1999 年 10 月 北京航空航天大学学报 October 1999
第 25 卷 第 5 期 Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics Vol. 25 No. 5

结构疲劳可靠性设计的等损伤设计方法[1)]

熊峻江
(北京航空航天大学 飞行器设计与应用力学系)

摘 要 简述了疲劳可靠性设计的发展历程;提出用于结构疲劳可靠性设计的“等损伤设计”概念与原理,进行了实验验证. 实验表明:按此方法设计构件的零件能在设计寿命下,同时发生破坏;在给定寿命下,零件几乎“等损伤”. 从而证明按此方法对结构进行疲劳可靠性设计完全可行,且易为实际工程所应用. 根据此设计方法,对结构进行疲劳可靠性设计,更能保证结构使用安全、可靠、重量轻.

关键词 疲劳寿命; 应力集中; 可靠性; 等损伤设计; p-S-N 曲线; γ-p-S-N 曲线

分类号 O 346.2

“疲劳破坏”在现实中屡见不鲜,譬如,飞机结构在无任何先兆的情况下会突然发生空中疲劳断裂解体. 因而它引起人们对疲劳断裂问题极大兴趣,机械制造业一直关注对产品进行疲劳设计. 传统的“安全寿命设计”要求结构在一定的使用期间内不产生疲劳裂纹. 此种设计原则忽视了裂纹扩展阶段,特别是对大型多通道传力结构,这一阶段有时是相当长的. 此外,还未考虑在使用期间内如何实施检修制度,以排除可能出现的意外损伤和初始缺陷,因此安全寿命设计并不能保证安全. 基于现代断裂力学原理,在结构设计中已发展有“损伤容限设计”,按照这种设计原则,在结构使用期间内允许存在初始缺陷或出现疲劳裂纹,但必须保证裂纹扩展速率较慢,使含裂纹结构有足够的剩余寿命和剩余强度持续工作,直至下次检修时能够发现予以修复或更换,不致由于裂纹增长对强度削弱过多而造成事故. 但是,损伤容限设计原则在寿命预估中未考虑裂纹形成阶段,而常自某一初始裂纹计起. 又由于该初始裂纹长度及其形态乃属随机变量,取决于制造工艺和检测水平等. 因此,在处理实际问题时也遇到一定困难. 由此可见,上述 2 种设计原则均存在一定的局限性.

早在 1966 年 Manson 就提出了“双线性损伤法则在累积疲劳上的应用”,将疲劳过程划分为 2 个阶段——裂纹形成和裂纹扩展. 1977 年 Duggan 等人先后对疲劳寿命赋予更明确的含义. 实际构件在出现某一指定“工程裂纹”以前的寿命称为“裂纹形成寿命”(crack formation life),从工程裂纹扩展至临界裂纹或完全断裂的寿命称为“裂纹扩展寿命”(crack propagation life). 总寿命是二者之和. 在实用上,以出现宏观可见的或可检的裂纹作为工程裂纹,工程裂纹尺寸无统一规定,一般在 1 mm左右量级. 因为工程裂纹尺寸远大于晶粒尺寸,所以在工程裂纹出现后,能将裂纹作为物体的自由边界,并将其周围材料视作均匀连续介质,而可应用断裂力学方法处理. 对多度静不定结构,一旦其中某一危险元件产生裂纹,随着该元件刚度的降低会引起应力分布的再分配问题,从而还会导致危险区的转移. 疲劳过程的两阶段论,促进了安全寿命设计和损伤容限设计互为补充、互为发展的趋势.

最初,在疲劳和断裂分析中大多采用“定值”方法,即将作用于构件上的工作应力和构件所用材料的疲劳/断裂性能均视为确定的数值. 按照此观点,其前提和结果往往都与实际情况不符. 因为实际上构件所受的外部载荷不仅随工作状况不同而改变,而且还受到偶然因素的影响,所以必须把疲劳载荷当作随机变量来处理. 另一方面,疲劳/断裂性能也由于材料组织的不均匀性、内部缺陷的随机分布和加工处理中的一些偶然因素影响而产生很大的分散性. 在疲劳分析和设计时,只用其平均值代表材料性能,必然导致大量构件在预定使用期间内失效. 此外,构件的几何尺寸、应力集中、表面加工状态、外界条件等均属随机变量. 要考虑其随机性,必须采用“概率方法”,即综合运用概率统计和力学分析方法解决疲劳分析和设计问

收稿日期: 1998-04-23 作者 男 32 岁 副教授 100083 北京
1) 国家自然科学基金(19802001)资助项目

题.

无限寿命下的疲劳可靠性设计通常采用应力-强度干涉模型与疲劳强度缩减系数方法;有限寿命下的疲劳可靠性设计,通常采用概率名义应力法、概率局部应力应变法和概率损伤容限设计法.上述方法已成功应用于单个机械零件疲劳可靠性设计,但对于含多个不同材料的零件组成的结构,其疲劳可靠性设计方法有待进一步发展. 基于上述思想,本文提出结构疲劳可靠性设计的"等损伤设计"方法,能够解决中等寿命下,结构疲劳可靠性设计问题.

1　γ-p-S-N 曲线

在中寿命区,中值 S-N 曲线的双参数公式为

$$NS^m = C$$

式中　m 和 C 均为待定常数. 中值 S-N 曲线三参数幂函数公式为

$$N(S - S_0)^m = C$$

式中　S_0, m, C 均为待定常数. p-S-N 曲线(可靠度-应力-寿命曲线)和 γ-p-S-N 曲线(置信-可靠度-应力-寿命曲线)的双参数公式分别为

$$NS^m = C \cdot 10^{u_p\beta s}$$

$$NS^m = C \cdot 10^{-k\beta s}$$

式中　单侧容限系数

$$k = \frac{u_p - u_\gamma \sqrt{\frac{1}{n}\left[1 - \frac{u_\gamma^2}{2(n-1)}\right] + \frac{u_p^2}{2(n-1)}}}{1 - \frac{u_\gamma^2}{2(n-1)}}$$

u_p 为可靠度 p 对应的标准正态偏量;β 为标准差无偏修正系数;s 为正态母体标准差;u_γ 为置信度 γ 对应的标准正态偏量. p-S-N 曲线和 γ-p-S-N 曲线的三参数公式分别为

$$N(S - S_0)^m = C \cdot 10^{u_p\beta s}$$

$$N(S - S_0)^m = C \cdot 10^{-k\beta s}$$

2　等损伤设计

组成构件的多个零件,因其材料的不同、应力集中情况的不同,其各自的疲劳强度也不同,可形象地用图 1 和图 2 表示,图中实线 1 和实线 3 分别表示构件中零件 1 和零件 2 的中值 S-N 曲线;虚线 2 和虚线 4 分别表示零件 1 和零件 2 的 p-S-N 曲线或 γ-p-S-N 曲线,p-S-N 曲线或 γ-p-S-N 曲线用于表示零件 S-N 曲线的分散带. 采用双参数公式表示 S-N 曲线时,中值 S-N 曲线 1 和中值 S-N 曲线 3 的交点对应的应力和疲劳寿命分别为

$$\left.\begin{aligned} S_1 &= (C_1/C_2)^{1/(m_1 - m_2)} \\ N_1 &= (C_2^{m_1}/C_1^{m_2})^{1/(m_1 - m_2)} \end{aligned}\right\} \quad (1)$$

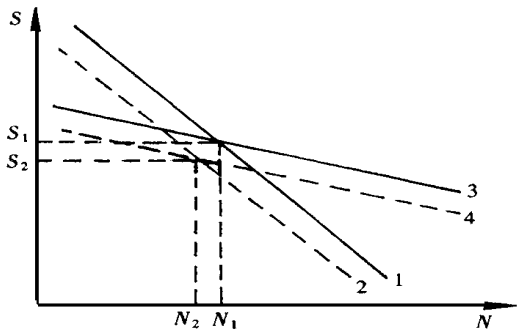


图 1　双参数 S-N 曲线

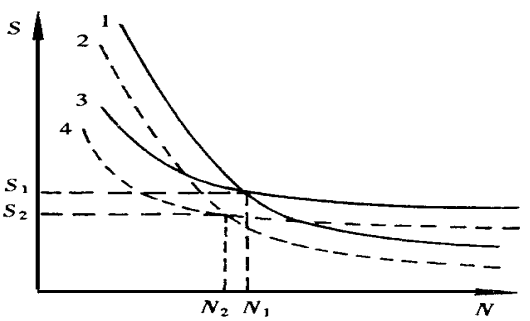


图 2　三参数 S-N 曲线

采用 p-S-N 曲线表示 S-N 曲线的分散带时,虚线 2 与虚线 4 的交点对应的应力和疲劳寿命分别为

$$\left.\begin{aligned} S_2 &= [10^{u_p(\beta_1 s_1 - \beta_2 s_2)}\, C_1/C_2]^{1/(m_1 - m_2)} \\ N_2 &= [10^{u_p(m_1\beta_2 s_2 - m_2\beta_2 s_2)}\, C_2^{m_1}/C_1^{m_2}]^{1/(m_1 - m_2)} \end{aligned}\right\} \quad (2)$$

采用 γ-p-S-N 曲线表示 S-N 曲线的分散带时,虚线 2 与虚线 4 其交点对应的应力和疲劳寿命分别为

$$\left.\begin{aligned} S_3 &= [10^{k(\beta_1 s_1 - \beta_2 s_2)}\, C_1/C_2]^{1/(m_1 - m_2)} \\ N_3 &= [10^{k(m_1\beta_2 s_2 - m_2\beta_2 s_2)}\, C_2^{m_1}/C_1^{m_2}]^{1/(m_1 - m_2)} \end{aligned}\right\} \quad (3)$$

同样,采用三参数函数式表示 S-N 曲线时,利用数值计算可得 4 个交点对应的应力与疲劳寿命值.

由图 1 可以看出,当应力 S 为 S_1 时,2 种零件具有相同的中值疲劳寿命 N_1;当 $S < S_1$ 时,韧性差的零件(曲线 2)具有高的中值疲劳寿命,此时,零件 1 多发生破坏;当 $S > S_1$ 时,韧性好的零件(曲线 1)具有高的中值疲劳寿命,此时,零件 2 多发生破坏;当应力 S 为 S_2 时,2 种零件具有接近相同的可靠疲劳寿命 N_2;当 $S < S_2$ 时,韧性差的零件(曲线 2)具有高的可靠疲劳寿命;当 $S >$

S_2 时,韧性好的零件(曲线 1)具有高的可靠疲劳寿命;当应力 S 为 S_3 时,2 种零件具有接近相同的安全疲劳寿命 N_3;当 $S < S_3$ 时,韧性差的零件(曲线 2)具有高的安全疲劳寿命;当 $S > S_3$ 时,韧性好的零件(曲线 1)具有高的安全疲劳寿命. 同样,由图 2 可以看出,当应力 S 为 S_1 时,2 种零件具有相同的中值疲劳寿命 N_1;当 $S < S_1$ 时,疲劳强度高的零件(曲线 2)具有高的中值疲劳寿命,此时,零件 1 多发生破坏;当 $S > S_1$ 时,韧性好的零件(曲线 1)具有高的中值疲劳寿命,此时,零件 2 多发生破坏.

在进行结构疲劳可靠性设计时,为使结构上零件的使用寿命接近相同,必须对零件进行等损伤设计,即通过选材改变零件的疲劳性能,改进零件设计而改变零件的应力集中情况,改变零件截面尺寸而改善零件工作时承受的交变应力水平,将 2 种零件在工作应力作用下的使用寿命控制在大抵相同的范围之内,也就是说,对任一服役时间,2 种零件因交变应力作用而造成的疲劳损伤相等. 由图 1 可知,结构等损伤设计,当满足准则 $S = (C_1/C_2)^{1/(m_1 - m_2)}$,2 种零件具有相同的中值疲劳寿命,此时结构等损伤设计为中值等损伤设计;当满足准则

$$S = [10^{u_p(\beta_1 s_1 - \beta_2 s_2)}\ C_1/C_2]^{1/(m_1 - m_2)}$$

或

$$S = [10^{k(\beta_1 s_1 - \beta_2 s_2)}\ C_1/C_2]^{1/(m_1 - m_2)}$$

时,2 种零件具有相同的安全疲劳寿命,此时结构等损伤设计为安全等损伤设计. 同样,根据图 2 和三参数 S-N 曲线公式,也可给出类似的等损伤准则.

按此上述等损伤设计思想,不致造成结构总因一零件疲劳破坏而失效,避免结构中该零件疲劳强度偏弱而其它零件强度偏强,重量偏重,因而,等损伤设计能在满足设计寿命的前提下,保证结构重量最轻. 上述等损伤设计原理,对于含 2 种以上零件的结构同样适用.

3 实验验证

某直升机旋翼系统动部件耳片接头,由耳片、螺栓、大梁等模拟件组成,如图 3 所示. 耳片材料为 40CrNiMoA (II 类锻件);螺栓材料为 40CrNiMoA;大梁材料为 LD2CS(II 类锻件). 耳片长度 110 mm,宽度 52 mm,厚度 4 mm,含直径 10 mm 圆孔,端部宽度 25 mm;螺栓直径 8 mm;大梁长度 150 mm,宽度 60 mm,厚度 35 mm. 疲劳试验在 MTS-880 (500 kN)液压伺服式疲劳试验机进行,施加的载荷为应力比 $R = 0.1$ 的轴向恒定载荷,试验频率为 10 Hz,试验在室温空气中进行. 试验结果如表 1 所示.

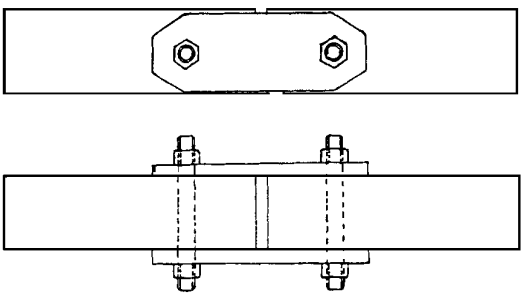


图 3 耳片接头

表 1 疲劳应力-寿命试验数据

S/MPa	N/次循环		S/MPa	N/次循环	
	螺栓断裂	耳片断裂		螺栓断裂	耳片断裂
493.0	72 540	90 508	528.2	22 600	142 668
	64 399				270 456
	50 074		422.5	778 160	230 308
	33 432			1 130 060	146 481
	103 235				392 305
	47 426				299 242
457.8	80 613	80 613 208 603	387.3	1 072 800	155 280
	79 544			1 290 950	1 290 950
	126 916				385 769
	262 070				323 449
	163 518		352.1	615 138	
	85 208				
	79 903				

对上述试验结果进行可靠性分析,得到螺栓 50 %-S-N 曲线:

$$NS^{11.689\,324} = 1.942\,212 \times 10^{36}$$

99.999 9 %-S-N 曲线:

$$NS^{11.689\,324} = 1.295\,262 \times 10^{35}$$

95 %～99 %-S-N 曲线:

$$NS^{11.689\,324} = 2.886\,030 \times 10^{35}$$

耳片 50 %-S-N 曲线:

$$NS^{6.160\,791} = 3.158\,208 \times 10^{21}$$

99.999 9 %-S-N 曲线:

$$NS^{6.160\,791} = 2.696\,885 \times 10^{20}$$

95 %～99 %-S-N 曲线:

$$NS^{6.160\,791} = 5.016\,913 \times 10^{20}$$

试验数据及上述曲线如图 4 所示. 由式(1)、式(2)和式(3)分别求得 $S_1 = 473.16$ MPa, $S_2 = 452.47$ MPa, $S_3 = 467.48$ MPa,它们的数值比较接

近,因此,工作应力 S 在 465 MPa 左右,接头零件将在接近相同的疲劳寿命发生破坏.

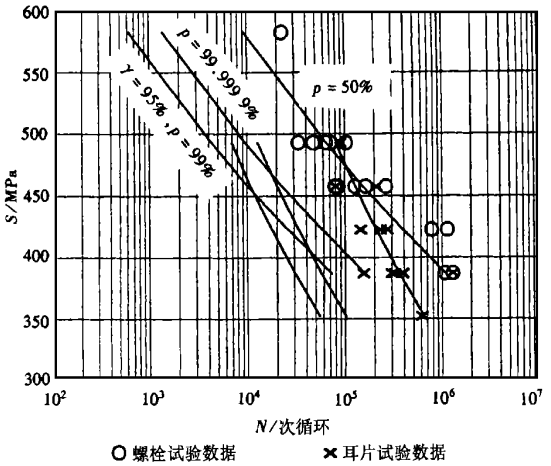


图 4　耳片接头 S-N 曲线

4　结束语

提出用于结构疲劳可靠性设计的"等损伤设计"概念及其设计准则,根据此设计原理,设计的结构能做到几乎同时达到使用寿命,既保证结构使用安全、可靠,又能节省结构使用材料,使其重量最轻.

经实验验证,按此方法设计构件的零件能在指定设计寿命下,几乎"等损伤"同时发生破坏,证明按此方法对结构进行疲劳可靠性设计,完全可行,且易为实际工程所应用.

值得指出的是:本文方法不仅适合金属材料结构,对复合材料结构也同样适合.

参 考 文 献

1　高镇同. 疲劳应用统计学. 北京:国防工业出版社,1986

2　高镇同,熊峻江. 疲劳/断裂可靠性研究现状与展望. 机械强度,1995,17(3):61～82

3　Liard F. Fatigue of helicopters-service life evaluation method. AGARD Report,1978,(674):1～15

4　熊峻江,黄新宇,高镇同,等. 极大似然法对比试验研究及其试验数据处理. 航空学报,1996,17(5):539～542

5　熊峻江,高镇同. 极大似然法测定的 p-S-N 曲线的置信度. 北京航空航天大学学报,1996,22(6):687～691

Equal Damage Design Method for Fatigue Reliability Design of Structure

Xiong Junjiang

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Dept. of Flight Vehicle Design and Applied Mechanics)

Abstract　The brief development course of fatigue reliability design is reviewed. The concept and principle of equal damage design for fatigue reliability design of structure are proposed. Then the test is carried out in order to validate this design principle, and it is indicated that the parts of a structure designed according to the equal damage design method have the same damage at the given life and break down at the same time. And so it is feasible and easy for the structure to be designed by means of the method presented in this paper, and this method can be conveniently used by the engineers. On the basis of this fatigue reliability design method, the structure may be designed to be safe, reliable and light.

Key words　fatigue life; stress concentration; reliability; equal damage design; p-S-N curve; γ-p-S-N curve