铝合金微动疲劳研究及展望

徐丽[1,3]，陈跃良[2]，衣林[1]，罗浩[1,3]
（1. 海军航空工程学院，山东 烟台 264001；2. 海军航空工程学院 青岛分院，山东 青岛 266041；
3. 海军飞行学院，辽宁 葫芦岛 125001）

摘要： 微动疲劳广泛存在于航空航天等各种机械构件中，加速构件接触表面及表层裂纹的萌生与扩展，微动是导致构件多裂纹损伤的主要原因之一。由于海军飞机服役环境的复杂性，铝合金构件腐蚀相当严重，腐蚀对航空铝合金材料微动疲劳的影响是研究微动疲劳时要考虑的重要因素。总结了国内外铝合金微动疲劳研究现状，阐述了研究存在的主要问题，对飞机构件铝合金材料微动疲劳的研究进行了展望。

关键词： 微动疲劳；铝合金；腐蚀；寿命预测
中图分类号： V215.5 **文献标识码：** A
文章编号： 1672－9242(2011)04－0063－05

Study of Aluminum Alloy Fretting Fatigue

XV Li[1,3], *CHEN Yue-liang*[2], *YI Lin*[1], *LUO Hao*[1,3]
(1. Naval Aeronautical Engineering Academy, Yantai 264001, China; 2. Qingdao Branch of Naval Aeronautical Engineering Academy, Qingdao 266041, China; 3. Naval flying Academy, Huludao 125001, China)

Abstract: Fretting fatigue usually occurs in the structure of aeronautics and astronautics, and accelerates the generation and expansion of cracks on the surface of structures. Because of the complexity of the surrounding of aircrafts, the corrosion of aluminum alloy structures is quite serious, so research of corrosion influence on fretting fatigue is very important. Domestic and foreign studies of aluminum alloy fretting fatigue were summarized. The main existing problems of the study were discussed. Further studes of aluminum alloy fretting fatigue in aircraft structure were prospected.

Key words: fretting fatigue; aluminum alloy; corrosion; life forecast

在交变载荷或者机械振动下，构件接触表面之间会有相对微小的滑动（μm级），这种重复的滑动称为微动，按其损伤形式可分为微动磨损、微动腐蚀和微动疲劳。微动疲劳将表面压力、接触摩擦力和构件体内应力结合起来，使构件接触表面及表层产生微裂纹，如图1所示。

笔者简单介绍了微动损伤的机理及影响因素，总结了微动疲劳特点及寿命预测方法，针对目前飞机服

收稿日期： 2011－01－09
基金项目： 国家自然科学基金(50675221)；总装“十一五”预研课题(513270301)
作者简介： 徐丽(1980—)，女，山东青岛人，博士研究生，主要从事飞机结构腐蚀与疲劳寿命研究。

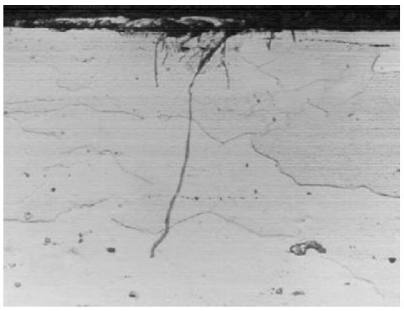

图1　微动疲劳裂纹

Fig. 1　Fretting fatigue crack

役现状指出了研究腐蚀对铝合金材料微动疲劳影响的必要性，并对铝合金微动疲劳研究进行了展望。

1　微动损伤机理

关于微动损伤的机理有很多，目前比较新的理论有第三体理论和微动图理论。

1.1　第三体理论

L.Vincent等[1]在1984年对微动磨损过程中第三体的产生及其作用进行系统分析的基础上，提出了一种新的微动理论来解释微动磨损现象，即第三体理论。

第三体理论能很好地解释钢铁材料微动摩擦系数随循环次数的变化过程如图2所示：阶段Ⅰ，接触表面膜去除，摩擦系数较低；阶段Ⅱ，第一、二体之间发生粘着，摩擦系数上升；阶段Ⅲ，磨屑不断剥落，接触面间形成第三体床，二体接触逐渐变成三体接触，粘着摩擦力下降，摩擦系数降低；阶段Ⅳ，磨屑不断形成与溢出，最终达到平衡，微动磨损进入稳定阶段，摩擦系数也趋于稳定。

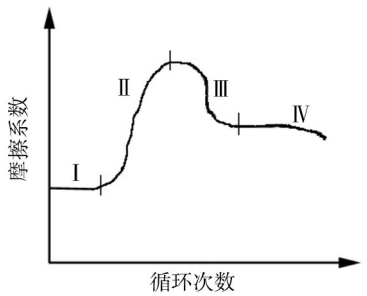

图2　摩擦系数随循环次数的变化过程

Fig. 2　The course of coefficient of friction vs. number of cycles

1.2　微动图理论

1992年，Zhou和Vincent等[2]在对不同材料和大量参数进行微动试验的基础上提出了二类微动图理论，包括运行工况微动图和材料响应微动图，从本质上揭示了微动运行机制和损伤规律。

1.2.1　运行工况微动图

微动过程分为3个微动区域：部分滑移区（粘着区）、混合区、完全滑移区，如图3所示。在部分滑移区内摩擦力–位移–循环次数曲线呈闭合状态，即接触面处于粘着状态；混合区内摩擦力–位移–循环次数曲线呈椭圆状；完全滑移区内摩擦力–位移–循环次数曲线呈平行四边形。

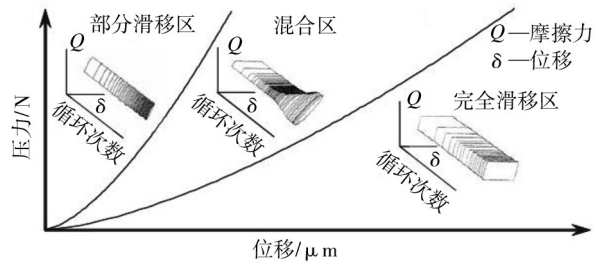

图3　运行工况微动图

Fig. 3　Schematic of fretting under running condition

微动损伤主要表现为2种形式：微动引起的磨损和微动引起的裂纹萌生、扩展。研究发现，混合区是裂纹快速产生的最危险区域，有超过晶粒尺寸的裂纹形成，同时伴有少量磨屑；滑移区经常出现磨损，有大量颗粒剥落，磨损表面有较多的磨屑积聚或较深的麻坑；部分滑移区的破坏很轻，通常出现在接触边缘，在微动斑内不易观测到明显的表面损伤。

1.2.2　材料响应微动图

与运行工矿微动图对应的材料响应微动图（如图4所示）同样由3个区域组成：磨损区、裂纹区和无损伤区。磨损区有大量颗粒剥落，表面接触磨损较严重，有较多的磨屑积聚或深麻坑，在很大程度上降低了裂纹核的形成；裂纹区接触表面受交变应力作用，出现局部疲劳，表层发生塑性变形，是裂纹快速萌生的最危险区域，有超过晶粒尺寸的裂纹形成；无损伤或轻微损伤区表面损伤轻微，通常出现在接触边缘，接触中央区只有一些微凸体发生微小的塑性变形，不易观测到明显的表面破坏，局部接触疲劳轻微，裂纹只可能在高周微动下萌生。

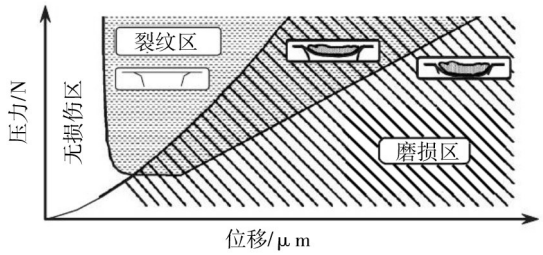

图4　材料响应微动图

Fig. 4　Schematic of material response fretting

从图3和图4可以看出,部分滑移区损伤轻微;磨损主要发生在滑移区;裂纹首先在混合区形成,并伴随有塑性变形,随着循环次数的增加,裂纹向其它2个区域扩展。

2　微动影响因素

据统计[3]影响微动疲劳的因素达50多个,可简单地分为3个方面:接触条件、环境条件和材料特性等。各影响因素之间相互作用,使得微动损伤更为复杂,这也使得微动疲劳研究更加复杂。

1)接触条件。包括接触载荷、循环载荷、频率、接触表面状况、位移幅值和接触区域温度等。

2)材料特性。包括材料的微观结构、组成、硬度、强度、疲劳性能、氧化腐蚀性能、裂纹扩展性能、延展性、弹塑性、粘着性能、残余应力等。

3)环境条件。包括环境温度、湿度、介质及润滑条件等。氧化、温度、腐蚀等环境,对磨屑、摩擦副的接触状态、裂纹形成和扩展均有不同程度的影响。

这些因素之间相互作用对构件微动疲劳具有重要影响,Hoeppner提出了一种考虑各影响因素的微动疲劳总体设计[4],如图5所示。

目前,对铝合金微动疲劳影响研究较多的因素主要是接触条件和物理条件,对于环境条件则相对研究得较少。研究人员对微动腐蚀研究较多,但同时考虑腐蚀、磨损和疲劳之间关系的研究则较少。

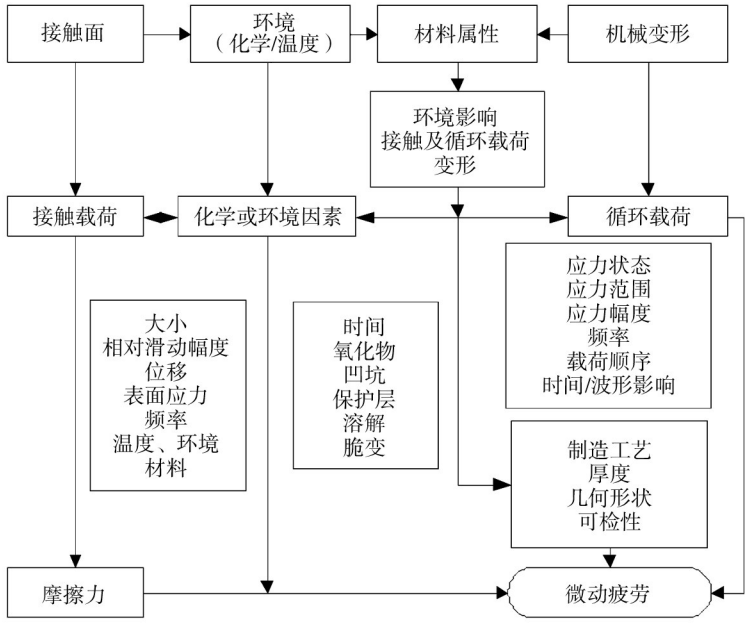

图5　微动疲劳整体设计

Fig. 5　Holistic design for fretting fatigue

3　微动疲劳特点

与普通疲劳相比,微动疲劳具有自身的特点。微动作用是造成疲劳裂纹的主要原因,疲劳裂纹位于微动作用影响的区域。由于微动作用,疲劳裂纹的萌生位置通常不位于构件的几何应力集中位置处。微动疲劳裂纹开始扩展时,许多情况下其裂纹扩展走向与表面成45°角,在某一深度时突然转向与表面垂直(如图1所示)。

微动疲劳现象在各种机械构件中广泛存在,对疲劳寿命影响很大。它会加速构件接触表面及表层裂纹的萌生和扩展,从而大大降低部件的疲劳寿命,

甚至造成灾难性事故。已有研究表明[5],对长寿命的构件,微动疲劳会使其寿命降低30%,有的降低80%。代表性的微动疲劳损伤有各种螺栓、铆钉、销连接和搭接,各种花槽配合、花键配合,以及过盈配合、间隙配合等[6]。飞机上,隔框、桁条和蒙皮的搭接组合结构和发动机榫连接构件比较容易发生微动疲劳损伤(如图6所示)。

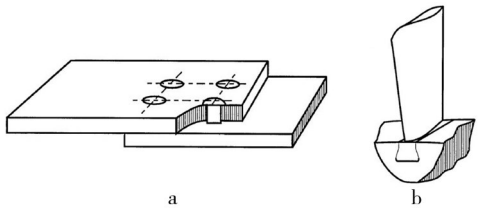

图6 飞机上2种主要微动疲劳损伤构件

Fig. 6 Two of the primary areas of concern for fretting fatigue in aircraft structure

1988年,Aloha航空公司一架服役19 a的波音737飞机,在732 m高空全速飞行时,其前机身上部揭去了一大块蒙皮,一名空乘人员被卷出机舱致死[7]。事故调查发现其根本原因是飞机蒙皮出现多处疲劳开裂,而微动疲劳是造成多裂纹损伤的一个重要原因。

微动磨损早期表面发生脱层,脱层在微动作用下转化为磨屑,磨屑氧化生成硬质磨粒加速微动疲劳损伤。另外,若出现微动疲劳裂纹,磨粒会进入裂纹,产生楔入效应,将进一步加速裂纹扩展。

4 寿命预测研究

对于普通疲劳,主要有2种基本的寿命预测方法:损伤容限法和全寿命估算法。损伤容限法假定构件或材料存在初始裂纹或缺陷,构件的寿命是从初始裂纹扩展到最终断裂的循环载荷数,这种方法只考虑裂纹扩展。全寿命估算法则同时考虑裂纹成核和裂纹扩展寿命。由于微动对疲劳裂纹扩展的影响,材料的疲劳强度远小于普通疲劳的疲劳强度,因此很难形成一种微动疲劳寿命预测方法,很多研究者用修正的全寿命估算法和损伤容限法进行微动疲劳寿命预测。

4.1 全寿命估算法

全寿命估算法又分为2类:应力–寿命法和应变–寿命法。应力–寿命法主要应用于高周疲劳,所施加的应力在弹性范围内。应变–寿命法主要用于低周疲劳,此时材料发生塑性变形。微动疲劳现象属于高周疲劳问题,因此用应力–寿命法来估算微动疲劳寿命[8]。采用Basquin公式:

$$\frac{\Delta\sigma}{2} = \sigma_a = \sigma_f'(2N_f)^b \tag{1}$$

式中:σ_a是应力幅值;σ_f'是疲劳强度系数;b是试验常数,在–0.05 ~ –0.12之间;$2N_f$是循环载荷数。由式(1)可得:

$$N_f = 0.5\left(\frac{\sigma_a}{\sigma_f'}\right)^{1/b} \tag{2}$$

考虑微动影响,对式(2)进行修正得:

$$N_f = 0.5\left(\frac{F\sigma_a}{\sigma_f'}\right)^{1/b} \tag{3}$$

式中:F为微动修正系数,通过查表得到,在1.5 ~ 3之间。F随有效应力的增加而增加,随循环载荷的增加而减小。临界有效接触应力值影响F的大小,从而影响寿命的长短。

该方法简单,应用比较广泛,但对于不同的材料需要做大量的试验,而且也不能给出裂纹成核位置。

4.2 损伤容限法

损伤容限法可得出裂纹成核寿命和长裂纹扩展寿命。裂纹成核寿命是裂纹成核并扩展到一定长裂纹时的寿命,此后长裂纹扩展只受循环应力影响而不受微动作用影响,长裂纹扩展寿命可用线弹性断裂力学来求解[9]。

裂纹扩展速率表达式为:

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^m \tag{4}$$

式中:$\frac{da}{dN}$为裂纹扩展速率;C,m为与实验条件有关的材料常数;ΔK为应力强度因子幅值。通过对微动断裂试样[10](如图7所示)的观察,断裂面的裂纹扩展形状为椭圆形($\frac{a}{c} = 0.9$),如图8所示。

对于有限板受远场均匀拉应力的情况,应力强度因子可表示为:

$$K_I = S\sqrt{\pi\frac{a}{Q}}F\left(\frac{a}{d},\frac{a}{c},\frac{c}{W},\Phi\right) \tag{5}$$

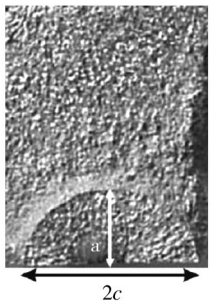

图7　微动疲劳断裂面

Fig. 7　Fracture surface of fretting fatigue

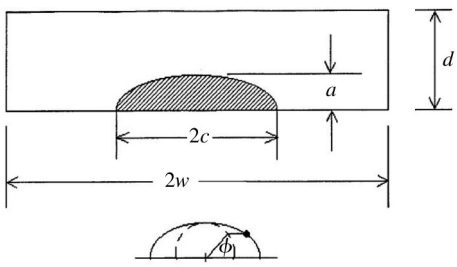

图8　椭圆裂纹几何示意

Fig. 8　The geometry schematic of ellipse crack

$$Q = 1 + 1.464\left(\frac{a}{c}\right)^{1.65} \tag{6}$$

式中:S为循环应力;d,W分别为试件厚度和宽度;a,c分别为裂纹的短半径和长半径;F是和各参数有关的拟合数。对于任意一个给定的a,可求出对应的K_I值,则微动裂纹扩展寿命可表示为:

$$N_{fp} = \frac{1}{C(\Delta\sigma)^4\pi^2}\int_{a_0}^{a_f}\frac{da}{(0.67)^4a^2\left[1.05 + 0.27\left(\frac{a}{d}\right)^2 - 0.145\left(\frac{a}{d}\right)^4\right]^4\left[\sec\left(\frac{1.11\pi a}{2W}\sqrt{\frac{a}{d}}\right)\right]^4} \tag{7}$$

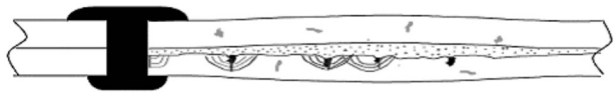

图9　飞机搭接结构枕垫效应示意

Fig. 9　The schematic of pillow effect of joined part of airplane

腐蚀加速裂纹成核,加速裂纹扩展,导致多裂纹产生,使疲劳强度降低,因此研究腐蚀对铝合金微动疲劳的影响具有重要意义。

6　展望

微动研究非常复杂,研究人员在微动疲劳的损伤机理、影响因素、寿命预测、有限元分析等方面做了大量研究,取得了一定的成果。对于海军飞机结构,地面停放环境的腐蚀是影响使用寿命的主要因素。现役飞机结构损伤的基本模式为:腐蚀—疲劳—再腐蚀—再疲劳……,直至破坏。因此模拟飞机服役现状,构件腐蚀后微动疲劳特性研究非常重要,主要有以下4个方面:

1)对于发生微动疲劳又有腐蚀介质作用的构件,微动和腐蚀同时影响疲劳寿命,需要研究腐蚀对微动疲劳的影响;

2)需要确定腐蚀环境下的微动疲劳裂纹的位置和裂纹成核位置;

3)修正寿命预测方法以及裂纹形成寿命与扩

(下转第72页)

应用损伤容限法对LY12铝合金微动疲劳实验结果计算可看出:初始裂纹大小的选取对寿命影响较大,长裂纹扩展寿命在微动疲劳寿命中占很大比例[11]。

5　飞机服役现状

海军飞机多数在沿海地区,由于其高湿、高盐雾的气候条件,飞机构件腐蚀非常严重,导致飞机停飞甚至提前退役。飞机在服役阶段,一方面是地面停放环境的腐蚀作用使结构产生腐蚀损伤,使结构疲劳品质降低;另一方面是在飞行的时候受到高强度的疲劳载荷作用,并且连接件间经常有微小的振动,产生微动疲劳,特别是在搭接构件中(如图9所示),从而大大降低了构件疲劳寿命。铝合金腐蚀使结构材料转换为$Al(OH)_3$和$Al_2O_3\cdot 3H_2O$,这些腐蚀产物使得原始铝合金的体积增大6.5倍,使搭接层间鼓起,产生枕垫效应,从而使结构搭接件处的应力增加,加重腐蚀损伤程度,在腐蚀与微动的共同作用下又会加剧疲劳损伤的发展,从而造成飞行寿命的降低。

目前我军多数飞机地面停放时间一般在服役时间的95%以上,虽然采取了一定的防护措施,但地面环境仍是影响飞机结构腐蚀损伤的主要因素。铝合金因其高强度和低密度而成为飞机结构的主体材料,但由于飞机所处环境的复杂性,腐蚀相当严重。

工集团三院,2003.
[2] AD-A158843. Impact of Non-operating Periods on Equipment Reliability,F30602-83-C-0056[R]. IIT Research Institute,1977.
[3] AD-A122439. Storage Reliability Prediction Handbook for Parts Count Prediction, DAAH01-80-D-0020 [R]. USA, 1982.
[4] AD-A122053. Storage Reliability Analysis Summary Report ,DAAH01-80-D-0020 [R]. USA, 1982.
[5] AD-A122440. Storage Reliability Analysis Summary Report,DAAH01-80-D-0020 [R]. USA, 1982.
[6] AD-A122194. Storage Reliability Analysis Summary Report ,DAAH01-80-D-0020 [R]. USA, 1982.
[7] AD-A122054. Storage Reliability Analysis Summary Report,DAAH01-80-D-0020 [R]. USA, 1982.
[8] AD-A122441. Storage Reliability Analysis Summary Report,DAAH01-80-D-0020 [R]. USA, 1982.
[9] GJB/Z 108A—2006,电子设备非工作状态可靠性预计手册[S].
[10] 刘松,温世经,侯希久,等. 如何确定导弹的贮存寿命[J]. 质量与可靠性,1998(5):15—18.
[11] 林震,李宪姗,姜同敏,等. 整机产品加速贮存寿命试验研究思路探讨[J]. 航空标准化与质量,2006(4):38—41.
[12] 李宪姗. 可靠性或寿命加速试验与分析的新思路[C]//第一届国防科技工业可靠性技术交流会论文集. 2003:540—546.
[13] GJB 451—1990,可靠性维修性术语[S].
[14] 杨家铿. 电子元器件长期贮存可靠性分析[C]//第九届全国可靠性物理学术讨论会论文集. 2001:65—73.
[15] 史连艳,张睿,宋文渊. 导弹武器系统贮存期间检测周期的确定方法[J]. 战术导弹技术,2004(3):22—25.
[16] NELSON W B. Accelerated life testing-step-stress models and data analysis[J]. IEEE Transactions on Reliability, 1980,29(2):103—108.
[17] 张春华,温熙森,陈循. 加速寿命试验技术综述[J]. 兵工学报,2004,25(4):485—490.
[18] 茆诗松,王玲玲. 加速寿命试验技术[M]. 北京:科学出版社,1997:1—28.
[19] 邓爱民,陈循,张春华,等. 加速退化试验技术综述[J]. 兵工学报,2007,28(8):1002—1007.
[20] 冯志刚,方昌华,李静. 国外导弹加速老化试验现状分析[J]. 导弹与航天运载技术,2008(2):30—34.
[21] 赵英俊,刘铭,刘毅静. 巡航导弹费用-效能分析综述[J]. 飞航导弹,2001(4):42—45.

(上接第67页)

展寿命的计算方法;

4) 确定有效的有限元预测模型。

参考文献:

[1] GODET M. Third-bodies in Tribology WEAR[J]. Tribology International,1990,136:29—45.
[2] ZHOU Z R, VINCENT L. Cracking Induced by Fretting of Aluminium Alloys[J]. Journal of Tribology, 1997, 119: 36—42.
[3] BEARD J. An Investigation into the Mechanisms of Fretting Fatigue[D]. University of Salford, 1982.
[4] SACHIN R S. A Study of Fretting Fatigue Damage Transition to Cracking in 7075 Aluminum Alloy[D]. University of Utah, 2005.
[5] 何明鉴. 机械构件的微动疲劳[M]. 北京:国防工业出版社, 1994.
[6] 周仲荣, VINCENT L. 微动磨损[M]. 北京:科学出版社, 2002.
[7] 陈跃良,郁大照. 飞机结构腐蚀损伤加速因子研究[J]. 海军航空工程学院学报,2003,18(5):558—560.
[8] SURESH S. Fatigue of Materials[M]. Second Edition. London:Cambridge University Press, 1998.
[9] NEWMAN J C,RAJU I S. An Empirical Stress-Intensity Factor Equation for the Surface Crack[J]. Engineering Fracture Mechanics, 1981, 15: 185—192.
[10] CARLOS N. Propagation in Fretting Fatigue from a Surface Defect [J]. Tribology International, 2006, 128: 1149—1157.
[11] GARY W, KIRKPATRICK B S. Civil Engineering, Fretting Fatigue Analysis and Palliative [D]. University of Missouri-Columbia, 1999.