

基于频域法的随机振动载荷下飞机结构疲劳分析

孟凡涛 胡愉愉

(中航工业西安飞机工业集团公司技术中心, 西安, 710089)

摘要:针对飞机结构疲劳特性,提出了基于频率域信息的随机载荷历程——功率谱密度函数(Power spectral density, PSD)估算结构振动疲劳的一种新的计算方法。首先对结构进行频率响应计算,得到结构的传递函数;将此传递函数与输入的功率谱相乘,获得结构的应力功率谱密度;再结合材料参数,选择合适的疲劳损伤模型,利用频域方法计算结构的疲劳强度。对某型飞机机翼,采用本文方法,应用有限元分析(Finite element analysis, FEA)获得了应力响应功率谱密度函数,并对机翼在随机振动载荷下的强度特性进行了模拟与分析,给出了分析结果。

关键词:功率谱密度;随机载荷;振动疲劳;有限元分析

中图分类号:V224 **文献标识码:**A **文章编号:**1005-2615(2012)01-0032-05

Analysis of Aircraft Structural Fatigue Under Random Vibration Loadings Based on Information in Frequency Domain

Meng FanTao, Hu Yuyu

(Technology Center, China Aviation Industry Xi'an Aircraft Group, Xi'an, 710089, China)

Abstract: A new calculation, named the power spectral density (PSD), is proposed for estimating structural vibration fatigue. The method is based on the information of the frequency domain of random loading history. Firstly, the transfer function is obtained by calculating the frequency response of the structure. Secondly, the transfer function is multiplied with the input of the power spectrum to obtain the power spectral density of the stress of the structure, and coupled with the material parameters and the appropriate damage model. The fatigue strength of the structure is calculated through frequency-domain method. Compared with some certain standards, the strength of the wing is analyzed on the stress response PSD function by finite element analysis (FEA) under random vibration loadings.

Key words: power spectral density; random loading; vibration fatigue; finite element analysis

飞机结构设计中主要有两个方面的问题,一方面是以静强度为主,只要飞机满足静强度的安全要求,基本不涉及其动态疲劳,即振动疲劳;另一方面是考虑飞机在整个服役过程中,必将经受各种动载荷的影响,产生并承受严重的振动、冲击及噪声,由此引起结构损伤(疲劳裂纹、冲击损伤),甚至导致事故的发生,对飞机安全构成威胁。

在结构的疲劳可靠性分析方法中,主要有基于统计计数的时域分析方法^[1]和基于功率谱密度的频域分析方法^[2]。由于时域分析方法需要进行循环计数,数据处理量非常大,而频域方法计算简单,不需要循环计数,因此,采用功率谱密度法估算结构疲劳寿命的方法受到了广泛重视。

频域分析方法根据系统的外部激励,通过动态

基金项目:工信部“新涡桨支线飞机前期研究项目(工联装[2009]644)支持项目”资助项目。

收稿日期:2011-04-06;修订日期:2011-06-28

通讯作者:孟凡涛,男,高级工程师,1979年9月生,E-mail:mftsjs112@yahoo.com.cn。

仿真和有限元分析可求得结构细部的应力响应功率谱密度函数(Power spectral density, PSD),利用功率谱密度可以求得结构危险点位置的疲劳累积损伤和疲劳寿命。

为确定飞机结构的使用寿命,需先计算出载荷谱下结构的应力集中分布特性,从而找出最大应力所在点及危险位置所在。本文把随机载荷历程频率域信息——PSD分析方法引入到飞机结构的疲劳强度分析中,在结构设计阶段就可根据强度分析分布图直观地判断出飞机结构疲劳薄弱位置,可以极大地提高设计效率。

本文基于随机振动理论和有限元理论,采用ANSYS Workbench有限元分析软件,对随机振动载荷下的飞机机翼结构进行疲劳强度分析,通过动力学数值计算,得到机翼结构在随机激励下的应力/应变响应,并给出详细的分析讨论,研究成果在飞机机翼结构疲劳分析方面具有较强的工程指导价值。

1 结构随机振动分析

对于许多承受动载荷的工程结构,确保其动力学性能良好至关重要,需要设计者在结构的设计阶段,能够精确分析预测所设计结构在运行工况下的动力学性能,结构的动力学性能可通过结构随机振动分析来获得^[3]。随机振动应力/应变响应不能用确定性的时间或空间坐标函数描述,而只能用概率或统计的方法描述。根据随机过程理论,可以在频域内用功率谱密度函数来描述结构的随机振动响应。

PSD是稳态随机过程的频域描述^[4],在频域方法中,结构的疲劳损伤通过结构响应应力的PSD的统计学特性进行估算,应力的PSD函数通常由有限元频域分析得到,PSD的统计学特性可由PSD的矩得到。一个PSD的 n 阶谱矩^[5]定义为

$$m_n = \int_{-\infty}^{+\infty} f^n G(f) df \quad (1)$$

对于一个高斯随机过程,其峰值期望率是已知的,表达式为

$$v_p = \sqrt{m_4/m_2} \quad (2)$$

对于一个“完全”的循环(例如雨流循环),每个循环有一个峰值,所以对于雨流循环来说,其单位时间计数循环数与峰值期望率相等,即

$$v_a = v_p \quad (3)$$

结构危险部位的应力/应变响应可以通过结构动响应分析获得。结构随机振动分析通常采用频率域法^[6]。

2 频域疲劳强度分析

结构破坏发生在危险位置处,其危险位置的应力PSD可以用关系式(4)确定

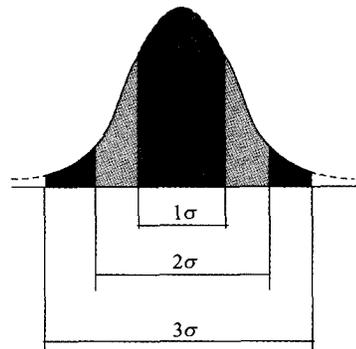
$$G(f) = W(f)H^2(f) \quad (4)$$

式中: $W(f)$ 为输入加速度的功率谱密度; $H(f)$ 为应力的频率响应函数(在临界单元处从输入加速度到局部应力的传递),而应力的均方值为

$$\sigma^2 = \int_{-\infty}^{+\infty} G(f) df \quad (5)$$

在疲劳分析中应用PSD方法的主要优点是应力响应函数可以用有限元分析(Finite element analysis, FEA)确定,所以,结构的动态特性和局部的随机应力可以根据式(4)从计算机辅助工程(Computer aided engineering, CAE)软件来模拟确定。

一般的随机载荷,其应力幅和平均应力都是随机变化的,这样使随机疲劳计算变得很复杂。但已经有多种处理方法,这里仅介绍一种比较简单的方法,即Steinberg提出的基于高斯分布和Miner线性累计损伤定律的三区间法^[7](如图1所示)。



应力区间	发生的时间
$-1\sigma \sim +1\sigma$	68.3%的时间
$-2\sigma \sim +2\sigma$	27.1%的时间
$-3\sigma \sim +3\sigma$	4.33%的时间

图1 应力区间

该方法的前提是:大于 3σ 的应力仅仅发生 $100\% - 99.73\% = 0.27\%$ 的时间内,假定它们不够成任何损伤。这样,利用Miner定律进行疲劳计算,总体损伤的计算公式为

$$D = \frac{n_{1\sigma}}{N_{1\sigma}} + \frac{n_{2\sigma}}{N_{2\sigma}} + \frac{n_{3\sigma}}{N_{3\sigma}} \quad (6)$$

式中： $n_{1\sigma}$ 等于或低于 1σ 水平的实际循环数 ($0.683 1v_0^+ T$)； $n_{2\sigma}$ 等于或低于 2σ 水平的实际循环数目 ($0.271v_0^+ T$)； $n_{3\sigma}$ 等于或低于 3σ 水平的实际循环数目 ($0.043 3v_0^+ T$)； $N_{1\sigma}, N_{2\sigma}, N_{3\sigma}$ 等于根据疲劳曲线查得的 $1\sigma, 2\sigma$ 和 3σ 应力水平分别对应许可循环的次数。研究表明利用 $1\sigma, 2\sigma$ 和 3σ 应力和统计平均频率计算随机疲劳是一个有效的过程^[8]。

3 仿真分析

飞机飞行中作用在机翼的外部载荷主要有部件集中结构质量力和空气动力载荷。空气动力载荷是表面分布力，为机翼主要载荷，这些载荷是随机的，并且是动态的激发结构，所以使得分析变得更加复杂。对于这种情况，实践证明在时域中进行瞬态动力分析是不可能的。但基于频域功率谱密度有限元分析能够大大简化这个问题^[9]。

针对某型飞机机翼所承受的载荷特性，利用 ANSYS Workbench 有限元分析软件^[10-11] 建立有限元分析模型(图2)，对随机振动载荷下的飞机机翼结构动力学特性进行了仿真分析，得到机翼结构在频域随机激励下的应力/应变响应。随机振动疲劳分析流程见图3。

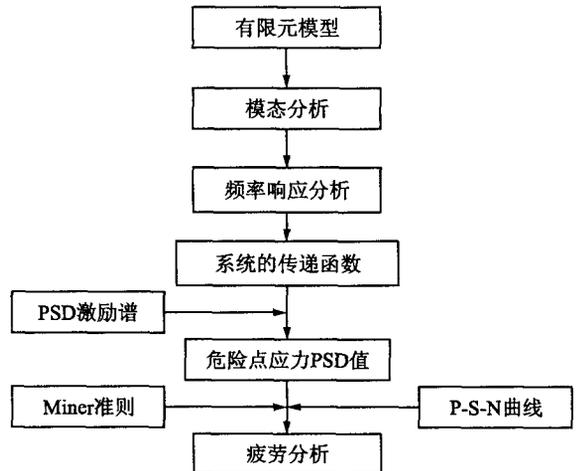


图3 随机振动疲劳分析流程

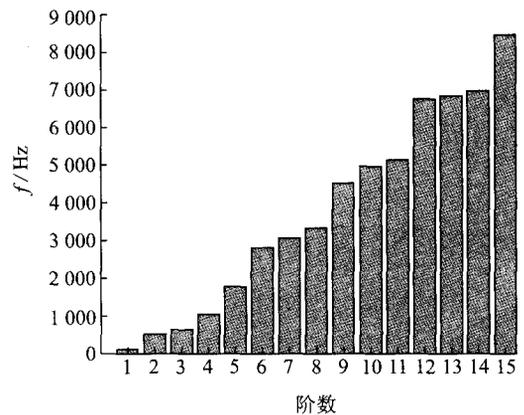


图4 模型的15阶固有频率

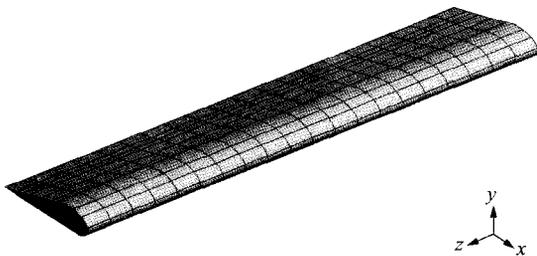


图2 机翼有限元模型

3.1 模态分析

模态分析主要了解模型的动态特性，得到它在 PSD 载荷谱所覆盖的频带内每阶的固有频率，为下步的频率响应分析做准备。计算所得到的前15阶频率如图4所示。

3.2 频率响应分析

完成频率响应分析需要在激励方向上施加在整个求解频带内以加速度为单位载荷的激励谱(见图5)，对机翼模型加载激励谱进行频率响应，获得系统的传递函数，得到在单位载荷的激励下，模型

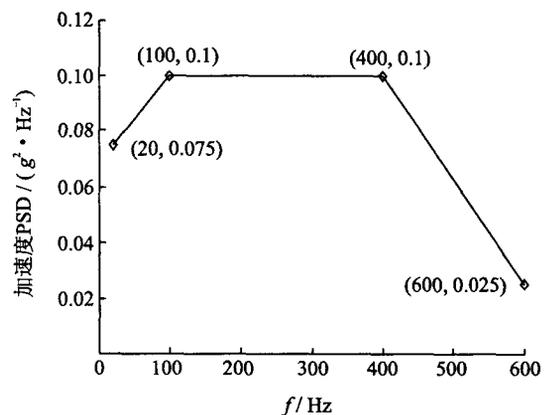


图5 加速度载荷谱

15阶频率上的位移响应分布(见图6)。

通常频率响应分析通过插值(线性插值或对数插值)的方式来求解在整个频率范围内各频率点上的响应。如果参数取得不恰当，会造成共振频率点泄漏，所以必须根据前面模态分析的结果，采取相

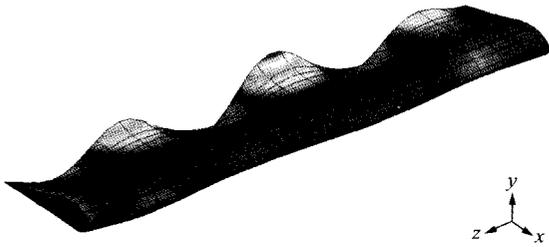


图6 第15阶随机激励下位移响应

应措施强制让频率响应分析通过系统的固有频率点,否则会给计算结果带来很大的误差,影响结论的可靠性。

3.3 随机疲劳结果分析

根据由频率响应分析计算得到的传递函数和激励载荷谱,得到模型的应力/应变云图分布情况见图7,8。

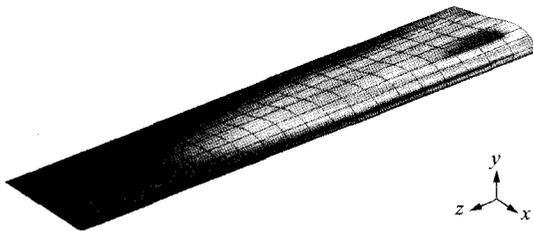


图7 随机激励下的应力分布

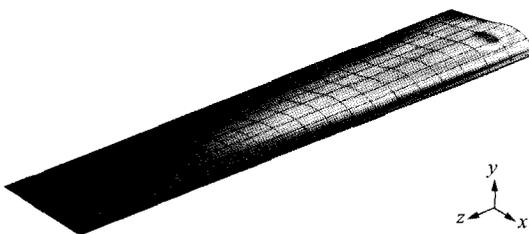


图8 随机激励下的应变分布

从图中可以看出,在随机气动载荷的作用下出现的最大应力/应变之处均为机翼根部(机翼与机身结合处)。得到位移功率谱下的最大应力为3.943 8 MPa。利用Steinberg提出的基于高斯分布和Miner线性累计损伤定律的三区间法进行疲劳强度计算。假设结构的振动时间(期望的寿命) $T=4 \times 10^5$ h,振动平均频率 $\nu_0^+=15$ 次,那么就有

$$n_{1\sigma} = 0.618 \nu_0^+ T = 3.71 \times 10^6$$

$$n_{2\sigma} = 0.27 \nu_0^+ T = 1.62 \times 10^6$$

$$n_{3\sigma} = 0.043 \nu_0^+ T = 0.26 \times 10^6$$

根据文献[12]中铝合金的P-S-N曲线查得

应力等于 $1\sigma=3.9438$ MPa时, $N_{1\sigma}=+\infty$;
应力等于 $2\sigma=7.8876$ MPa时, $N_{2\sigma}=+\infty$;
应力等于 $3\sigma=11.8314$ MPa时, $N_{3\sigma}=+\infty$ 。
将上述数值代入总体损伤的计算公式有

$$D = \frac{n_{1\sigma}}{N_{1\sigma}} + \frac{n_{2\sigma}}{N_{2\sigma}} + \frac{n_{3\sigma}}{N_{3\sigma}} < 1$$

通过上述计算可知,本例中机翼结构满足疲劳设计要求。

4 结 论

(1)本文采用随机振动理论,结合ANSYS Workbench有限元分析软件对机翼结构在频域随机振动载荷下的动力学特性进行了仿真分析,频域方法比较准确有效地找到了机翼疲劳强度薄弱的区域,对于工程实际中飞机结构的随机振动分析具有一定的参考价值。

(2)采用本文方法可在设计阶段就能够主动地控制设计产品的抗振疲劳性能,使工程设计人员在设计阶段避免设计—物理样机—疲劳试验—改进设计这种情况的反复出现,从而降低开发成本,缩短研制周期,提高设计方案的成功率。

(3)如果有条件的话,尽量用实验的方法或更有效的方法编制出更接近实际的随机载荷谱,这样可以进一步提高飞机结构安全设计水平。

与其他随机疲劳强度估算方法相比,本文发展的基于频率域信息随机载荷历程的疲劳强度估算方法具有明显的高效性和高精度特性,能够达到工程设计的要求,具有更广阔的研究和推广价值。

参考文献:

- [1] 董乐义,罗俊,程礼.雨流计数法及其在程序中的具体实现[J].计算机技术与应用,2004(24):38-40.
Dong Leyi, Luo Jun, Cheng Li. Rain flow count method and its realization in programming[J]. Computer Technology and Application, 2004(24):38-40.
- [2] 李超.基于功率谱密度的疲劳寿命估算[J].机械设计与研究,2005,21(2):6-8.
Li Chao. A approach based on power spectral density for fatigue life estimation[J]. Machine Design and Research, 2005,21(2):6-8.
- [3] 董保童,施荣明,朱广荣.随机振动载荷作用下结构疲劳寿命估算[J].飞机设计,2001,26(9):33-35.
Dong Baotong, Shi Rongming, Zhu Guangrong.

- Structural fatigue life prediction under random vibration loadings[J]. *Aircraft Design*, 2001, 26(9): 33-35.
- [4] Newland D E. 随机振动与谱分析概论[M]. 北京:机械工业出版社, 1978.
- D. E. Newland. Random vibration spectral analysis and introduction[M]. Beijing: Mechanical Industry Press, 1978.
- [5] 姚卫星. 结构疲劳寿命分析[M]. 北京:国防工业出版社, 2003:156-197.
- [6] 唐友刚. 高等结构动力学[M]. 天津:天津大学出版社, 2002.
- [7] 王铁洪. 力学与结构[M]. 天津:天津大学出版社, 1989.
- [8] 唐远强, 舒大文, 赖兴华. ANSYS 在梁-板壳结构随机振动分析中的应用[J]. *新技术新工艺*, 2009(12): 39-41.
- Tang Yuanqiang, Shu Dawen, Lai Xinghua. The application of ANSYS on the random vibration analysis of beanr shell structure [J]. *New Technology and New Process*, 2009(12): 39-41.
- [9] Andrew Halfpenny. 基于功率谱密度信号的疲劳寿命估计[J]. 林晓斌, 译. *中国机械工程*, 1998, 9(11): 16-19.
- Andrew Halfpenny. Fatigue life estimate based on the power spectral density signal[J]. Lin XiaoBin. *China Mechancal Engineering*, 1998, 9(11): 16-19.
- [10] 李明, 陶正梁, 姚海田. 基于 ANSYS 的平台波流载荷下动力及疲劳分析[J]. *石油钻探技术*, 2005, 33(3): 45-48.
- Li Ming, Tao Zhengliang, Yao Haitian. The dynamic and fatigue analysis for offshore platform under the wave and forces by ANSYS [J]. *Petroleum Drilling Techniques*, 2005, 33(3): 45-48.
- [11] 李兵, 何正嘉, 陈雪峰. ANSYS Workbench 设计、仿真与优化[M]. 北京:清华大学出版社, 2008.
- [12] 材料手册编写组. 机械工业常用材料性能数据手册[M]. 北京:机械工业出版社, 1987.