

飞机结构耐久性/损伤容限综合设计与分析

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: 飞机结构单独采用耐久性设计或者单独采用损伤容限设计都会影响飞机结构的最优化设计. 针对此问题, 在现有的飞机结构耐久性和损伤容限分析方法基础上提出了飞机结构耐久性/损伤容限综合设计与分析方法并建立了分析流程图. 在保证结构安全和经济维修的前提下, 提出了以飞机结构重量和检修一体化作为飞机结构优化设计的指标. 该方法可用于新研飞机的设计和现役飞机寿命的可靠性评定分析, 具有实用价值.

关 键 词: 综合; 可靠性; 耐久性设计; 损伤容限设计

中图分类号: V 215.7

文献标识码: A **文章编号:** 1001-5965(2004)02-0139-04

Combined design and analysis of durability and damage tolerance for flight structure

Chen Bo Bao Rui Zhang Jianyu Fei Binjun

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

Abstract: Based on existing durability and damage tolerance analysis method, a new way of flight structure design and analysis by synthesis was presented. It solves the problem that designing with durability or damage tolerance method separately will affect the optimization design for the flight structure. The analysis flowchart of this method is also given. Besides of using life and safety analyzing, structural weight and the inspection and maintenance were discussed. It can be used to increase the maneuverability and economy of the new flight structure. In addition, a calculation example is presented to validate the feasibility of this new method.

Key words: synthesis; reliability; durability design; damage tolerance design

军机结构设计思想正朝着满足长寿命、高机动性、高可靠性、高出勤率、低维修成本的结构强度综合设计方向发展. 经过近几十年来的研究, 飞机结构基于耐久性设计以确保使用(经济)寿命, 基于损伤容限设计以确保安全的可靠性设计体系在我国已经基本建立, 并且应用于新研飞机的设计和现役飞机寿命的可靠性评定. 但两种基本相互独立的计算和分析方法必然导致一些相互矛盾的要求. 这种矛盾在新研飞机的设计和评定阶段, 尤其是在飞机关键件的设计上表现得更为突出. 对于飞机某一特定的关键件, 通常只采取其中的一种设计方法, 即损伤容限设计方法或者耐久性设计方法, 因而没有综合考虑经济性和安全性的

要求和两者之间的内在联系, 影响飞机结构最优化设计, 同时也给飞机的寿命评定和维护带来了不便.

随着对军用飞机要求的不断提高, 目前飞机结构采用的单一设计分析方法显然已经不能满足高性能要求. 有鉴于此, 有必要发展既兼顾经济性又兼顾安全性的飞机结构综合设计与分析方法.

1 综合设计与分析的目标

飞机结构设计与分析是一个非常复杂的过程, 影响的因素也很多. 包括采用的设计原理与规范、结构的设计类型、结构的可检类型等. 飞机结构的综合设计与分析方法首先必须能够对结构进

行基本的寿命和安全的分析:

1) 在允许的经济维修次数下,结构的寿命大于飞机的使用寿命.

2) 裂纹的扩展周期大于结构的检查周期,在规定的检查间隔内保证飞机的安全.

上面两点可通过现有的耐久性和损伤容限分析方法实现,但只满足上面两个条件的结构不一定就是最优的结构.结构的优化设计必须在此基础上增加对飞机机动性、经济性和低维修成本的要求.因此飞机结构耐久性/损伤容限综合设计与分析方法增加以下的分析目标:

3) 结构的重量分析.

4) 结构检修一体化分析.

1.1 结构重量分析

结构的重量是影响飞机机动性能的最重要的因素,重量的减轻对于提高飞机的机动性和经济性都很有帮助,因此对于结构的优化设计,希望在允许的范围内得到最轻的结构重量.

结构的重量是由结构所需承受的应力水平决定的,增加重量可以提高结构能承受的应力水平,因此结构的重量可表达为应力水平的函数

$$W = f(S) \quad (1)$$

结构的重量分析就可以通过结构的应力水平分析实现.在其它条件不变的情况下,结构能承受的最高应力水平对应着最轻的结构重量.

1.2 结构检修一体化分析

飞机主要的一些关键构件大都是战场或基地级可检结构,结构的检查和维修都必须进厂才能完成,而结构的修理时间和检查间隔分别由耐久性和损伤容限分析决定.显然如果飞机的检查和修理不能同时进行,必将增加飞机进厂维修的次数,增加飞机的维护费用,降低飞机的出勤率,使飞机变得不经济.在飞机设计阶段,结构检修直接影响着整机的检修安排,因此必须对结构进行检修一体化分析.影响结构检修一体化的因素主要包括结构应力水平、结构检查间隔和允许的修理次数等.对于现役飞机结构,检修一体化需要分析结构的检修是否符合飞机整体的检修.对于新研飞机结构则需分析各种因素影响,制定最佳的检修方案.

2 结构的综合设计与分析

2.1 现有的耐久性和损伤容限分析方法

结构的耐久性分析主要是通过对裂纹萌生阶段进行研究来预测结构的经济寿命并确定结构的

大修时间,损伤容限分析主要是通过对裂纹扩展的研究来确定结构的首翻期和检查间隔,保证结构的安全.国内外建立和发展起来的耐久性和损伤容限分析方法较多,目前常用的耐久性分析方法主要有概率断裂力学方法(PFMA)^[1]、裂纹萌生法(CIA)^[2]和确定性裂纹增长法(DCGA)^[1].对于损伤容限分析,概率损伤容限分析方法正成为发展的主要方向,目前最常用的有基于断裂可靠性处理的概率损伤容限分析方法^[3]以及各种概率损伤分析模型.

2.2 耐久性/损伤容限综合分析

结构的耐久性/损伤容限综合分析是在现有的耐久性分析和损伤容限分析基础上增加了对结构的重量以及检修一体化的分析.图1是结构耐久性/损伤容限综合设计与分析方法的流程图.其分析过程如下:

1) 飞机结构经过初步设计,当结构的重量符合要求后利用有限元软件对结构进行应力分析,确定综合分析的对象和范围并对结构细节群进行应力划分.

2) 根据载荷谱确定结构的应力水平.

3) 利用现有的分析方法对结构进行耐久性和损伤容限分析,当结构不能满足耐久性或损伤容限要求时,则需要改进结构设计.

如果寿命和安全的要求都能满足,则对此结构进行重量和检修一体化优化分析.

4) 对结构进行检修一体化的分析,当无法达到检修一体化的要求时,则需要对结构进行优化设计,使其尽量满足检修一体化要求.

5) 当满足检修一体化条件后,增加结构的应力水平并回到步骤3),重新对结构进行上述分析.

6) 随着应力水平的增加,结构的耐久性和损伤容限能力下降,当有一个不能满足要求时,它的上一级应力水平就是能同时满足耐久性和损伤容限要求的最高应力水平,根据该应力水平可以得到结构的最轻重量,同时通过对结构设计的不断改进,也得到了结构的优化设计方案.

综合分析过程中需要利用现有的耐久性和损伤容限分析方法,为了保持两个阶段裂纹扩展公式的一致性和减少分析前期的实验工作量,建议采用以下的分析组合:

1) 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模型,裂纹扩展采用 Lin 和 Yang 提出的裂纹随机

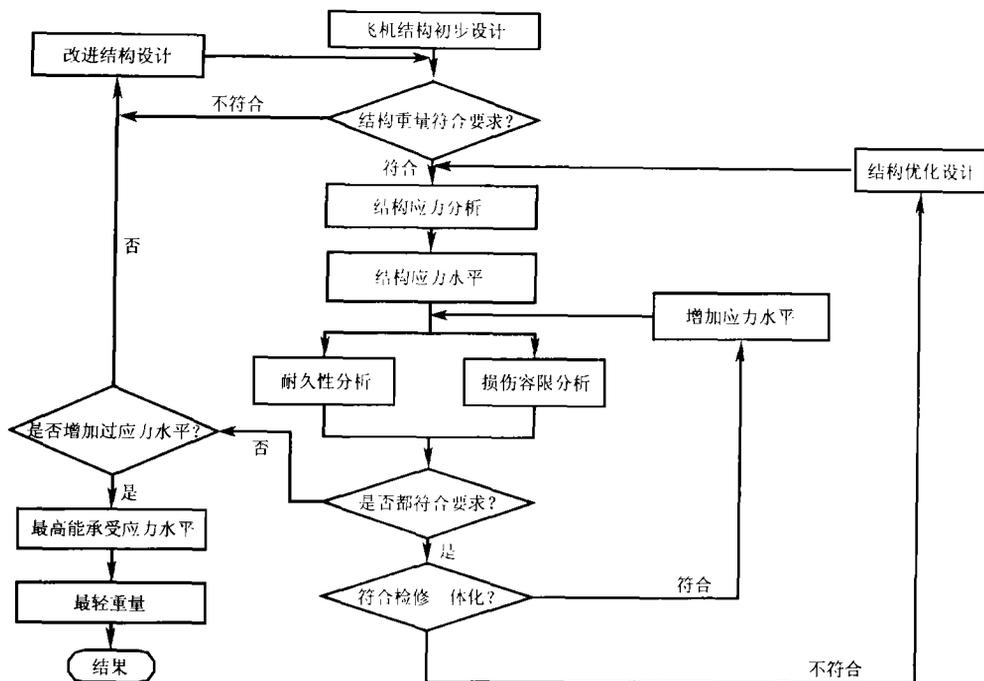


图 1 飞机结构耐久性/损伤容限综合设计与分析流程图

扩展模型^[4].

$$da(t)/dt = Qa(t)^b X(t) \quad (2)$$

2) 耐久性采用改进的裂纹萌生法, 损伤容限采用基于断裂可靠性处理的概率损伤容限分析方法, 裂纹扩展采用 Walker 公式^[5]或以 Walker 公式为基础的 Willenborg/chang 模型^[5].

3 现有飞机结构综合分析举例

现有某型号机机翼主梁的耐久性和损伤容限综合分析. 机翼主梁的安全特性决定了机翼乃至全机的安全. 因此翼梁是该机最重要的耐久性/损伤容限关键件, 对其要求为: 首翻期 1 200 飞行小时, 第一次大修 2 200 飞行小时, 寿命终止 3 000 飞行小时.

主梁采用变截面工字梁, 关键件的细节为根部下突缘直径为 6 mm 的螺栓孔, 相邻两孔的中心距离为 25 mm, 初始裂纹假设为单边 1.25 mm 的角裂纹. 其模拟试件结构材料性能参数见表 1, 裂纹扩展参数见表 2, 结构的载荷谱略. 结构应力区的划分见表 3, 应力水平为 625.5 MPa.

结构耐久性分析采用改进的裂纹萌生法, 对表 3 给定的细节, 耐久性要求为: 许用裂纹超越数为 1. 损伤容限分析采用基于断裂可靠性处理的概率损伤容限分析方法, 结构可靠度要求为 $P > 99.9\%$. 进行以上分析还需模拟件的裂纹萌生试验数据和结构细节裂纹萌生的 p-S-N 曲线族.

表 1 模拟试件结构材料性能参数

结构及模拟试件材料	厚度/mm	宽度/mm	$\sigma_{0.2}$ /MPa	$K_{Ic,p}$ / (MPa·mm ^{1/2})
30CrMnSiNi2A	3	20	1 193	2 500

表 2 Walker 公式及 Willenborg 模型参数

n_p	M_1	M_2	C_p	γ_{SR}
2.382	0.5373	0.10	0.1021×10^{-10}	2.78

表 3 结构应力区的划分

应力区	1	2	3	4	5	6
σ_{max}	625.5	607.5	474.3	465.5	430.0	395.9
细节数	200	200	200	200	400	400

3.1 模拟试件的裂纹萌生试验数据

取 7 个模拟试件进行恒幅载荷的裂纹萌生试验, $\sigma_{max} = 680.4$ MPa, 应力比 $R = 0.18$. 然后对试件断口进行分析判读, 取裂纹从 0.4 mm 到 1.2 mm 所对应的 (a, N) 数据, 采用 3 点拉格朗日插值方法, 得各试件裂纹尺寸达到指定的经济修理极限 $a_c = 0.8$ mm 时的裂纹萌生寿命 N_c . 如表 4.

表 4 $a_c = 0.8$ mm 的裂纹萌生寿命

序号	1	2	3	4	5	6	7
N_c	11 594	18 842	19 445	15 316	13 570	11 334	12 687

3.2 结构细节裂纹萌生的 p-S-N 曲线族

不同存活率的裂纹萌生 p-S-N 曲线采用三参数表达式

$$\sigma_{max} = C_p \left(1 + \frac{A}{N_p^a} \right) \quad (3)$$

其中,形状参数 $A = 99.963$, $a = 0.4702$, 利用表 4 的结果得出存活率在 $0.9 \sim 0.999999$ 间的 9 条 p-S-N 曲线构成的曲线族, 见表 5.

表 5 结构细节裂纹萌生 p-S-N 曲线族

P	C_p	P	C_p
0.999999	195.84	0.995	251.06
0.99999	204.40	0.990	257.88
0.9999	219.56	0.975	267.80
0.999	236.94	0.95	276.23
		0.90	285.79

注: 以上的数据来自耐久性和损伤容限设计手册

3.3 结构综合分析

利用以上的数据, 按图 1 的流程对结构进行耐久性和损伤容限综合分析. 对于最初给定的应力水平 625.5 MPa, 其寿命和检查周期分别为 3710 飞行小时和 2662 飞行小时, 分别大于结构的第一次大修时间 2200 飞行小时和首翻期 1200 飞行小时, 都能满足要求. 因此可对结构进行重量以及检修一体化的优化分析.

重量分析通过应力水平分析实现, 不断提高结构的应力水平, 研究结构耐久性和损伤容限性能的变化. 从表 6 和图 2 可以看出, 随着应力水平的提高, 结构的耐久性和损伤容限性能都下降, 如果首翻期只检查不修理, 那么应力水平上升到 707 MPa 时, 耐久性首先不能满足要求, 损伤容限到 831.8 MPa 时不能满足要求. 结构能承受的最高应力水平为两者的最小值 707 MPa, 该应力水平对应的结构重量为最轻结构重量. 如果首翻期修理, 则结构能承受的最高应力水平能到 820 MPa, 结构重量减轻的余地更大.

表 6 结构应力水平分析

σ_{max}/MPa	未修寿命/ 飞行小时	扩展周期/ 飞行小时	σ_{max}/MPa	未修寿命/ 飞行小时	扩展周期/ 飞行小时
625.5	3709.45	2661.56	750.6	1762.0	1625.26
656.775	3014.26	2425.33	781.875	1506.87	1457.18
688.05	2488.36	2126.1	813.5	1300.3	1290.46
719.325	2081.75	1827.69	844.425	1123.06	1131.09

飞机的检修是对飞机结构以及机载设备等综合分析的结果, 结构的检修要符合飞机整体的检

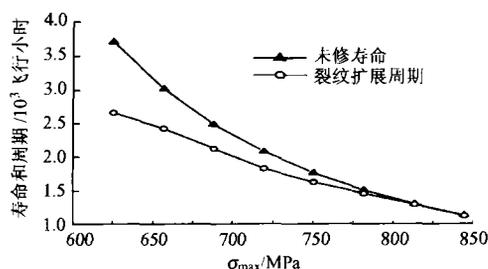


图 2 结构应力水平分析

修. 这里不考虑整机的首翻期和大修, 只针对本结构进行检修一体化分析. 由图 2 看出, 对于给定的应力水平 625.5 MPa, 结构的寿命和检查周期都远大于飞机寿命 3000 飞行小时的一半, 在整个使用期内可只进行一次检查并修理. 修理方案为在 1600 飞行小时, 对结构最大应力区螺栓孔进行钻孔, 以清除未达到经济修理极限 0.8 mm 的裂纹及其前沿塑性区, 对其它小应力区的螺栓孔进行检查, 若发现有裂纹也应进行钻孔修理. 结构重量的减轻对检修也有影响, 由图 2 看出, 当应力水平超过 760 MPa 时, 在整个使用期内, 结构需增加一次检修. 因此必须综合考虑飞机机动性和经济性的要求, 得到综合性能最好的设计方案.

4 结束语

利用现有的耐久性和损伤容限分析方法按图 1 的流程图可对飞机结构进行耐久性和损伤容限综合设计与分析. 该方法可以用于指导新研飞机结构的优化设计和对现役飞机结构进行可靠性评定. 除了满足耐久性和损伤容限的基本要求, 结构的综合设计与分析方法还增加了结构重量和检修一体化的分析. 此外还应综合考虑应力水平的提高对飞机检修一体化的影响, 得到飞机结构机动性和经济性综合性能最好的优化设计方案.

参考文献 (References)

- [1] 刘文琰, 郑旻仲, 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)
- [2] 刘文琰, 刘彤. 改进的耐久性分析裂纹萌生方法研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2000, 26(6): 691~693
Liu Wenting, Liu Tong. Research on improved crack initiation approach of durability analysis[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2000, 26(6): 691~693 (in Chinese)
- [3] Yang J N, Manning S D. Handbook of reliability design for air force[M]. AFFD Systems Engineering Press, 1991
- [4] 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
- [5] 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. Structure fatigue and fracture[M]. Xi'an: North-western Polytechnical University Press, 1995 (in Chinese)
- [6] 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)