

文章编号: 1000-8055(2023)06-1474-07

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20230090

几何参数对涡轮榫连接微动疲劳寿命的影响: 试验

蒋康河¹, 鄢 林², 陈竞炜¹, 徐鲁兵¹, 毛建兴^{3, 4, 5}, 胡殿印^{3, 4, 5}, 王荣桥^{2, 4, 5}

- (1. 中国航发湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002;
2. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;
3. 北京航空航天大学 航空发动机研究院, 北京 100191;
4. 中小型航空发动机联合研究中心, 北京 100191;
5. 北京航空航天大学 航空发动机结构强度北京市重点实验室, 北京 100191)

摘 要: 针对涡轮榫连接结构微动疲劳行为及损伤表征开展了试验研究。设计了具有不同压力角、齿形角和齿距的 7 种榫连接结构, 在高低周载荷下开展了疲劳试验, 所有构型的榫头第 2 齿发生微动疲劳失效, 并根据试验结果总结了榫连接结构几何参数对微动疲劳的影响规律: 随着压力角、齿距的增大, 微动疲劳寿命逐步降低; 而随着齿形角增大, 微动疲劳寿命先基本不变, 后大幅增加。试验结果为揭示高低周复合疲劳载荷下的榫连接结构失效机理提供了重要依据, 为榫连接结构微动疲劳损伤控制参量选取和模型验证提供了数据支撑。

关 键 词: 榫连接结构; 微动疲劳; 高低周载荷; 裂纹萌生; 几何参数

中图分类号: V231.95

文献标志码: A

Effect of geometric parameters on fretting fatigue life of turbine attachment: test

JIANG Kanghe¹, YAN Lin², CHEN Jingwei¹, XU Lubing¹, MAO Jianxing^{3, 4, 5},
HU Dianyin^{3, 4, 5}, WANG Rongqiao^{2, 4, 5}

- (1. Hunan Aviation Powerplant Research Institute, Aero Engine Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China;
2. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;
3. Research Institute of Aero-Engine, Beihang University, Beijing 100191, China;
4. United Research Center of Mid-Small Aero-Engine, Beijing 100191, China;
5. Beijing Key Laboratory of Aero-Engine Structure and Strength, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: Test and simulation studies were conducted to investigate the fretting fatigue behaviour and damage characterization of turbine attachment. Seven types of turbine attachment with different pressure angles, tooth angles, and tooth spacing were designed, and fatigue tests were carried out under high and low cycle loads. The second tooth of the tenon of all types suffered fretting fatigue failure. And the effect of the geometric parameters of the tenon on fretting fatigue was obtained: with the increase of

收稿日期: 2023-02-20

基金项目: 国家自然科学基金(51875020, 51905020, 52022007); 国家科技重大专项(J2019-IV-0009-0077)

作者简介: 蒋康河(1989—), 男, 高级工程师, 博士, 主要从事中小型涡轴发动机涡轮结构设计研究。

通信作者: 毛建兴(1989—), 男, 副研究员、博士生导师, 博士, 主要从事结构强度可靠性研究。E-mail: maojx@buaa.edu.cn

引用格式: 蒋康河, 鄢林, 陈竞炜, 等. 几何参数对涡轮榫连接微动疲劳寿命的影响: 试验[J]. 航空动力学报, 2023, 38(6): 1474-1480. JIANG Kanghe, YAN Lin, CHEN Jingwei, et al. Effect of geometric parameters on fretting fatigue life of turbine attachment: test[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(6): 1474-1480.

pressure angle and tooth pitch, the fretting fatigue life gradually decreased; while with the increase of tooth shape angle, the fretting fatigue life was first kept basically the same, and then increased significantly. Critical evidence was provided to reveal the failure mechanism under combined high and low cycle loads, meanwhile important data were generated for determining the controlling parameter and validating the established model of the fretting fatigue for turbine tenons.

Keywords: attachment; fretting fatigue; high and low cycle load; crack initiation; geometric parameter

军、民用发动机长期将涡轮盘作为为数不多的断裂关键件和限寿件,要求长寿命(民机可达 30 000 h)和高可靠性(涡轮盘的失效概率小于 $10^{-7} \sim 10^{-9}$ 次/飞行小时)。现有发动机涡轮叶/盘普遍采用枞树形榫连接结构,以实现叶片和轮盘的可靠安装^[1-3]。然而,由于枞树形结构具有多个承载接触面,其具有典型的多通道传力特征,失效过程不仅受到自身几何特征和载荷水平影响,同时还受到其他榫齿所分担的载荷比例影响,其寿命评估是涡轮叶/盘寿命评估的主要挑战^[4-6]。在发动机工作时,枞树形多通道传力结构受到叶片离心力、热载荷等构成的低周疲劳载荷和由气动载荷诱发叶片横向振动及自身振动的小幅值、高频率载荷耦合作用,所导致的高低周复合疲劳将大幅增加榫连接结构的损伤累积速率,降低疲劳寿命。由于榫齿根部的圆角半径小,是应力集中部位,起裂容易在此发生。同时榫连接接触面易发生磨损,是典型的微动疲劳关键部位,通常在接触面边缘起裂^[7-9]。已有多型在研榫接结构在整盘试验中出现微动疲劳失效的现象。因此,涡轮榫连接的疲劳失效问题具有载荷和结构的“双重复杂性”,是制约先进发动机研制的短板瓶颈之一。

围绕榫连接结构的疲劳失效问题,国内外学者借助光弹测试与数值模拟分析,研究了榫连接结构参数对结构应力分布规律的影响。Uchino 等^[10]基于光弹试验研究了应力集中系数与榫连接拉削角度的正相关性。申秀丽等^[11]采用光弹测试技术,分析齿形结构和齿形角度对榫连接结构接触面接触应力的影响。Meguid 等^[12]开展了枞树形榫连接结构参数对结构应力分布的影响研究,确定关键结构参数为齿数、接触长度、接触角、上侧角、下侧角、拉削角、摩擦因数。Chan 等^[13]基于数值模拟研究了榫连接冷却通道间隙和摩擦因数对榫连接结构应力分布的影响,认为摩擦因数对应力分布影响相对较小。Zboinski^[14-15]针对枞树形榫接结构开展有限元仿真,得到最大应力梯度位于榫齿根部,且接触应力和摩擦力共同决

定了接触面上的应力分布。Sinclair 等^[16-18]采用有限元分析量化了榫接部位的接触应力并建立了基于磨损的寿命评估方法。

从上述研究可以看出,现有研究在关键结构参数筛选及敏感性研究上并未形成统一认识,对各参数的影响规律尚不明确,且未能与疲劳寿命结果进行有效关联。因此,本文基于自主研制的涡轮榫连接高温高低周复合疲劳试验系统,开展不同结构参数影响下的涡轮榫连接构件级高低周复合疲劳试验,确定了某型发动机涡轮榫连接在高低周复合疲劳载荷下的失效模式,对比研究各结构参数对疲劳寿命的影响机理及规律,为建立疲劳寿命预测方法提供机理及数据支撑。

1 涡轮榫连接结构疲劳试验

1.1 试验材料及试验件

本试验根据真实榫连接结构的材料确定试验件的选材,榫槽材料为镍基高温合金 GH4720Li,榫头材料为镍基单晶高温合金 DD412,相关力学性能数据见表 1。

表 1 涡轮榫槽及榫头材料力学性能
Table 1 Material properties of the turbine mortise and tenon

材料	温度/℃	弹性模量/GPa	切变模量/GPa	泊松比
GH4720Li	23	225.0		0.345
GH4720Li	600	190.0		0.370
GH4720Li	650	185.0		0.375
DD412	20	129.9	127.6	0.365
DD412	600	114.5	125.0	0.417
DD412	700	108.0	114.6	0.422

为了研究不同结构几何参数下的榫连接结构的微动疲劳行为,以某型发动机涡轮榫连接结构原始构型为基础,设计 7 种不同构型的试验件。榫连接结构的几何参数参照 HB 5965-2002《枞树形榫头、榫槽尺寸标注与技术要求》定义,如图 1

所示, 本文主要研究不同压力角、齿形角和齿距对微动疲劳的影响, 7 种构型的上述尺寸参数如表 2 所示。

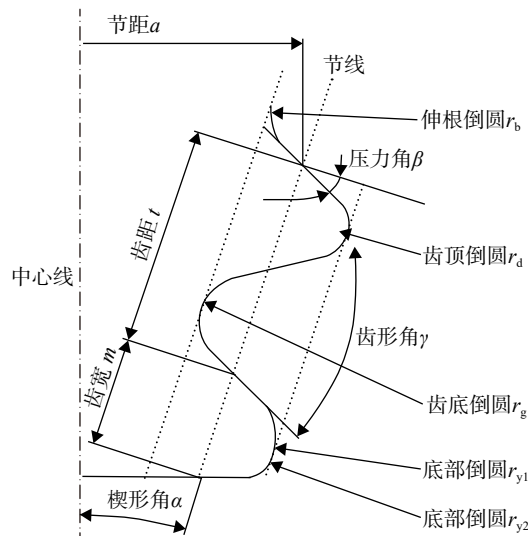


图 1 枞树型榫连接结构几何参数示意图

Fig. 1 Geometric parameters of fir-type attachment

表 2 不同榫连接结构改变的尺寸参数

Table 2 Dimensional parameters changed with different attachments

编号	压力角 $\beta/(^{\circ})$	齿形角 $\gamma/(^{\circ})$	齿距 t/mm
A0	27.5	59	4.797
A1-1	22.5	59	4.797
A1-2	32.5	59	4.797
A2-1	22.5	55	4.797
A2-2	22.5	65	4.797
A3-1	22.5	65	5.297
A3-2	22.5	65	4.297

注意到榫头在外部载荷作用下, 使榫槽被撑开, 具有向外翻转的趋势。在真实结构中, 由于相邻叶片榫头同时对榫槽的挤压作用, 使该翻转趋势受到一定限制; 而在单轴加载试验中仅采用单一榫连接结构模拟真实情况, 没有相邻叶片的约束, 因此需要采用额外的措施来限制翻转趋势。常用的方法是增加榫槽两侧的刚度, 比如加宽榫槽试验件的宽度。当榫槽试验件加宽后, 受限于一毛坯盘尺寸, 单一毛坯盘的取样数量少, 试验成本高。因此, 本文设计了分体式榫槽试验件, 即将榫连接结构周围小部分区域作为榫槽试验件, 外侧置于加宽/加厚的榫槽夹具中, 两者通过一对楔形面实现定位与承载, 通过改变夹具的宽度保证试验件与真实榫连接结构相对滑移距离和应力分

布的一致, 如图 2 所示, 夹具宽度 W_s 至少为真实榫槽宽度 W_r 的 4 倍时, 试验件的相对滑移量才与真实结构相一致。设计完成的榫连接结构试验件整体形状及尺寸如图 3 所示。

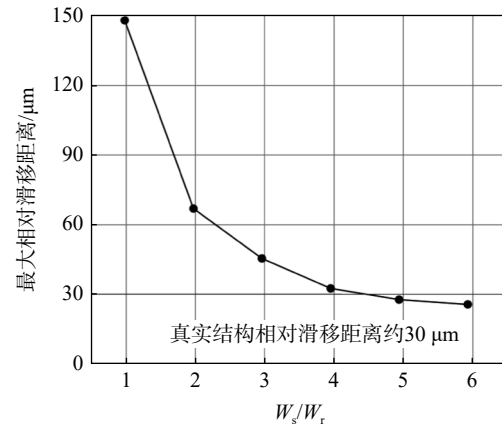


图 2 夹具宽度对相对滑移距离的影响规律

Fig. 2 Effect of fixture width on relative slip distance

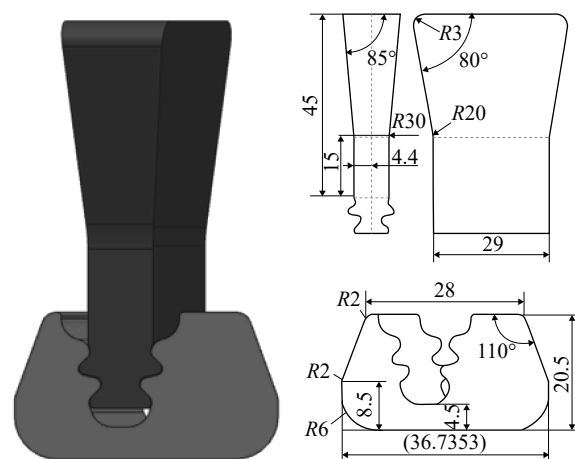


图 3 榫连接结构试验件几何模型及尺寸(单位: mm)

Fig. 3 Geometric model and dimensions of the specimen for attachment (unit: mm)

1.2 试验装置

本文采用型号为 MTS Landmark 370.10 电液伺服疲劳试验机进行榫连接结构的疲劳试验。分别针对榫头试验件、榫槽试验件的楔形面夹持段适应性设计了榫头和榫槽夹具, 如图 4(a) 所示, 试验装置总体布局如图 4(b) 所示。榫头、榫槽夹具上下两端通过连接杆与夹持段连接, 通过液压压紧的方式将夹持段与试验机的夹头连接。由于试验需在高温环境下进行, 榫槽和榫头夹具、连接杆均采用高温合金 K465 制造, 夹持段为耐高温不锈钢 310S。此外为保证上连接杆有足够的强度储备, 在榫头夹具上设置有冷却通道防止

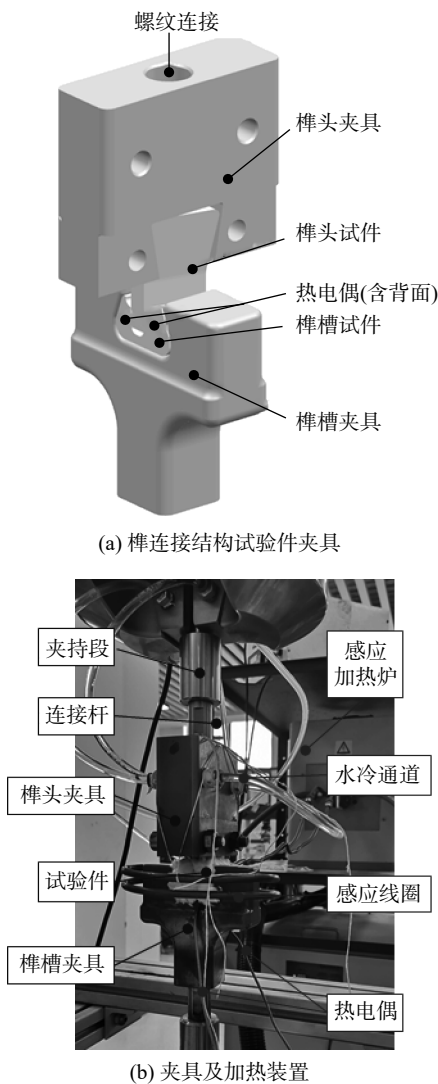


图 4 榫连接结构试验装置
Fig. 4 Test device for turbine attachment

热量向连接杆传递。

试验采用高频感应炉进行加热，根据榫槽夹具外形绕制多匝感应线圈，完全包裹住榫连接部位；在榫槽试验件前后端面布贴热电偶以测量考核部位温度分布，实现对高频感应加热炉的温度控制，试验过程中控温精度优于±5℃。

1.3 试验方案

本文中 GH4720Li/DD412 榫连接结构微动疲劳试验件有 7 种构型，每种构型各 4 套，共 28 套，每套各包括 1 个榫头试验件与 1 个榫槽试验件。采用上述试验件，以 100% 转速下的应力状态为基准，开展轴向载荷控制的疲劳试验以评估不同结构尺寸榫连接结构微动疲劳寿命。在 630℃ 稳定温度场下，通过疲劳机施加同轴的高低周载荷，载荷谱如图 5 所示，其中 1 个低周加载循环耦合 1 000 个高周循环，低周最大载荷 $F_{l,max}$ 为

68.2 kN，应力比为 0.1，对应低周最小载荷 $F_{l,min}$ 为 6.82 kN，低周加载时间 t_{up} 为 2 s，卸载时间 t_{down} 为 2 s，等效频率为 0.25 Hz；高周载荷幅值 $F_{h,a}$ 为 3.41 kN，加载频率 f 为 30 Hz，1 000 个循环总时间为 33.3 s，高低周复合载荷谱等效周期为 37.3 s。

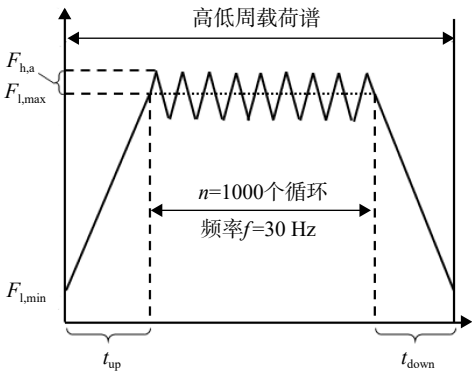


图 5 高低周载荷谱
Fig. 5 Load spectrum of high and low load

2 疲劳试验结果

7 种构型的榫连接结构高低周载荷下的疲劳试验结果如表 3 和图 6 所示，其中寿命的循环数为经历图 5 所示高低周载荷谱的次数，变异系数 C_v 定义为^[19]

$$C_v = \frac{s}{\bar{x}}$$

式中 $\bar{x}$ 为子样中对数疲劳寿命的均值， s 为子样中对数疲劳寿命的标准差。各组的变异系数计算值均小于 0.042 5，意味着试验结果达到置信度 90%，误差限度 5% 的要求。

从试验结果可以看出，榫连接结构的微动疲劳寿命对结构几何参数比较敏感，当结构几何参数发生变化时，寿命均值下限为 1 791 次，上限为 18 283 次，两者相差约 10.2 倍。对各型榫连接结构的断裂位置进行统计分析，如图 7(a) 所示，所

表 3 不同榫连接结构疲劳试验结果

Table 3 Fatigue test results for different attachments				
编号	平均寿命/cycle	标准差/cycle	变异系数	断裂位置
A0	2 075	551	0.036 9	榫头下齿面
A1-1	6 889	1 717	0.028 7	榫头下齿面
A1-2	1 791	330	0.024 9	榫头下齿面
A2-1	7 115	2 454	0.041 4	榫头下齿面
A2-2	14 999	2 731	0.018 8	榫头下齿面
A3-1	6 745	657	0.011 1	榫头下齿面
A3-2	18 283	4 752	0.024 9	榫头下齿面

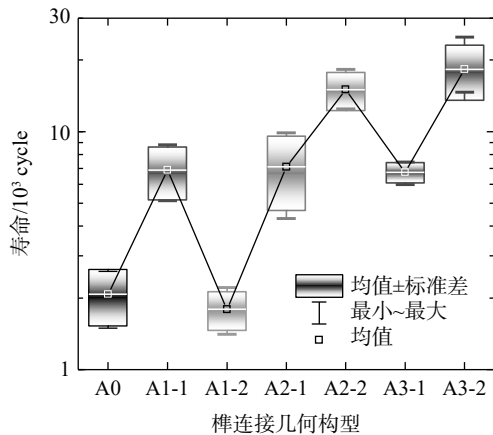


图6 不同榫连接结构疲劳试验结果

Fig. 6 Fatigue test results for different attachments

有构型中榫头试验件均萌生裂纹并断裂,且裂纹位置未发生变化,均从第2齿接触面上边缘处萌生,呈现典型的微动疲劳失效特征,裂纹起始扩展方向几乎垂直于接触面。试验后发现接触面表面压痕明显,如图7(b)试验过程中磨损显著,可见微动疲劳中的磨损不可忽视。

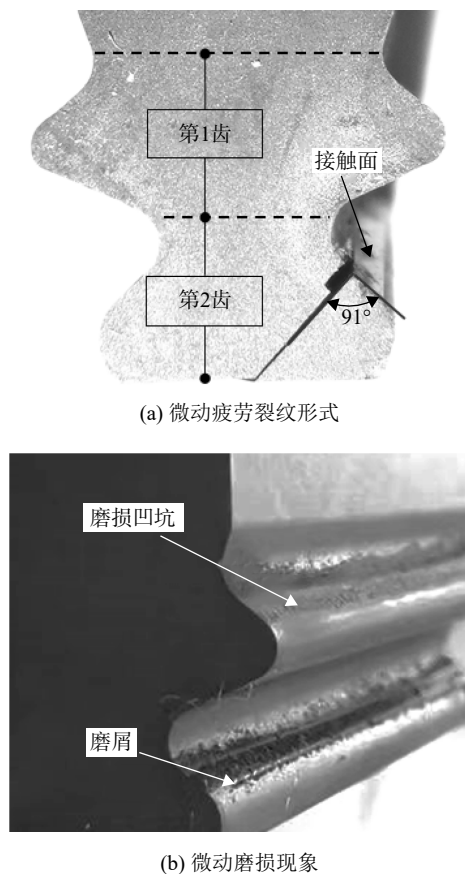


图7 榫连接结构微动疲劳失效示意图

Fig. 7 Schematic diagram of fretting fatigue failure of attachment

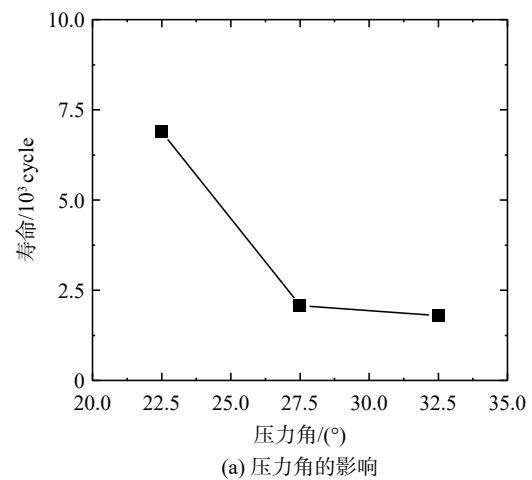
3 几何参数对微动疲劳寿命的影响规律

进一步对试验结果进行分组分析,以获得榫连接结构几何参数对微动疲劳寿命的影响规律。

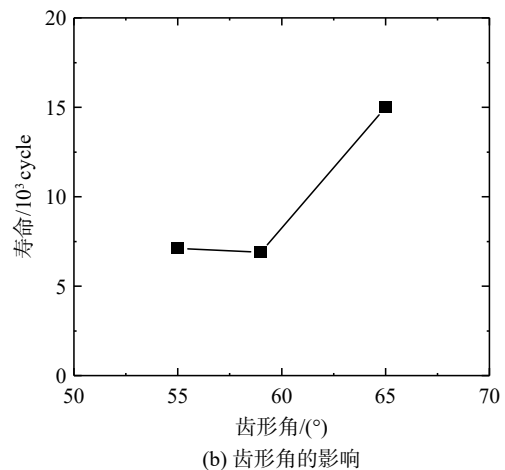
1) 通过 A0、A1-1 和 A1-2 三组试验数据对比分析,榫接结构几何参数压力角对微动疲劳寿命影响规律,如图8(a)所示:随着压力角增大,由于分担到齿面的载荷增加,微动疲劳寿命逐步降低。当压力角由 22.5°变为 27.5°时,即压力角增大 5°,寿命缩短约 69.9%。

2) 通过 A1-1、A2-1 和 A2-2 三组试验数据对比分析,榫接结构几何参数齿形角对微动疲劳寿命影响规律,如图8(b)所示:齿形角增大,由于齿宽增加,应力水平降低,寿命先基本不变,后大幅增加。当齿形角由 60°变为 65°时,即齿形角增大 5°,寿命增加 1.18 倍。

3) 通过 A2-2、A3-1 和 A3-2 三组试验数据对比分析,榫接结构几何参数齿距对微动疲劳寿命影响规律,如图8(c)所示:随着齿距增加,第2齿的最小截面减小,应力集中加剧,微动疲劳寿命减小。当齿形距由 4.297 mm 变为 5.297 mm 时,即齿距增大 1 mm,寿命缩短约 63.1%。



(a) 压力角的影响



(b) 齿形角的影响

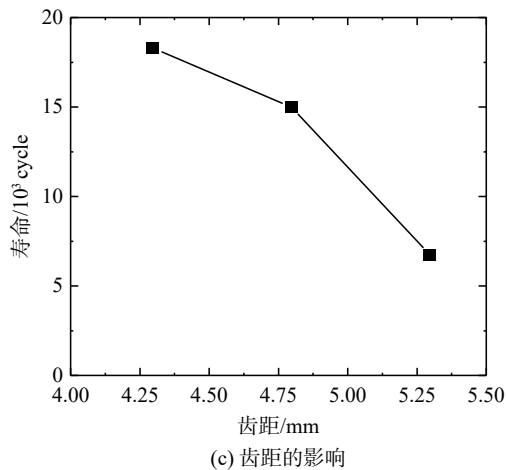


图8 榫连接结构几何参数对微动疲劳寿命的影响

Fig. 8 Effect of geometrical parameters of attachment on the fretting fatigue life

4 结 论

本文在高低周载荷下开展了不同构型榫连接结构疲劳试验, 确定了某型发动机涡轮榫连接的失效模式, 通过构件级疲劳试验量化了各结构参数对疲劳寿命的影响规律, 主要结论如下:

1) 设计了一种分体式榫槽试验件, 将榫连接结构置于加宽/加厚的榫槽夹具中, 两者通过一对楔形面实现定位与承载, 实现了真实榫连接试验件的稳定、可靠夹持。

2) 在高低周载荷下, 该型榫连接结构的失效形式均为发生于榫头接触面的微动疲劳失效, 裂纹从第2齿接触面上边缘处萌生, 起始扩展方向垂直于接触面。

3) 依据疲劳试验结果量化了关键结构参数对微动疲劳寿命的影响规律。在控制单一变量条件下, 压力角增大, 微动疲劳寿命逐步降低; 齿形角增大, 微动疲劳寿命先基本不变, 后大幅增加; 随着齿距增加, 微动疲劳寿命逐渐降低。

参考文献:

- [1] WANG R Q, WEI J M, HU D Y, et al. Investigation on experimental load spectrum for high and low cycle combined fatigue test[J]. *Propulsion and Power Research*, 2013, 2(4): 235-242.
- [2] RAYKOWSKI A, HADER M. Blast cleaning of gas turbine components: deposit removal and substrate deformation[J]. *Wear*, 2001, 249(1): 126-131.
- [3] XIE M L, ZHONG P D. Analysis of fracture failure of fir-tree serrations of stage II: turbine disks[J]. *Engineering Failure Analysis*, 2000, 7(4): 249-260.
- [4] 陈光. 航空燃气涡轮发动机结构设计[M]. 北京: 北京航空

航天大学出版社, 1994.

- [5] 郑旭东, 蔚夺魁, 王兆丰, 等. 某型航空发动机涡轮叶片和轮盘榫齿裂纹故障力学分析[J]. *航空发动机*, 2005, 31(3): 35-38.
ZHENG Xudong, YU Duokui, WANG Zhaofeng, et al. Mechanical analysis of crack failures in turbine blade and disk serration of an aeroengine[J]. *Aeroengine*, 2005, 31(3): 35-38. (in Chinese)
- [6] 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)
- [7] 姚华兴, 闫沙林. 航空发动机涡轮盘榫齿裂纹故障研究[J]. *航空动力学报*, 1991, 6(1): 51-53.
YAO Huaxing, YAN Shalin. A research on cracked failures of Fir-tree serration in aeroengine turbine disc[J]. *Journal of Aerospace Power*, 1991, 6(1): 51-53. (in Chinese)
- [8] 宋兆泓. 航空发动机典型故障分析[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1993.
- [9] 魏大盛, 王延荣. 榫连接结构接触面几何构形对接触区应力分布的影响[J]. *航空动力学报*, 2010, 25(2): 407-411.
WEI Dasheng, WANG Yanrong. Effects of profile of contact surfaces on the stress distribution for tenon jointing in blade disk assemblies[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2010, 25(2): 407-411. (in Chinese)
- [10] UCHINO K, KAMIYAMA T, INAMURU T, et al. Three-dimensional photoelastic analysis of aeroengine rotary parts [C]//Proceedings of International Symposium on Photoelasticity. New York: Springer, 1986: 209-214.
- [11] 张野, 申秀丽. 榫连接结构接触面几何形式对接触应力的影响[J]. *航空动力学报*, 2016, 31(12): 2949-2956.
ZHANG Ye, SHEN Xiuli. Influence of tenon structure contact surface geometry on contact stress[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2016, 31(12): 2949-2956. (in Chinese)
- [12] MEGUID S A, KANTH P S, CZEKANSKI A. Finite element analysis of fir-tree region in turbine discs[J]. *Finite Elements in Analysis and Design*, 2000, 35(4): 305-317.
- [13] CHAN S K, TUBA I S. A finite element method for contact problems of solid bodies: Part II application to turbine blade fastenings [J]. *International Journal of Mechanical Science*, 1971, 13(7): 627-639.
- [14] ZBOINSKI G. Physical and geometrical non-linearities in contact problems of elastic blade attachments[J]. *Mechanics Engineering Science*, 1995, 209(4): 273-286.
- [15] ZBOINSKI G. Finite element computer program for incremental analysis of large three dimensional fractional contact problems of linear elasticity[J]. *Computer Structure*, 1993, 46(4): 679-687.
- [16] SINCLAIR G B, CORMIER N G. Contact stresses in dovetail attachments: alleviation via precision crowning[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2003, 125(4): 1033-1041.
- [17] SINCLAIR G B, CORMIER N G, GRIFFIN J H, et al. Contact stresses in dovetail attachments: finite element modeling[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2002, 124(1): 182-189.
- [18] SINCLAIR G B, CORMIER N G. Contact stresses in dovetail attachments: physical modeling[J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2002, 124(2): 325-331.
- [19] 中国航空工业总公司. 材料疲劳试验统计分析方法: HB/Z112-1986[S]. 北京: 航空工业出版社, 1986: 1-50.

(编辑: 陈 越)