

文章编号: 1000-6893(1999)03-0245-04

高温不锈钢与钛合金微动疲劳特性的实验研究

戴振东, 朱如鹏, 潘升材, 王珉
(南京航空航天大学 机电学院, 江苏 南京 210016)

EXPERIMENTAL STUDIES ON FRETTING FATIGUE OF STAINLESS STEEL AND TITANIUM ALLOY

DAI Zhen-dong, ZHU Ru-peng, PAN Shen-cai, WANG Ming
(Department of Mechanical Engineering, Nanjing University of
Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

摘要: 用桥式试样研究了接触压力、微动幅度、温度、循环次数、高低周载荷幅值比等参数对微动疲劳寿命影响。结果表明拉应力和法向压力均影响微动疲劳寿命。当拉应力较大时,微动疲劳寿命(FFL)与普通疲劳寿命(PFL)相差不大,法向压力的影响不明显;拉应力较小时,FFL显著低于PFL,且法向影响显著。FFL随法向压力增加而降低,但当超过200MPa后,反而提高。高低周幅值比的增加,FFL大幅度降低。当幅值比为0.125,从室温到450℃,PFL持续降低。而FFL从室温到200℃降低幅度较大,在300℃左右恢复,随后又降低。研究表明FFL的恢复是微动表面形成了防护性釉质层的结果。

关键词: 微动疲劳; 复合载荷; 不锈钢; 钛合金

中图分类号: V252; TG135 **文献标识码:** A

Abstract: The effects of contact pressure, amplitudes, applied loads, temperature, number of cycles and the ratio of high cycle load to low cycle one on fretting fatigue life and frictional coefficient were carried out. The test results indicate that both the tensile stress and the contact pressure affect the FFL. The difference between the PFL and FFL is not obvious for large tensile stresses and so does the effect of the contact pressure on the FFL. For small tensile stresses FFL is reduced greatly and the contact pressure affects the FFL heavily; it is reduced first with the increase of contact pressure at low contact pressure, but increases when the latter is greater than 200MPa because of the decrease of amplitude. With the increase of temperature the FFL decreases from room temperature to 200℃, increases at about 300℃, and decreases again. The SEM studies reveal that it is flake-like oxide that protects the contact surface from further damage and results in an enhancement of FFL.

Key words: fretting fatigue; complex load; stainless steel; titanium alloy

微动条件下零部件的疲劳强度大幅度降低,国外报道可降到普通疲劳强度值的1/3甚至更低^[1,2]。因而近年来受到广泛的重视。本文为航空发动机结构完整性课题的一部分,研究高温不锈钢与钛合金在高周及高低周复合载荷作用下的微动疲劳特性。研究背景为燕尾形榫联接,受到两种载荷:以一个飞行起落为周期的离心载荷、热载荷和气动载荷等低周作用力和以叶片振动为主的高周作用力,引起的微动损伤问题早已引起广泛的重视,榫联接的微动疲劳已经有了相当的研究^[3]。本文为燕尾形榫联接微动疲劳特性的基础研究内容,为榫联接的微动疲劳实验及寿命的预测积累数据。

1 试验

实验在PW-10t材料实验机上完成,其中高周载荷用电磁激振方式施加,载荷频率85~120Hz可调。低周载荷用实验机的丝杆系统加载。高低周复合载荷通过Z80单板机控制完成^[4]。实验原理示意如图1。

实验件的材料为GX-8,微动桥的材料为TC11,材料成分、强度及其随温度的变化见文献[5]。试件的结构和形状见文献[4]。

试件的拉应力和压应力根据榫联接在不同工况下接触面的受力分析来确定^[6]。取拉应力的平均值300MPa,拉应力幅度分别为300,250,200,150,100MPa。压应力分别为0,50,100,200,300MPa,由螺纹4调节,弹性环3保持,通过应变

收稿日期: 1998-03-27; 修订日期: 1998-10-12



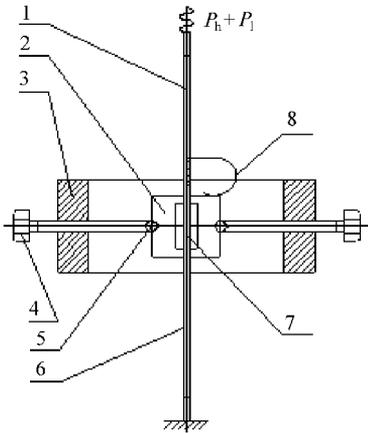


图1 实验系统简图

片测定。微动位移用安装在试件上的弓形应变片8测定。摩擦力 F 通过桥脚内外的应变片6和7测定拉力差得到。实验温度根据发动机压气机榫联接的工作温度取为100, 200, 300, 400, 450。幅值比指高周载荷 P_h 与低周载荷 P_l 变化幅度之比。根据研究, 叶片榫联接受到复合载荷的幅值比为0.06~0.32。

2 微动疲劳寿命的实验

2.1 接触压力及试件拉应力的影响

拉应力和法向压力对微动疲劳的影响如图2

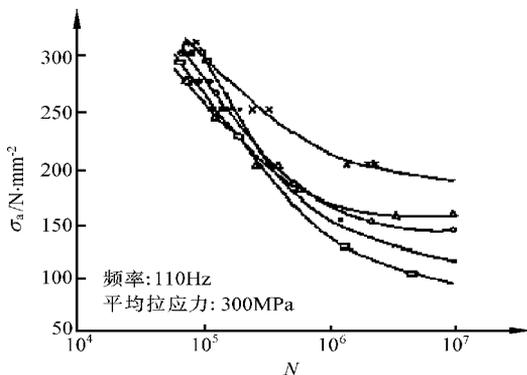


图2 普通疲劳与微动疲劳的对比

× 为 $\sigma_a = 0$; 为 $\sigma_a = 50 \text{ N/mm}^2$; • 为 $\sigma_a = 100 \text{ N/mm}^2$; □ 为 $\sigma_a = 200 \text{ N/mm}^2$; ◦ 为 $\sigma_a = 300 \text{ N/mm}^2$

所示。结果表明当拉应力幅 σ_a 大于250MPa时, 微动疲劳寿命与普通疲劳寿命相比降低幅度不大, 法向压力的影响也不明显。应力幅 σ_a 小于250MPa时, 微动疲劳寿命显著低于普通疲劳寿命, 法向压力的影响十分显著。且应力幅愈小, 法向压力引起的差别愈大。试件微动疲劳寿命与所

受拉应力的这种关系在邓云淑^[7]的论文中也有类同的结果。微动疲劳寿命开始随法向压力的增加而降低, 当超过200MPa后, 反而随压力的增加而提高。这是因为当桥脚距 L 、接触面积 A 、试样截面积 A 和弹性模量 E 一定时, 微动幅度为 $(A\sigma_a + A_c\sigma_n f)L/E$, 微动摩擦系数一定, 则法向压力增加时相对微动幅度减小。研究表明在临界微动幅度以下, 磨损量较低, 早期微裂纹出现较晚, 微动疲劳寿命较长。进一步考虑到微动幅度减小时摩擦系数也减小, 结果使微动疲劳寿命随法向压力的变化表现为非线性。

应力幅和压应力对微动疲劳影响的不同, 是由于它们在微动过程中的作用不同, 一般来说微动条件下材料疲劳寿命降低的原因有3个: 微动磨损导致初期微裂纹的过早形成, 缩短了试样的无裂纹寿命; 接触处的摩擦力对裂纹的扩展起加速作用; 接触造成的应力集中效应, 使试样的微动疲劳断裂部位几乎全部在接触区的边沿。在较高应力幅下, 微动磨损造成的表面损伤, 还未显著表现出来, 试件已经由于拉应力而疲劳, 因而两者的疲劳寿命相差不大; 在低应力幅下, 试件寿命较长, 磨损造成的表面损伤和摩擦力对裂纹扩展的影响得以反映出来。因此, 抗微动表面技术的开发和选择, 要特别注重在长寿命条件下的效果。作者近期的研究表明, 激光淬火是提高钛合金抗微动磨损性能的有效措施^[8]。

上述实验结果表明高应力状态下, 微动对疲劳强度影响不大, 正确地选择法向压力可提高微动疲劳寿命。松联结可选用较小的值, 这时最大应力变化不大, 微动磨损也较低, 微动疲劳强度降低不大, 紧联结可选用较大的值, 这时微动幅度几乎降到零, 微动磨损也低, 有利于防止疲劳强度的大幅度降低。

2.2 高低周幅值比对微动疲劳的影响

幅值比定义为高周与低周载荷变化幅度之比, 本实验固定低周平均应力360MPa, 应力幅300MPa, 法向压力250MPa, 幅值比从0.09到0.333时, 对应最大拉应力为687~760MPa。实验结果表明随幅值比的增加, 微动疲劳寿命急剧降低(如图3所示)。当幅值比较大时, 最大拉应力已经接近材料的屈服强度 $\sigma_{s2} = 859 \text{ MPa}$, 试件的失效与材料静载荷下的失效相当。从发动机的设计考虑, 低周载荷不变。为减轻重量要求材料处于较大应力状态下, 即低周载荷较大。上述实验结果表

明降低发动机叶片的振动幅度对于提高榫联结的微动疲劳寿命具有关键的作用。

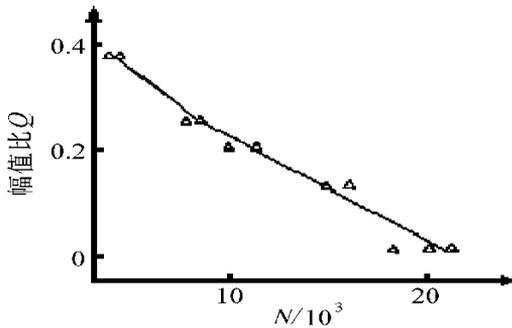


图3 幅值比对微动疲劳的影响

2.3 温度对微动疲劳的影响

在 100~450℃, 高低周幅值比为 0.125 条件下进行了普通疲劳寿命 (PFL) 和微动疲劳寿命 (FFL) 的对比, 实验结果如图 4 所示。试验的最大拉应力 697.5 MPa。可以看到从室温到 200℃, FFL 的降低幅度快于 PFL 的降低幅度。但在 300℃ 左右, FFL 迅速恢复, 而 PFL 则持续降低。300℃ 以后两者的变化趋势趋于相同。图 5 为不同温度下试样温度区的形貌。在 200℃ 可见沿滑动

方向的擦伤和划痕(图 5(a))。图中白色为表面划伤露出的基材, 黑色为氧化物。300℃ (图 5(b)) 则表明接触区存在片状氧化物, 试样表面划痕较轻。500℃ 表面出现犁沟和塑性流动形貌, 损伤较严重, 断口为塑性收缩状。可见塑性变形起了相当的作用。磨损区成分分析表明, 磨屑为 TiO_2 , TiO , Fe_2O_3 , Fe_3O_4 , 这些氧化物在片状状态下将表面分离起到保护作用。因而 300℃ 左右 FFL 才有反常的增加。对照材料在相应温度下的力学参数(795, 760 和 593 MPa), 可得到 500℃ 材料的破坏为外载荷超过屈服极限所致。

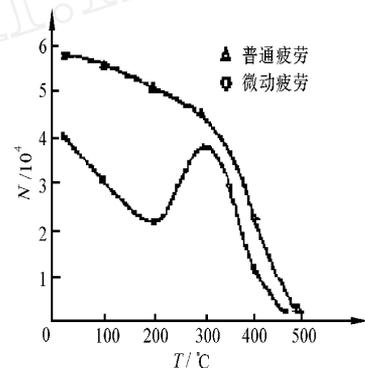


图4 温度对疲劳寿命的影响

图5 微动疲劳断口形貌的电子显微图片

(a) 200℃; (b) 300℃; (c) 500℃

上述试样结果表明微动副的表面状态对微动疲劳寿命有显著的影响, 微动条件下靠摩擦化学反应形成的具有防护效果的氧化物膜, 可提高试样的微动疲劳强度。在设计上可以通过材料的表面改性, 提高其表面抗微动磨损能力, 达到延长微动疲劳寿命的目的。

3 结论

(1) 高应力状态下微动疲劳寿命与普通疲劳寿命相差不大, 法向压力的影响轻微。低应力下 FFL 大幅度降低, 且随接触压力 σ_n 增加而降低,

但当 σ_n 大于一定值后, 由于微动幅度降低, FFL 反而恢复。设计上对松联结减小法向压力; 紧联结增加法向压力均可达到提高微动疲劳寿命的目的。

(2) 在低周载荷(如离心力)一定条件下, 高周载荷增加 FFL 迅速降低。因而降低叶片振动对提高榫联结的微动疲劳寿命十分重要。

(3) 微动面形成的保护性氧化物对提高微动疲劳寿命有积极作用, 因而榫联结接触面的表面处理可提高该联结的疲劳寿命。

参 考 文 献

- [1] Johnson R L, Bill R C. Fretting in aircraft turbine engines [R]. A GARD-Cp-161, 1978
- [2] Hoepfner D W. Fretting of aircraft control surface[R], A-GARD- Cp- 161, 1978
- [3] Ruiz C, Boddington P H B, Chen K C. An investigation of fatigue and fretting in a dovetail joint[J], Experimental Mechanics, 1984, 9: 208~ 217.
- [4] 赵传方. 加温、高低周复合载荷下微动损伤的实验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 1993
- [5] 中国航空材料手册(第三册)[M]. 北京: 中国标准出版社, 1987. 652~ 669.
- [6] 朱如鹏, 潘升才. 燕尾形榫联接修形的数值研究[J]. 航空学报, 1994, 15(11): 1370~ 1374
- [7] DENG Y S, ZHANG B Y, LOU W L. The fretting fatigue properties of a blade steel in air and vapor environments [A]. In: Standardization of Fretting Fatigue Test Methods and Equipment[C]. ASTM STP 1159, Philadelphia: 1992. 210~ 216
- [8] DA I Z D, ZHANG H, XUE Q, *et al*. Experimental study of fretting wear of titanium alloy before and after laser

beam quenching [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 1997, 10(3): 207~ 212

作者简介:

戴振东, 博士, 副教授, 1962年生。主要研究领域: 摩擦学体系的非平衡态热力学, 粘质自组织性减摩耐磨表面技术, 精密机械设计。在国内外核心期刊发表论文30余篇。E-mail: daizhd@public1.ptt.js.cn。

朱如鹏, 教授, 1959年生。主要研究领域: 结构强度分析, BEM, FEM, 现代传动技术。

潘升才, 教授, 1928年生。航空学会动力传输委员会副主任, 共获得国家、部和省级科技进步奖8项。1928年生。主要研究领域: 齿轮强度, 齿轮胶合, 微动损伤。

王 珉, 教授, 博士生导师。主要研究领域为抗疲劳制造技术, 表面工程, 现代制造技术。

99年电子元器件可靠性应用技术学术会议征文

为促进我国电子元器件可靠性应用技术的研究和发展, 中国航空学会可靠性工程专业委员会拟定于1999年10月举办全国电子元器件可靠性应用技术学术会议。

一、征文范围及内容:

1. 元器件选用的准则和方法 元器件选用的可靠性准则; 元器件的降额设计; 热设计和耐环境设计。
2. 元器件采购验收中的质量管理 国产和进口元器件采购的质量控制和市场应变对策; 元器件监制验收的关键技术; DPA 技术应用。
3. 元器件参数测试 半导体集成电路测试技术的最新进展; 元器件参数测试设备的研制和开发; 集成电路测试软件开发和应用。
4. 元器件的二次筛选技术 元器件筛选试验方法和理论; 二次筛选试验项目和条件的裁剪技术; 元器件筛选试验设备的研制和开发。
5. 元器件装配技术 元器件装配的新工艺和新方法; 表面贴装器件装配技术。
6. 元器件使用中的防静电技术 元器件的静电损伤理论; 元器件使用各环节的静电防护方法。

二、征文要求和注意事项:

1. 论文的论点要明确, 文字简练;
2. 全文字数不超过5000字(含图表在内), 用400字一页的稿纸书写(或用B5纸激光打印), 字迹工整, 字符清晰, 各种图形请用描图纸及黑墨汁认真描画。
3. 稿中请注明作者姓名、单位及详细通讯地址、邮政编码、联系电话。
4. 征文截止日期: 1999年7月10日截稿(以邮戳为准)逾期者以不录用处理。
5. 论文评审后被录用的论文将于1999年7月30日前通知, 未录用的论文不再退回, 亦不发不录用通知, 请谅解。
6. 会议召开的具体时间和地点另行通知。
7. 论文请寄: 北京航空航天大学1分箱学会办公室, 邮政编码: 100083, 电话: (010)82316438, 联系人: 关德珍。

(关德珍)