

文章编号:1000-8055(2013)03-0489-05

# 基于临界面法的燕尾榫连接结构微动 疲劳寿命预测

徐友良, 崔海涛, 陈 伟

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

**摘 要:** 以航空发动机叶片/轮盘之间的燕尾榫连接结构为研究对象,分析了燕尾榫连接结构接触应力与应变的变化.根据多轴疲劳临界损伤平面原理,在燕尾榫连接结构的微动疲劳寿命预测研究中引入多轴临界平面法的疲劳损伤参数 CCB (Chu-Conle-Bonnen), FS (Fatemi-Socie), MSSR (modified shear stress rang) 和 SWT (Smith-Watson-Topper).将预测寿命与试验寿命进行对比,结果表明:在预测微动疲劳寿命时,4 个参数中寿命预测的最大误差为 23%,可较好地预测低周微动疲劳寿命.其中基于临界平面法的 SWT 参数预测误差最小,为 1.23%;4 个参数均预测裂纹萌生位置在接触区末端,与试验结果一致.在预测裂纹萌生角度上,FS, MSSR, SWT 参数预测结果与试验较一致,CCB 参数预测结果与试验结果相差较大.说明基于临界平面法的寿命预测模型具有较好的预测能力.

**关 键 词:** 燕尾榫连接; 多轴疲劳; 临界平面法; 微动疲劳; 寿命预测

中图分类号: V231.91

文献标志码: A

## Fretting fatigue life prediction based on critical plane approach for dovetail joint

XU You-liang, CUI Hai-tao, CHEN Wei

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** The contact stress and strain of the dovetail joint of aeroengine were analyzed. According to the critical plane approach of multiaxial fatigue theory, the multiaxial fatigue damage parameters: CCB (Chu-Conle-Bonnen), FS (Fatemi-Socie), MSSR (modified shear stress rang), and SWT (Smith-Watson-Topper), were introduced to predict the fretting fatigue life of the dovetail joint. By comparing the predicted fatigue life with the experimental life, the results show that: the maximum prediction error of fretting fatigue life was 23%, helping to predict satisfactorily low-cycle fretting fatigue life. And, the minimum prediction error was 1.23% based on SWT parameter. The predicted crack tip initiated at the end of contact area in agreement with the experiment test. In general, the critical plane approach can be used to predict the fretting fatigue effectively. The models based on FS, MSSR and SWT can predict the fretting fatigue crack position, while the models based on MSSR and SWT can predict the fretting fatigue life more correctly.

**Key words:** dovetail joint; multiaxial fatigue; critical plane approach; fretting fatigue; life prediction

收稿日期:2012-07-09

网络出版地址: [http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130326.1743.201303.489\\_002.html](http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130326.1743.201303.489_002.html)

作者简介:徐友良(1966—),男,湖南益阳人,研究员,博士生,主要从事航空发动机设计和强度试验技术研究.

微动发生在受一定交变力作用的两个连接件之间,如滚珠轴承,螺栓连接,铆钉连接,压气机叶片与燕尾榫槽<sup>[1-3]</sup>.微动曾经被观测到减少原有的疲劳寿命一个数量级.通常在大多数部件中,疲劳总是和微动一起发生的.有研究表明:微动和疲劳一起发生时更加危险,疲劳强度降低到原来的 $\frac{1}{2} \sim \frac{1}{5}$ 倍,甚至更多.

多轴疲劳是指多向应力或应变作用下的疲劳.1973年,Brown和Miller<sup>[4]</sup>对大量多轴低周疲劳数据进行了研究,他们认为在描述疲劳过程时不能只使用一个参数,需要2个应变参数——最大剪应变平面上的循环剪应变和法向正应变.这个最大剪应变平面成为临界平面法的雏形.后来进一步发展的临界平面理论在参数的选择上不仅考虑了应力、应变的大小,还考虑了应力、应变的方向,因此损伤参数更具有意义,同时也使得临界平面理论更接近于实际,为准确预测疲劳构件的寿命提供了基础<sup>[5]</sup>.目前临界平面法在多轴疲劳损伤与寿命预测研究中得到了广泛的应用,在多轴疲劳研究领域占有重要的地位.

微动疲劳是航空发动机中燕尾榫连接结构失效的主要原因之一,对燕尾榫连接结构的微动疲劳寿命进行预测有着重要的工程意义.在微动条件下,燕尾榫连接结构的接触区域处于复杂的应力状态,利用多轴疲劳参数对其微动疲劳寿命进行预测更加合理和精确.本文在对燕尾榫连接结构的接触区域的应力应变分析的基础上,将多轴临界平面法的疲劳损伤参数CCB,FS,MSSR和SWT用于微动疲劳的寿命预测,并对其预测精度进行了检验.

## 1 燕尾榫连接结构的有限元接触分析

### 1.1 燕尾榫连接结构模型

燕尾榫连接结构如图1所示,榫头和榫槽材料均为TC11钛合金.其常温下的机械性能为:疲劳强度 $\sigma_{-1} = 540$  MPa,抗拉强度 $\sigma_b = 1130$  MPa,屈服强度 $\sigma_s = 866$  MPa,弹性模量 $E = 120$  GPa,泊松比 $\mu = 0.33$ .

### 1.2 燕尾榫连接结构有限元分析

用通用有限元分析软件对燕尾榫连接结构进行接触分析,将三维榫连接结构简化为二维平面模型,转化为平面应力问题.同时利用模型的对称

性,只需建立1/2模型,有限元模型如图2所示.选用带厚度的平面应力3号单元,为全积分4节点平面应力单元.

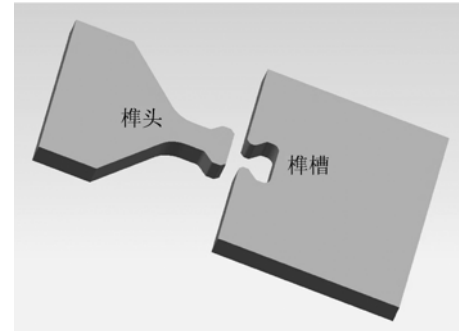


图1 燕尾榫连接结构图

Fig. 1 Schematic of dovetail joint

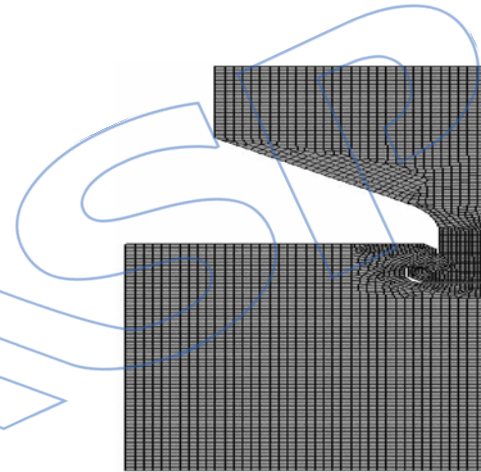


图2 燕尾榫连接结构有限元模型图

Fig. 2 Finite element (FE) model of dovetail joint

在燕尾榫连接结构的榫头上表面分别施加11,13,15,16.88 kN的载荷,并固定榫槽底端,其对称面施加对称约束.在计算中对接触区采用了局部网格自适应划分,接触区长度约3.96 mm,接触单元个数为62,接触单元长度约为 $64 \mu\text{m}$ .对燕尾榫连接结构模型进行弹塑性分析发现,榫槽接触区的最大等效应力大于榫头接触区的最大等效应力.这里只给出榫槽接触区的计算结果,如图3和图4所示.

由图3和图4可以看出,4种工况下燕尾榫连接结构的最大等效应力都出现在榫槽接触区末端的6号节点上,接触法向应力在接触区有一个明显的峰值,也出现在6号节点处.最大的接触法向应力与最大等效应力发生在同一个节点位置,都处于微动接触区末端,这是由于接触的应力奇异性造成.

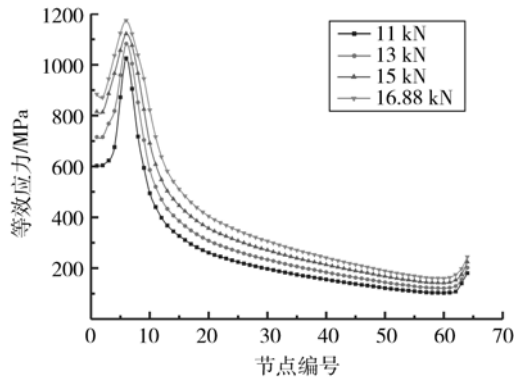


图 3 各工况下接触区等效应力分布图  
Fig. 3 Distribution of equivalent stress on contact area under various conditions

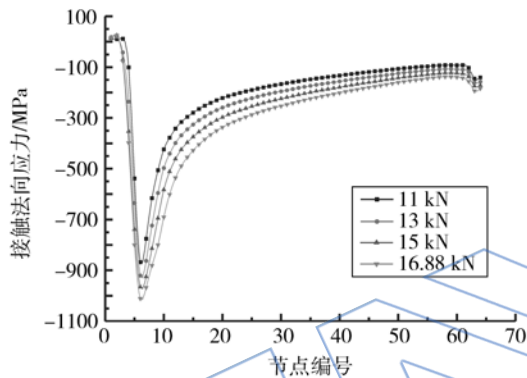


图 4 各工况下接触区接触法向应力分布图  
Fig. 4 Distribution of normal stress on contact area under various conditions

## 2 燕尾榫连接结构微动疲劳寿命预测

燕尾榫连接结构疲劳的主要原因是应力集中和微动磨损,接触区域间的微动作用将影响疲劳裂纹的萌生.在微动疲劳寿命预测中,主要包括:①预测疲劳裂纹的萌生位置和扩展方向;②寿命预测模型的建立.

### 2.1 基于临界平面法的疲劳损伤参数

多轴疲劳寿命预测方法分为三种:基于等效应力应变法、基于临界平面法和基于能量法.临界平面法要求确定破坏面以及关于这个面上的应力与应变,因而具有一定的物理意义<sup>[5]</sup>.研究者根据对疲劳破坏的主要因素判定以及试验观察提出了相应的临界平面的定义,如:最大剪应变平面、最大正应变平面以及两者某一线性组合为最大的平面等作为临界平面.目前,基于临界平面法的微

动疲劳寿命预测方面的多轴疲劳损伤参数主要有:

#### 1) CCB 参数

1993年,Chu等<sup>[6]</sup>提出了基于临界平面法的CCB参数.CCB参数既考虑了法向应力和法向应变的影响,又考虑了切向应力和切向应变的影响,在多轴疲劳领域受到了广泛的关注.其形式为

$$P_{CCB} = 2\gamma_a \tau_{\max} + \epsilon_a \sigma_{\max} \quad (1)$$

式中  $\gamma_a$  为切向应变幅,  $\tau_{\max}$  为最大切向应力,  $\epsilon_a$  为法向应变幅,  $\sigma_{\max}$  为最大法向力,其临界平面即参数组合  $2\gamma_a \tau_{\max} + \epsilon_a \sigma_{\max}$  最大的平面,也就是裂纹萌生平面.

#### 2) FS 参数

Fatemi和Socie<sup>[7]</sup>则认为裂纹的萌生主要受剪应变幅值的影响,其控制参数为

$$P_{FS} = \gamma_a \left[ 1 + k \times \frac{\sigma_n^{\max}}{S_y} \right] \quad (2)$$

式中  $\gamma_a$  为主要滑移方向上的剪应变幅值;  $k$  为拟合常数,一般取  $k = 1$ ;  $\sigma_n^{\max}$  为垂直于剪切平面方向上的最大应力;  $S_y$  为材料的屈服应力.FS参数最大的平面即为临界平面.

#### 3) MSSR 参数

许多研究者认为MSSR参数是微动疲劳行为预测参数的首选<sup>[8-9]</sup>.它是SSR(shear stress range)参数的修正,因为其考虑了最大法向应力的影响,而最大法向应力一般会导致表面裂纹的张开.严格意义上说,它能消除微动压头的尺寸效应<sup>[10]</sup>.MSSR参数的计算形式为

$$P_{mssr} = A\Delta\tau_{\text{crit}}^B + C\sigma_{\max}^D \quad (3)$$

式中  $A, B, C$  和  $D$  是拟合常数,研究者<sup>[14]</sup>发现对于钛合金(如Ti-6Al-4V)这些常数分别为0.75, 0.5, 0.75和0.5.

#### 4) SWT 参数

Smith等<sup>[11]</sup>认为疲劳裂纹的萌生主要受正应力和正应变的影响,因此根据正应变幅值以及最大正应力,提出了SWT参数

$$\Gamma = \sigma_{\max} \epsilon_a \quad (4)$$

式中  $\sigma_{\max}$  为最大应力,  $\epsilon_a$  为应变幅值.Szolwinski和Farris等<sup>[12]</sup>定义参数组合  $\sigma_{\max} \epsilon_a$  最大的平面为临界平面,并进行了试验验证,证实了此参数预测微动疲劳寿命的有效性.

### 2.2 疲劳损伤参数与微动疲劳寿命

Farris等<sup>[13]</sup>提出了一种通用的寿命预测模型

$$D = A(N)^{-b} \quad (5)$$

式中  $A, b$  为相应的拟合系数.这类模型能够较

好地描述微动疲劳寿命和微动损伤综合参数之间的关系,并且拟合系数较少,适用于试验数据较少的情况。

根据燕尾榫连接结构的有限元接触分析,计算接触区的应力场和位移场,从而获得各微动损伤综合参数.工况 1 条件下,各微动损伤综合参数沿接触区的分布情况如图 5 所示.4 种工况下微动损伤综合参数的最大值和临界平面的角度  $\theta$  如表 1 所示。

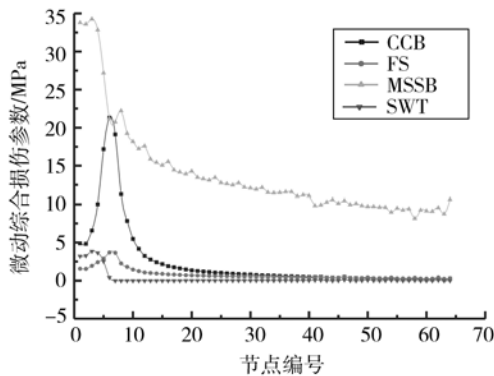


图 5 各参数沿接触区的分布图

Fig. 5 Distribution of parameters along contact area

表 1 四种工况下微动损伤综合参数及临界平面角  
Table 1 Fretting damage general parameters and critical plane angle under four load conditions

工 况	CCB 参数/ MPa, 裂纹角 $\theta/(\circ)$	FS 参数, 裂纹角 $\theta/(\circ)$	MSSR 参数 /MPa, 裂纹角 $\theta/(\circ)$	SWT 参数/ MPa, 裂纹角 $\theta/(\circ)$
1	21.32,65	0.0185,-20	34.26,25	3.86,-5
2	15.32,65	0.0144,-10	33.23,25	3.18,-5
3	11.40,60	0.0116,-10	31.12,25	2.34,0
4	8.32,60	0.0092,-10	28.53,25	1.63,0

由试验结果<sup>[14]</sup>可知,裂纹萌生在接触区末端,并且裂纹萌生的角度大致在  $-15^\circ \sim +15^\circ$  之间.根据微动综合损伤参数的计算可知(如图 5,在 5 号节点附近),CCB,FS,MSSR 和 SWT 参数均预测裂纹萌生位置在接触区末端,与试验观察结果一致.在预测裂纹萌生角度上,多轴疲劳损伤参数 FS 预测结果为  $-10^\circ$  或  $-20^\circ$  方向,MSSR 参数预测结果为  $25^\circ$  方向,SWT 参数预测结果为  $-5^\circ$  或  $0^\circ$  的方向,它们的预测方向比较接近,与试

验观察较一致.CCB 参数预测结果为  $60^\circ$  或  $65^\circ$ ,与前面 3 个参数预测方向相差较大。

将以上微动损伤综合参数由工况 2、工况 3 和工况 4 下的数据对应于式(6),用工况 1 进行检验.4 个参数预测的寿命计算结果如表 2 所示。

由表 2 可以看出,在预测微动疲劳寿命时,4 个参数中寿命预测的最大误差为 23%,可较好地预测低周微动疲劳寿命.其中基于临界平面法的 SWT 参数预测误差最小,为 1.23%,并且还能较准确地预测裂纹萌生方向,说明引入临界平面法能够更好地预测微动疲劳寿命。

表 2 各参数寿命预测结果及预测误差  
Table 2 Life prediction results and errors with different methods

	CCB 参数	FS 参数	MSSR 参数	SWT 参数
试验值	21497	21497	21497	21497
预测值	16620	16552	24223	21762
误差/%	22.7	23.0	12.7	1.23

### 3 结 论

在航空发动机榫连接结构的微动疲劳寿命预测中引入临界平面法,即可以充分考虑多轴应力对轮盘疲劳寿命的影响,又可得到较好的微动疲劳寿命预测结果。

采用微动疲劳损伤综合参数 FS, MSSR 和 SWT 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.其中,微动疲劳损伤综合参数 MSSR 和 SWT 能较为准确地预测试件的微动疲劳寿命。

### 参考文献:

[1] Conner B P, Nicholas T. Using a dovetail fixture to study fretting fatigue and fretting palliatives[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2006, 128(1): 133-141.

[2] 古远兴, 温卫东, 崔海涛. 高低周载荷作用下燕尾榫结构的微动疲劳寿命预测[J]. 推进技术, 2008, 29(2): 240-243.

GU Yuanxing, WEN Weidong, CUI Haitao. Fretting fatigue prediction of dovetail fixture under high cycle load and low cycle load[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(2): 240-243. (in Chinese)

[3] Golden P J, Calcaterra J R. A fracture mechanics life prediction methodology applied to dovetail fretting[J]. Tribol-

- ogy International, 2006, 39(10): 1172-1180.
- [4] Brown M W, Miller K J. A theory for fatigue failure under multiaxial stress and strain conditions[J]. Proceedings of the Institute of Mechanical Engineers, 1973, 187(5): 745-755.
- [5] 尚德广, 王德俊. 多轴疲劳强度[M]. 北京: 科学出版社, 2007.
- [6] Socie D F. Critical plane approaches for multiaxial fatigue damage assessment[C]// McDowell D L, Ellis R. Advances in multiaxial fatigue. Philadelphia, PA: ASTM, 1993: 7-36.
- [7] Fatemi A, Socie D F. A critical plane approach to multiaxial fatigue damage including out-of-phase loading[J]. Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures, 1988, 11(3): 149-165.
- [8] Namjoshi S A, Mall S, Jain V K, et al. Fretting fatigue crack initiation mechanism in Ti-6Al-4V[J]. Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures, 2002, 25(10): 955-964.
- [9] Lykins C D, Mall S, Jain V. A shear stress-based parameter for fretting fatigue crack initiation[J]. Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures, 2001, 24(3): 461-473.
- [10] Sabelkin V, Martinez S A, Mall S, et al. Effects of shot-peening intensity on fretting fatigue crack-initiation behaviour of Ti-6Al-4V[J]. Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures, 2005, 28(2): 321-332.
- [11] Smith K N, Watson P, Topper T H. A stress strain function for the fatigue of metals[J]. Journal of Mechanics, 1970, 15(4): 767-778.
- [12] Szolwinski M P, Harish G, Farris T N. Comparison of fretting fatigue crack nucleation experiments to multiaxial fatigue theory life predictions [C] // Proceedings of the ASME Symposium on High Cycle Fatigue, Dallas, US: [s. n.], 1997: 449-457.
- [13] Farris T N, Murthy H. High-temperature fretting fatigue of single-crystal nickel [R]. AFRL-ML-WP-TR-2006-4081, 2006.
- [14] 汪震. 燕尾榫结构微动疲劳寿命可靠性分析研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.
- WANG Zhen. Fretting fatigue life reliability analysis of dove-tail fixture[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008.