

榫连接结构高温低周微动疲劳试验

王楠, 崔海涛, 张宏建
(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 针对航空涡扇发动机压气机叶片/轮盘连接结构,设计了一种燕尾榫结构高温微动疲劳试验加载装置,开展了 TC11 钛合金在 200℃ 及 500℃ 下的微动疲劳试验。通过动态位移及动态应变法实现对燕尾榫微动疲劳萌生寿命的监测。试验中发现微动疲劳裂纹均萌生在燕尾榫接触区域的下边缘,且接触表面存在大量的微动磨屑,属于典型的微动疲劳失效形式。试验结果表明:温度环境对微动疲劳寿命的影响较为明显。随着试验温度的升高,试验件的微动疲劳寿命会逐渐减小。

关 键 词: 燕尾榫; 微动疲劳; 试验装置; 钛合金; 萌生寿命; 温度环境

中图分类号: V233 **文献标志码:** A

Low cycle fretting fatigue tests of dovetail structure
at elevated temperature

WANG Nan, CUI Haitao, ZHANG Hongjian
(College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A kind of elevated temperature fretting fatigue test device of dovetail structure was designed for the compressor fan/disk connection structure of aviation turbofan engine. The fretting fatigue tests of TC11 titanium alloy at 200℃ and 500℃ were carried out. The monitoring of the initiation life of dovetail fretting fatigue was achieved by dynamic displacement method and dynamic strain method. It was found that the fretting fatigue cracks were at the lower edge of the contact area of the dovetail and a large amount of abrasive scrap appeared on the contact surface as a typical fretting fatigue failure. The test results show that the effect of temperature environment on fretting fatigue life is obvious. With the increase of the test temperature, fretting fatigue life of the test specimen will gradually decrease.

Key words: dovetail; fretting fatigue; test device; titanium alloy; initiation life; temperature environment

微动疲劳是当两个构件在循环载荷下接触时,两个接触体之间发生微小的相对滑动并使构件疲劳强度下降的现象^[1]。它与普通疲劳相比,通常会导致结构部件的寿命显著降低。在航空领域,微动损伤的位置通常发生在飞机结构的搭接接头以及航空涡扇发动机的榫头、榫槽上^[2-3]。

钛合金,由于其密度低、比强度高、耐腐蚀等诸多优点,被广泛应用于温度高达 500℃ 的航空

发动机压气机叶片和轮盘上^[4]。因此,为了确保发动机的安全,研究发动机钛合金叶片和轮盘在其工况温度下的微动疲劳行为是十分重要的。

国内外学者为此做了许多高温微动疲劳试验,对金属材料在高温环境下的微动疲劳寿命及其影响因素进行分析。Hamdy 等^[5]通过桥式微动装置确定了 600℃下钛合金 TC4 的微动疲劳寿命。Jin 等^[6]研究了 TC4 在 260℃下的微动疲劳行为,并对其在常温以及 260℃下的静态摩擦因数进行分析。Jayaprakash 等^[7]通过有限元软件对 IMI 834 在常温、400℃、590℃下的微动疲劳影响因素进行仿真研究。西北工业大学的高广睿等^[8]利用自制的高温电阻炉对 Ti 811 桥式试样展开微动疲劳研究,分析了接触压力和相对滑移幅值对高温微动疲劳的影响。

综上所述,国内外学者对高温微动疲劳试验的主要研究对象为桥式试验件,但对燕尾榫在高温下的微动疲劳试验研究较少。此外,试验件在常温下微动疲劳萌生寿命的监测,国内外均有研究^[9-11],但对试验材料在高温下裂纹萌生寿命的研究还不足。由于桥式试验件与实际航空发动机构件在结构几何参数、加工方式、表面特性等方面都存在一定的差异,因此,对高温下燕尾榫结构的微动疲劳试验研究是十分必要的。

本文以 TC11 钛合金为试验对象,对其在 200℃以及 500℃下的微动疲劳萌生寿命进行研究,并将试验结果与常温下的微动疲劳寿命对比分析,以期为航空发动机榫连接结构的抗疲劳设计提供参考。

1 试 验

1.1 试验材料

本试验选用的材料为 TC11 钛合金,该合金是一种综合性能良好的 Ti-Al-Mo-Zr-Si 系 α - β 型钛合金. 该合金在 200℃以及 500℃下的力学性能如表 1 所示^[12]。

表 1 TC11 在不同温度下的力学性能
Table 1 Mechanical properties of TC11 at different temperatures

温度/℃	弹性模量/GPa	屈服极限/MPa	强度极限/MPa
200	106	720	921
500	89	616	757

为了更好地反映发动机压气机叶片/轮盘的

微动疲劳特性,本试验的燕尾榫连接结构参数取自某型航空发动机的真实尺寸,并且试验件接触表面采用慢走丝工艺进行加工,其加工精度可以达到 0.01 mm,表面粗糙度 $R_a<0.4\text{ }\mu\text{m}$ 。具体试验件如图 1 所示。

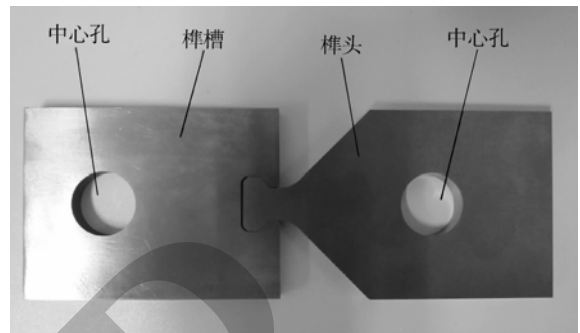


图 1 燕尾榫试验件
Fig.1 Dovetail test pieces

1.2 试验件方案

本文中燕尾榫结构微动疲劳试验模拟件共 18 套。每套试验件包括榫头与榫槽各一件。其中,榫头与榫槽均为平面接触。

试验中载荷频率为 10 Hz,载荷比为 0.1。不同工况下试验件的具体分配情况如表 2 所示。

表 2 试验工况及试验件分配

Table 2 Test conditions and distribution of test pieces			
温度/℃	载荷峰值/kN	载荷谷值/kN	试验件数
200	9	0.9	3
	11	1.1	3
	13	1.3	3
500	9	0.9	3
	11	1.1	3
	13	1.3	3

1.3 试验装置

为了获取燕尾榫结构在高温下的微动疲劳寿命,本文设计了一套高温微动疲劳试验夹具。试验装置的结构示意图如图 2 所示。

图 2 中高温微动疲劳试验选择的疲劳试验机为 SDS50 电液伺服动静试验机。试验装夹时,榫头试验件通过带有水冷装置的试验夹具固定在试验机的上夹头,榫槽试验件通过试验夹具固定在试验机的下夹头。高温环境采用试验机配套的桶式电阻炉加热获得,通过热电偶和温度控制仪实



图 2 微动疲劳试验装置

Fig. 2 Fretting fatigue test device

现炉内温度的闭环控制。为了保证试验件受热均匀且炉内温度稳定,在微动疲劳试验开始前,试验件需在炉内的工况温度下保温 30 min。

试验夹具选用的材料为高温合金 GH4169,其具体结构如图 3 所示。

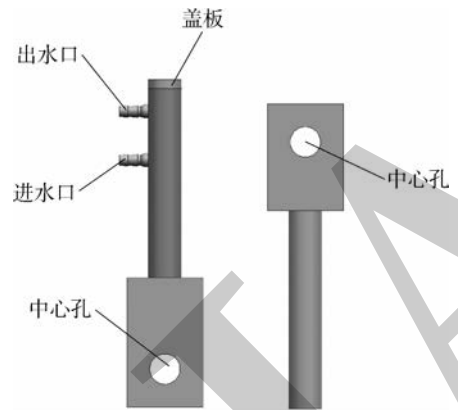


图 3 微动疲劳试验夹具

Fig. 3 Fretting fatigue test fixture

图 3 中左夹具连接榫头试验件,右夹具连接榫槽试验件。为了获得更为准确的试验结果,在微动疲劳试验过程中,要求榫头与榫槽的两侧接触表面接触均匀,这需要榫头与榫槽之间具有良好的装配对中性。因此,夹具与试验件之间通过一个长螺栓进行连接,并且其中心孔采用慢走丝工艺进行加工,从而保证中心孔圆心与试验机作动筒中心在同一条直线上。同时,两个夹具的被夹持部分设计为圆柱形,并采用试验机圆柱专用夹头进行夹持,这样就保证了榫头与榫槽试验件始终在竖直方向上受力。

1.4 裂纹萌生寿命确定

微动疲劳寿命主要包括微动疲劳萌生寿命及微动疲劳扩展寿命。由于钛合金对疲劳缺口敏感度高,裂纹一旦萌生,试验件将迅速断裂,此时微

动疲劳萌生寿命约占总寿命的 90%^[13-14]。因此本文以微动疲劳萌生寿命作为微动疲劳寿命。

试验中为了能够及时检测到微动疲劳裂纹的萌生,本文采用动态位移与动态应变相结合的监测方法。其中,动态应变法是通过粘贴 BAB250 型中温应变片于微动疲劳裂纹易萌生的区域,其位置如图 4 所示。

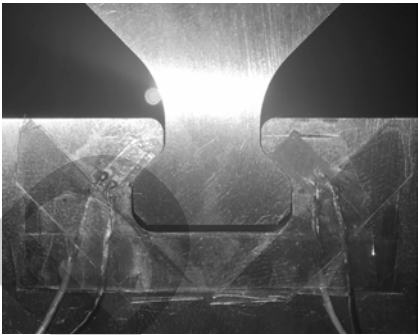


图 4 中温应变片粘贴的位置

Fig. 4 Position of medium temperature strain gauge

在微动疲劳裂纹未萌生前,监测区域的应变峰值变化相对稳定。随着微动疲劳裂纹开始萌生,微动区域的应变峰值会急剧增加。当裂纹扩展至应变片的应变栅时,应变片失效。此时可以认为微动疲劳裂纹已经萌生^[15-16]。

动态位移法是假设试验件刚度的改变与微动疲劳裂纹的扩展可能同时发生^[17]。通过疲劳试验机的动态位移传感器监测微动疲劳试验过程中整个试验装置位移(刚度)的突变,从而确定试验件的微动疲劳萌生寿命^[18]。由于动态位移法成本更为低廉,应用更为广泛。本文通过动态应变法为动态位移法确定位移突变判断标准,并采用动态位移法确定燕尾榫在 200 ℃ 以及 500 ℃ 下的微动疲劳萌生寿命。

在 200 ℃ 的微动疲劳试验中,对载荷峰值为 13 kN 的一组试验件,分别通过动态位移与动态应变法得到其位移与应变的变化曲线,如图 5 所示。由于试验机初始作动,环境温度会有一定的波动。因此,为了去掉温度波动导致的试验误差,图中位移和应变的变化曲线从 10⁴ 次循环开始记录。图 5 中 A 点为应变片失效时所对应的微动疲劳萌生寿命,此时的循环数为 30 070 次。将 A 点所对应的循环寿命置于位移变化曲线中进行观察并确定位移突变标准。可以发现此时的位移改变量约为初始位移改变量的 2.25 倍,如表 3 所示。因此,为了便于试验观察与记录,本文取试验

装置的位移改变量为初始位移改变量的 2 倍,作为位移(刚度)突变的判断标准,即位移曲线中 A' 点所对应的循环数(29 049)为试验件的微动疲劳寿命(N_f)。

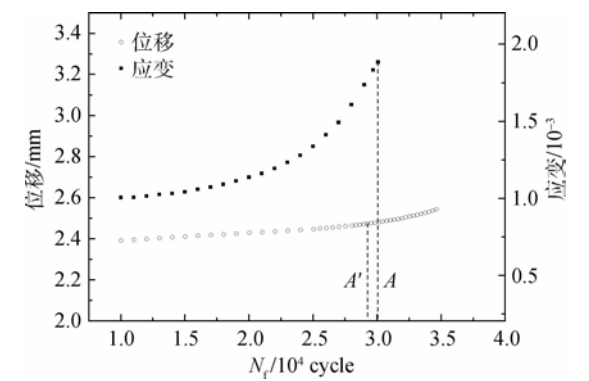


图 5 在 200 °C 下位移与应变变化曲线
Fig. 5 Displacement and strain curves at 200 °C

表 3 不同循环数下试验装置的位移峰值
Table 3 Displacement peak of test device under different cycle numbers

循环数	位移峰值/mm	位移改变量/ μm
10 024	2.391	4
11 024	2.395	
28 049	2.464	8
29 049	2.472	
29 149	2.472	9
30 149	2.481	

在 500 °C 微动疲劳试验中,分别取载荷峰值(F)为 9 kN 以及 11 kN 的榫头、榫槽试验件各一组,通过动态位移监测手段得到两种载荷下的位移变化曲线,如图 6 所示。

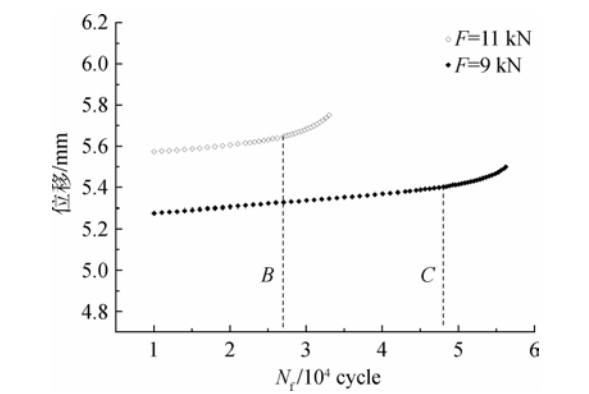


图 6 在 500 °C 下位移变化曲线
Fig. 6 Displacement curves at 500 °C

从图 6 中可以发现两组试验件在循环的后期,位移都有明显的突变。本文以位移改变量为初始位移改变量的 2 倍作为位移突变的判断依据,分别对应图中 B 和 C 两条虚线。当位移到达图中虚线所对应的点时,可以认为裂纹已经萌生,而此时对应的循环数即认为是 500 °C 下试验件的微动疲劳寿命。为了验证动态位移法的准确性,对 500 °C 下的一组试验件在位移到达突变判据时停机,并通过光镜观测,可以发现此时裂纹长度约为 0.4 mm。因此,动态位移法可以有效捕捉到燕尾榫在高温下微动疲劳裂纹的萌生。

2 试验结果与分析

对试验所得的温度(t)为 200 °C 与 500 °C 下燕尾榫微动疲劳寿命数据与常温下燕尾榫微动疲劳试验数据进行对比^[15],并绘制于同一张图上,如图 7 所示。其中,本文的试验材料和燕尾榫结构尺寸与常温下的燕尾榫材料和尺寸相一致。

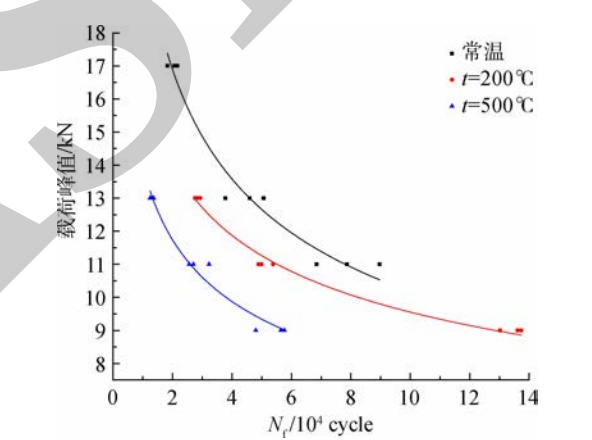


图 7 不同温度下疲劳寿命与载荷峰值之间的关系
Fig. 7 Relationship between fatigue life and peak load at different temperatures

图 7 中展示了不同温度下燕尾榫微动疲劳寿命与载荷峰值之间的关系,可以看出在不同环境温度下不同载荷作用的燕尾榫微动疲劳寿命分布总体上较为集中。在三个温度工况下,微动疲劳寿命均随着载荷的增大而减少,且寿命的减少在较低载荷水平下更为明显。从图中也可以发现随着温度的升高,微动疲劳寿命会逐渐减少,这一试验现象与钛合金高温桥式微动试验结果相一致^[7]为了更好地说明温度的影响,燕尾榫结构微动疲劳寿命与温度之间的关系如图 8 所示。

从图 8 中可以看出,温度与微动疲劳寿命之间基本呈线性关系。在载荷幅值为 11 kN 和 13

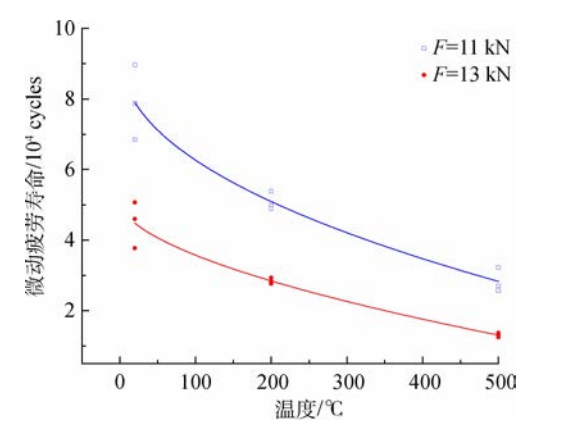


图 8 不同峰值载荷下微动疲劳寿命与温度之间的关系
Fig. 8 Relationship between fretting fatigue life and temperature at different peak loads

kN 下,燕尾榫温度从常温变化到 200 ℃,其微动疲劳寿命分别减少 35% 和 36%。燕尾榫温度从 200 ℃变化到 500 ℃,其微动疲劳寿命分别减少 44% 和 53%。这表明 200 ℃及 500 ℃的温度环境对燕尾榫结构低周微动疲劳寿命均有较为明显的影响。

3 试验现象分析

在本文 200 ℃以及 500 ℃的微动疲劳试验中,所有的微动疲劳裂纹均萌生在榫槽上,随机取 500 ℃下一组试验结果,如图 9 所示。

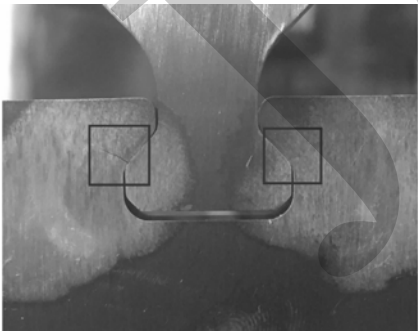


图 9 榫槽上的微动疲劳裂纹
Fig. 9 Fretting fatigue crack on the dovetail disk

从图 9 中可以看出微动疲劳裂纹萌生于榫头和榫槽接触区域的下边缘,这属于典型的微动疲劳失效形式,并且裂纹关于燕尾榫呈对称分布,这表明在试验过程中榫头与榫槽之间具有良好的装配中性。

为了揭示高温下燕尾榫微动疲劳裂纹的扩展规律。将 500 ℃下出现微动疲劳裂纹的试验件置于高倍光学显微镜下进行观测。试验件表面的微

动疲劳裂纹如图 10 所示。

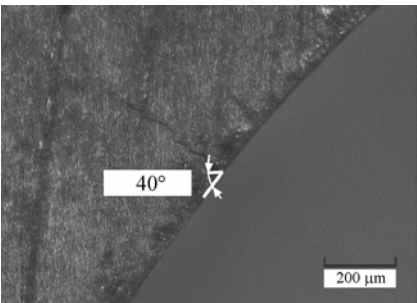
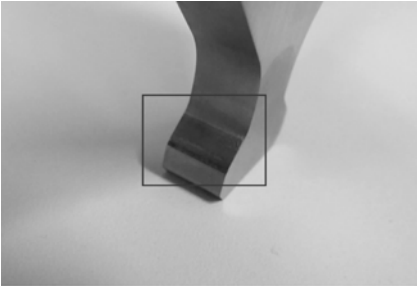


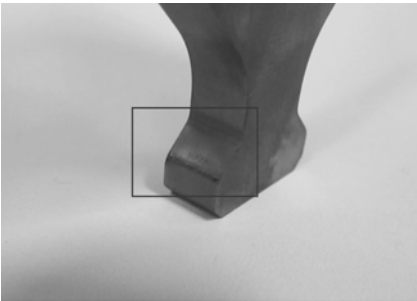
图 10 光学显微镜下燕尾榫的微动疲劳裂纹
Fig. 10 Dovetail fretting fatigue crack under optical microscope

从图 10 中可以看出,裂纹的扩展分为两个阶段。当裂纹在接触表面形成后,裂纹沿与接触面约成 40°的方向扩展。这时裂纹是沿着最大切应力方向的滑移面进行扩展,主要受切应力的影响。当裂纹长度达到约 40 μm 时,裂纹扩展方向发生改变。此时裂纹是沿着垂直于接触表面的方向扩展,主要受平行于接触面应力的影响。这一试验现象与微动疲劳裂纹的扩展规律相一致。

在 200 ℃及 500 ℃的微动疲劳试验中,随着疲劳循环数的增加,榫头与榫槽的接触表面会有黑色片状的微动磨屑不断产生。其中,燕尾榫在 200 ℃及 500 ℃下的微动损伤表面如图 11 所示。



(a) 试验温度为200℃



(b) 试验温度为500℃

图 11 燕尾榫微动损伤表面
Fig. 11 Surface of dovetail fretting damage

从图 11 中可以发现,燕尾榫接触表面磨损均匀并且 200℃下燕尾榫磨损状况较 500℃下的磨损状况更为严重。综上所述,本文所设计的试验装置可以有效完成燕尾榫结构高温微动疲劳试验。

4 结 论

1) 设计了一种高温微动疲劳试验加载装置的方案,并有效开展了燕尾榫在 200℃以及 500℃下的微动疲劳试验。

2) 本文通过动态应变法为动态位移法确定位移突变的判断依据,并采用动态位移法确定燕尾榫在 200℃以及 500℃下的微动疲劳寿命。经过测试与试验,发现动态位移法可以有效地捕捉到燕尾榫在高温下微动疲劳裂纹的萌生。

3) 通过不同温度下的微动疲劳试验可以发现温度对燕尾榫低周微动疲劳寿命的影响较为明显。温度与微动疲劳寿命之间基本呈线性关系。随着试验温度的升高,TC11 钛合金的微动疲劳寿命会逐渐减少。同时,通过观察试验件的接触区域,可以发现在不同温度下,微动疲劳裂纹均萌生于榫头和榫槽接触的下边缘。

参考文献:

- [1] WATERHOUSE R B. Fretting fatigue[J]. *Materials Science and Engineering*, 1976, 25(1): 201-206.
- [2] LINDLEY T C. Fretting fatigue in engineering alloy[J]. *International Journal of Fatigue*, 1997, 19(1): 39-49.
- [3] MUTOH Y. Mechanisms of fretting fatigue[J]. *Japan Society of Mechanical Engineers International Journal*, 1995, 38(4): 405-415.
- [4] LUTJERING G, WILLIAMS J C. *Titanium*[M]. Berlin: Springer, 2003.
- [5] HAMDY M M, WATERHOUSE R B. The fretting fatigue behaviour of Ti-6Al-4V at temperatures up to 600 [J]. *Wear*, 1979, 56(1): 1-8.
- [6] JIN O, MALL S, SAHAN O. Fretting fatigue behavior of Ti-6Al-4V at elevated temperature[J]. *International Journal of Fatigue*, 2005, 27(4): 395-401.
- [7] JAYAPRAKASH M, KOMATSU D, OKAZAKI M, et al. High temperature fretting fatigue behavior of IMI 834 titanium alloy[J]. *Transactions of the Indian Institute of Metals*, 2016, 69(2): 439-444.
- [8] 高广睿, 刘道新, 张晓化. Ti811 合金的高温微动疲劳行为[J]. *中国有色金属学报*, 2005, 15(1): 38-43.
GAO Guangrui, LIU Daoxin, ZHANG Xiaohua. Fretting fatigue behavior of Ti811 alloy [J]. *Chinese Journal of Nonferrous Metals*, 2005, 15(1): 38-43. (in Chinese)
- [9] 古远兴. 高低周复合载荷下燕尾榫结构微动疲劳寿命研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.
GU Yuanxing. Research on fretting fatigue life of dovetail joint under HCF-LCF load[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)
- [10] WALVEKAR A A, LEONARD B D, SADEGHI F, et al. An experimental study and fatigue damage model for fretting fatigue[J]. *Tribology International*, 2014, 79: 183-186.
- [11] ARORA P R, SALIT M S, AHMED E M, et al. Experimental evaluation of fretting fatigue test apparatus[J]. *International Journal of Fatigue*, 2007, 29(5): 941-952.
- [12] 北京航空材料研究所. 航空发动机设计用材料数据手册[M]. 北京: 中国航空发动机总公司, 1990.
- [13] LYKINS C D, MALL S, JAIN V K. A shear stress-based parameter for fretting fatigue crack initiation[J]. *Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures*, 2001, 24(7): 461-473.
- [14] FADAG H A, MALL S, JAIN V K. A finite element analysis of fretting fatigue crack growth behavior in Ti-6Al-4V [J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 2008, 75(6): 1384-1399.
- [15] 李奇璇. 圆弧榫连接结构微动疲劳寿命预测模型研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015.
LI Qixuan. Research on fretting fatigue life prediction of dovetail joint with arc contact surface[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015. (in Chinese)
- [16] 李爱民. 圆弧端齿结构设计方法与微动疲劳寿命预测模型研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2015.
LI Aimin. Research on design method of curvic couplings and fretting fatigue life prediction model[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015. (in Chinese)
- [17] WATANABE O, KOIKE T. Creep-fatigue life evaluation method for perforated plate at elevated temperature[J]. *Pressure Vessel Technology*, 2006, 128(1): 17-24.
- [18] LIANG Shi, WEI Dasheng, WANG Yanrong, et al. A investigation of fretting fatigue in a circular arc dovetail assembly[J]. *International Journal of Fatigue*, 2016, 82: 226-237.

(编辑: 陈 越)