

飞机结构检修一体化的实现与分析方法

陈 勃 鲍 蕊 张建宇 费斌军

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 飞机结构的检修一体化要求是保证结构优化设计的一个主要方面. 全面分析了影响结构检修的主要因素, 提出了飞机结构检修一体化的分析与实现方法, 并给出了分析流程图. 还给出了一个算例证明方法的可行性. 将该方法用于新研飞机结构的设计和定寿阶段, 有利于制定最佳的检修方案, 指导飞机结构将来的检修安排.

关 键 词: 经济维修; 安全检查; 耐久性; 损伤容限

中图分类号: V 215.7

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2004)06-0498-04

Analysis and realization of aircraft structural synchronously economic maintenance and safety inspection

Chen Bo Bao Rui Zhang Jianyu Fei Binjun

(School of Aeronautic Science and Technology, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: The economic performance will be obviously promoted if the maintenance and safety inspection could be carried out at the same time. By studying the influence factors, an analysis method was presented to decrease the repaired times by synchronously performing the economic maintenance and safety inspection. The flowchart of this method was also given. It is adaptive to be used in new aircraft design and analysis, and it is helpful to draw the program of maintenance and inspection. It is also propitious to optimizing the design of aircraft structure. Finally, a calculation example was presented to validate the feasibility of this new analysis method.

Key words: economic maintenance; safety inspection; durability; tolerance

飞机结构符合检修一体化要求是结构优化设计的重要指标, 高经济性和低维修成本的要求也使得飞机结构设计必须满足检修一体化的条件. 而飞机结构检修一体化分析的目的正是通过对影响飞机结构检修因素的研究, 分析结构检查和维修同步进行的可能性并给出实现方法. 将其用在结构设计阶段, 以减少将来使用过程中进厂检修的次数, 提高飞机的经济性能.

1 主要影响因素

飞机结构最理想的设计, 如图 1 中 a 所示, 在整个使用期内不需要检查和修理. 但飞机主要的一些关键构件, 由于要承受载荷, 并且受结构重



图 1 检查和维修周期对进厂修理次数的影响
量、材料等因素的限制, 在使用期内必须进行检查和维修, 才能保证飞机的寿命和安全. 这些结构大都是场地或基地级可检结构, 检查和维修都必须进厂才能完成. 显然如果飞机的检查和修理不能同步进行, 如图 1 中 c, d 所示, 必将增加飞机进厂的次数和维护费用, 降低飞机的出勤率.

影响结构检修一体化的因素较多,除了主观影响因素外,主要包括结构的选材和应力水平、采用的裂纹扩展模型及分析方法、经济修理极限 a_c 、采用的无损检测方法、允许的修理次数、许用的裂纹超越数和结构可靠度的要求等。

1.1 结构的选材

材料的性能影响裂纹的形成和扩展,并且影响结构的原始疲劳质量分布^[1]。如果材料的耐久性和损伤容限性能差别较大,如图1中d所示,结构在整个使用期内需要不断的检查来保证安全,这样同样会增加进厂修理次数,增加维护费用。实际结构的选材受航空材料的局限性,可选择的余地较小,但材料可以通过加工,如热处理等工艺提高耐久性或损伤容限性能。例如,通过提高结构的损伤容限性能,使得c所示结构的检修变成如b所示,将减少进厂检修次数。

1.2 应力水平

结构的应力水平直接影响着裂纹的萌生和扩展速率,降低结构的应力水平能延长结构的维修周期和检查间隔。结构整体的应力水平是由结构的重量和所承受的载荷决定的,要降低整体应力水平必须综合权衡结构机动性和经济性的要求,但改进局部细节设计,降低最严重细节的应力水平却是提高结构整体耐久性和损伤容限性能好的方法。对维修过的结构,还要考虑维修对结构应力分布的影响。

1.3 裂纹扩展公式及分析方法选取

耐久性分析和损伤容限分析都是以裂纹扩展研究为基础。工程上常用的裂纹扩展公式和模型有 Paris 公式, Walker 公式, 考虑超载迟滞效应的 Willenborg/chang 模型^[2], Lin 和 Yang 提出的裂纹扩展模型和随机裂纹扩展模型^[1]等。

国内外建立和发展起来的耐久性和损伤容限分析方法很多,目前常用的耐久性分析方法主要有概率断裂力学方法^[3](PFMA)和裂纹萌生法^[3](CIA)。损伤容限分析有确定性和基于断裂可靠性处理的概率损伤容限分析方法^[1]及各种概率损伤分析模型。不同的裂纹扩展公式以及分析方法会对计算结果产生影响。例如,是否考虑裂纹扩展的随机性和超载迟滞效应以及损伤容限分析中对漏检裂纹 a_0 的确定等。

1.4 经济修理极限 a_c ^[4]

经济修理极限 a_c 的选取主要影响结构的维修。在限定的范围内调节经济修理极限 a_c 的大小,可以调节结构的维修时间。 a_c 的选取需要注

意两个方面:一方面,如图2所示,取较小的 a_c 可留有再修的余地,假设 t_B 为设计使用寿命,取 a_{c1} 进行2次修理达到寿命要求,如果取较大的 a_{c2} ,则可能由于无法再修,而达不到寿命的要求;另一方面,如果 t_1 为设计使用寿命,取 a_{c2} 只要进行一次修理就达到寿命要求,而取 a_{c1} 要进行二次修理才能达到寿命要求。

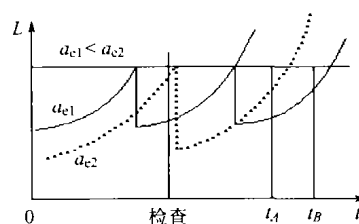


图2 选取不同 a_c 对检修一体化影响

1.5 采用无损检测的方法^[3]

损伤容限分析是假设结构存在长度为 a_0 漏检裂纹,此裂纹由 a_0 扩展到临界裂纹 a_c 的间隔内必须对结构进行检查,保证安全。在损伤容限分析中,若将初始裂纹 a_0 视为定值,如图3a所示,提高无损检测的方法,可以减小漏检裂纹 a_0 的长度 a'_0 。若将 a_0 看成随机变量,如图3b所示,在无损检测前的概率密度函数为 $f_{a_0}(a_0)$,无损检测的概率密度曲线为 $F_j(a)$,则进行无损检测后,初始裂纹长度的概率密度函数 $f_{a'_0}(a_0)$ 为

$$f_{a'_0}(a_0) = f_{a_0}(a_0) F_j(a) \quad (1)$$

所以,无论将 a_0 视为定值还是随机变量都能增加裂纹的扩展时间,延长结构的检查周期。但提高无损检测方法的精度会增加结构检查的费用。

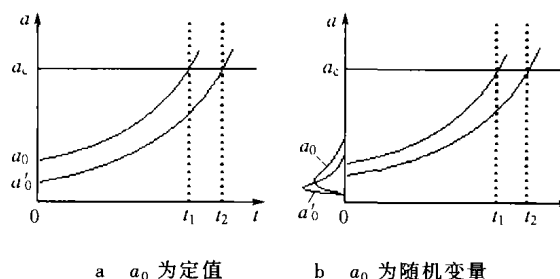


图3 采用无损检测对构件检查周期的影响

1.6 许用裂纹超越数和结构的可靠度

构件的许用裂纹超越数主要取决于构件的危险性、可检性、可修性、修理费用等,对危险程度高,而检查修理均困难的耐久性关键件,应取较低的裂纹超越数。对结构取较高的裂纹超越数可以提高结构的经济维修周期,但可能造成部分裂纹过长而无法修理。

构件可靠度要求主要取决于构件的安全性和维持飞机战备状态的重要性.在损伤容限分析中,在允许的范围内降低可靠度的要求可提高裂纹的扩展周期,延长结构的检查间隔.

2 检修一体化分析方法

2.1 检修一体化分析的目标

结构检修一体化分析实际上是对结构检修次数和检修安排进行优化分析的方法.它主要用于飞机的详细设计阶段和定寿阶段,计算飞机结构的检修时间并制定最佳的检修方案.分析的目标函数为达到结构最少的进厂维修次数或在允许的进厂次数条件下结构的总的检查和维修费用最少,即

$$\min T = g(a_e, L, R, M, S, R, \dots)$$

或

$$\min C = g(a_e, L, R, M, S, R, \dots) \quad (2)$$

式中, T 为总的进厂检修的次数; C 为总的维修和检查费用.

为此,在满足相应的约束条件下,对上面的各个影响因素进行优化.主要的约束条件有:

1) 飞机的进厂次数、许用裂纹超越数及经济修理极限都是有一定取值范围的离散变量;

2) 现有飞机结构的检修安排要与飞机整体的检修安排协调;

3) 结构的可靠度要求及许用裂纹超越数受结构安全性等因素的影响,有取值的上限或下限.可以看出,结构检修一体化分析是一个多变量、非线性、有约束条件、没有明显解析表达式的函数.对这一类问题的分析,一般采用直接(穷举)法.

2.2 选择耐久性和损伤容限分析方法

结构的耐久性分析在定寿阶段应尽可能的选用 PFMA 方法或同时使用 CIA 和 PFMA 方法.损伤容限分析则可使用概率损伤容限分析模型.

确定了耐久性和损伤容限分析方法后,需要根据所选的分析方法建立分析数据库,主要包含结构信息、分析方法所需要的试验数据,以及载荷谱信息,具体如下:

结构信息库包括结构的材料、 σ_b 或 σ_s 、应力集中系数、细节类型、细节数、细节尺寸、结构的通用 EIFS 分布参数、最大可修尺寸、连接形式、修理和检查费用等.

试验所需数据与选择的分析方法有关.若耐久性分析用 PFMA 方法,需要模拟试件在谱载荷

下裂纹萌生的 a-t 数据集.选择 CIA 方法或改进的 CIA 方法则需要材料的 p-S-N 曲线族.

载荷谱包括设计谱和试验谱.

2.3 检修一体化分析与实现流程

对结构各细节群按图 4 所示的分析流程进行分析.首先结构的经济寿命和检查间隔必须满足给定的要求,否则必须改进设计,它们分别由耐久性分析和损伤容限分析得到.根据维修周期和检查间隔就可得到结构检查和维修的时间安排以及总的进厂检修的次数,并分析它们是否符合检修一体化的要求及是否需要优化以减少进厂修理的次数.如果需要,分析不利于检修一体化实现的因素,例如分析是维修周期太短还是检查间隔太短而不利于检修一体化,或者两者能同时提高以减少修理次数.根据原因调整相应的影响参数或改进局部的细节设计并重新计算分析,直到能够达到预定的目标.

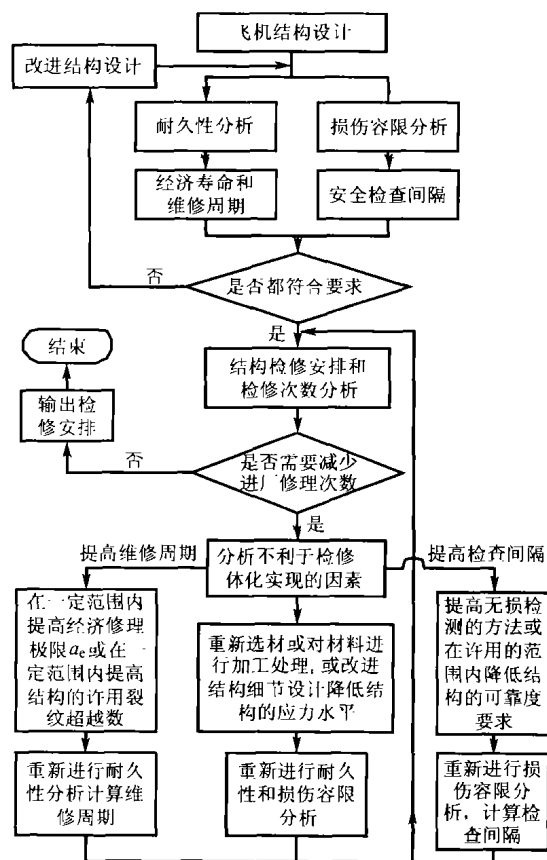


图 4 分析流程

3 计算实例

对现有某型机机身的一个重要加强框进行检修一体化分析,该框是重要的耐久性/损伤容限关键件.该机的目标寿命为 3 000 飞行小时,首翻期初步确定为 1 000 飞行小时,第二次大修为 1 800

飞行小时.

3.1 结构的性能参数和应力区分

整个结构的材料为 30CrMnSiNi2A, 关键细节为下腹板 8 个直径 3.6 mm 的铆钉孔, 其加工工艺为钻孔.

以机群所有飞机(100 架)的左右横梁为研究对象, 并且按细节群将 8 个铆钉孔划分为 7 个应力区, 各应力区对应载荷谱中最大名义应力 σ_{\max} 及细节数见表 1, 结构的应力水平为 684 MPa.

表 1 结构应力区的划分及细节数

应力区 i	1	2	3	4	5	6	7
σ_i/MPa	684	613	466	431	347	315	261
细节数 N_i	200	200	200	200	400	200	200

依据三种应力水平下结构模拟试件断口的 $a-t$ 数据集, 采用“通用 EIFS 分布参数优化程序”, 选取 $b=1$ 的原始疲劳质量模型, 得到每种应力水平对应的裂纹扩展速率参数 Q 及结构原始疲劳质量: 通用 EIFS 分布. 结构的载荷谱和模拟试件的 $a-t$ 数据集略($a-t$ 数据集来自耐久性和损伤容限设计手册).

表 2 应力水平及对应的裂纹扩展速率 Q

σ_i/MPa	683.70	601.66	546.96
$Q/10^4$ 飞行小时 $^{-1}$	13.231	9.434	8.365

结构的通用 EIFS 分布函数为

$$F_x(x) = \exp\left\{-\left[\frac{\ln(0.999/x)}{6.493}\right]^{6.8561}\right\} \quad (3)$$

材料的断裂韧性 K_{IC} 的分布可参考有关的材料性能手册.

3.2 结构检修一体化分析

由于是对现有结构的检修一体化分析, 结构的检修安排要符合飞机整体的检修安排. 这里耐久性分析采用概率断裂力学方法, 损伤容限分析采用谱载荷下随机裂纹扩展的概率损伤分析模型. 分析中有些影响因素是确定的: 包括结构的选材、应力水平等. 由于结构对飞机的安全和寿命具有举足轻重的作用, 因此在耐久性分析中置信度要求为 $R=95\%$, 许用裂纹超越数 $L_R=1$; 在概率损伤容限分析中结构的可靠度的要求为 $P>99.9\%$.

利用以上数据, 按图 4 的流程对结构进行检修一体化分析, 得到以下的结果:

首先, 考虑到整机要进厂 2 次, 故先将 a_c 取一个较小值 0.5 mm, 为将来留有再修的余地. 计算经济寿命为 1 230 飞行小时, 安全检察间隔为 1 342 飞行小时. 因此在首翻期 1 000 飞行小时对结

构进行检修是安全又合理的, 检修方法是将最高的 4 个应力区进行铰孔 0.7 mm, 对于其它的孔则要进行损伤检查, 可采用高频涡流或磁探伤等方法, 如发现裂纹也要进行铰孔修理. 对维修以后的结构重新计算应力并分析, a_c 仍取 0.5 mm, 计算经济寿命为 907 飞行小时, 检察间隔不变. 所以在 1 800 飞行小时对结构进行第二次大修的安排是合理的. 检修的方法和第一次相同, 经过第二次大修后重新计算飞机的寿命, 由于不能再修, 将 a_c 取上限 0.8 mm, 重新计算寿命为 1 624 飞行小时. 经过二次检查修理, 飞机的寿命能够超过目标寿命.

4 结 束 语

本文从工程实用的角度出发, 全面的分析了影响结构检修的因素, 并给出了检修一体化的分析流程. 在新研飞机设计阶段对结构进行检修一体化分析, 使结构满足检修一体化要求, 有利于减少飞机进厂检修次数, 提高飞机的经济性. 在定寿阶段对结构进行检修分析, 有利于制定最佳的检修方案, 指导飞机结构将来的检修安排. 将该方法真正用于飞机结构的设计过程, 具有较大的工程应用价值.

参考文献 (References)

- [1] Yang J N, Manning S D. Handbook of reliability design for air force [M]. AFFD Systems Engineering Press, 1991
- [2] 傅祥炯. 结构疲劳与断裂 [M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1995
Fu Xiangjiong. Structural fatigue and fracture [M]. Xi'an: North-western Polytechnical University Press, 1995 (in Chinese)
- [3] 刘文琰, 郑昊仲, 费斌军. 概率断裂力学与概率损伤容限/耐久性 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1999
Liu Wenting, Zheng Minzhong, Fei Binjun. Probability fracture mechanics and probability damage tolerance durability [M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 1999 (in Chinese)
- [4] 刘小冬, 刘文琰. 飞机结构经济维修方案优化技术 [J]. 北京航空航天大学学报, 2000, 26(5): 561 ~ 564
Liu Xiaodong, Liu Wenting. Optimization of aircraft structural economic maintenance program [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2000, 26(5): 561 ~ 564 (in Chinese)
- [5] 高镇同. 疲劳应用统计学 [M]. 北京: 国防工业出版社, 1986
Gao Zhentong. Fatigue applied statistics [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 1986 (in Chinese)
- [6] Yang J N, Donath R C. Statistical fatigue crack propagation in fastener holes under spectrum loading [J]. Journal of Aircraft, 1983, 20 (12): 1028 ~ 1032