

文章编号: 1000-8055(2001)04-0323-04

航空发动机涡轮叶片疲劳—蠕变寿命试验技术研究

李伟, 史海秋

(空军第一研究所, 北京 100076)

摘要: 涡轮叶片是航空发动机工作环境最恶劣, 结构最复杂的零件之一, 也是发动机断裂故障多发件之一。由于发动机工作时涡轮叶片始终在高温下承受复合载荷的作用, 因此在涡轮叶片定寿中, 不能将叶片的蠕变和疲劳寿命割裂开, 而必须充分考虑疲劳—蠕变交互作用的影响。目前理论上对结构疲劳—蠕变寿命的预测方法还很不完善, 故对涡轮叶片开展疲劳—蠕变寿命试验研究是叶片设计和定寿工作中的重要环节。本文对涡轮叶片疲劳—蠕变试验技术进行了综合论述。文中特别强调了试验载荷谱确定和叶片模拟试验件设计的关键技术环节, 同时还介绍了一种专门适用于叶片疲劳—蠕变试验的基于机电伺服加载系统的疲劳蠕变综合试验器。

关键词: 涡轮叶片; 疲劳寿命; 试验技术

中图分类号: V 231.95

文献标识码: A

1 引言

现代航空发动机发展的关键是提高推重比, 而发动机推重比的提高主要是通过改善气动性能, 提高涡轮前温度, 采用内部冷却的复杂结构以及发展新的耐高温材料等措施来实现。性能的提高导致发动机主要结构承力件(盘、轴和叶片等)面临更恶劣的工作环境, 工作应力水平相应提高, 因此对关键零部件寿命和可靠性的设计提出了更高的要求。

发动机涡轮叶片是断裂关键件。在发动机工作过程中, 涡轮叶片处于高温环境下, 除承受转子转动产生的离心力、离心弯矩、气动弯矩和轴向载荷外, 还要承受温度差产生的热应力的作用。由于载荷复杂, 在设计中对其热疲劳、低循环疲劳和蠕变寿命往往是单独考核验证的。而外场使用实践证明, 随着发动机使用寿命的不断提高, 疲劳—蠕变交互作用所导致的叶片断裂已成为故障分析的焦点。因此在涡轮叶片定寿工作中, 必须充分考虑疲劳—蠕变交互作用的影响才能较可靠地给出叶片的安全使用寿命。由于目前理论上对结构疲劳

—蠕变寿命的预测方法还很不完善, 因此对涡轮叶片开展疲劳—蠕变寿命试验研究是叶片设计和定寿工作中的重要环节。

2 总体试验方案

2.1 试验载荷谱

确定涡轮叶片疲劳—蠕变试验载荷谱是开展叶片疲劳—蠕变寿命试验研究中最基本, 也是最重要的一环。在试验载荷谱研究中, 首先是确定试验考核部位, 其次是确定考核部位的疲劳—蠕变载荷匹配, 包括低循环载荷和单个循环载荷下的保载时间及保载温度。

由于叶片在工作时不同部位承受的应力和温度差异较大, 因此在试验中不可能同时考核叶片的多个部位, 而只能对叶片的特定部位进行疲劳试验。叶片试验考核部位可依据设计和外场实际故障表现情况综合确定。应优先选取外场使用中常发生故障的部位作为考核对象(该故障非振动破坏引起); 在故障表现不充分时, 可选取叶身中部最高工作温度截面或叶身底部温度和离心载荷同时较大的部位(通过应力和温度场分析确认)作

为考核对象。

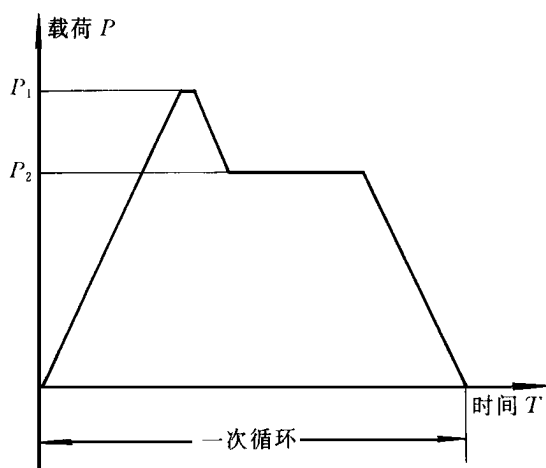


图 1 试验载荷谱典型波形

试验载荷谱的典型波形见图 1。图中两段保载时间是根据外场实际使用情况的调查统计，经压缩处理后得到的。循环载荷峰谷值和保载温度则是从发动机载荷总谱出发，对叶片考核部位进行应力和温度场综合分析，并对相关载荷作等效变换后给定的。经上述计算处理后，给定的试验载荷谱可与发动机外场使用小时有直接对应的联系，即涡轮叶片在外场单位小时下的疲劳—蠕变损伤等同于一个或数个图 1 所示试验载荷谱下的损伤（换算率）。

2.2 试验加载方案

在叶片疲劳—蠕变寿命试验设计中，载荷的施加方式是又一个十分关键的因素。由于经费限制，不可能对叶片疲劳—蠕变寿命进行专项的试车试验；现有的盘片旋转试验器因载荷和温度控制的限制，也难以模拟试验要求的载荷波形。因此，完成该试验的可能途径只能是通过相互独立的机械加载和温度控制相组合的方式进行。

从加载角度看，目前可以完成该类载荷波形要求的试验器的加载途径有杠杆砝码、液压伺服和机电伺服 3 种。各加载方案的特点、适用对象和优缺点比较如下：

(1) 杠杆砝码加载。通过杠杆平衡，将砝码重力转换放大后恒定施加在试件上，主要应用于静蠕变及持久强度试验机的加载。其优点是造价低，在长期试验中载荷恒定、无能量消耗。采用这种加载方式，国内八十年代曾专项进行过动蠕变（疲劳蠕变）试验机研究，由于未能较好地解决使用中杠杆因刀刃磨损所引起的载荷精度下降和砝码加卸

载所带来的杠杆失稳故障，最终未研制出相关产品。

(2) 液压伺服加载。由伺服阀控制的液压作动筒直接对试件进行加载，加载频率在 0.05~1 Hz 范围最佳，是多路低循环疲劳试验器的主要加载方式。虽然采用高灵敏度和跟随性好的伺服阀能够保证疲劳蠕变载荷特定波形的施加，但因保载过程中的高能耗，以及液压泵连续长时间工作可靠性差的制约，该类试验器一般不适用于作保载时间较长的疲劳—蠕变试验。

(3) 机电伺服加载。采用直流伺服电机和伺服控制系统，通过滚珠丝杠传动给试件加载。该系统加载频率一般在 0~0.05 Hz 范围，对任意载荷波形均能模拟，且运行中能耗较低，故成为疲劳—蠕变试验机的首选加载方式。基于机电伺服加载的疲劳—蠕变试验机在国内外均有相关报道，但整套设备造价较昂贵。

3 叶片模拟试验件设计

由于叶片在工作中主要承受离心负荷为主的疲劳载荷，而疲劳—蠕变试验中一般只能施加集中载荷作用，因此要完成叶片疲劳—蠕变试验，必须针对叶片考核部位进行局部模拟，设计专门的试验件。模拟试验件设计的成功是整个定寿和试验工作圆满完成的基础。

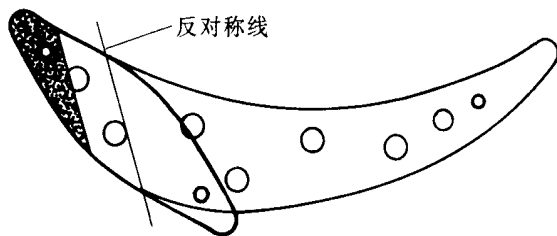


图 2 某型涡轮叶片疲劳—蠕变模拟试验件型面设计方案

在模拟试验件设计中，应遵循以下 3 个基本原则：(1) 叶片被考核区域必须得到真实模拟：试验件除要求在考核区几何结构与真实叶片一致外，整个试验件的制造、加工过程也应与真实叶片相一致；(2) 试验件截面设计要有效排除附加弯矩在加载方向的影响。以往的研究和试验表明，在高温保载载荷作用下，试验件存在的因考核截面弯心与加载中心线不重合所导致的附加弯矩，在试验过程中是极不稳定的，不能将其作为有效载荷

施加在试验件的被考核区域; (3) 考核区域应设计为试验件的最薄弱截面, 以最大限度地保证试件在预期的部位失效。

图 2 为某型涡轮叶片疲劳—蠕变模拟试验件试验段型面设计方案。图中细线所示轮廓为试验叶片考核部位所在截面的真实型面; 粗线所示为模拟件试验段截面; 阴影部分为欲校核部位。模拟件试验段型面为反对称设计, 保证了型面弯心与加载中心线重合。采用反对称设计的另一优点是, 当试验为非失效截尾时, 一个试验过程可以取得两个子样的考核结果。

4 基于机电伺服控制系统的新型疲劳—蠕变试验器

为了完成某型涡轮叶片疲劳—蠕变试验定寿工作, 我所专门设计了一种基于机电伺服控制的新型疲劳—蠕变综合试验器。该试验器可广泛应用于发动机转子叶片(涡轮叶片、压气机叶片)模拟件的低循环蠕变寿命考核和故障再现试验, 同时也可以完成发动机高温材料的疲劳蠕变性能测试工作。

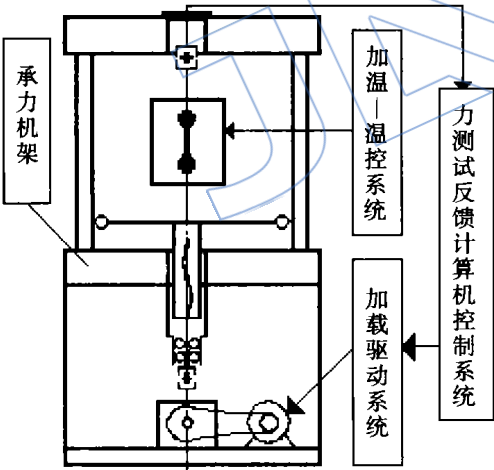


图 3 试验器基本结构框图

该试验器的基本结构见图 3。试验器主要由承力机架、加载驱动系统、力测试反馈计算机控制系统和加温—温控系统组成。试验件由专门的夹具及配套连杆装夹好以后, 置于高温炉体内。限于篇幅, 在此略去对试验器各部分的结构特点和相互关联的说明。

该试验器采用计算机主动控制, 通过机电伺服系统给试件加载, 由智能温控仪控制的高温电炉给试件加温。试验器能够施加各种低频波形的载荷。整个试验过程低能耗、低噪音。其主要技术指标如下: (1) 设计加载能力: 50 kN; (2) 试验力测量误差: $\pm 1\%$ 示值; (3) 加载频率: 0~0.05 Hz, 加载波形不受限制; (4) 电炉总加热功率: 2.0 kw; (5) 电炉内径: $\Phi 70$ mm; (6) 工作温度: 200~1100℃; (7) 温度控制精度: $\pm 2^\circ\text{C}$; (8) 温度梯度: 在 30mm 标距内不大于 5°C 。

5 涡轮叶片蠕变—疲劳寿命试验结果

为确定某型发动机 I 级涡轮叶片的使用寿命潜力, 在 § 4 介绍的新型蠕变—疲劳试验器上进行了该叶片的蠕变—疲劳寿命试验。针对理论分

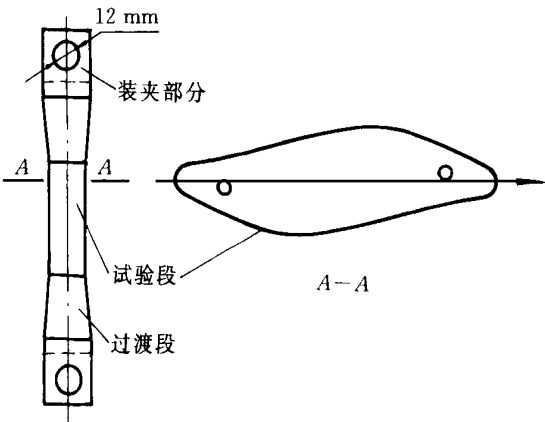


图 4 涡轮叶片模拟试验件结构示意图

表 1 涡轮叶片蠕变—疲劳寿命试验结果

试件号	试验循环数	试验保载时间/h	试验结果	备 注
E0124	3290	254	断裂	保载温度 836℃
E0123	795	62	断裂	保载温度 876℃
E0112	563	44	断裂	保载温度 876℃
E0120	167	13	断裂	保载温度 876℃(试验件有夹渣)

析所确定的叶片危险截面考核点, 设计了专门的模拟试验件。图 4 为模拟试验件结构示意图。

表 1 给出的是前 4 个试件的试验结果。4 个试件均在试验段发生断裂, 且断口表现出典型的蠕变—疲劳破坏特征, 达到了试验的预期。在 4 个试件近 20 天的试验过程中, 设备全程由计算机控制, 运行稳定, 并实现了低能耗、低嘈声, 大大节省了人力物力。

6 结 论

本报告给出的主要结论有:

- (1) 涡轮叶片疲劳—蠕变寿命考核是叶片寿命设计中的重要一环, 目前单纯的热疲劳冲击或低循环疲劳试验均不能较准确地给出叶片的蠕变寿命。
- (2) 对涡轮叶片开展疲劳—蠕变寿命研究, 首要的工作是确定叶片最薄弱的部位; 叶片疲劳—蠕变试验载荷应根据发动机实际使用载荷谱、叶片考核部位的工作应力和工作温度综合分析后给定。
- (3) 目前完成叶片疲劳—蠕变寿命试验的基

本手段是采用机械加载方式, 在完成相关试验时, 必须针对叶片考核部位进行模拟试验件设计。在模拟件设计中, 除保证结构、制造加工与真实叶片一致外, 试验件的型面应避免存在加载时的附加弯矩作用。

(4) 基于机电伺服控制的疲劳—蠕变试验器具有低能耗、低噪音的显著优点, 特别适合于叶片疲劳—蠕变寿命试验中的载荷要求, 是进行叶片疲劳—蠕变试验的首选设备。

参考文献

[1] 穆霞英 蠕变力学[M] 西安: 西安交通大学出版社, 1990

[2] 高镇同 疲劳性能测试[M] 北京: 国防工业出版社, 1980

[3] 孟春玲, 吴文斌 单晶叶片材料蠕变试验研究[J] 北京航空航天大学学报, 1998

[4] 吕文林主编 航空发动机强度计算[M] 北京: 国防工业出版社, 1988

[5] Maldani M, Lupinc V. Creep and Fracture of Engineering Materials and Structures[D] The Institute of Metals, London, (1990), 951

(责任编辑 王震华)

Research on Experimental Technique for Fatigue-Creep Life of the Turbine Blade in Aeroengine

L I W ei, S H I H ai-qiu

(A irforce First Research Institute, Beijing 100076, China)

Abstract Turbine blades of aeroengine are one kind of component parts working in the most severe conditions. They have the most complex structure, and are apt to fracture. The turbine blades endure the compound loads at high temperature all the time when the engine is working. Therefore, to determine the working life of the blade, the creep and fatigue life cannot be separately considered. On the contrary, the mutual effects of fatigue and creep must be fully considered. At present the method for predicting the fatigue-creep life of structure is imperfect in theory, so experimental research for the fatigue-creep life of the turbine blade is an important procedure in the design and life determination of the blade. This paper has a general discussion on the technique of fatigue-creep experiment of turbine blade. The determination of the experimental load spectrum and the key technical procedure of designing the testing blade sample are emphasized. This paper also introduces a synthetical testbed, whose loading system is based on the electric-mechanical servo device and which is especially suitable for blade fatigue-creep experiment.

Key words: turbine blade; fatigue life; experimental technique