

程控振动疲劳试验系统

南京航空学院 鲁启新 庄忠良

航空叶片的疲劳断裂是发动机的常见故障之一,为了研究其失效机理,国内外都采用恒定应力疲劳寿命试验^[1]。叶片的疲劳载荷主要以数值分析法来给出,或者按台架试车中实测到的最大振动应力作为载荷,试验做到各组样品均有一定数量的产品发生失效为止,用它来估计产品的各种可靠性特征。传统采用的试验方案是人工操作开环控制激励^[2]。

实际的疲劳载荷谱则是环境条件的全部情况所确定,包括起动的过渡状态、起落、机动飞行等。载荷的特点是随机振动,且是变幅应力下形成叶片的疲劳损伤。荷兰等国的研究早已指明,在这种情况下用程序试验的结果能更好的估计寿命。但目前仅在低循环疲劳研究范畴内实施,如通用载荷谱程序FALSTAFF,适用于战斗机机翼的疲劳加载^[3]。而属于高循环疲劳的发动机叶片,寿命测试的准确性与真实性问题则尚待解决。反映飞行的疲劳载荷谱如图1。

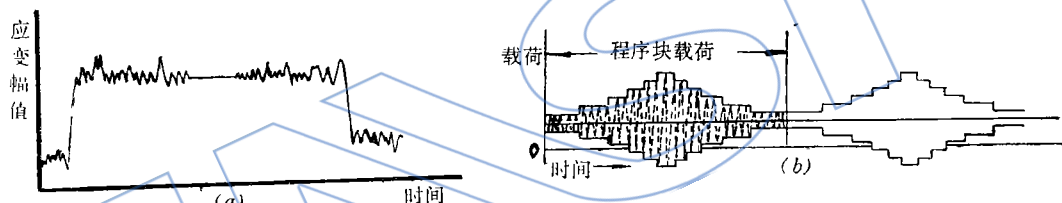


图1 空测叶片载荷的模化
a.空测载荷谱 b.试验室模拟载荷谱

在零部件寿命研究中,如何提高测试科学性,我们的观点是必须了解叶片的真实载荷,并发展一种自动化闭环控制的疲劳加载系统^[4]。因此,采集了叶片振动的机载空测保真数据,同时在APPLE II PLUS微型计算机和AI13等接口设备上,对载荷信号统计得出载荷累积频次曲线,用此模拟的载荷谱输入电脑,组成程序控制的加载体系,以开展叶片寿命的试验评估。

一、飞行载荷谱的换算和固化

首先,试飞中心根据某型发动机的典型飞行剖面,空测记录下压气机一级叶片的振动应变谱,而将此磁带上的载荷信号以块模拟技术,输入微机进行计数,形成载荷累积频次函数关系,再应用数学建模,由微机拟合出适用于疲劳试验的分级块谱,然后以软盘按综合外场数据分别存储而载荷固化,供加载系统在程控中调用,这就不仅反映了飞行载荷,精度也有改善,空测飞行谱的微机处理的流程如图2所示。

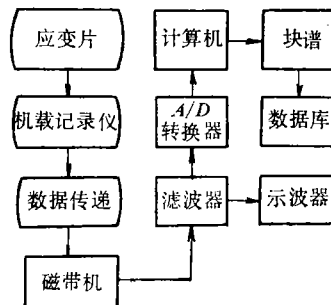


图2 空测谱微机处理的流程

二、设计原理

航空叶片的固有频率常在 100 赫以上, 商业疲劳试验机的电液伺服系统已难适应此高循环疲劳特点, 因此在本加载系统中采用控制直流电压, 来实现对叶片激振能级的跟随控制, 其逻辑图如图 3, 叶片振幅一旦超出规定的控制值, CPU 工作后即发出减小 DJ 栅源电压指令, 使功率放大器 A 的放大倍数减小, 叶片振幅即降低, 直至规定值为止。反之幅值增大, 使叶片受激而处于给定的振幅。

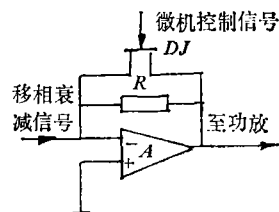


图 3 程控系统逻辑简图

加载系统的微机控制程序 (图 4) 包括: 主程序、频率采集子程序、振幅采集子程序、时钟控制子程序、叶片疲劳断裂的频率报警子程序。为提高计算机的执行速度及控制精度, 软件采用 6502 机器语言。

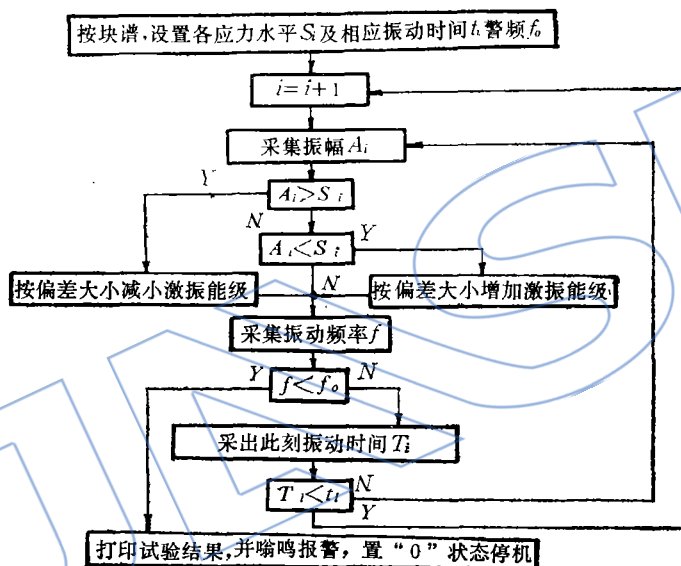


图 4 控制程序框图

根据块谱加载的叶片疲劳试验特殊需要, 必须对交变应力水平与应力持续时间, 实施计算机在线程序控制, 并由微机 CRT 屏幕显示, 供全过程远距离监测疲劳加载的能级、稳幅精度、应力水平持续时间, 以及叶片振动频率。程控振动疲劳的试验系统框图表示在图 5^[5]。

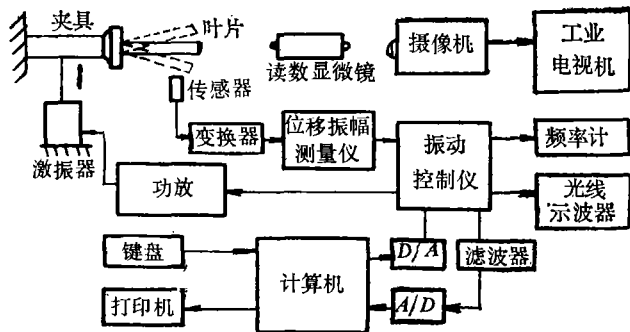


图 5 疲劳试验系统框图

三、现阶段已开发的系统功能

此程控振动疲劳试验系统是一套正在开发中的微机电子伺服器械,目前已实现的功能如下:

1. 激振能级按块谱要求受程序化自动控制,保证变幅疲劳加载的过程无应力超调,叶尖振幅能按规定稳定于 2 % 以内,且兼容恒定应力疲劳试验的功能。
2. 用微机 CRT 可连续显示控制幅值的变化和稳幅精度,以及块加载的各个分级时间。
3. 激振频率自动跟随叶片固有频率,以保证叶片疲劳累积损伤而固有频率变化时,系统仍处于共振状态。
4. 断裂自动报警,叶片因疲劳而萌生裂纹,其固有频率下降到一定值(一般 2 %) 时,系统闭环控制能自动切离停振,外部报警,微机硬拷贝自动打印出永久性试验结果。
5. 疲劳激振系统内任何机件故障,系统的主控回路能自动停振保护,通过翁鸣声通报,并自动打印出停振前疲劳试验已完成的循环数,供试验悬项数据的统计分析。

四、工程实践中的定寿应用

结合国家下达的科研项目,此系统先在实验室进行了近 400 小时的疲劳试验。1985 年沈阳黎明机械公司生产的某型航空叶片,在此程控振动疲劳试验系统上作了空测疲劳载荷下的寿命测定。结果证明,新生产的叶片疲劳寿命测试值的分散度小,数据的可信度较高。由叶片疲劳断口的形位可观察到疲劳源及裂纹萌生均在叶背最大应力点附近,间有在精加工表面质量不良的部位,为叶片的优质生产提供有力的改进方向,和疲劳失效故障再现的物证。此试验系统的频率响应工作范围,高于进口的 MTS 疲劳机电气——液压系统,能满足现有军用发动机压气机叶片疲劳寿命研究的要求。特别是系统所加的疲劳载荷已实现软件化,操作误差对寿命数据的影响减小,重复性提高。此外,由于此系统能实现疲劳试验无人操作化,使用方便而精度高,故具有工程价值,为航空叶片生产的质量控制与可靠性工程提供有效工具。

参 考 文 献

- [1] Tie-Ying Wu and Qi-Xin Lu, "A Survey of Accelerated Vibratory Fatigue Test Method of Aero-Engine Compressor Blading" ASME Paper 85-IGT-105
- [2] Weibull, W., "Fatigue Testing and Analysis of Results," The Universities Press, Belfast in Northern Ireland, 1961.
- [3] Aicher, W., "Description of a Fighter Aircraft Loading Standard for Fatigue Evaluation FALSTAFF," ISD Stuttgart, March, 1976.
- [4] 鲁启新、吴铁鹰, "振动疲劳试验的自动化," 航空学报, 第六卷, 第五期 1985 年。
- [5] 鲁启新、庄忠良, "空测随机载荷的块模拟技术," 南京航空学院 NHJB-85-2825, 1985。

(责任编辑 李其汉)

A COMPUTER-CONTROLLED VIBRATORY FATIGUE TEST RIG WITH PROGRAMMED LOADING FOR BLADING

Lu Qixin and Zhuang Zhongliang

(Nanjing Aeronautical Institute)

Abstract

In order to improve the accuracy in experimental prediction of service life of axial-flow compressor blade, it is necessary to simulate random field loads in the laboratory. Based on recorded flight spectrum loading, a microcomputer system for data processing and counting was successfully utilized to derive a mathematical model for a stepped load spectrum and software programming. For simulation by programmed step loading, a computer-controlled closed cycle servo-electrical test rig has been newly devised. This paper describes briefly its design and technical features. On this rig, a fatigue life distribution of certain compressor blading was automatically tested under its simulated flight block load spectrum. This advanced technique for inspection of the fatigue life and quality in blade production may be employed by blade manufacturing factory to enhance the flight reliability.

VIBRATION SPECTRUM ANALYSIS OF A TURBOPROP ENGINE IN STARTING PROCESS

Gao Jinghai and He Lianrui

(Harbin engine Manufacture Company)

Abstract

This paper describes how the FFT (Fast Fourier Transform) technique is applied to the spectrum analysis of the vibration signals recorded in starting process of a turboprop engine and what features of its spectrum have been found out. Based on analysing the vibration data recorded from 174 starting processes, the basic rules of vibration in starting of the engine are found and essential difference between normal and troubled engines is clarified. Vibration divergence in hot and cold startings and the influences of thermal deformation of the engine rotors on the vibration are also investigated. This work has accumulated data and experiences for fault diagnosis and monitoring in starting of the engine.