

文章编号:1000-8055(2012)08-1746-06

四参数疲劳定寿方法

宁向荣^{1,2}, 陈 伟¹, 蔡显新², 廖学军², 米 栋²

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国航空工业集团公司 中国航空动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘 要: 对直升机传动系统采用的一种疲劳定寿方法——四参数法进行了研究:首先介绍了四参数应力-循环($S-N$)曲线,然后详细介绍了通过材料平均 $S-N$ 曲线获取构件安全 $S-N$ 曲线的步骤以及直升机传动系统四参数疲劳定寿的程序和方法,研究了定寿流程中的各个技术细节.同时介绍了传动系统机匣疲劳试验中的多路协调加载技术以及某传动系统尾减速机匣(TGB)的全尺寸疲劳试验情况.最后采用四参数疲劳定寿方法,根据某传动系统尾减速机匣全尺寸疲劳试验结果和飞行实测载荷谱,对尾减速机匣进行了安全寿命评估.该实例分析表明:四参数疲劳定寿方法为一种有效、可靠的寿命评估方法,具有推广价值.

关 键 词: 直升机传动系统; 疲劳定寿; 四参数应力-循环($S-N$)曲线; 全尺寸疲劳试验; 多路协调加载
中图分类号: V214; TH132 **文献标志码:** A

Four-parameter life prediction method

NING Xiang-rong^{1,2}, CHEN Wei¹, CAI Xian-xin²,LIAO Xue-jun², MI Dong²

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautic and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. China Aviation Powerplant Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China)

Abstract: Four-parameter life prediction method for helicopter transmission system was studied. Four-parameter stress-number of cycles ($S-N$) curve was presented first, and then, the derivation of helicopter transmission component safe $S-N$ curve from material mean $S-N$ curve and the scheme for the component life prediction were introduced in detail. Multi-load coordinating loading technology in fatigue test and a tail gear box (TGB) casing full-scale fatigue test were introduced at the same time. Finally, according to the full-scale fatigue test result and flight load survey data, applying the four-parameter life prediction method, the TGB casing life prediction was performed, which indicates that four-parameter life prediction method is a reliable and effective method and is worth to be generalized.

Key words: helicopter transmission system; life prediction;
four-parameter stress-number of cycles ($S-N$) curve;
full-scale fatigue test; multi-load coordinating loading

收稿日期:2012-04-02网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20120830.1200.201208.1746_010.html

基金项目:国家高科技研究发展计划(2006AA04Z418)

作者简介:宁向荣(1969—),男,湖南邵阳人,研究员,博士,主要从事航空发动机结构强度研究.

根据民用直升机适航规范及军用直升机强度规范的要求,直升机传动系统关键部件和重要部件都应进行疲劳寿命验证与评估,以保证在规定的寿命期内,结构发生危及飞行安全的疲劳破坏概率极小^[1-2]. 结构疲劳寿命分析采用的典型应力-循环($S-N$)曲线有幂函数方程和三参数 $S-N$ 曲线,直升机传动系统机匣定寿以前一般采用三参数法定寿^[3-11]. 穆志韬等人论述了直升机所有结构件疲劳设计的一般准则、三参数定寿方法、设计流程以及疲劳验证程序^[3]. 文献^[4-11]研究了结构件疲劳寿命评估技术. 康丽霞等人在文献^[12]中系统综述了直升机传动系统各研制与使用阶段的定寿工作内容,介绍了传动系统齿轮寿命及首翻期的确定流程^[12]. HU Baian 在文献^[13]中研究了直升机传动系统疲劳验证的一般准则,给出了传动系统结构件疲劳验证中应采用的疲劳强度缩减系数和寿命缩减系数^[13]. 但文献^[12-13]并没有具体研究适用传动系统定寿的四参数方法,本文系统研究了四参数定寿方法中的各个技术细节(如 $S-N$ 曲线方程及其特点、材料平均 $S-N$ 曲线、构件平均 $S-N$ 曲线、构件安全 $S-N$ 曲线),介绍了机匣疲劳试验中多路协调加载技术和某传动系统尾减机匣全尺寸疲劳试验,在机匣全尺寸疲劳试验结果和外场使用中实测载荷数据的基础上,采用本文中的四参数定寿方法分析了某直升机传动系统尾减机匣在实测载荷谱下的安全寿命.

1 四参数 $S-N$ 曲线及其特点

四参数 $S-N$ 曲线方程如下^[12]:

$$\frac{S}{S_{\infty}} = H + A(N+C)^{-B} \quad (1)$$

式中 S 为载荷水平(或应力水平); S_{∞} 为疲劳极限; N 为载荷循环数,(单位为次); H, A, B, C 为 $S-N$ 曲线的形状参数,与材料、工艺、受力形式、平均应力、应力集中、微动磨损等因素有关,由试验确定.

四参数 $S-N$ 曲线方程一个明显特点是含4个形状参数的式(1)可逼真描述 $S-N$ 曲线,能充分地表达高周和低周全范围内循环应力(载荷)与寿命之间的关系. 利用静强度、低周断裂点和高周数据点,能拟合得到介于循环数 $N=1$ 和 $N=\infty$ 之间的完整的 $S-N$ 曲线,见图1. 而幂函数和三参数 $S-N$ 曲线的形状在低周处($N \leq 10^5$ 次循环)变得十分陡峭,一般不适于在该区用来估计寿命. 如

三参数 $S-N$ 曲线方程如下:

$$\frac{S}{S_{\infty}} = 1 + \frac{A}{N^{\alpha}} \quad (2)$$

式中 S 为应力水平; S_{∞} 为疲劳极限; N 为载荷循环数(单位: 10^6 次循环); A 和 α 为 $S-N$ 曲线的形状参数,与材料、工艺、受力形式、平均应力、应力集中、微动磨损等因素有关,由试验确定. 三参数 $S-N$ 曲线的形状见图1.

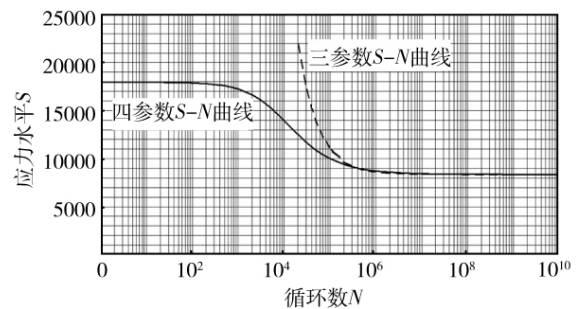


图1 四参数 $S-N$ 曲线和三参数 $S-N$ 曲线

Fig. 1 Four-parameter and three-parameter $S-N$ curve

2 四参数疲劳定寿方法与程序

四参数疲劳定寿方法与程序主要内容包含以下4个方面.

2.1 采用材料试样试验获得材料的平均 $S-N$ 曲线

假定在 i 级应力水平 S_i 下进行材料试验,每一级应力水平下试 n_j 个小试样. 破坏循环数是 N_{ij} . 从每一个试验结果(S_i, N_{ij})得到疲劳极限的估计量 $S_{\infty ij}$,选取 H, A, B, C ,使 $S_{\infty ij}$ 的对数方差最小. $S_{\infty ij}$ 的方差

$$\Delta^2 = \sum_i \sum_j \frac{(Y_{ij} - m)^2}{n - 1} \quad (3)$$

式中

$$\begin{aligned} Y_{ij} &= \log S_{\infty ij} \\ S_{\infty ij} &= \frac{S_{ij}}{H + \frac{A}{(N_{ij} + C)^{-B}}} \\ m &= \sum_i \sum_j \frac{Y_{ij}}{n} \\ n &= \sum_j n_j \end{aligned}$$

要使 $S_{\infty ij}$ 的方差最小,就要求

$$\begin{aligned} \frac{\partial \Delta^2}{\partial H} &= 0; & \frac{\partial \Delta^2}{\partial A} &= 0 \\ \frac{\partial \Delta^2}{\partial B} &= 0; & \frac{\partial \Delta^2}{\partial C} &= 0 \end{aligned}$$

解上述非线性方程组即可求得材料的4个参数:

H, A, B, C .

2.2 构件的平均 $S-N$ 曲线

用实际构件在等幅交变载荷下进行疲劳试验,得到试件破坏时的名义应力 S 与循环数 N ,将其代入式(1),即可得到疲劳极限 S_∞ (多构件也可取其算术平均值作为构件的平均疲劳极限 $S_{\infty m}$).回代式(1),即得构件的平均 $S-N$ 曲线.

如果载荷是步进交变载荷,则结合式(1)并运用 Miner 准则,解下述联立公式(4)、式(5),求出疲劳极限 S_∞ .

$$N_i = \left\{ \frac{A}{\frac{S_i}{S_\infty} - H} \right\}^{\frac{1}{B}} - C \quad (i = 1, \dots, m) \quad (4)$$

式中 m 为载荷级数; S_i 为第 i 级下的载荷.

$$\sum_{i=1}^m \frac{n_i}{N_i} = 1 \quad (5)$$

式中 n_i 为第 i 级载荷下的试验循环数; N_i 为第 i 级载荷下的寿命.

2.3 构件的安全 $S-N$ 曲线

用表 1 和表 2 列出的寿命缩减系数及疲劳强度缩减系数对平均 $S-N$ 曲线进行缩减^[13],得到构件安全 $S-N$ 曲线.

表 1 寿命缩减系数 (适用于低周疲劳)

Table 1 Life reduction factors
(for low cycle fatigue)

试件数	0	1	2	3	4	5	6
	10	6	5	4.5	4	3.75	3

表 2 疲劳强度缩减系数 (适用于高周疲劳)

Table 2 Strength reduction factors
(for high cycle fatigue)

试件数	0	1	2	3	4	5	6
材 铝	3.00	1.74	1.67	1.64	1.62	1.61	1.60
料 钢	3.00	1.49	1.45	1.43	1.41	1.41	1.40

寿命缩减系数用于 $S-N$ 曲线的短寿命区. 强度缩减系数则适用于 $S-N$ 曲线长寿命区. 上述缩减系数是通过疲劳试验数据的统计分析确定的. 这些系数所对应的失效概率为 10^{-3} , 置信度为 95%. 在试验件件数较多时 (≥ 3), 应根据试验数据计算

缩减系数 $K_\sigma = \frac{1}{1-3\sigma}$, σ 为子样标准差.

具体的缩减方法如下:

1) 当 $N \leq 10^4$ 次循环时, 用寿命缩减系数获得的缩减曲线

$$\frac{S}{S_\infty} = H + \frac{A}{(NK_1 + C)^{-B}} \quad (6a)$$

或

$$\frac{S}{S_\infty} = H + \frac{AK_1^B}{\left(N + \frac{C}{K_1}\right)^{-B}} \quad (6b)$$

式中 K_1 为寿命缩减系数, 如表 2 所示.

2) 当 $N \geq 10^5$ 次循环时, 用强度 (应力) 缩减系数计算得到的缩减曲线

$$\frac{S}{\frac{S_{\infty r}}{K_s}} = H + \frac{A}{(N + C)^{-B}} \quad (7)$$

式中 K_s 为强度缩减系数, 如表 3 所示.

3) 当 10^3 次循环 $< N < 10^6$ 次循环时, 用两种缩减系数混合计算得到的缩减曲线:

在 $0 < N \leq 10^4$ 次循环 (10 次循环, 10^2 次循环, 10^3 次循环) 范围内, 参照式(6), 用寿命缩减法求出一组 S, N 值, 在 10^5 次循环 $< N < 10^9$ 次循环 (10^5 次循环, 10^6 次循环, 10^7 次循环, 10^8 次循环) 范围内, 参照公式(7), 用强度缩减法求出一组 S, N 值, 将这两组数据合成一组数据, 用最小二乘法, 拟合出混合的缩减曲线式(8).

$$\frac{S}{S_{\infty r}} = H_r + \frac{A_r}{(N + C_r)^{-B_r}} \quad (8)$$

式中 H_r, A_r, B_r, C_r 为常数, 通过拟合得到.

2.4 疲劳寿命评估

疲劳寿命的计算通过 Miner 累积损伤法进行.

安全 Miner 准则使用其经典形式, 即下式表达:

$$D = \sum \frac{n_i}{N_i} \quad (9)$$

式中 D 为损伤; n_i 为对应于 S_i 级的循环数; N_i 为仅施加 S_i 时部件的寿命 (用循环数表示), 其计算公式如下:

$$N_i = \left\{ \frac{A_r}{\frac{S_i}{S_\infty} - H} \right\}^{\frac{1}{B_r}} - C_r \quad (10)$$

用式(9)、式(10)式可求出用飞行小时表示的寿命. 对应于时段 T 所算得的损伤 D , 则寿命 L 的计算公式如下:

$$L = \frac{1}{D} \times T \quad (11)$$

3 机匣疲劳试验中多路协调加载及某尾减机匣全尺寸疲劳试验

3.1 机匣试验中多路协调加载

传动系统机匣在实际工作中往往承受多种复杂载荷,为了有效地考核其疲劳寿命,必须模拟其工作状况,进行多路加载疲劳试验.多路加载疲劳试验从理论到实践都极为复杂,难度很大,但具有重要的应用意义.多路协调加载试验系统是一个伺服控制系统,由伺服油源、多路协调加载伺服控制器、上位机、伺服作动器、电液伺服阀、力传感器、位移传感器等部分组成.系统原理示意图见图2.其中伺服油源通过分油子站向液压执行元件提

供油压,作动器活塞杆上的力传感器反馈信号与伺服阀的控制电流信号在伺服控制器内构成控制闭环,上位机向控制器发出载荷指令信号并在运行中修正其指令信号.

3.2 某尾减机匣全尺寸疲劳试验

采用上述多路协调加载试验系统,对某尾减机匣共进行了3件全尺寸疲劳试验,疲劳试验件安装外貌图见图3.图4为全尺疲劳试验加载示意图.疲劳试验载荷施加在尾桨中心,试验载荷见表3.在表3的循环载荷下,疲劳关键位置(见图4所示圆形区域)产生相应的应变循环.疲劳试验结果见表4(载荷以疲劳关键位置的应变表示).

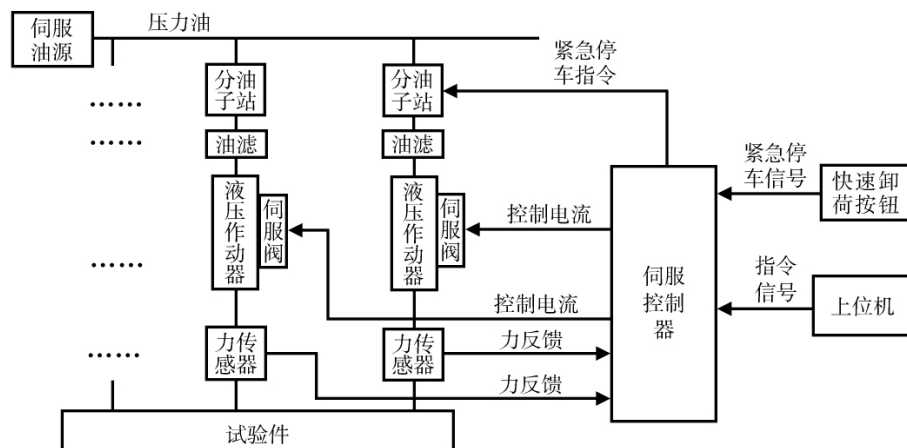


图2 多路协调加载试验系统原理示意图

Fig. 2 Multi-load coordinating loading

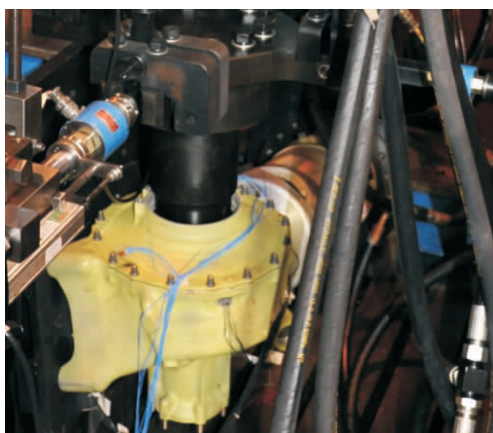


图3 疲劳试验件安装外貌图

Fig. 3 Sketch for installation of fatigue test parts

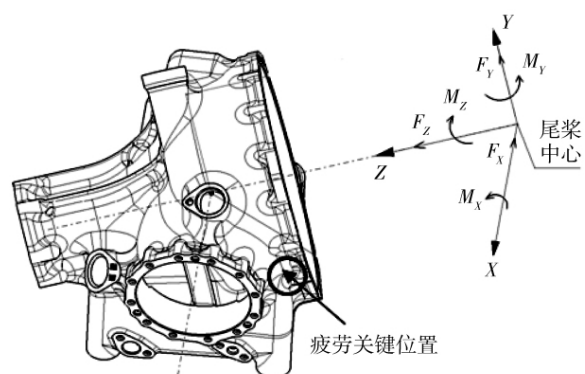


图4 全尺寸疲劳试验加载示意图

Fig. 4 Full-scale fatigue test load

表 3 尾减机匣高周疲劳试验载荷
Table 3 TGB casing high cycle fatigue test load

剪力 F_X/N		弯矩 $M_X/(\text{N} \cdot \text{m})$		剪力 F_Y/N		弯矩 $M_Y/(\text{N} \cdot \text{m})$		轴向力 F_Z/N		扭矩 $M_Z/(\text{N} \cdot \text{m})$	
静态 载荷	动态 载荷	静态 载荷	动态 载荷	静态 载荷	动态 载荷	静态 载荷	动态 载荷	静态 载荷	动态 载荷	静态 载荷	动态 载荷
300	± 560	860	± 1200	400	± 760	1100	± 1500	2300	± 1280	640	± 141
说明											
1) 动态值是在静态值基础上交变.											
2) 轴向力、扭矩、弯矩、剪力同时达到最大.											
3) 载荷与图 4 中标示方向相同为正、相反为负.											
4) 在该表载荷下,机匣疲劳关键位置产生的循环应变为 $(400 \pm 1500)10^{-6}$.											

表 4 尾减机匣疲劳试验结果
Table 4 TGB casing high cycle fatigue test result

试验件	应变/ 10^{-6}	循环次数/ 10^4 次	被试品状况
第 1 件	400 ± 1500	55	失效
第 2 件	400 ± 1500	65	失效
第 3 件	400 ± 1500	58	失效

表 5 尾减机匣实测载荷循环及寿命计算
Table 5 Flight load cycle and life prediction

序 号	对称循环 应变/ 10^{-6}	100h 内载荷 循环次数	寿命 循环数	每 100h 内 的损伤
1	1662	6	19747	0.000304
2	1368	15	67386	0.000223
3	1055	633	695809	0.000910
4	973	1283	2097682	0.000612
5	890	11867	12513578	0.000948
6	798	67692	10792861506	0.000006
7	700	873521	无限寿命	0
100h 总损伤			0.003002	
寿命/h			33306	

4 某传动系统尾减机匣寿命评估

某传动系统尾减机匣的材料为镁合金,根据材料的小试样疲劳试验结果,获得材料平均 $S-N$ 曲线的 4 个参数

$$H = 1; \quad A = 29.5$$

$$C = 12; \quad B = 0.3316$$

通过分析上述全尺寸疲劳试验结果,获得机匣疲劳关键位置的平均 $S-N$ 曲线为

$$S = 1291 \times [1 + 29.5 \times (N + 12)^{-0.3316}]$$

采用疲劳强度缩减系数 1.64 和寿命缩减系数 4.5 (对应 3 件疲劳试验),得到安全 $S-N$ 曲线为

$$S_{\text{saf}} = 787 \times [1 + 29.5 \times (N - 271)^{-0.3309}]$$

根据外场载荷实测结果及飞行谱^[14-15],得到 100h 机匣的实测谱(低于疲劳极限的载荷循环及其循环数没有列入表内),见表 5. 采用 Miner 累积损伤法,得到机匣每 100h 的损伤为 0.003002,因而机匣安全寿命为 33306 h^[16],满足设计寿命要求.

5 结 论

四参数定寿方法由材料的试样试验结合少量的全尺寸构件试验获得构件的安全 $S-N$ 曲线,试验过程简单,经济性较好. 该方法较目前常用的其他疲劳评估方法,在 $S-N$ 曲线的低周部分及低周与高周的过渡部分更加合理,具有较高的寿命预测精度,寿命分析结果更加接近零部件的实际寿命,有利于挖掘零部件的寿命潜力. 该方法已在某先进传动系统所有关重零件的疲劳寿命验证上得到应用,为其顺利定型发挥了重要作用. 通过该传动系统已交付用户累计飞行数千小时的验证,表明该方法评定的疲劳寿命是有效的、可靠的. 该方法的推广将满足现代先进直升机传动系统设计的要求,并推动传动系统设计技术的发展.

参考文献:

- [1] 军用直升机强度和刚度规范编制组. 军用直升机强度和刚度规范(GJB720.4-89)使用说明[M]. 北京:航空工业出版社,1990.
- [2] 陈智伟. 从疲劳试验寿命到结构安全寿命[J]. 航空学报, 1991,12(8):443-446.
CHEN Zhiwei. From fatigue test life to structure safe life [J]. Acta Aeronautica et Astronautica, 1991, 12(8): 443-446. (in Chinese)
- [3] 穆志韬,曾本银. 直升机结构疲劳[M]. 北京:国防工业出版社,2009.
- [4] Vaughan R E, CHANG Junghua. Life prediction for high cycle dynamic components using damage tolerance and small threshold cracks[R]. Phoenix, Arizona; Presented at the American Helicopter Society 59th Annual Forum, 2000: 82-88.
- [5] Stanzl-Tschegg S E, Mager H. How and why the fatigue S-N curve does not approach a horizontal asymptote[J]. International Journal of Fatigue, 2001, 23 (Supplement): 231-237.
- [6] 曾本银. 直升机疲劳定寿技术[D]. 北京:北京航空航天大学,2005.
ZENG Benyin. Fatigue evaluation of helicopter[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005. (in Chinese)
- [7] 赵少汴. 抗疲劳设计[M]. 北京:机械工业出版社,1994.
- [8] 高镇同,熊峻江. 疲劳可靠性[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2000.
- [9] 曾玖海,曾本银,史思佃. 直升机动部件安全寿命和破损安全相结合定寿技术[J]. 直升机技术, 2003(3): 15-20.
ZENG Jiuhai, ZENG Benyin, SHI Sidian. The helicopter dynamic component's life evaluating technique combining safe-life and fail-safe[J]. Helicopter Technique, 2003(3): 15-20. (in Chinese)
- [10] 熊峻江. 飞行器结构疲劳与寿命设计[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2003.
- [11] 姚卫星. 结构疲劳寿命分析[M]. 北京:国防工业出版社,2003.
- [12] 康丽霞,曹义华,宁向荣. 直升机传动系统疲劳定寿技术研究. 航空动力学报, 2011, 26(6): 1431-1435.
KANG Lixia, CAO Yihua, NING Xiangrong. Fatigue evaluation of helicopter transmission system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica, 2011, 26(6): 1431-1435. (in Chinese)
- [13] HU Baian. Study on general principle for structure fatigue substantiation of helicopter transmission system[J]. Applied Mechanics and Materials, 2011, 86(1): 90-95.
- [14] 王智,陈志伟,刘文琦. 飞机载荷谱不同编制方法的对比研究[C]//第五届全国疲劳会议论文集. 威海:中国航空学会, 1991: 699-703.
- [15] 中国直升机设计研究所. 直升机载荷手册[M]. 北京:航空工业出版社,1996.
- [16] 张蕾. 单机寿命监控系统设计研究[J]. 陆军航空兵学院学报, 2003, 2(3): 70-72.
ZHANG Lei. Single life monitoring system design and research[J]. Journal of Army Aviation Institute, 2003, 2(3): 70-72. (in Chinese)