

高低周复合载荷燕尾型榫连接 微动疲劳的试验研究

盐城工学院 许琦*
南京航空航天大学 潘升材

【摘要】 分析了国内外对飞机发动机轮盘和叶片的燕尾型榫连接构件微动疲劳的研究现状,对榫连接构件进行受力分析,设计了实验装置,通过实验,认为该实验装置是可行的。通过边界元素法进行了数值计算,分析接触表面当量应力、摩擦功,以及当量应力和摩擦功对疲劳损伤的影响。

主题词: 榫 循环载荷 疲劳
分类号: O346.2

1 前言

涡轮发动机中的叶片和轮盘榫连接处的微动疲劳是主要的失效形式之一,研究和预测微动疲劳寿命的试验方法是一个重要的课题。英国 Rolls Royce 公司曾用实物作试验,但因价格昂贵,难以作批量试验;牛津大学利用结构模型研究燕尾型榫连接的微动磨损^[1];国内多数实验方法是建立在桥式微动疲劳组件试验基础上^[2],它们所加的高低周载荷,都是同一方向或是单一循环载荷,故只能近似反映榫头受力状况。本文根据航空发动机燕尾型榫连接构件的载荷谱,在 PW3-10 型疲劳试验机基础上,设计了一种能模拟高低周复合微动疲劳的试验装置,利用某型号航空发动机燕尾型榫连接构件进行实验,表明了该实验装置的可行性。

2 试验装置

航空发动机在工作时,涡轮的榫连接构件受到多种载荷的作用。飞机在一次起飞到降落的工作循环中,轮盘和叶片受离心力、燃气的压力等形成低周载荷,叶片的高频振动形成高周载荷,同时,工作构件还受温度的影响。对于高低周载荷共同作用引起的复合损伤,并非两种载荷单独作用时的简单迭加,其寿命预测也不宜用单一的疲劳寿命值为标准,这种复合微动疲劳有其特有的规律和特征,寻找其特有规律和特征,必须有相配套的实验装置。本文研究的高低周复合微动疲劳试验机,是由以下几个部分组成:(1)主试验机;(2)控制测量系统。

主试验机主要包括高低周加载系统,加热和冷却系统。低周拉伸载荷是通过一立式疲劳试验机拉伸产生,其大小由直流电机运转时间的长短调节,其数值由应变仪测定,而高周载荷是由一偏心轮机构产生,其数值的大小由偏心轮的偏心量调节,加热系统采用高频电磁感应加热,冷却系统是用冷却液冷却。

高低周加载系统和加热冷却系统都是由 Z80 单板控制,使其有序叠加,控制原理如图 1。 t_1

是由低周载荷的幅值确定; t_2 是根据高低周载荷频率比确定; t_3 是卸除低周载荷所需的时间; t_4 由循环周期的长短确定。

试验机改装后, 选用 TC11 作为榫头和榫槽的材料, 其结构尺寸选用航空发动机中某一系列结构尺寸。

3 试验结果

在常温下, 进行一组试验, 得到下列一组数据如表 1 所列。在这一批 6 件试件中有 4 件榫槽破坏, 2 件榫头破坏, 破坏位置在接触部位和过渡圆弧之间, 如图 2。

在实验数据的基础上, 利用边界元素法, 求得微动接触面上存在的体内边界切向应力 σ_t 、

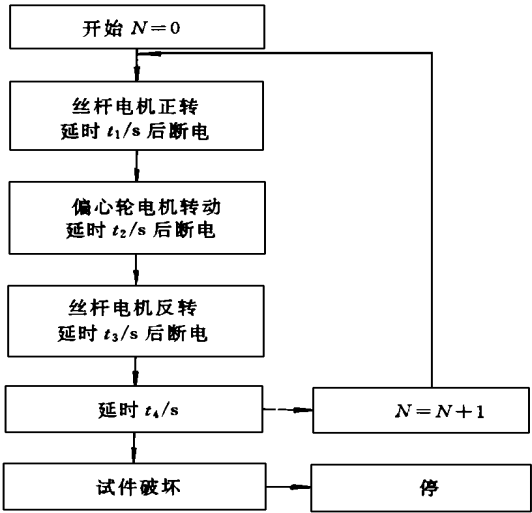


图 1 控制系统原理

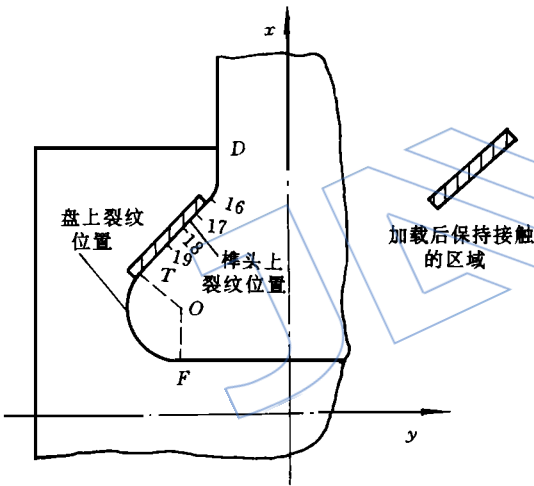


图 2 破坏部位

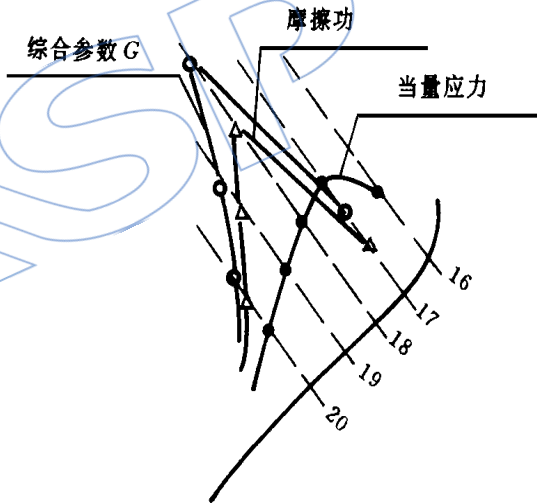


图 3 接触面上各点处的当量应力、摩擦功及综合参数

表 1 试验数据表

试件号	1	2	3	4	5	6
σ_{Lmax}/MPa	54	88	44	77	48	66
σ_{Lmax}/MPa	171	265	154	276	161	225
高周频率/Hz			47.08			
低周频率/Hz	0.23	0.21	0.21	0.17	0.2	0.21
破坏循环次数	2382	3223	1186	1124	805	710
σ_{I1}/MPa			86			

压应力 σ_N 和摩擦力 τ , 由 Goodman 极限线图, 求等效对称循环应力幅, 用最大变形能理论求其对称循环当量应力幅 σ_{1E} ; 微动磨损的程度和消耗的摩擦功直接有关, 将一个典型的高周 (低周) 划分为若干个载荷增量, 以体现载荷的变化过程, 在某一节点上, 一次增量过程 i 中的摩擦功为: $W_i = (\sigma_N^i + \sigma_N^{i-1}) \mu \cdot \delta_i / 2$ 。式中 σ_N^i 和 σ_N^{i-1} 分别为本次增量前后的压应力, δ_i 为本次增量过程中的滑动幅值, μ 为摩擦系数。摩擦严重的表面会出现许多裂纹^[3], 摩擦功和当量应力是形成裂纹扩展的两大要素, 二者相乘称为综合参数 G , 用以说明裂纹扩展的可能性的。对于试件(4)的当量应力、摩擦功、综合参数如图 3, 在 17 节点处当量应力最大, 18 节点处摩擦功和综合参数为最大, 这和榫头上裂纹位置相吻合。

在试验时, 通过动态应变仪来监测试件裂纹的产生和扩展, 当有裂纹产生时, 其高周载荷就会大幅度下降; 对于破坏后的试件, 经超声清洗再进行扫描电镜观察断口形貌特征, 和单向载荷微动疲劳试件相对比, 确定其破坏性质。

结论 (1) 利用上述试验装置, 经过实验, 破坏的试件的裂纹位置及断面的形貌和微动疲劳新定义^[4,5]相吻合, 认为整个试验方案是可行的, 可对某型号发动机燕尾型榫连接的设计提供有用的实验数据。(2) 用数值计算的方法, 可以预先分析接触表面当量应力和摩擦功, 当量应力和摩擦功综合影响微动疲劳寿命, 已被实验所证实。

参 考 文 献

- 1 Chen K C. Study of Fatigue Life of Dovetail Joints. D. Phil. Thesis, Oxford University, 1986
- 2 何明鉴. 微动磨损疲劳—燕尾连接应力分布及裂纹位置预测. 航空动力学报, 1998, 4(3): 205-208
- 3 He M J. Study of Interlocking Joints under Cyclic Loading. Science Report of Oxford University, D/ER/1/9/4/2057/105/RAP(p), Dept. of Engineering Science, 1987
- 4 柯林斯 J A. 机械设计中的材料失效的分析、预测、预防. 机械工业出版社, 1984: 524
- 5 何明鉴. 机械构件的微动疲劳. 北京: 国防工业出版社, 1984: 30

(责任编辑 魏星禄)

第四届发动机软科学学术研讨会会议纪要

中国航空学会第四届发动机软科学学术研讨会于 1997 年 6 月 23 日~6 月 27 日在北戴河举行。到会的专家、教授对发动机行业目前的现状及发展思路作了深入热烈的讨论, 讨论的重点议题是航空发动机的引进, 改进改型及自行研制的关系。与会代表一致认为: 必须选择关键技术, 把国家有限的资金投进去。此外, 使用发展是适合我国国情的一种发展道路, 黎阳公司小步前进的做法对此做出了重大贡献, 必须加强使用发展的投入机制。大家对中推研制表示了关心, 希望把有限的一点研制资金, 真正用在刀刃上。

航空总公司软科学研究会常务副会长孙巩同志也出席了会议, 他指出要从行业的发展上组织好一支专家队伍, 从技术发展、行业产品的联合开发、企业改革的思路及管理方面借鉴国外的经验, 提出自己的发展思路。同时, 要搞好软科学研究的新老交替, 发现和培养一批年轻人加入软科学的研究队伍。

《航空动力学报》编辑部
一九九七年九月一日

surfaces in our method. The results of digital simulation for the spiral bevel gears used in a Chinese aeroengine show that the presented method describes the tooth shape and tooth contact characteristics more conveniently and efficiently, and can determine optimal cutting adjustment parameters for obtaining spiral bevel gears with good contact quality.

Key Words Digital Simulation Spiral bevel gears Curved surface

FRETTING FATIGUE OF DOVETAIL JOINT UNDER COMBINED CYCLIC LOADING

Xu Qi

(*Yancheng Polytechnical Institutel, Yancheng 224003*)

Pan Shengcai

(*5th Dept. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016*)

ABSTRACT The state-of-the-art in research on fretting fatigue of dovetail joint in aircraft engine at home and abroad was sized up. Stress analysis of dovetail joint part was carried out. Experimental equipment was designed and set up. A number of tentative experiments was conducted. It is confirmed that the experimental technique and equipment can offer a great deal of data for designing.

Key Words Tenon Cyclic Loads Fatigue

PRESSURE AND AVERAGED THRUST OF A PULSED DETONATION ENGINE MODEL

Fan Wei, Yan Chuanjun, He Liming, Wang Linqun, Lie Hengren

(*7th Dept. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072*)

ABSTRACT A mode of Pulsed Detonation Engine (PDE) has been made. Its pressure and averaged thrust were analysed and calculated according to detonation wave theory, and then were measured with two sensors in testing of the PDE model. The comparison of the calculated results with the measured data shows that the PDE model can produce the pulsed detonation wave and thrust.

Key Words Impulsive burst Engines Pressures Thrust

EFFECTS OF FILM COOLING ON INTERNAL HEAT TRANSFER COEFFICIENTS OF BLADES

Tao Zhi

(*4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083*)

Cai Yi

(*Chinese Gas Turbine Establishment, Jiangyong 610500*)

ABSTRACT Effects of film cooling on the internal heat transfer coefficients of turbine blades were investigated numerically and the key factors have been found out as the film cooling hole distance ratio and the inlet Reynolds number. The local heat transfer coefficient variations were discussed both for the pressure and the suction sides of blades. Numerical results showed that, for the pressure side the internal heat transfer coefficient was much enhanced and could be doubled, as compared with the no-hole passages at the same range.