

高低周载荷作用下燕尾榫结构的微动疲劳寿命预测^{*}

古远兴, 温卫东, 崔海涛

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘 要: 为预测在高周和低周载荷共同作用下, 燕尾榫连接结构的微动疲劳寿命, 采用高低周等效应力比代替传统经验预测模型中的等效应力, 并考虑到摩擦功的影响, 对微动疲劳寿命预测经验模型进行改进。通过燕尾榫连接结构的高低周微动疲劳试验, 拟合了改进微动疲劳寿命预测模型中的三个系数; 采用该模型对相关文献中的燕尾榫连接结构微动疲劳试验结果进行预测, 结果表明, 微动疲劳寿命预测的最大误差降低了约 50%。

关键词: 微动疲劳; 寿命预测; 载荷; 燕尾榫

中图分类号: V231.95

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2008) 02-0240-04

Prediction of fretting fatigue life of dovetail joint under high-cycle and low-cycle load

GU Yuan-xing WEN Weidong CU IH a i-tao

(Coll. of Energy and Power, Nanjing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract For the fretting fatigue life prediction of component under high cycle load and low cycle load, the equivalence stress ratio of high cycle load and low cycle load was substituted for the equivalence stress. An improved experiential model was obtained. The parameters of the improved model were evaluated by the fretting fatigue test on dovetail joint. With the experimental results of other preferences, the improved experiential model is valid and rational. The maximum error of the prediction fretting fatigue decreases nearly 50%.

Key words Fretting fatigue; Life prediction; Load; Dovetail joint

1 引 言

微动疲劳作为榫连接处主要的失效方式之一, 显著影响航空发动机的寿命。Ruiz等^[1]模拟燕尾榫连接结构进行微动疲劳试验, 提出了微动损伤综合参数的概念。目前的大部分研究工作基本上都是考虑结构在低周或高周载荷单独作用下的微动疲劳寿命预测方法。Datsyshyn^[2], Conner^[3]等应用断裂力学方法对微动疲劳寿命进行了预测, Naboulsi^[4]研究了微动疲劳裂纹的扩展机理, Kim^[5]等采用三维分析模型, 研究了接触宽度对微动疲劳寿命的影响。

在高低周复合载荷作用下, 王春明^[6]首先对高低周复合载荷作用下的微动损伤进行了试验研究, 提出了基于微动损伤综合参数的微动疲劳寿命预测模型。该寿命预测模型表达形式简单, 主观性较

强, 对其它材料及结构形式的适用性还需进一步研究。

朱如鹏等^[7]进行了高低周复合载荷作用下的桥式试件和榫连接试件的微动疲劳试验。作者提出将影响微动疲劳的因素分为应力状态参数和微动摩擦参数两类, 并建立了基于等效应力和摩擦功的微动疲劳寿命预测经验模型。该经验模型形式简单, 通用性较好。但是该模型难以直观反映高低周等效应力的比值对微动疲劳寿命的影响。

本文在朱如鹏等^[7]提出的传统经验模型的基础上, 在应力状态参数中, 用高低周等效应力比代替原模型中的等效应力, 而在摩擦功中考虑高低周载荷幅值对微动疲劳寿命的影响, 提出改进的微动疲劳寿命预测经验模型; 最后采用文献提供的试验结果, 验证本文提出方法。

* 收稿日期: 2006-11-18 修订日期: 2007-07-21。

作者简介: 古远兴 (1969—), 男, 博士生, 研究员, 研究领域为发动机结构强度与振动。Email: cuh@nuaa.edu.cn

2 微动疲劳寿命预测模型的建立

应力集中和微动磨损的共同作用是造成结构微动疲劳的主要因素。在微动疲劳寿命预测中,接触面间微动作用主要影响疲劳裂纹萌生的位置,微动疲劳的寿命主要取决于交变应力或应变造成的疲劳损伤。因此,微动疲劳寿命的估算主要包括以下三个步骤:

- (1) 预测微动疲劳裂纹萌生及扩展点位置。
- (2) 使用名义应力法预测危险点的疲劳寿命。
- (3) 引入摩擦功因子,建立微动疲劳寿命预测模型,预测构件的微动疲劳寿命。

上述关于微动疲劳寿命的预测方法与传统的低周疲劳寿命预测方法的区别在于:考虑微动作用后,基于名义应力方法预测寿命时采用的应力水平通常不是结构中最大的应力值,而是采用疲劳裂纹萌生点处的应力水平。因此,应该将微动作用下的疲劳寿命分成两部分考虑,即:由应力参数单独作用下对寿命的影响,以及由微动磨损作用对寿命的影响。为此,文献[7]给出的微动疲劳寿命预测模型为

$$\lg N = a \times \sigma_{-1E} + b \times W + c \quad (1)$$

式中 a 、 b 、 c 是未知系数,经对微动疲劳寿命试验数据回归分析后求得; σ_{-1E} 和 W 分别为高低周等效对称循环的当量应力和高低周摩擦功。由于在高低周复合载荷作用下,通常高周的载荷幅值比低周的载荷幅值要低很多,而高周的频率比低周要高很多,因此仅用等效对称循环的当量应力作为应力的影响,其估算误差将很大。本文针对这一问题,提出将高周与低周循环的等效应力之比 σ_{Hd}/σ_{Ld} 作为考虑应力影响因素的重要参数,所提出的改进模型为

$$\lg N = a \times \sigma_{Hd}/\sigma_{Ld} + b \times W + c \quad (2)$$

3 燕尾榫连接结构微动疲劳寿命预测

3.1 寿命预测模型中相关参数的确定

为进一步确定式(2)中的相关参数,需要开展相关的理论分析和试验研究工作。首先由榫连接结构的有限元分析获得模型中的应力和摩擦功,然后根据榫连接结构的微动疲劳试验,获得不同应力水平下的疲劳寿命,最后通过最小二乘拟合技术获得模型中的微动磨损因子,从而确立微动疲劳寿命预测模型。

本文对图 1 所示的榫连接结构开展理论分析和试验研究。其中,燕尾榫连接结构的材料为钛合金 TC11;在常温下的机械性能为: $\sigma_{-1} = 540 \text{ MPa}$, $\sigma_b = 1130 \text{ MPa}$, $\gamma = 0.33$, $E = 120 \text{ GPa}$, 摩擦系数 $\mu =$

0.5。其中,理论分析和试验研究过程中的高低周复合载荷工况如表 1 所示,每个低周循环中包括 100 个高周循环载荷。

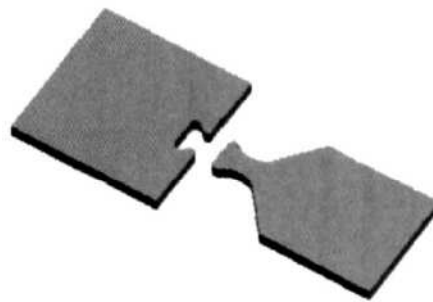


Fig 1 Sketch of dovetail joint

Table 1 Test load of dovetail joint

Load No	Low-cycle load / kN		High-cycle load / kN	
	Max value	Min value	Max value	Min value
A	16 875	1.5	16 875	13 125
B	12 375	1.1	12 375	9 625
C	11.0	1.1	11.0	7.15
D	15.0	1.5	15.0	12.75

3.1.1 裂纹萌生位置的预测

何明鉴提出利用综合参数 $FFD^{[8]}$ 表示裂纹扩展可能性的大小,定义 FFD 为

$$FFD = \mu \sigma_N \delta \sigma_\tau \quad (3)$$

式中 μ 是摩擦系数, δ 是相对滑动距离, σ_N 是法向应力(此处只取压力的绝对值), σ_τ 是切向应力。接触面上节点的切向方向承受压力时, σ_τ 为负值, FFD 也为负值,不利于裂纹的萌生和扩展;反之节点处于拉力状态时,由于 σ_τ 和 FFD 均为正值,为疲劳裂纹的萌生和扩展提供了可能。所以认为综合参数 FFD 正值最大的接触面节点是危险点,疲劳裂纹首先会从此点萌生。

使用 ANSYS 软件对燕尾榫连接模型进行接触计算,榫头、榫槽模型及接触区榫头、榫槽节点编号如图 2 所示。图 2 中,左边为榫槽模型,右边为榫头模型。

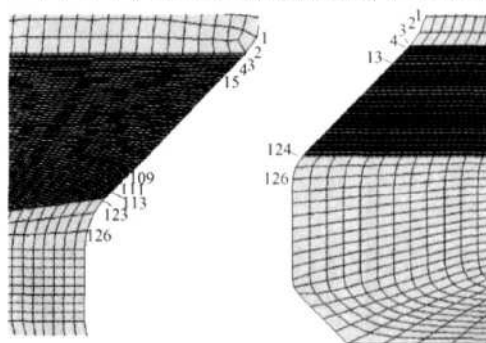


Fig 2 Finite element mesh of the contact area on dovetail joint

根据式 (3) 计算出榫头、榫槽接触面上各点的综合参数 FFD 如图 3 所示。由图 3 可以看出: 榫槽在节点 111, 榫头在节点 13 处 FFD 值最大, 分别是 $2.99 \times 10^{12} (\text{N}^2/\text{m}^3)$ 和 $1.36 \times 10^{12} (\text{N}^2/\text{m}^3)$, 说明裂纹最可能在这两处扩展。由于榫槽综合参数的最大值比榫头上的大很多, 可以认为裂纹首先在榫槽上萌生。预测的疲劳危险点在榫槽接触区末端, 符合 Christopher 等^[9] 试验得到的微动疲劳裂纹萌生于接触区末端的结果。

3.1.2 σ_{Hd}/σ_{Ld} 和 W 的确定

由上述可知, 榫槽在节点 111 处综合参数最大, 裂纹首先在此处萌生。采用有限元分析技术, 可计算出四种载荷工况下榫槽 111 节点的疲劳寿命预测参数如表 2 所示。

3.1.3 燕尾榫连接结构低周微动疲劳试验

分别对图 4 所示的试验件进行四种载荷情况下的高低周疲劳试验。试验件裂纹照片如图 5 所示。从图 5 可以看到榫槽接触区有黑色的磨屑, 说明微动磨损对试件产生了作用, 疲劳裂纹萌生于榫槽接

触区的末端。四种载荷工况下试验件的平均寿命, 即试验循环数分别为: 247 591, 837 368, 431 346, 1 018 770。

3.1.4 疲劳寿命预测模型中寿命常数的确定

利用表 2 中的数据和试验寿命, 可拟合得出 $a = 7.1969$, $b = -0.0192$, $c = 1.6126$ 即高低周复合载荷作用下燕尾榫连接结构的微动疲劳寿命预测模型为

$$\lg N = 7.1969 \times \sigma_{Hd}/\sigma_{Ld} - 0.0192 \times W + 1.6126$$

(4)

3.2 寿命预测模型的试验验证

采用本文所建立的微动疲劳寿命预测模型和方法对文献 [8] 中给出的高低周复合载荷作用下的燕尾榫连接结构的微动疲劳寿命进行预测, 以验证所提出模型和方法的有效性。

具体的燕尾榫连接结构及载荷条件等参见文献 [8]。经有限元分析, 综合参数 FFD 最大值仍然出现在轮盘上, 与文献中的试验和预测结果一致。采用本文提出的预测模型预测的寿命结果如表 3 所示。

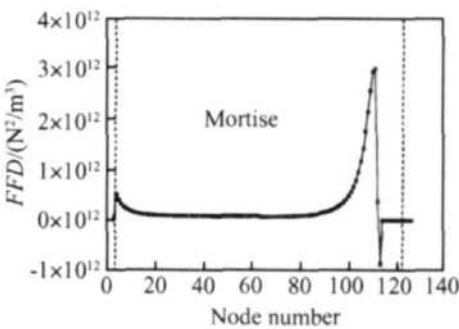
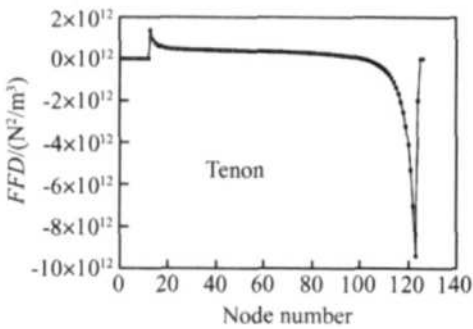


Fig. 3 Curve of synthesis parameter FFD

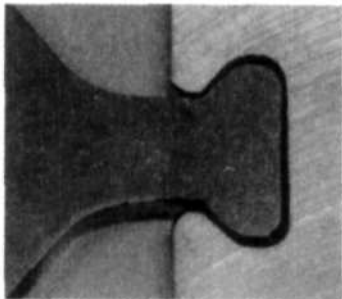


Fig. 4 Specimen of dovetail joint

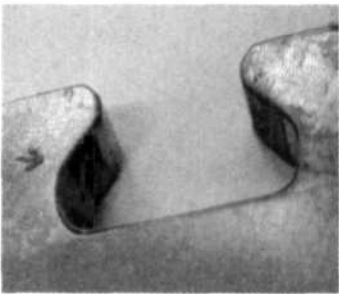


Fig. 5 Crack on specimen

Table 2 Parameters value for prediction of fretting fatigue

Load No	σ_{Ld} / MPa	σ_{Hd} / MPa	$\sigma_{Hd} / \sigma_{Ld}$	$W / (\text{N} \cdot \text{mm} / \text{mm}^2)$
A	1156	987	0.749	83.2
B	987	746	0.755	63.9
C	847	674	0.796	86.7
D	1156	836	0.723	39.6

Table 3 Fretting fatigue life of dovetail joint

Test No ^[7]	Test life ^[8]	Predicted life	Predicted error / %	Predicted life ^[8]	Predicted error ^[7] / %
4	0.34 × 10 ⁶	0.32 × 10 ⁶	5.9	0.31 × 10 ⁶	8.8
5	1.32 × 10 ⁶	1.07 × 10 ⁶	18.9	0.85 × 10 ⁶	35.6
7	4.90 × 10 ⁶	4.76 × 10 ⁶	2.9	5.10 × 10 ⁶	4.1

从表 3 中可以看出,采用本文提出的改进经验模型,其微动疲劳寿命的预测精度较改进前有较大幅度的提高。其中,第 5 组试验的微动疲劳寿命预测误差由改进前的 35.6% 降低为 18.9%,寿命预测精度提高了近一倍。

4 结 论

(1)在高低周复合载荷作用下,本文所提出的改进经验模型可以有效预测燕尾榫连接结构的微动疲劳寿命。该模型中,用高低周等效应力比代替传统经验模型中的等效应力参数,经试验表明,改进后的经验模型,其微动疲劳寿命预测精度较改进前有较大幅度的提高。

(2)采用微动损伤综合参数可以较好地预测微动疲劳裂纹萌生位置,所预测的位置与试验件裂纹萌生点吻合较好。

参考文献:

[1] Ruiz C, Boddington PHB, Chen C. An investigation of fatigue and fretting in a dovetail joint[J]. *Experimental Mechanics*, 1984, 208~ 217.

[2] Datsyshyn O P, Kadyra V M. A fracture mechanics approach to prediction of pitting under fretting fatigue conditions[J]. *International Journal of Fatigue*, 2006, 28(2).

[3] Naboulsi S. Application of crack analogy to fretting fatigue [J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 2005, 72 (12): 1610~ 1623

[4] Conner B P, Lindley T C, Nicholas T, et al. Application of a fracture mechanics based life prediction method for contact fatigue [J]. *International Journal of Fatigue*, 2004, 26(4): 511~ 520

[5] Kim H S, Mall S. Investigation into three-dimensional effects of finite contact width on fretting fatigue[J]. *Finite Elements in Analysis and Design*, 2005, 41(11).

[6] 王春明. 高周、低周及高低周复合载荷作用下微动损伤的实验研究 [D]. 南京: 南京航空学院, 1989

[7] 朱如鹏, 潘升财. 高低周复合载荷作用下微动疲劳寿命预测研究 [J]. *机械强度*, 1996, 18(3): 37~ 40

[8] 何明鉴, 张德志. 确定微动疲劳寿命的附加应力法 [J]. *航空发动机*, 2003, 29 (3): 27~ 29

[9] Christopher D Lykins, Shanker Mall, Vinod Jain. An evaluation of parameters for predicting fretting fatigue crack initiation [J]. *International Journal of Fatigue*, 2000, 22(22): 703~ 716

(编辑: 朱立影)