

各向异性材料微动疲劳寿命研究

石 炜, 温卫东, 崔海涛

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 设计和制造了一套采用液压加载方式来施加法向载荷的微动疲劳试验装置, 并且在该装置上进行了各向异性材料 DD3 与粉末高温合金 FGH95 以及 DZ125 与 FGH95 配对接触的微动疲劳试验, 研究其微动疲劳的损伤过程. 各向异性材料微动疲劳试验的完成证明了该装置的性能良好. 将微动综合损伤参量应用于各向异性材料微动损伤的表征, 并建立了 DD3 和 DZ125 相应的微动疲劳寿命预测模型. 通过微动综合损伤参量的计算分析与试验验证, 表明所建立各向异性材料微动疲劳寿命模型其预测结果误差分散带均在 2.8 倍因子以内.

关 键 词: 各向异性材料; 微动疲劳; 寿命预测; 高温合金; 微动损伤

中图分类号: V233

文献标志码: A

Research on fretting fatigue life of anisotropic materials

SHI Wei, WEN Wei-dong, CUI Hai-tao

(College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A fretting fatigue test apparatus was designed and manufactured for the fretting fatigue damage process test of the specimens of anisotropic materials DD3 and DZ125 superalloys contacted with pad of powder metallurgy superalloy FGH95. The fretting fatigue experiments were conducted with DD3 and DZ125 superalloys to demonstrate the capability of the fretting fatigue test apparatus. The fretting damage parameters were introduced and the quantitative research on the new fretting fatigue life prediction model of anisotropic material was carried out. The results confirm the validity of the life prediction model of anisotropic materials by comparing the predicted fretting fatigue life with the experimental life. And the errors are both within 2.8 times of dispersion band.

Key words: anisotropic materials; fretting fatigue; life prediction; superalloy; fretting damage

微动疲劳不仅增加了飞机和发动机部件的维护费用, 而且显著减少服役寿命, 最终导致它们的过早破坏. 镍基合金用来制造受力苛刻的热端部件, 如涡轮叶片、导向叶片以及燃烧室等, 在先进的发动机中占总质量的一半, 其中单晶高温合金 DD3 和定向结晶合金 DZ125 等各向异性材料是目前制造先进航空发动机和燃气轮机叶片的主要

材料. 目前国内外针对各向异性材料的研究集中于强度分析和普通疲劳寿命预测^[1-3], 而对其微动疲劳问题的研究则较为少见: 一是单晶或定向凝固合金制备困难造成研究材料缺乏; 二是材料的各向异性增加了微动疲劳研究的难度. 因此, 开展各向异性材料 DD3 和 DZ125 的微动疲劳研究具有重要的理论意义和工程实用价值.

本文设计和制造了一套采用液压加载方式来实现微动疲劳法向载荷施加的试验装置,选取法向载荷和轴向载荷的不同组合情况来进行研究,完成了各向异性材料 DD3 和 DZ125 与粉末高温合金 FGH95 配对接触的微动疲劳试验.最后,将本文提出的微动综合损伤参量^[4]应用于 DD3 和 DZ125 的微动疲劳问题,建立相应的微动疲劳寿命预测模型,并且将 DD3 和 DZ125 的微动疲劳试验寿命与预测寿命分别进行比较分析,验证微动疲劳寿命预测模型的有效性.

1 各向异性材料微动损伤参量

微动疲劳研究主要关注微动对裂纹的萌生和早期扩展的影响,迄今为止仍未能找出控制裂纹萌生的参量和裂纹萌生的力学机制.微动对裂纹萌生的影响不易于分析,主要原因在于裂纹萌生是在微观的尺度下发生^[5],工程实际中主要依靠宏观分析方法开展材料的微动疲劳寿命研究.早期的研究者们试图只基于应力准则来对微动疲劳裂纹萌生进行解释,认为在接触边缘的应力集中是裂纹萌生的主要原因,并且假定接触表面上裂纹的萌生源于特定的应力参量,如 Von Mises 屈服参数或者最大主应力.一旦该应力参量达到一个特定的阈值,裂纹就可能在該处萌生.然而,这种方法忽略了微动疲劳的一些重要因素(如滑移幅值),往往不能与实际情况相吻合. Ruiz 和 Chen^[6]在对叶片燕尾榫根部的微动疲劳试验研究上取得了突破,提出产生的微动损伤其特征可以用参量 $\tau \cdot \delta$ 来描述,该参量计算了接触表面上所有的点在一个循环过程中的最大切应力 τ 和接触表面之间的局部滑移幅值 δ 的乘积.通过有限元方法计算沿燕尾榫根部侧面这个参数的变化,并且用 Moiré 干涉对位移进行测量,最终发现最大微动损伤的位置与局部 $\tau \cdot \delta$ 的最大值有关.研究发现 Ruiz 参量的最大值出现在试验中发现裂纹的位置上,这个被称为微动疲劳裂纹萌生参数的参量可以用于描述接触中任何点的裂纹萌生可能性这一特性.基于相同的裂纹萌生特性考虑,类似的裂纹萌生参量有: Lykins 等人^[7]提出裂纹在微动表面上应变幅值 ϵ_a 最大处开始萌生; Fellows 等人^[8]则提出了最大切应力变幅参量 $\Delta\tau_{\max}$; Smith 等人^[9]提出裂纹在 Smith-Watson-Topper (SWT) 参量最大值处萌生.

本文认为微动损伤是结构在输入参数影响下的系统响应,即微动损伤与材料性能、疲劳载荷、

法向载荷、表面状况、应力比以及材料几何尺寸等有关,并且综合考虑几何特性、材料特性、载荷特性和表面状况对微动疲劳的影响,提出一个新的微动损伤参量为^[4]

$$D_n =$$

$$\beta \epsilon_a (a/\delta)^k [0.5(\sigma_{\text{eqv}})^{-w}(\sigma_{\max})^{1+w}] \quad (1)$$

式中 β 为表面状况对微动疲劳的影响系数; ϵ_a 为受载荷特性影响的临界平面法向的应变幅值; a 为微动接触区域半宽度,与试件或构件的几何尺寸有关; δ 为滑移幅值,是微动中重要的影响因素; σ 为受载荷特性影响的应力,这里主要考虑微动接触区域最大的 Von Mises 等效应力 σ_{eqv} 和临界平面法向方向的最大应力 $\sigma_{\max}$ 两种应力,参照 Doner 等人^[10]的定义可以将它们组合在一起为 $0.5(\sigma_{\text{eqv}})^{-w}(\sigma_{\max})^{1+w}$,从量纲上看其单位为 MPa,可视作是一种应力表述; k 和 w 为材料常数.

2 各向异性材料微动疲劳寿命预测模型

微动疲劳寿命研究是以抗疲劳设计理论和方法为基础,其最终目标是建立定量的寿命模型.微动疲劳寿命分析的研究思路为:首先,确定一个微动损伤参量 D 来描述微动疲劳中的损伤;其次,假定微动损伤参量 D 与微动疲劳寿命 N_f 之间的函数关系;最后,建立相应的微动疲劳寿命模型,即可以对微动疲劳寿命进行估算.

微动疲劳的影响因素众多,国内外针对微动疲劳寿命估算的研究较为少见.常见的处理方式对假定描述微动损伤的参量与微动疲劳寿命 N_f 之间的函数关系与普通疲劳寿命研究中名义应力法或局部应力应变法的相同,为简单的幂函数关系,即寿命模型可以表示为

$$D = AN_f^{-m} \quad (2)$$

式中 A 和 m 为材料常数.

目前,各向异性材料 DD3 和 DZ125 的制备困难,并且缺乏有效的材料疲劳性能数据.为方便寿命估算,将式(1)定义微动综合损伤参量与微动疲劳寿命进行关联,建立各向异性材料的微动疲劳寿命预测模型为

$$\beta \epsilon_a (a/\delta)^k [0.5(\sigma_{\text{eqv}})^{-w}(\sigma_{\max})^{1+w}] = AN_f^{-m} \quad (3)$$

其中在各向异性材料的弹塑性分析时,使用了 Hills 屈服模型来计算应力应变和位移,屈服模型的各向异性参数值由相应的单向拉伸和纯剪切试验确定^[4].

3 各向异性材料微动疲劳试验及预测模型验证

3.1 微动疲劳试验装置的设计和制造

由于微动的影响因素众多,在微动疲劳研究领域研究的对象又各不相同,迄今为止国际上还没有统一的标准微动疲劳试验台,各国研究者们普遍采用光滑试件来进行微动疲劳试验室模拟. Szolwinski 和 Farris^[11]认为在微动疲劳试验中,必须能够连续地控制和监测对微动损伤起关键作用的参数,以便于微动损伤过程的量化研究. Neu^[12]对微动试验领域的研究现状进行了总结,在试验设备的设计和测试方法等方面进行了有益的探讨.

微动疲劳试验能否成功的一个关键性在于接触体的布置,并且尽可能减少一些次要因素对材料微动行为的影响. 按照微动垫和微动疲劳试件的加载装配方式不同,微动疲劳试验装置分为桥式、单卡头式和爪式3类^[13]. 其中桥式和单卡头式试验装置被众多研究者所接受,是目前最常用的试验设备. 桥式试验装置结构简单,在20世纪90年代前被广泛采用,但是存在一些不足:首先,2个桥足与试件的接触形成了2个不同的接触区域,其内部的黏着区、混合区和滑移区难以界定;其次,微动桥和试件的装配也会造成接触条件的不同. 单卡头式试验装置则简化了微动垫的调整,接触区域较为简单,并且对于圆柱(或圆球)对平面的接触有传统的理论解可以提供应力应变分析;另外,各种载荷的测量和控制易于实现. 因此,单卡头式微动疲劳试验装置逐渐成为微动研究的首选,其结构如图1所示.

微动疲劳试件为普通疲劳试件,为保持系统

平衡性通常在垂直于其轴线的两对立面布置微动垫. 试验时试件承受一交变应力(轴向力),微动垫在法向力的作用下压紧在微动疲劳试件表面,最终将在微动垫和微动疲劳试件的接触区域产生交变摩擦力(切应力),发生微动.

本文参照文献[13],采用单卡头式的接触形式在普通疲劳试验机上搭建和设计微动疲劳横向加载装置试验平台,普通疲劳试验机选用 SDS50 型全数字电液伺服动静万能试验机. 由于液压加载稳定性好,加载作用力的范围大,而且不易受外界因素干扰,因此选用4根光杆连接2个液压缸来实现法向力的加载,横向加载平台的设计如图2所示.

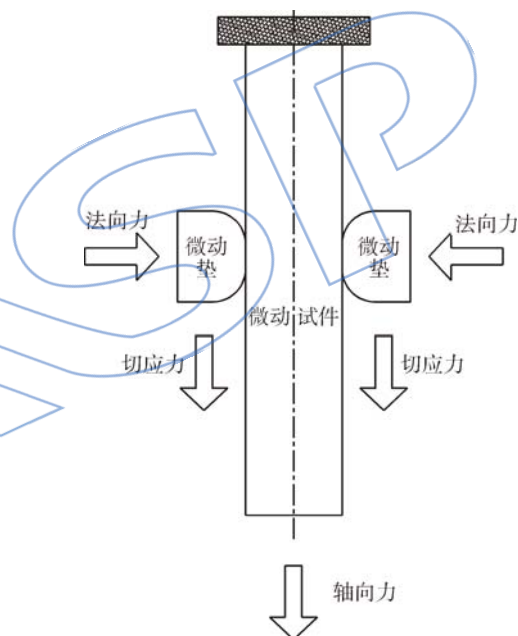


图1 单卡头式微动疲劳试验装置结构示意图

Fig. 1 Structural scheme of single clamp fretting fatigue test apparatus

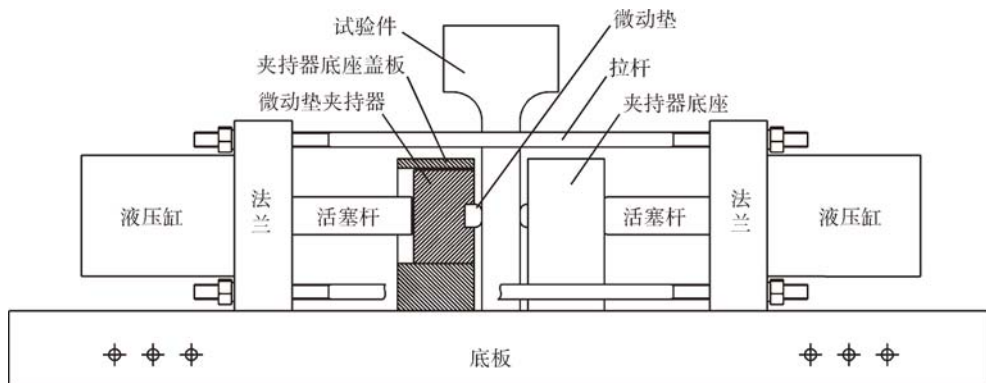


图2 微动疲劳试验装置加载方案

Fig. 2 Loading scheme of fretting fatigue test apparatus

微动光滑试件装夹在疲劳试验机的装夹卡槽里,2 个微动垫水平布置在试件轴线的两侧.微动垫装夹微动垫夹持器里,而微动垫夹持器则放置在夹持器底座的滑腔里,如图 3 所示.



图 3 微动垫夹持器及夹持器底座

Fig. 3 Fretting pad holder and holder base

液压缸工作时,液压油将活塞杆推出,使活塞杆压向夹持器底座滑腔里面的微动垫夹持器,最终将微动垫顶紧在试件表面上.微动垫、微动垫夹持器、夹持器底座、活塞杆和液压缸均为 2 件,对称地布置在试件轴线两侧,并且装配在横向加载装置平台的底板上.整块底板通过前后左右 4 块连接角铁装配在试验装置 SDS50 型全数字电液伺服动静万能试验机的两侧立柱上,如图 4 所示.



图 4 微动疲劳试验装置图

Fig. 4 Photo of fretting fatigue test apparatus

微动疲劳试验装置的设计和制造主要有以下特点:①用 4 根光杆连接左右布置的 2 个液压缸实现法向力的平稳加载.左右两侧施加的法向力产生的反作用力将通过光杆相互抵消,对系统不产生影响.②微动垫对称地布置在微动疲劳试件左右两侧,避免法向力加载不对称,使微动疲劳试

件产生偏转,保证了系统的平衡性.③刚度足够大的横向加载装置平台底板则避免了在试验过程中由于微动垫受交变切应力作用产生的位移过大而不能产生微动的问题.④各零部件之间主要依靠螺纹连接,并且留有足够的空间位置,方便装配.

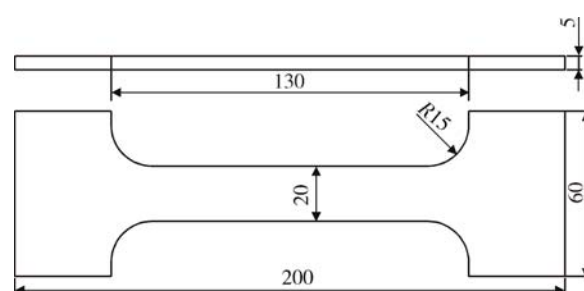
完成微动疲劳试验装置的设计和制造后,辅助使用水平仪和百分表进行微动疲劳试验的测试和检验.使用百分表检测到微动疲劳试件与微动垫的相对滑移距离不超过 0.3 mm,并且在试件上观察到裂纹的萌生与扩展,满足微动疲劳的定义.

3.2 试验终止条件

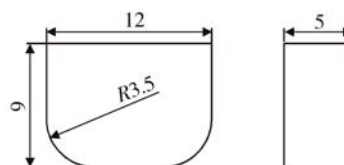
参考国标《GBT 3075-2008_金属材料_疲劳试验_轴向力控制方法》,将可见的疲劳裂纹的出现作为试验终止条件,即监测到裂纹时(裂纹长度在 1~2 mm)即停止试验.此时,微动疲劳试件的寿命即为破坏寿命.

3.3 各向异性材料微动疲劳试验

微动疲劳试件采用国内外微动疲劳试验普遍使用的“狗骨头”形状试件^[14-15],微动疲劳试件和微动垫的几何尺寸如图 5 所示.微动疲劳试件的材料分为 DD3 和 DZ125 两种,微动垫的材料为 FGH95.室温下 DD3 试件的力学性能指标为^[16]:强度极限 $\sigma_b = 1000 \text{ MPa}$;屈服极限 $\sigma_{0.2} = 925 \text{ MPa}$;3 个材料主方向的弹性模量分别为 $E[001] = 122 \text{ GPa}$, $E[011] = 221.5 \text{ GPa}$, $E[111] = 303 \text{ GPa}$;泊松比 $\nu = 0.379$.室温下 DZ125 的力学性能指



(a) 微动疲劳试件



(b) 微动垫(比例 5:1)

图 5 微动疲劳试件及微动垫几何尺寸(单位:mm)
Fig. 5 Dimensions of fretting fatigue specimen and fretting pad (unit:mm)

标^[17]沿横向和纵向不同,其中横向表示试件轴线与柱晶生长方向垂直,纵向表示试件轴线与柱晶生长方向平行。横向: $\sigma_b = 1\,090\text{ MPa}$; $\sigma_{0.2} = 840\text{ MPa}$; $E = 176.5\text{ GPa}$; $\nu = 0.26$; 切变模量 $G = 70\text{ GPa}$ 。纵向: $\sigma_b = 1\,320\text{ MPa}$; $\sigma_{0.2} = 955\text{ MPa}$; $E = 127\text{ GPa}$; $\nu = 0.41$; $G = 107\text{ GPa}$ 。室温下 FGH95 的力学性能指标为: $\sigma_b = 1\,590\text{ MPa}$, $\sigma_{0.2} = 1\,180\text{ MPa}$, $E = 211\text{ GPa}$, $\nu = 0.288$ 。

两种材料分别选取 5 种载荷配对方案进行微动疲劳试验,发现每种工况下微动疲劳裂纹均萌生在微动垫和试件的接触区域,并且在微动疲劳试件断口上普通视觉可见与典型普通疲劳断口相同的贝纹线,说明材料在法向应力、循环应力和切向摩擦应力的共同作用下发生了微动,微动的存在降低了材料的疲劳性能。DD3 试件和 DZ125 试件的试验结果如表 1 和表 2 所示。

表 1 DD3 试件微动疲劳寿命试验结果
Table 1 Result of DD3 specimen fretting fatigue life experiment

工况	法向应力/ MPa	轴向应力/ MPa	应力 比	试验寿命/ cycle
DD_1	65.45	300	0.1	68 723
DD_2	65.45	400	0.1	38 380
DD_3	130.90	300	0.1	127 724
DD_4	130.90	400	0.1	33 316
DD_5	229.07	300	0.1	60 745

表 2 DZ125 试件微动疲劳寿命试验结果
Table 2 Result of DZ125 specimen fretting fatigue life experiment

工况	法向应力/ MPa	轴向应力/ MPa	应力 比	试验寿命/ cycle
DZ_1	65.45	300	0.1	99 133
DZ_2	65.45	400	0.1	71 822
DZ_3	130.90	300	0.1	53 678
DZ_4	130.90	400	0.1	23 097
DZ_5	229.07	300	0.1	86 362

表 1 和表 2 中,DD3 试件轴向力的加载沿材料[001]方向,DZ125 试件轴向力的加载沿材料横向。

3.4 DD3 试件微动疲劳寿命预测模型验证

由于 DD3 试件和 DZ125 试件的几何尺寸以及表面加工技术和表面质量与文献[4]中钛合金 TC11 的情况相同,可以沿用其微动综合损伤参数中的表面状况影响系数 β 和几何特性项常数 k ,即: $\beta = 0.11$, $k = 0.70$ 。另外,由于 $k + \alpha \approx 1$ ^[4],那么 DD3 试件的微动疲劳寿命预测模型为

$$0.11 \epsilon_a (a/\delta)^{0.70} \cdot [0.5(\sigma_{eqv})^{-0.30} (\sigma_{max})^{1.30}] = AN_f^{-m} \quad (4)$$

即

$$N_f = A' \cdot \{0.11 \epsilon_a (a/\delta)^{0.70} [0.5(\sigma_{eqv})^{-0.30} (\sigma_{max})^{1.30}]\}^{-m'} \quad (5)$$

由表 1 的 DD3 试件微动疲劳试验数据,选用工况 DD_1、工况 DD_2、工况 DD_4 和工况 DD_5 可以求得: $A' = 34\,389.7388$, $m' = -0.02681$ 。用式(5)对表 1 中 5 种工况下的 DD3 试件微动疲劳寿命重新进行估算,结果如图 6 所示。

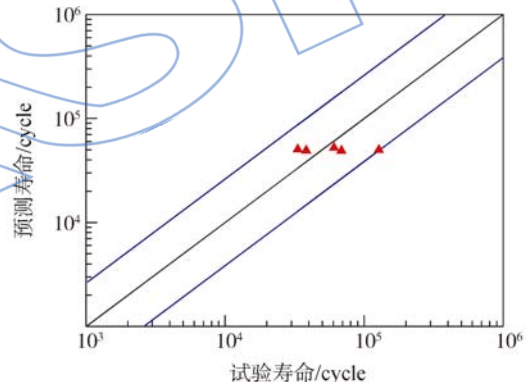


图 6 DD3 试件微动疲劳寿命估算

Fig. 6 Estimation of DD3 specimen fretting fatigue life

由图 6 可以看出,式(5)的模型能较好地预测 DD3 试件的微动疲劳寿命,并且误差分散带在 2.6 倍因子以内。

3.5 DZ125 试件微动疲劳寿命预测模型验证

由式(5)的微动疲劳寿命预测模型,并且结合表 2 的 DZ125 试件微动疲劳试验数据,选用工况 DZ_1、工况 DZ_3、工况 DZ_4 和工况 DZ_5 可以求得: $A' = 84\,772.44331$, $m' = -0.01865$ 。用式(5)对表 2 中 5 种工况下的 DZ125 试件微动疲劳寿命重新进行估算,结果如图 7 所示。

由图 7 可以看出,式(5)的模型能较好地预测 DZ125 试件的微动疲劳寿命,并且误差分散带在 2.8 倍因子以内。

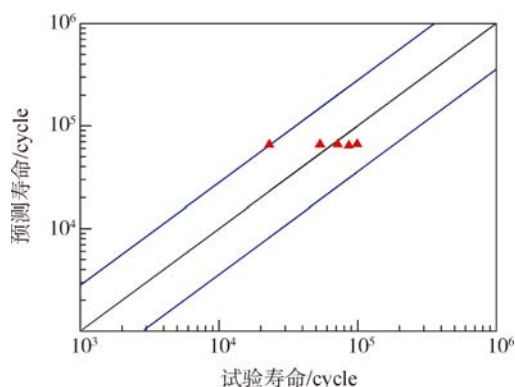


图7 DZ125 试件微动疲劳寿命估算

Fig. 7 DZ125 specimen fretting fatigue life estimation

4 结 论

1) 设计和制造了一套微动疲劳试验装置,选用液压加载的方案来实现法向载荷的施加,并且完成了各向异性材料 DD3 试件和 DZ125 试件相应的微动疲劳试验,证明试验装置性能良好。

2) 在法向应力、循环应力和切向摩擦应力的共同作用下,微动疲劳裂纹出现在接触边缘附近,微动的存在降低了材料的疲劳性能。

3) 将微动综合损伤参量应用于各向异性材料 DD3 试件和 DZ125 试件的微动疲劳寿命预测研究,并且建立了相应的寿命预测模型,DD3 试件误差分散带在 2.6 倍因子以内,DZ125 试件误差分散带则在 2.8 倍因子以内。

参考文献:

- [1] YIN Zeyong, CHENG Xiaoming, YANG Zhiguo, et al. Study on strength and life of anisotropic single crystal blade; Part I crystallographic constitutive models and applications[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2001, 14(1): 18-23.
- [2] 丁智平, 陈吉平, 尹泽勇, 等. 一种镍基单晶合金多轴低周疲劳损伤参量[J]. 航空动力学报, 2006, 21(3): 538-544. DING Zhiping, CHEN Jiping, YIN Zeyong, et al. A multiaxial low cycle fatigue damage parameter for single crystal nickel-based superalloys[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(3): 538-544. (in Chinese)
- [3] 石多奇, 杨晓光, 于慧臣. 一种镍基单晶和定向结晶合金的疲劳寿命模型[J]. 航空动力学报, 2010, 25(8): 1871-1875. SHI Duoqi, YANG Xiaoguang, YU Huichen. Fatigue life prediction model for nickel-based single crystal and directionally solidified superalloy[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(8): 1871-1875. (in Chinese)
- [4] 石炜. 航空发动机榫连接结构微动疲劳寿命研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012. SHI Wei. Research on fretting fatigue life of dovetail joint in aero-engine[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [5] Hills D A, Nowell D. Mechanics of fretting fatigue[M]. Dordrecht, Netherlands: Kluwer Academic Publishers, 1994.
- [6] Ruiz C, Chen K C. Life assessment of dovetail joints between blades and discs in aero-engines[C]// Proceedings of the International Conference on Fatigue of Engineering Materials and Structures. Sheffield, UK: [s. n.], 1986: 187-194.
- [7] Lykins C D, Mall S, Jain V K. Combined experimental-numerical investigation of fretting fatigue crack initiation[J]. International Journal of Fatigue, 2001, 23(8): 703-711.
- [8] Fellows L J, Nowell D A, Hills D. On the initiation of fretting fatigue cracks[J]. Wear, 1997, 205(1/2): 120-129.
- [9] Smith K N, Watson P, Topper H. A stress function for the fatigue of metals[J]. Journal of Materials, 1970, 5(4): 767-778.
- [10] Doner M, Bain K R, Adams J H. Evaluation of methods for the treatment of mean stress effects on low-cycle fatigue[R]. ASME Paper 81-GT-122, 1981.
- [11] Szolwinski M P, Farris T N. Observation, analysis and prediction of fretting fatigue in 2024-T351 aluminum alloy[J]. Wear, 1998, 22(1): 24-36.
- [12] Neu R W. Progress in standardization of fretting fatigue terminology and testing[J]. Tribology International, 2011, 44(11): 1371-1377.
- [13] American Society for Testing and Materials. ASTM-E-2789-10 Standard guide for fretting testing[S]. Philadelphia, PA: American Society for Testing and Materials, 2010.
- [14] Farris T N, Murthy H. Fundamentals of fretting applied to anisotropic materials; high-temperature fretting fatigue of single-crystal nickel[R]. AFRL-ML-WP-TR-2006-4081, 2006.
- [15] Arora P R, Jacob M S D, Salit M S, et al. Experimental evaluation of fretting fatigue test apparatus[J]. International Journal of Fatigue, 2007, 29(5): 1328-1338.
- [16] 《中国航空材料手册》编辑委员会. 中国航空材料手册: 第2卷 变形高温合金 铸造高温合金[M]. 北京: 中国标准出版社, 2001.
- [17] 《中国航空材料手册》编辑委员会. 中国航空材料手册: 第5卷 粉末冶金材料 精密合金与功能材料[M]. 北京: 中国标准出版社, 2001.