

基于不完备检测的飞机结构维修优化方法

蔡景 王华伟

(南京航空航天大学民航学院, 南京, 210016)

摘要:针对飞机结构的损伤容限设计特点,提出了采用不等间隔的检测策略,同时考虑了不同检测等级的不同检测完备程度对飞机结构维修费用和维修决策的影响。研究了在此策略下的不同更新情况和相应的更新概率,以检测间隔、首检期系数和检测等级为优化变量,期望维修费用率为目标函数,建立了基于不完备检测的飞机结构维修优化模型。通过实例验证了模型的有效性和经济性。

关键词:飞机结构;不完备检测;维修优化;维修费用;维修间隔

中图分类号:TH137.51

文献标识码:A

文章编号:1005-2615(2009)04-0481-05

Optimal Maintenance of Aircraft Structure Based on Imperfect Inspection

Cai Jing, Wang Huawei

(College of Civil Aviation, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract:Based on the damage tolerant design of the aircraft structure, a check policy of non-periodic intervals is presented and different inspection levels are considered to have different effects on the maintenance cost and decision-making. Then, the renewal probability of the aircraft structure is studied. Furthermore, the inspection interval, the threshold coefficient and the inspection level are chosen as the optimized variables. And the optimal maintenance model of the aircraft structure based on imperfect inspection is developed to minimize the maintenance cost rate. Finally, an example proves that the model is effective and economical.

Key words: aircraft structure; imperfect inspection; optimal maintenance; maintenance cost; maintenance interval

随着维修技术和维修思想的不断发展,飞机结构维修也正由事后、定期向视情发展,其原因在于视情维修具有更高的可靠性和经济性。视情维修是根据系统的状态来进行维修,目前获得系统状态的方法主要有两种:实时监控与定期检测。由于技术和成本的限制,对飞机结构状态而言,目前主要采用定期检测。为了在保证结构可靠度的条件下,使得结构的维修费用率达到最小化,需对结构检测间隔进行优化。由于结构越往后出现裂纹等的可能性就越大,因此,如果检测间隔始终相等,就不尽合

理。所以,需要考虑采用首次、重复两种检测间隔。同时由于检测手段或设备的缺乏,使得结构可检裂纹尺寸受到稠密度、光照和表面条件,以及人为差错等较大影响,导致检测本身不可能是绝对完备的,因此,检测的不完备性在结构维修中也应该得到相应的重视。

在已有的大多检测优化模型中,通常假定检测是等间隔的,并且是完备的^[1-8]。这些假定方便了建模,但是与实际结构检测中的不等间隔、不完备情况存在较大的差异。为此需从不等检测间隔及检测

基金项目:国家高技术发展研究计划“八六三计划”(006AA04Z427)资助项目。

收稿日期:2008-10-24;修订日期:2009-03-05

作者简介:蔡景,男,博士,讲师,1976年12月生,E-mail:caijing@nuaa.edu.cn。

不完备性的角度出发,进行较深入的研究,建立飞机结构维修优化模型,在保证结构可靠度的条件下,使得飞机结构的维修费用率达到最小化。

1 结构的不完备检测策略

根据飞机金属结构损伤容限设计特点,使得其故障都具有延迟性,即结构的裂纹扩展是一个缓慢的过程,如图1所示。结构虽然已在点 O 处出现裂纹,但是由于征兆信号较弱以及监控技术水平等的限制,此时这一裂纹尚不能被检测到;随着裂纹进一步地扩展,达到可检裂纹长度的时刻点 P (这里称之为潜在故障点);此后,在不考虑预防维修的情形下,裂纹继续扩展直至最终达到临界裂纹长度的时刻点 F (称之为功能故障点)。因此,可以将飞机结构分为3种状态:出现可检裂纹长度点之前称为正常状态 S_1 ;从可检裂纹长度到临界裂纹长度之间的状态称为潜在故障状态 S_2 ;临界裂纹长度之后称为功能故障状态 S_3 。

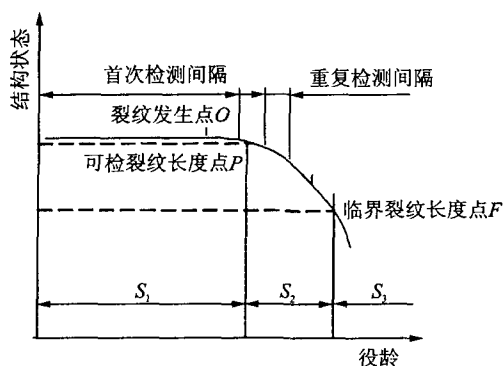


图1 故障延迟曲线

根据损伤容限结构的特点,本文提出不等间隔检测策略具体如下:

(1)结构工作到首检期 kT 时,进行首次检测(其中 k 取正整数),以后则每隔周期 T 进行一次重复检测;

(2)在检测时,如发现结构处于正常状态,则不进行维修;如发现潜在故障则进行预防性维修;如发生功能故障状态,则及时进行修复性维修。预防性、修复性维修使结构恢复如新;

(3)根据MSG-3的结构维修要求可知,可检裂纹长度并不是指能被检测到的最小可检裂纹长度,而是指通常情况下不被遗漏的可检裂纹长度。这充分说明了结构裂纹具有隐蔽性,因此本文假定对结构裂纹的检测是不完备的。同时,根据MSG-3的结构维修要求,将其分为3个等级:一般目视检测、详

细检测和特殊详细检测。采用不同的检测等级,可检裂纹被检测到的概率 p_i 不同($i=1$ 表示一般目视检测, $i=2$ 表示详细检测, $i=3$ 表示特殊详细检测);相应未被检测出来的概率为 $\bar{p}_i=1-p_i$;当 $p_i=1$ 时即认为检测是完备的。

2 不完备检测优化模型建立

2.1 模型基本假设

为了便于优化模型的建立,本文作了如下的假设:

- (1)结构故障率随着时间的增加而增加;
- (2)结构的检测等维修工作所占用时间对飞机结构的影响可忽略不计;
- (3)结构裂纹出现后,采用不同的检测等级,裂纹在第 n 次检测时被检测到的概率为: $p_{i,n}=1-\frac{a_i}{n}$ (a_i 为常数);

(4)由于在实际中, $p_{i,n}$ 趋近于1,所以裂纹未被检测到的概率较小,尤其连续两次未被检测到的概率趋近于0,因此,假定裂纹出现后,不可能连续两次都被误检。

2.2 结构的更新过程分析

假定飞机金属结构的裂纹出现的时间 u 的概率密度函数和累计分布函数分别为 $f(u)$ 和 $F(u)$,从出现裂纹扩展为临界裂纹的时间 v 的概率密度函数和累计分布函数分别为 $g(v)$ 和 $G(v)$,其中 u 和 v 是相互独立的。

(1)如在 $(0, kT)$ 期间内出现裂纹,那么在此期间内裂纹扩展到临界裂纹状态的密度分布函数为

$$\varphi(t) = \int_0^t g(t-v) \cdot f(v) dv \quad (0 < t \leq kT)$$

因此,在 kT 时刻前,结构扩展到临界裂纹状态的概率为

$$\phi_i(kT) = \int_0^{kT} \varphi(t) dt = \int_0^{kT} \int_0^t g(t-v) \cdot f(v) dv dt \quad (1)$$

(2)在 kT 时刻检测时发现裂纹的概率 $\psi(kT)$ 等于在 $(0, kT)$ 期间内所出现裂纹的概率乘上被检测出来的概率,然后减去由裂纹扩展成为临界裂纹的概率 $\phi_i(kT)$,即

$$\begin{aligned} \psi_i(kT) &= p_i \cdot \int_0^{kT} f(u) du - \phi_i(kT) = \\ &= p_i \cdot \int_0^{kT} f(u) du - \int_0^{kT} \int_0^t g(t-v) \cdot f(v) dv dt \end{aligned} \quad (2)$$

(3)在 $[(k+n)T, (k+n+1)T]$ 期间内因裂纹扩展到临界裂纹状态,导致发生功能故障的情况:

(a)裂纹出现在 $[(k+n-1)T, (k+n)T]$ 期间内,但在 $(k+n)T$ 时刻由于漏检,而导致在 $[(k+n)T, (k+n+1)T]$ 期间内裂纹扩展到临界裂纹状态。其概率为

$$\bar{p}_i \cdot \int_{(k+n)T}^{(k+n+1)T} \int_{(k+n-1)T}^t g(t-v) \cdot f(v) dv dt$$

(b)裂纹出现在 $[(k+n)T, (k+n+1)T]$ 期间内,并且在 $[(k+n)T, (k+n+1)T]$ 期间内裂纹扩展到临界裂纹状态。其概率为

$$p_i \cdot \int_{(k+n)T}^{(k+n+1)T} \int_{(k+n)T}^t g(t-v) \cdot f(v) dv dt$$

因此,在 $[(k+n)T, (k+n+1)T]$ 期间内发生功能故障的概率为

$$\phi_i((k+n+1)T) = \phi_i^1((k+n+1)T) + \phi_i^2((k+n+1)T) \quad (3)$$

(4)在 $(k+n+1)T$ 时刻检测时发现结构出现裂纹,而进行预防性维修的情况:

(a)裂纹出现 $[(k+n-1)T, (k+n)T]$ 期间内,但在 $(k+n)T$ 时刻漏检,没有导致裂纹扩展到临界状态的情况。其概率为

$$\bar{p}_i \cdot \int_{(k+n-1)T}^{(k+n)T} \left[1 - \int_t^{(k+n+1)T} g((k+n+1)T-v) dv \right] \cdot f(t) dt$$

(b)裂纹出现 $[(k+n)T, (k+n+1)T]$ 期间内,但没有导致裂纹扩展到临界状态的情况。其概率为

$$p_i \cdot \int_{(k+n)T}^{(k+n+1)T} \left[1 - \int_t^{(k+n+1)T} g((k+n+1)T-v) dv \right] \cdot f(t) dt$$

因此,在 $(k+n+1)T$ 时刻检测时,发现结构出现裂纹的概率为

$$\zeta_i((k+n+1)T) = \zeta_i^1((k+n+1)T) + \zeta_i^2((k+n+1)T) \quad (4)$$

2.3 结构维修优化模型的建立

(1)根据2.2节的分析,结构预期的寿命周期 $E_i(k, T)$ 为

$$E_i(k, T) = kT \cdot \phi_i(kT) + \sum_{n=0}^{\infty} [(k+n+1) \cdot T \cdot \zeta_i((k+n+1) \cdot T)] + \int_0^{kT} \int_0^t t \cdot g(t-v) \cdot f(v) dv dt + \sum_{n=0}^{\infty} \left[\bar{p}_i \cdot \int_{(k+n)T}^{(k+n+1)T} \int_{(k+n-1)T}^t t \cdot g(t-(k+n)T) \cdot f(v) dv dt + p_i \cdot \int_{(k+n)T}^{(k+n+1)T} \int_{(k+n)T}^t t \cdot g(t-v) \cdot f(v) dv dt \right] \quad (5)$$

$$\int_{(k+n)T}^{(k+n+1)T} \int_{(k+n)T}^t t \cdot g(t-v) \cdot f(v) dv dt \quad (5)$$

(2)结构的维修费用相关量为检测费用 C_i 、预防性维修费用 C_f 、故障损失费用率 c_d 。根据2.2节的分析,结构一个周期内的期望维修费用 $E_i(\text{cost})$ 为

$$E_i(\text{cost}) = (C_f + C_i) \cdot \phi_i(kT) + \sum_{n=0}^{\infty} [(C_f + (n+2) \cdot C_i) \cdot \zeta_i((k+n+1) \cdot T)] + \int_0^{kT} \int_0^t c_d \cdot (kT-t) \cdot g(t-v) \cdot f(v) dv dt + \sum_{n=0}^{\infty} \left[\bar{p}_i \cdot \int_{(k+n)T}^{(k+n+1)T} \int_{(k+n-1)T}^t c_d \cdot ((k+n+1)T-t) \cdot g(t-(k+n)T) \cdot f(v) dv dt \right] + \sum_{n=0}^{\infty} \left[p_i \cdot \int_{(k+n)T}^{(k+n+1)T} \int_{(k+n)T}^t c_d \cdot ((k+n+1)T-t) \cdot g(t-v) \cdot f(v) dv dt \right] \quad (6)$$

所以结构的平均维修费用率为

$$C(k, T, i) = \frac{E_i(\text{cost})}{E_i(k, T)} \quad (7)$$

为了保证飞机结构的安全性,要求尽量在结构出现的裂纹能被检测到,因此,首次检测时刻必须要在裂纹出现前,所以 $kT \leq \theta_u$ (θ_u 为出现裂纹的平均时间);同时,为了要求结构裂纹在扩展到临界裂纹长度之前能通过重复检测被检测到,重复检测间隔必须要小于由裂纹出现扩展到裂纹临界长度的时间,所以有 $T \leq \theta_v$ (θ_v 为延迟时间的平均值)。

根据以上的分析,以检查周期为 T ,首检期系数 k 和检测等级 i 为优化变量,以平均维修费用率最小化为目标,建立基于不完备检测的飞机结构维修优化模型

$$\begin{cases} \min. & C(k, T, i) = \frac{E_i(\text{cost})}{E_i(k, T)} \\ & i = 1, 2, 3 \\ \text{s. t.} & k = 1, 2, 3, \dots, n \\ & kT \leq \theta_u, T \leq \theta_v \end{cases} \quad (8)$$

3 维修优化模型的求解方法

为求解最佳检测周期 T 、首检期系数 k 和检测等级 i ,在赵建民^[7]的优化求解方法基础上,提出了优化模型的迭代求解方法。本文针对3种不同的检测等级,分别采用以下的算法,得到各检测等级下的 T, k 及 $C(k, T, i)$ 。从中选取维修费用率最小的检测等级,及其对应的检测周期 T 、首检期系数 k 作为优化结果。取初始值 $k=1$,具体算法步骤如下:

(1)输入 k 值,求出使 $C(k, T, i)$ 达到最小的

T^* 。

(2) 令 $T = T^*$, 求出使 $C(k, T, i)$ 达到最小的 k^* 。

(3) 令 $k = k^*$, 计算得到最佳的 T , 当 $|T - T^*| \leq e_1$ 时停止计算, 否则重复以上步骤。其算法步骤如图2所示。

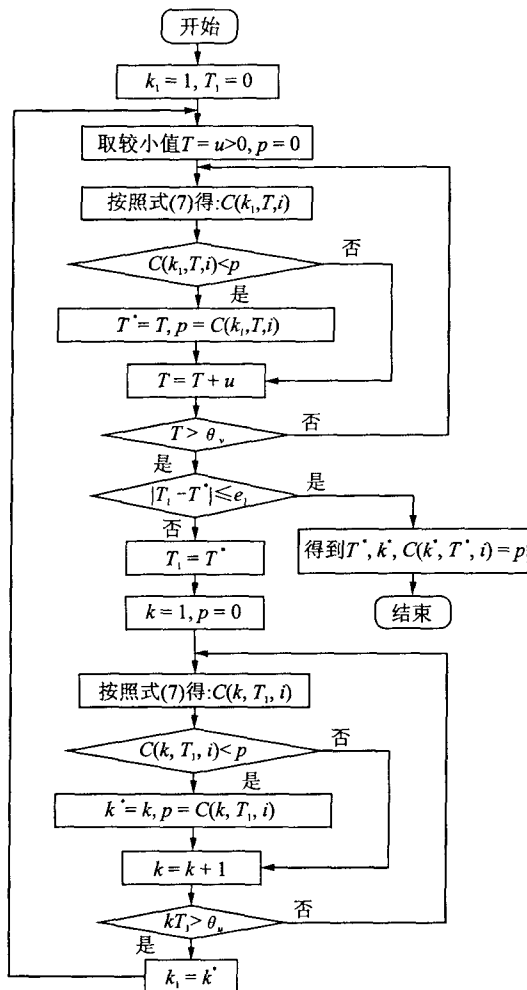


图2 飞机结构维修优化模型的 T, k 求解步骤

4 实例分析

以某机型的机身搭接件蒙皮为例^[9-12], 对所提出的模型进行分析。航空公司统计的裂纹数据由于没有细分为疲劳裂纹、应力腐蚀裂纹和腐蚀疲劳裂纹3类, 因此, 本文的裂纹统计不考虑裂纹形成和扩展的原因。根据航空公司提供的使用数据, 经过参数估计以及假设检验得到机身搭接件蒙皮的潜在故障发生时间 u 和延迟时间 v 的分布函数为

$$F(u) = 1 - \exp\left(-\left(\frac{u}{n}\right)^m\right)$$

$$m = 2.27 \quad n = 15\,330$$

$$F(v) = 1 - \exp\left(-\left(\frac{v}{n}\right)^m\right)$$

$$m = 1.21 \quad n = 1\,642$$

机身搭接件蒙皮的每次检测费用 C_i 分3种情况: 目视检查约为100元, 详细目视检查为200元, 特殊详细检查为400元。费用的差别主要是由工时和检测设备成本的不同引起的。3种不同的检测等级, 可检裂纹被检测到的概率分别为: $p_1 = 0.8$, $p_2 = 0.9$, $p_3 = 0.95$ 。预防性维修费用 C_f 为4 000元, 故障损失费用率 c_d 为200元/飞行小时。

根据已知条件, 可以得到

$$\theta_u \approx 13\,579, \theta_v \approx 1\,541$$

根据本文提供的求解方法进行优化, 得到不同 i 值下的结构平均维修费用 $C(k, T, i)$ 和 k, T 的关系如图3所示。限于篇幅, 图中只给出了部分 $i=2$ 值时, 不同首检期系数 k 值下的费用率 $C(k, T, i)$ 与 T 的关系图。当 $k=8$ 时, 即首次检测间隔是重复检测间隔的8倍时, 维修费用率达到最小1.392元/飞行小时。

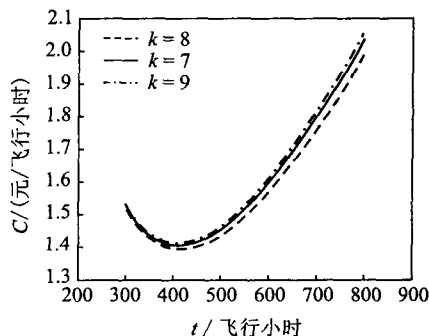


图3 详细检测下不同 k 值的费用率变化图

图4为不同检测等级的最优首检期系数 k 值下的费用率 $C(k, T)$ 与 T 的关系图。从中可以看出: 采用一般目视检测的最优费用率为1.466元/飞行小时, 对应的 $k=8$, $T=306$ 飞行小时; 详细检测的最优费用率为1.392元/飞行小时, 对应的 $k=8$, $T=411$ 飞行小时; 特殊详细检测的最优费用率为

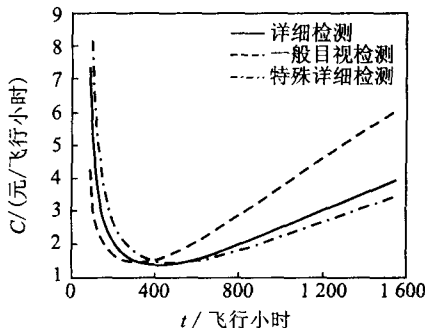


图4 不同检测等级的最优 k 值下的费用率变化图

1.439元/飞行小时,对应的 $k=7$, $T=487$ 飞行小时。这一结论符合实际情况,一般目视检测由于费用低,但误检率比较高,所以要增加检测频率,缩短检测间隔;而特殊详细检测,费用高,但误检率比较低,所以可以适当减少检测频率,延长检测间隔。

5 结束语

针对飞机结构的损伤容限设计特点,提出了采用不等间隔的检测策略,同时考虑了不同检测等级的不同检测完备程度对维修费用和维修决策的影响,使建立的模型更加合理、客观。最后以机身搭接件蒙皮为例,进行了验证分析,表明该维修优化模型的合理性而且具有较大实际应用价值。

参考文献:

- [1] 高崎. 使用检查维修工作模型的建立[J]. 军械工程学院学报, 1996, 8(3):66-69.
- [2] 吕文元. 时间延迟维修理论在制定设备维修计划中的应用[J]. 中国设备工程, 2006, 9: 13-14.
- [3] Christer A H, Waller W M. Delay time model of industrial inspection maintenance problems[J]. J Opl Res Soc, 1984, 35: 401-406.
- [4] Baker R D, Scarf P A, Wang W. A delay-time model for repairable machinery: maximum likelihood estimation of optimum inspection intervals[J]. Journal of Mathematics Applied in Business and Industry, 1997, 8(1): 83-92.
- [5] Wang H, Pham H. Some maintenance models and availability with imperfect maintenance in production systems[J]. Annals of Operations Research, 1999, 91(3): 305-318.
- [6] Sachon M, Cornell E P. Delays and safety in airline maintenance[J]. Reliability Engineering and System Safety, 2000, 67: 301-309.
- [7] 赵建民. 两阶段功能检查模型研究[J]. 系统工程与电子技术, 2000, 22(12): 49-51.
- [8] Tan Xiaoming, Chen Yueliang, Jin Ping. Corrosion fatigue life prediction of aircraft structure based on fuzzy reliability approach [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2005, 18(4):346-351.
- [9] 隋福成, 刘文, 王磊. 飞机结构关键件设计改进后的疲劳寿命评定技术[J]. 航空学报, 2007, 28(1): 135-137.
- [10] 汪华, 周贤宾. 飞机蒙皮多点成形用复合柔性垫层的结构参数优化[J]. 航空学报, 2007, 28(6):1482-1486.
- [11] 谭晓明, 陈跃良, 段成美. 飞机结构搭接件腐蚀三维裂纹扩展特性分析[J]. 航空学报, 2006, 38(1): 115-120.
- [12] 斯而健. 民用飞机结构裂纹扩展分析[J]. 民用飞机设计与研究, 2006, 4:10-17.