

飞行器套接螺栓定频振动疲劳失效分析



瞿绍奇¹, 王武¹, 邓进², 郑宏海¹, 鄢亨贵¹

1. 航空工业江西洪都航空工业集团有限责任公司, 江西 南昌 330024

2. 中国兵器工业209研究所, 四川 成都 610041

摘要:采用单自由度振动系统构建定频激励作用下的飞行器结构振动模型,利用有限元分析获取飞行器结构的一阶弯曲固有频率,求解稳态位移响应的二阶导数,获得的各级定频激励在结构一阶弯曲固有频率处加速度响应的共振放大趋势与试验现象一致。利用结构加速度响应放大系数结合定频激励频次,编制疲劳载荷谱;运用材料力学基本原理建立套接端面螺栓载荷分配关系,以及螺栓头根部应力简化计算公式;获得螺栓断裂部位交变应力,并利用 Miner 线性累积损伤模型,获得的螺栓疲劳寿命与螺栓快速失效现象吻合。采用所提方法指导结构开展优化设计,实现了长寿命指标。

关键词:飞行器;套接螺栓;定频振动;疲劳寿命;断裂

中图分类号:V215.5

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2022.06.012

飞行器在机载悬挂环境下要承受复杂的振动载荷。通常,飞行器作为机载悬挂物,在固定翼飞机挂载环境下,其振动环境工程上一般处理为由气动扰流诱发的宽带随机振动;在直升机挂载环境下,同时承受气动扰流诱发的宽带随机振动和由旋翼传递过来的定频振动环境^[1]。飞行器结构在飞行过程中,经常出现经受振动环境作用,造成一些关键零部件产生疲劳破坏,导致发生飞行事故^[2-5]。

振动疲劳的本质是结构受动态交变载荷的频率与结构固有频率重合或相近,使结构产生共振所导致的疲劳破坏现象^[6]。目前,业内对随机振动疲劳损伤的计算研究较多^[7-13],其中,Dirlik 经验公式以其计算精度高、通用性强成为振动疲劳损伤估计的主流方法^[14-17];对结构正弦振动和定频振动的研究偏少^[18-19],其中,方红荣研究了气瓶在正弦振动环境下的损伤规律;薛立鹏推导了运载火箭在定频振动作用下结构疲劳损伤计算公式。而且,由于振动传递存在非线性,现有文献中对工程上非常普遍的机械连接结构振动失效的研究异常匮乏^[20]。

本文针对某飞行器舱段套接螺栓在直升机定频振动环境下迅速断裂的现象,基于当前业内对结构振动疲劳失效主要由低阶固有频率共振造成的认知^[21-23],将飞行器结构

简化为一阶弯曲固有频率处的单自由度系统,根据定频激励作用下结构响应的放大系数编制疲劳载荷谱,通过静力学分析获得螺栓头交变应力,结合 Miner 线性累积损伤模型,对螺栓断裂现象进行了理论复现,并据此指导结构完成了优化改进设计。

1 定频振动疲劳分析理论

1.1 定频疲劳分析理论

根据疲劳寿命统计规律,疲劳寿命曲线幂指数^[24]表达式为

$$S^m N = c \quad (1)$$

式中: c, m 为材料常数, N 表示应力峰值为 S 时的破坏循环次数。根据 Miner 线性累积损伤理论^[25],多级应力下结构的累积损伤为

$$D = \sum_{i=1}^k \frac{n_i}{N_i} \quad (2)$$

式中: n_i 为第 i 级载荷时的实际循环频次, N_i 为第 i 级载荷时的破坏循环数, k 为总载荷级数。

在某级定频载荷激励下,该级载荷的实际循环数与振动时间的关系为

收稿日期: 2022-03-09; 退修日期: 2022-04-10; 录用日期: 2022-05-11

引用格式: Qu Shaoqi, Wang Wu, Deng Jin, et al. Fatigue failure analysis of the socket joint bolt of an aircraft under dwell vibration environment[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(06): 73-78. 瞿绍奇, 王武, 邓进, 等. 飞行器套接螺栓定频振动疲劳失效分析[J]. 航空科学技术, 2022, 33(06): 73-78.

$$n_i = \omega_i \cdot T_w \quad (3)$$

式中: ω_i 为第 i 级定频振动的频率, T_w 为振动时长。令 $D = 1$, 将式(1)、式(3)代入式(2), 获得结构疲劳寿命估算公式

$$T_s = 1 / \sum_{i=1}^k \frac{\omega_i T_w}{c/S_i^m} \quad (4)$$

式中: T_s 为结构的疲劳寿命。

1.2 定频振动放大系数

参考文献[19]~参考文献[21]研究成果, 低频共振是飞行器结构振动失效的主要原因; 据此, 便于研究结构共振放大效应, 将飞行器简化为一弯频率处的单自由度系统, 其振动微分方程为

$$m\ddot{x} + c\dot{x} + kx = ma_0 \sin(\omega t) \quad (5)$$

该方程的稳态解为

$$x = \frac{a_0}{\sqrt{(\omega_n^2 - \omega^2)^2 + 4n^2\omega^2}} \sin(\omega t - \alpha) \quad (6)$$

式中: $n = c/2m$, ω_n 为结构固有频率, ω 为外加激励频率。对稳态解求二阶导, 获得结构稳态加速度为

$$\ddot{x} = -\frac{a_0\omega^2}{\sqrt{(\omega_n^2 - \omega^2)^2 + 4n^2\omega^2}} \sin(\omega t - \alpha) \quad (7)$$

在加速度激励 a_0 以频率 ω 作用下, 结构加速度稳态响应的放大系数为

$$\beta = \frac{\bar{\omega}^2}{\sqrt{(1 - \bar{\omega}^2)^2 + 4\xi^2\bar{\omega}^2}} \quad (8)$$

式中: ξ 为结构阻尼比, $\bar{\omega} = \omega/\omega_n$ 。

2 飞行器套接螺栓载荷与应力

2.1 飞行器套接螺栓载荷分配

对飞行器舱段套接端面引入弯曲平面假设, 则套接端面弯矩平衡方程为

$$\sum_{i=1}^p F_i \cdot R \cdot \cos \alpha_i = M \quad (9)$$

式中: F_i 为端面第 i 个螺栓剪力, R 为舱段半径, α_i 为第 i 个螺栓占位角, p 为螺栓总数量。

根据套接端面螺栓载荷与位移的线弹性关系, 如图1所示, 可建立端面螺栓载荷分配的线性关系

$$F_j = F_i \frac{R \cos \alpha_j}{R \cos \alpha_i} \quad (10)$$

将式(9)代入式(8), 可获得套接螺栓载荷

$$F_i = \frac{M \cdot \cos \alpha_i}{R \cdot \sum_{j=1}^p \cos^2 \alpha_j} \quad (11)$$

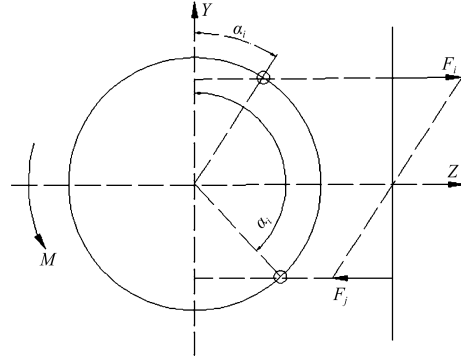


图1 套接端面承弯螺栓载荷分配关系

Fig.1 Load distribution relationship to the bolt of countersunk section under bending moment

2.2 套接沉头螺栓应力模型

工程上由于螺杆与螺孔间会预留装配间隙, 套接沉头螺栓通过螺栓头传递剪力。如图2所示, 螺栓头在传递剪力 F_x 时, 在其锥面上会产生附加载荷 F_y ; 考虑螺栓头根部既是滑移止动区, 又是刚度最强部位, 因此, 将载荷作用点设置在螺栓头根部; 在附加载荷 F_y 作用下, 该部位也是弯曲薄弱部位。

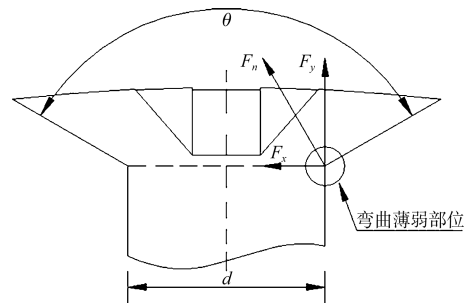


图2 套接沉头螺栓薄弱部位受力状态

Fig.2 The load status of weak section of countersunk bolt

螺栓头根部截面弯矩

$$M = F_x \cdot \tan(\theta/2) \cdot d/2 \quad (12)$$

式中: d 为螺栓直径, θ 为螺栓沉头角。螺栓头根部弯曲应力

$$\sigma = F_x \frac{16 \cdot \tan(\theta/2)}{\pi d^2} \quad (13)$$

3 某飞行器定频振动疲劳分析

某飞行器悬挂于直升机短臂下, 在开展耐久考核试验

时,舱段套接螺栓发生了断裂,对该套接螺栓开展振动疲劳分析。

3.1 定频振动载荷谱编制

直升机挂载环境下,飞行器定频振动条件见表1。对飞行器悬挂状态开展有限元模态分析,获得结构一阶弯曲固有频率为97Hz;对图3试验振动谱进行分析,飞行器在96Hz定频处发生了共振现象;模态计算结果与试验现象一致。

表1 直升机定频振动条件

Table 1 Dwell vibration condition of helicopter

序号	1	2	3	4
定频/Hz	24	48	72	96
幅值/g	3.6	2.55	2.25	2.25

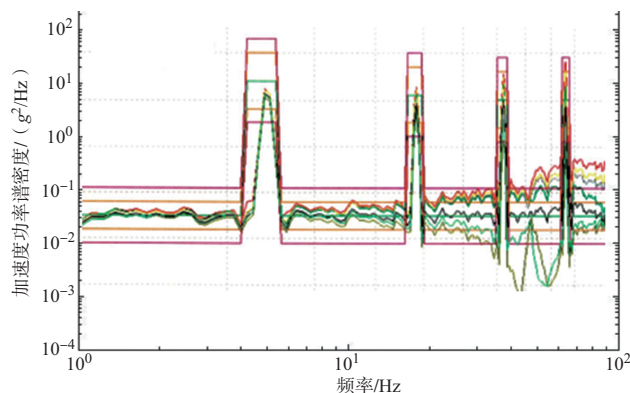


图3 飞行器振动试验监测振动谱

Fig.3 Experimental monitor vibration spectrum of aircraft

取结构阻尼比 $\xi = 0.25$,确定飞行器振动放大系数,设定试验时长 T ,编制疲劳分析载荷谱见表2。

表2 飞行器振动放大系数和载荷谱

Table 2 Load factor and load spectrum of aircraft

序号	定频/Hz	放大系数	过载	频次
1	24	0.06	0.23	24T
2	48	0.31	0.79	48T
3	72	0.95	2.13	72T
4	96	1.98	4.45	96T

表2中计算获得的各定频处加速度响应放大系数变化趋势与图3所示试验监测情况一致,在96Hz定频处飞行器结构产生了显著的共振放大现象。

3.2 套接螺栓振动疲劳分析

断裂螺栓所在套接端面对称均匀布置12个M5螺栓,沉头角为120°;根据飞行器惯性载荷和支反力相对端面的

距离,计算得到端面弯矩-过载系数为204.5N·m/g;据此,结合表2所列经放大系数修正后各级载荷,分别根据式(11)和式(13),可获得各级载荷下断裂螺栓处交变载荷及交变应力见表3。

表3 断裂螺栓载荷与交变应力

Table 3 Force and alternating stress of failure bolt

序号	1	2	3	4
螺栓载荷/N	85	288	779	1629
交变应力/MPa	30	102	275	575

根据参考文献[26]所给30CrMnSiA不同应力集中系数材料 $S-N$ 曲线,通过线性插值,获得应力集中系数 $K_t = 1$ 时螺栓头处材料的 $S-N$ 曲线数据见表4。

飞行器稳定振动2min后,暂停试验对试验件状态进行检查,发现舱段套接螺栓头发生了断裂;以稳定振动时间作为疲劳分析输入,对飞行器断裂螺栓进行寿命评估。

表4 螺栓头根部 $S-N$ 曲线

Table 4 $S-N$ curve parameters of root part of countersunk bolt

序号	S /MPa	N
1	735.6519	100
2	583.7146	1000
3	489.6858	3000
4	392.6453	10000
5	304.0119	3.00E+04
6	243.906	1.00E+05
7	219.8029	3.00E+05
8	168.4181	1.00E+06
9	164.0428	3.00E+06
10	155.4885	1.00E+07

表5所列分析结果表明,飞行器在2min定频振动载荷作用下,72Hz和96Hz交变载荷在螺栓头根部贡献了主要损伤,导致结构发生破坏,疲劳分析结果与试验现象符合;结合3.1节分析结论,结构破坏的原因为共振疲劳。

表5 断裂螺栓疲劳寿命评估

Table 5 Fatigue life estimation of fracture bolt

序号	1	2	3	4
定频/Hz	24	48	72	96
交变应力/MPa	30	102	275	575
理论寿命	$>10^7$	$>10^7$	53744	1109
载荷频次	2880	5760	8640	11520
各级损伤	0.00	0.00	0.16	>1
总损伤	>1			

3.3 结构改进分析验证

试验现象和疲劳分析结果反映:飞行器在96Hz定频处产生了共振,显著放大振动量级;螺栓在96Hz定频振动处累积损伤大于1,疲劳裕度不足。

基于上述分析,对飞行器结构开展长寿命优化设计:对质量分布特性进行调整,将结构一阶弯曲频率优化为154Hz;将舱段套接螺栓优化为M6的90°沉头螺栓。

优化后原断裂螺栓端面弯矩-过载系数为120N·m/g。对原断裂部位螺栓开展定频振动疲劳分析见表6,各级定频载荷未对结构振动产生放大效应,对应的交变应力均低于材料疲劳极限,循环次数超过了 10^7 次,螺栓寿命达到了100min的使用需求。

表6 优化后原断裂部位螺栓疲劳寿命评估
Table 6 Fatigue life estimation of fracture bolt after optimization

序号	1	2	3	4
定频/Hz	24	48	72	96
放大系数	0.02	0.11	0.27	0.57
螺栓载荷/N	20	60	135	284
交变应力/MPa	3	9	19	40
理论寿命	$>10^7$	$>10^7$	$>10^7$	$>10^7$
载荷频次	207360	414720	622080	829440

对优化后飞行器结构开展耐久振动试验验证,飞行器振动试验结构两处监测点振动功率谱如图4所示,对比图3可发现飞行器结构未产生共振现象;振动100min后对试验件状态进行检查,套接螺栓未发生破坏。

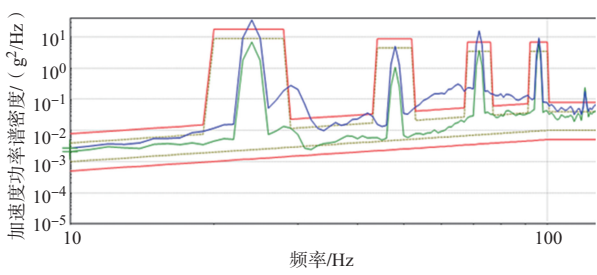


图4 优化后飞行器振动试验监测振动谱

Fig.4 Experimental monitor vibration spectrum of aircraft after optimization

表6所列分析结果在定频振动放大趋势上与图4试验现象一致,寿命分析结果与试验结果吻合;并再次验证了所提定频振动疲劳分析方法在飞行器连接结构寿命评估中的工程指导作用。

4 结论

通过研究,可以得出以下结论:

(1) 将飞行器结构简化为一阶弯曲频率处的单自由度系统,在定频振动作用下,获得的结构响应放大趋势与试验监测趋势一致。

(2) 采用单自由度系统激振放大系数修正和定频振动频次编制疲劳载荷谱,基于静力学分析获得交变应力,结合Miner线性累积损伤模型,构建的套接螺栓定频振动疲劳寿命评估方法,其分析结果与试验结果吻合。

AST

参考文献

[1] 施荣明,朱广荣,吴飒. GJB 150.16A—2009:军用装备实验室环境试验方法 第16部分:振动试验[S].国防科学技术工业委员会,2009:20-28.
Shi Rongming, Zhu Guangrong, Wu Sa. GJB 150.16A—2009: Laboratory environmental test method for military equipments Part16:Vibration test[S].COSTIND, 2009:20-28. (in Chinese)

[2] 熊俊江. 疲劳断裂可靠性工程学[M]. 北京:国防工业出版社, 2008.
Xiong Junjiang. Reliability engineering of fatigue fracture[M]. Beijing: National Defense Industry Press,2008. (in Chinese)

[3] 肖寿庭,杜修德. 飞机结构振动疲劳问题[C]//第六届全国疲劳学术会议,1993.
Xiao Shouting, Du Xiude. Vibration fatigue problem of aircraft structure[C]//Proceedings of the 6th National Conference on Fatigue,1993. (in Chinese)

[4] 何宇廷. 飞行器服务(作战)完整性对结构疲劳断裂设计分析的新要求[J]. 航空科学技术,2022,33(3):31-38.
He Yuting. New requirements of structural fatigue & fracture design and analysis based on aircraft operational integrity [J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(3): 31-38. (in Chinese)

[5] 杨素淞,白春玉,杨强,等. 金属材料与结构冲击疲劳问题研究综述[J]. 航空科学技术,2021,32(2):1-13.
Yang Susong, Bai Chunyu, Yang Qiang, et al. Review on impact fatigue of metallic materials and structures [J]. Aeronautical Science & Technology, 2021,32(2):1-13. (in Chinese)

[6] 姚启杭,姚军. 工程结构的振动疲劳问题[J]. 应用力学学报, 2006,23(1):12-17.
Yao Qihang, Yao Jun. Vibration fatigue in engineering structures

- [J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2006, 23(1): 12-17. (in Chinese)
- [7] Crandall S H. Random vibration[M]. New York: Technology Press of MIT and John Wiley and Sons, 1958.
- [8] Crandall S H, Mark W D. Random vibration in mechanical systems[M]. New York: Academic Press, 1963.
- [9] Oldyrev P P, Apinis. On the influence of loading frequency on the multi cycle fatigue of organ plastics[J]. Mekhanika Kompozit Material, 1983, 4(3): 629-633.
- [10] Damir An, Elkhatib A, Nassef G. Prediction of fatigue life using modal analysis for grey and ductile cast iron[J]. International Journal of Fatigue, 2007, 29(26): 499-507.
- [11] Wang R J, Shang D G. Fatigue life prediction based on natural frequency changes for spot welds under random loading[J]. International Journal of Fatigue, 2009, 31(2): 361-366.
- [12] Hearn G, Testa R B. Modal analysis for damage detection in structures[J]. Journal of Structural Engineering, 1991, 117(10): 3042-3063.
- [13] 董保童, 施荣明, 朱广荣. 随机振动载荷作用下的结构疲劳寿命估算[J]. 飞机设计, 2001, 9(3): 36-41.
- Dong Baotong, Shi Rongming, Zhu Guangrong. Structural fatigue life prediction under random vibration loadings[J]. Aircraft Design, 2001, 9(3): 36-41. (in Chinese)
- [14] Halfpenny A. 基于功率谱密度信号的疲劳寿命估计[J]. 中国机械工程, 1998, 9(11): 16-19.
- Halfpenny A. A frequency domain approach for fatigue life estimation[J]. China Mechanical Engineering, 1998, 9(11): 16-19. (in Chinese)
- [15] 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. An approach based on power spectral density for fatigue life estimation[J]. Machine Design and Research, 2005, 21(2): 6-8. (in Chinese)
- [16] 曹明红, 葛森, 齐丕骞. 随机振动疲劳频率分析方法的对比研究[J]. 振动工程学报, 2008(21): 94-98.
- Cao Minghong, Ge Sen, Qi Piqian. Comparative study on frequency domain analysis method of random vibration fatigue[J]. Journal of Vibration Engineering, 2008(21): 94-98. (in Chinese)
- [17] 李德勇, 王明珠. 随机振动疲劳计算方法比较[J]. 江苏航空, 2010(15): 78-80.
- Li Deyong, Wang Mingzhu. Comparisons of random vibration fatigue calculations[J]. Jiangsu Aviation, 2010(15): 78-80. (in Chinese)
- [18] 方红荣, 武圆浩, 许光. 基于损伤累积理论的气瓶正弦振动疲劳分析[J]. 压力容器, 2016(8): 27-32.
- Fang Hongrong, Wu Yuanhao, Xu Guang. Fatigue analysis of high-pressure cylinder under sinusoidal vibration based on damage accumulation theory [J]. Pressure Vessel Technology, 2016(8): 27-32. (in Chinese)
- [19] 薛立鹏, 李文斌, 司群英. 运载火箭结构振动疲劳损伤的工程分析方法[J]. 导弹与航天运载技术, 2019(2): 35-38.
- Xue Lipeng, Li Wenbin, Si Qunying. Engineering analysis on launch vehicle structural vibration fatigue damage [J]. Missiles and Space Vehicles, 2019(2): 35-38. (in Chinese)
- [20] 高金贺. 飞机结构连接件振动损伤特性研究[D]. 沈阳: 沈阳航空工业学院, 2006.
- Gao Jinhe. An investigation of failure character under vibration loading for areoplane joint structure[D]. Shenyang: Shenyang Institute of Aeronautical Engineering, 2006. (in Chinese)
- [21] 刘文光, 陈国平, 贺红林. 结构振动疲劳研究综述[J]. 工程设计学报, 2012, 19(1): 1-8.
- Liu Wenguang, Chen Guoping, He Honglin. Review of studying on vibration fatigue[J]. Chinese Journal of Engineering Design, 2012, 19(1): 1-8. (in Chinese)
- [22] 瞿绍奇, 孙英超, 郭亨贵, 等. 某飞行器径向连接螺栓振动断裂分析[J]. 航空学报, 2021, 42(5): 524431.
- Qu Shaoqi, Sun Yingchao, Wu Henggui, et al. Analysis of vibration fracture of the radial connection bolt of an aircraft [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2021, 42(5): 524431. (in Chinese)
- [23] 唐文, 方红荣, 欧阳芙. 基于结构固有频率中心频带的疲劳影响分析[J]. 导弹与航天运载技术: 2015(4): 78-83.
- Tang Wen, Fang Hongrong, Ouyang Fu. Fatigue analysis based on band width of structural natural frequency[J]. Missiles and Space Vehicles, 2015(4): 78-83. (in Chinese)
- [24] Joosten M W. New study shows how to predict accumulated drill pipe fatigue[J]. World Oil, 1985, 196: 65-70.
- [25] 曾春华, 邹十践. 疲劳分析方法与应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 1991.

Zeng Chunhua, Zou Shijian. Fatigue analysis method and Application[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1991. (in Chinese)

[26] 飞机结构强度研究所. 航空结构连接件疲劳分析手册[M]. 西

安: 飞机结构强度研究所, 1985.

Aircraft Strength Research Institute. Fatigue analysis handbook of aeronautic structure connector[M]. Xi'an: Aircraft Strength Research Institute, 1985. (in Chinese)

Fatigue Failure Analysis of the Socket Joint Bolt of an Aircraft under Dwell Vibration Environment

Qu Shaoqi¹, Wang Wu¹, Deng Jin², Zheng Honghai¹, Wu Henggui¹

1. AVIC Jiangxi Hongdu Aviation Industry Group Company Ltd., Nanchang 330024, China

2. Southwest Institute of Technical Physics, Chengdu 610041, China

Abstract: The aircraft structure's vibration model under dwell vibration environment is built by adopting single-freedom vibration system. The FEA is used to obtain the first bending mode of the aircraft structure. The structure's acceleration response under every level dwell vibration is calculated by solving the second order difference of the structure's motion differential equation. The enlarged trend of acceleration response is in consistence with test result. The fatigue load spectrum is compiled by using structure acceleration response and dwell vibration times. The load distribution of socket joint bolt and simplified formula calculating the stress of root part of socket joint bolt are established by using moment equilibrium equations. The alternating stress of root part of socket joint bolt is then obtained. Combined with Miner fatigue damage theory and material $S-N$ curve, the estimated vibration fatigue life of socket joint bolt is obtained and is in consistence with the fast fracture phenomenon in test. The method proposed in this paper provides a guide for the structure optimization to meet the long fatigue life requirement.

Key Words: aircraft; socket joint bolt; dwell vibration; fatigue life; fracture