2(M)$ 值可知起动机的可靠性有显著增长,且其瞬时故障率可用式(12)表示,故式(22)的MTBF计算值有效。

将MTBF值按运行比转化为起动次数为点估计值(次)

$$T_{mtbf} = 403 \text{ 次} \quad (23)$$

评估结果表明该起动机的可靠性已达到技术指标要求,可以进入定型程序。

3 传统的累计MTBF

为了与上述基于可靠性增长预测模型的可靠性评估方法(考虑了技术状态变化,可靠性在不断增长)作比较,现采用传统的累计MTBF评估方法对起动机进行可靠性评估。

由2.2节的数据,起动机的总工作时间为12539 min;总故障次数为36次,可得累计MTBF值为

$$T_{mtbf} = 12539 / 36 = 348 \text{ min}$$

又运行比(每分钟运行时间相当的工作次数)为0.554次/min,故换算为起动次数为

$$T_{mtbf} = 348 \times 0.554 = 193 \text{ 次}$$

评估结果与指标要求有一定差距,还不能进入定型程序。但是,传统的累计MTBF评估方法由于没有考虑研制过程中技术状态是在不断变化,可靠性是在不断增长,故评估的可靠性值相当

保守,且不符合实际情况,是不合理的。

4 结束语

本文将可靠性增长预测模型应用于技术状态不断变化、可靠性不断增长的航空发动机的可靠性评估,为发动机是否进入可靠性试验提供决策依据,同时也为发动机设计定型时的可靠性评估提供参考,结果表明该方法实用、有效。

另外,可以进一步利用发动机的台架试车谱及使用载荷谱,通过环境数据综合方法将内场台架试验时间等效转化为发动机飞行时间,则评估值会更趋于合理。

参考文献:

- [1] 潘吉安. 可靠性维修性可用性评估手册[M]. 北京:国防工业出版社,1995.
- [2] 周源泉,翁朝曦. 可靠性评定[M]. 北京:科学出版社,1990.
- [3] 傅惠民. 不完全数据秩分布理论[J]. 航空学报,1993,14(11): 578-584.
FU Huimin. Theory of incomplete data rank distributions [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1993, 14(11): 578-584. (in Chinese)
- [4] 孔瑞莲. 航空发动机可靠性工程[M]. 北京:航空工业出版社,1996.
- [5] 万涤生. 可靠性评定与分析及其在机械工业中的应用[M]. 北京:中国标准出版社,1994.
- [6] 李进,黄敏,赵宇,等. 弹用发动机可靠性综合评估[C]//王自力. 航空可靠性工程技术:中国航空学会可靠性工程专业委员会第十届学术年会论文集. 北京:国防工业出版社,2006.
- [7] 刘智洋,黄敏,赵宇,等. 弹用涡扇发动机研制阶段可靠性综合评估方法[R]. 宜昌:中国航空学会第三届航空发动机可靠性学术交流会,2005.
- [8] 梅文华. 可靠性增长试验[M]. 北京:国防工业出版社,2003.
- [9] Crow L H. Reliability growth projection from delayed fixes [C]// Proceedings Annual Reliability and Maintainability Symposium. Orlando, Florida:IEEE,1983:84-89.
- [10] 曾天翔. 可靠性及维修性工程手册(下册)[M]. 北京:国防工业出版社,1995.
- [11] Gibson G J, Crow L H. Reliability fix effectiveness factor estimation[C]// Proceedings Annual Reliability and Maintainability Symposium. Atlanta, Georgia:IEEE,1989:171-177.
- [12] 何国伟. 可靠性试验技术[M]. 北京:国防工业出版社,1995.
- [13] 金向明. 基于台架试验的航空发动机可靠性预测[R]. 宜昌:中国航空学会第三届航空发动机可靠性学术交流会,2005.