

弹片热机械疲劳试验方法研究及设计

孙万超, 李磊, 熊华锋, 杨胜春

(中国航空工业集团有限公司 中国飞机强度研究所, 西安 710065)

摘 要: 针对弹片的热机械疲劳(TMF)试验要求,采用机械设计技术、机电技术、冷却技术、计算机技术和数据采集技术,提出了压力载荷和热载荷的加载方法,建立了2种载荷5个试验件的并联试验控制系统,并设计了弹片热机械疲劳试验器。试验结果表明:该系统能够同时模拟服役环境下弹片的压力载荷和热载荷。利用该试验系统进行了弹片的热机械疲劳试验,试验结果再现了弹片在服役状态下的失效模式。试验系统具有良好的重复度、较高的加载频率和加载精度。压力载荷最大相对误差为2.4%,绝对误差小于0.5 N。温度载荷最大相对误差为3.55%,最大绝对误差为3.89℃。

关 键 词: 弹片; 热机械疲劳; 疲劳试验; 压力载荷; 热载荷

中图分类号: V235.13

文献标志码: A

Investigation and design for TMF test method of elastic sheet

SUN Wanchao, LI Lei, XIONG Huafeng, YANG Shengchun

(Aircraft Strength Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China Limited, Xi'an 710065, China)

Abstract: Targeting the requirements of thermal mechanical fatigue (TMF) test for elastic sheet, the method of loading pressure and thermal loads was put forward using mechanical design technology, mechanical and electrical technology, cooling technology and data acquisition technology, a parallel test control system of two parallel loads, five test pieces was set up, and a thermal mechanical low cycle fatigue exerciser for elastic sheet was designed. Test results showed that, the system can simulate both the pressure load and thermal load of the elastic sheet in the service environment. The thermal mechanical low cycle fatigue test of elastic sheet was carried out by this test system, and the failure modes of elastic sheet in service state were found. The test system had good repeatability, high loading frequency and loading accuracy. The maximum relative error of pressure load was 2.4%, and the absolute error was less than 0.5 N. The maximum relative error of temperature load was 3.55%, and the maximum absolute error was 3.89℃.

Key words: elastic sheet; thermal-mechanical fatigue (TMF); fatigue test; pressure load; thermal load

收稿日期: 2017-11-21

作者简介: 孙万超(1985—),男,工程师,博士,主要从事航空发动机零部件强度研究。E-mail:sunwanchao2010@163.com

引用格式: 孙万超,李磊,熊华锋,等. 弹片热机械疲劳试验方法研究及设计[J]. 航空动力学报,2019,34(1):106-114. SUN Wanchao, LI Lei, XIONG Huafeng, et al. Investigation and design for TMF test method of elastic sheet[J]. Journal of Aerospace Power, 2019, 34(1): 106-114.

不断追求高推质比是先进航空发动机的发展目标之一。这导致发动机热端部件的工作温度不断提高,工作环境更加恶劣^[1-2]。发动机热端部件故障产生的原因主要有:低循环疲劳、热疲劳、高温长时间载荷作用下的蠕变变形和蠕变应力断裂,振动引起的高循环疲劳,高温燃气冲刷腐蚀和氧化以及外物打伤等^[3]。其中,低循环疲劳、热疲劳和蠕变的联合作用为热机械疲劳(thermo-mechanical fatigue, TMF),对于弹片而言,热机械疲劳为其主要的失效模式^[4]。

热机械疲劳失效机理十分复杂,试验技术在热机械疲劳的研究中占有重要地位,国内外学者对此给予了高度重视,提出了各种热机械疲劳试验装置及方法^[5-15]。但到目前为止我国还没有热机械疲劳试验的国家标准,这主要是由于合金在热机械疲劳过程中影响因素较多^[16-17]。高温环境的模拟是利用加热系统实现的。常用的加热方式有:燃气加热、辐射加热以及感应加热等^[18]。目前,燃气加热成本较高,且难以施加机械载荷^[19];辐射加热的加热速率较低,且无法模拟温度场分布^[20]。感应加热升温快、效率高、无污染、温度场均匀且容易控制,被越来越多地应用在热机械疲劳试验装置中^[21]。并且由于集肤效应,其加热深度较浅,能够很好地模拟工作状态下试验件的表面加热状态^[22]。

弹片作为涡扇发动机重要的部件,当发动机启动、巡航、停车等飞行作业时承受着同频、同相位周期性交变的离心力和热应力,经多次循环变化就产生热机械疲劳和永久变形,一旦失效或变形过大会对涡轮叶片造成严重的后果,因此需要弹片具有很高的可靠性和极低的破坏率。由于弹片试验件非常薄,仅仅依靠基于宏观弹塑性、疲劳破坏理论来保障使用安全是不够的,必须经过试

验验证。弹片热机械疲劳试验设计需要综合考虑机械加载系统、热载荷加载系统、边界模拟系统、试验器机械设计、冷却系统及控制系统等众多因素。针对弹片热机械疲劳试验设计方面,国内外尚鲜有公开发表的研究文献,本文拟设计一套弹片热机械疲劳试验器,为弹片的抗热机械疲劳设计、强度分析和试验验证提供有益的理论与技术支持。

1 试验方案

弹片(如图 1 所示)在服役条件下承受离心力和热应力载荷。弹片试验件最大轮廓尺寸为 7 mm×9 mm×6 mm,厚度为 0.3 mm。在离心力的作用下,弹片的耳片承受周期性的压力载荷和热载荷。试验内容见表 1,试验载荷谱如图 2 所示。温度载荷为均匀温度,冷却方式为空气冷却。由于试验件尺寸和载荷数值较小,现有的试验设施难以对弹片施加循环压力载荷和温度载荷。

为了满足以上试验要求,本文设计了一套针对弹片的热机械疲劳试验系统,用于在试验室条件下对弹片的服役环境进行模拟,考核试验件的变形与寿命。试验系统包含加载、加热、冷却、控制及机械系统等 5 个子系统。

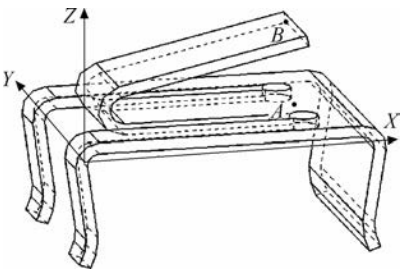


图 1 试验件外形示意图

Fig. 1 Schematic diagram of test piece

表 1 弹片低循环疲劳寿命验证试验载荷

Table 1 Test load of low cycle fatigue life test for the elastic sheet

参数	加载范围			备注
	最小值	最大值	保载峰值	
压力载荷/N	10	25	25	图 2 中所示,在 B 点沿-z 方向
温度载荷/℃	80	380	385	
循环次数		2000		
加载周期 T/s		177		

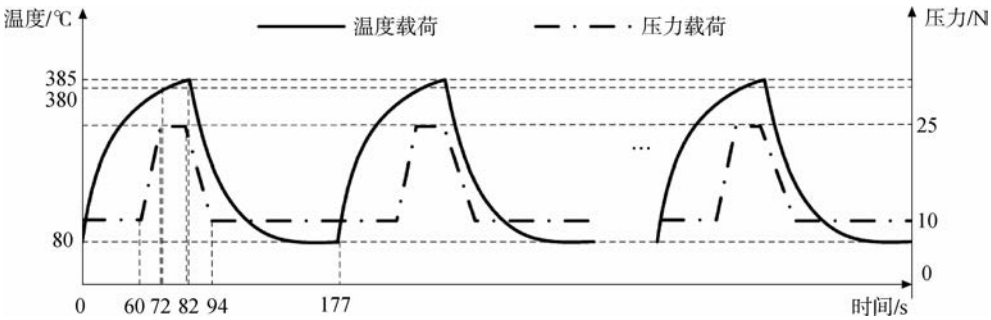


图 2 试验载荷谱
Fig. 2 Loading spectrum of test

2 试验器设计

2.1 压力载荷加载方法设计

压力载荷采用砝码的方式进行加载。试验件安装在底座上,在耳片 B 点位置(见图 1)竖直放置加载棒,加载棒上端放置 10 N 砝码,依靠加载棒和 10 N 砝码的自重施加机械载荷的卸载载荷。10 N 砝码之上放置 15 N 砝码,采用伺服电动机吊动 15 N 砝码上下移动,依靠 15 N 砝码的自重施加交变的 15 N 机械载荷,以达到 10 N-25 N-10 N 机械载荷的加/卸载循环,如图 3 所示。载荷谱见图 2。为保证压力载荷加载精度和稳定性,采用砝码套筒和加载棒套筒对砝码和加载棒进行水平方向限位,通过控制砝码与套筒的间隙配合,以达到提高加载精度的目的,如图 4、图 5 所示。其中加载棒套筒位于 10 N 砝码套筒内。同时为保障加载精度,安装完成后,加载棒上端需高出加载棒套筒 3 mm,10 N 砝码需高出 10 N 砝码 5 mm。15 N 砝码的吊耳应满足对心要求。

2.2 热载荷加载方法设计

热疲劳机理十分复杂,试验技术在热疲劳的

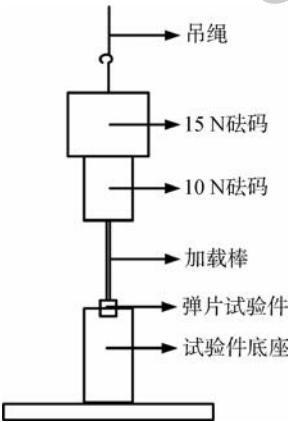


图 3 压力载荷的施加
Fig. 3 Loading schematics of pressure load

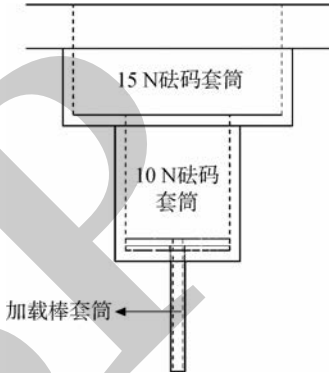


图 4 砝码套筒
Fig. 4 Weight sleeve

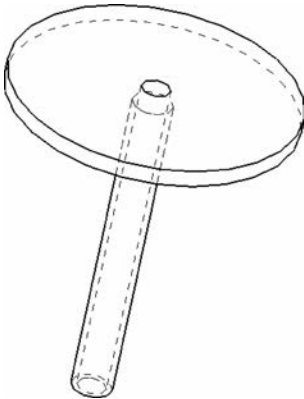


图 5 加载棒套筒
Fig. 5 Loading bar sleeve

研究中占有重要地位。加热装置是热疲劳试验设备的核心部件,其加热效率和温度场的均匀程度决定了试验的效率和效果。当前常用加热方式主要有高速空气对流法、低压大电流直接加热法、辐射加热法、流态床法、红外加热法、激光加热和高频感应加热法。高速空气对流法、低压大电流直接加热法、辐射加热法、流态床法、红外加热法和激光加热方式会对试验件和部分试验夹具共同加热,试验夹具的加热会降低试验件温度降低的速度。感应加热升温快、效率高、无污染、温度场均

匀且容易控制,并且由于集肤效应,其加热深度较浅,能够很好地模拟工作状态下试验件的表面加热状态。同时,经过详细设计,可以仅仅针对需要加热的部分进行加热,有效的提高了试验效率和精度。

为满足弹片交变热载荷试验要求,设计了感应加热系统。感应加热系统,主要包括感应线圈、冷却水、控制、热电偶,如图 6、图 7 所示。感应线圈采用中空铜管制成,铜管直径为 5 mm,线圈直径为 40 mm,绕试验件盘转 5 圈,为了避免铜管过热损坏,铜管中间采用冷却水进行冷却。感应线圈中通入的交变电流产生交变磁场并在热疲劳试验件内生成同频率的感应电流实现对试样快速加热。

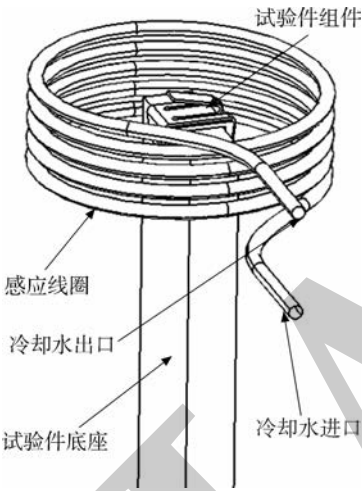


图 6 热载荷的施加
Fig. 6 Loading schematics of thermal load

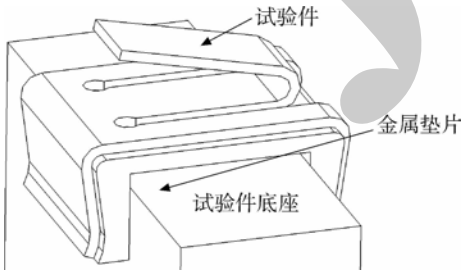


图 7 试验件组件
Fig. 7 Test piece components

一般试验件的结构以及热边界条件十分复杂。通常,感应线圈的形状难以确定,需要采用不同形状的线圈对试验件进行加热,以获得线圈的形状及其与试验件的相对位置与弹片表面温度分布规律的关系,逐步改进线圈。这种方法需要进行大量的调试工作,并需要同步改变线圈直径、管

径和壁厚等参数,调试工作需要大量的时间,造成人力、物力、财力的浪费。本次试验将试验件置放于感应线圈之内,感应线圈外端连接控制器,通过控制电压、电流信号的强弱进行温度的加卸载调整,并采用温度信号采集技术,进而形成温度闭环控制,以达到温度的自适应调节。

本次试验件所用材料为 GH4169,试验前期准备过程中发现,其磁感应特性较弱,仅采用电磁感应加热,在 200℃ 以上时升温较慢,功率需求快速增加。不能满足试验周期的限制要求。为了提高试验效率,降低成本,本文设计了试验件垫片,如图 8 所示。垫片采用 30CrMnSiA 制作,利用 30CrMnSiA 的强磁感应特性,线圈首先加热垫片,垫片温度迅速升高,并将热量传导至弹片试验件。由于试验件和垫片均很薄,约为 0.4 mm,在该加热系统下,试验件基本处于均匀的温度场下,且温度升/降速率较高。

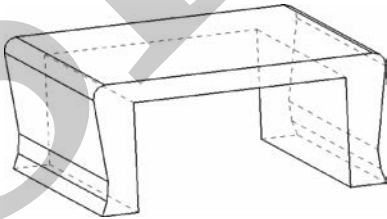


图 8 金属垫片
Fig. 8 Metal gasket

由于在加热过程中,弹片表面会发生明显的氧化,导致红外测温精度显著降低。此外,由于弹片底面由支持底座支撑,顶面采用砝码加载,试验件四周布满线圈,试验件外表面几乎被完全遮挡,采用红外测量温度不易实现。为了能够准确控制弹片表面的温度,本次试验采用热电偶进行温度监测。考虑到,点焊热电偶会破坏试验件表面晶体组织,并且在承受热机械疲劳载荷时焊点极易脱落;在加载时弹片专用夹具会产生变形,进而导致叶片的位置发生改变。采用兜接法难以保证热电偶在试验过程中始终与弹片保持良好接触。为了避免对试验件表面造成损伤,并保证试验过程中热电偶与弹片始终紧密接触,本次试验采用高温胶黏贴的方法固定热电偶。热载荷加载曲线如图 9 所示。

2.3 支持边界模拟设计

支持框架采用立式架构,底部利用石英玻璃底座和金属垫片,采用过盈配合和高温胶黏结的方式固定弹片试验件,模拟樵齿与弹片的连接方

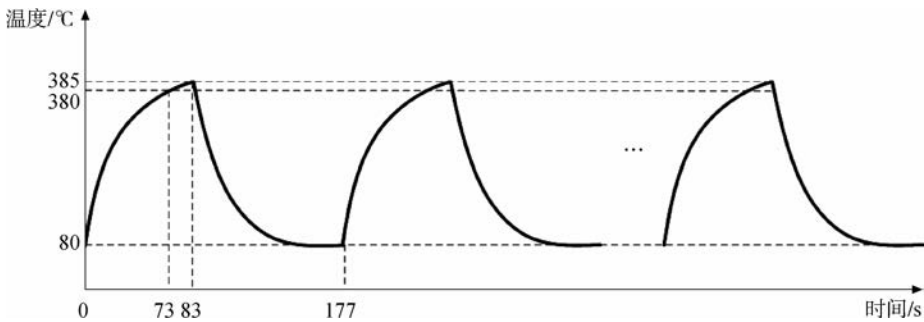


图 9 热载荷谱

Fig. 9 Loading spectrum of thermal

式。支持示意图见图 10。试验件底座尺寸相对于试验件而言较大,在温度卸载过程中若其温度过高,会影响试验件的温度卸载速率。为避免感应加热系统将试验件底座加热,试验件底座采用石英玻璃制作,由于不具有磁感应特性,在试验过程中不会被加热。

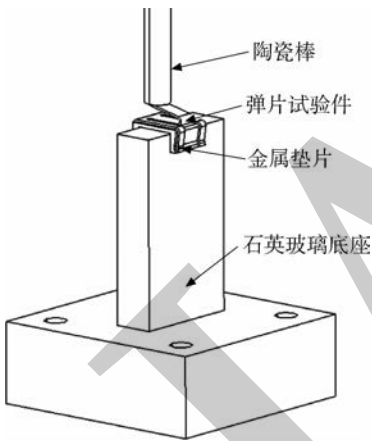


图 10 试验件支持示意图

Fig. 10 Schematic diagram of test piece's support

金属垫片采用 30CrMnSiA 制作,利用其磁感应强的特性,迅速升温并将热量传导至试验件。由于金属垫片相对于试验件而言较小,在保证试验件加热同时降低垫片自身温度对试验件温度卸载速率的影响。此外,为提高试验频率,采用风冷加速试验件的冷却速率。

金属垫片与弹片接触面采用真实装配件尺寸及加工工艺,保障了试验室条件下真实再现弹片边界条件的模拟。与试验件支持底座一样,为了避免加载棒温度过高影响试验件温度卸载速度,加载棒采用陶瓷制作。

2.4 试验器机械与控制系统设计

弹片热机械疲劳试验器如图 11 所示。试验器机械部分主要包括主框架、伺服电动机、旋转

杆、旋转杆支架、吊绳、V 型导轨、导轨支架、套筒组件、感应线圈及支持组件、砝码组件和冷却水系统。

为了提高试验效率,试验器采用并联设计。10 N 砝码静止放置于 10 N 套筒内,通过陶瓷加载棒施加恒定的 10 N 载荷。5 组 15 N 砝码通过吊绳悬挂于旋转杆,通过伺服电动机的往复转动,以达到吊绳在旋转杆上的缠绕和释放动作,完成 15 N 砝码的往复升降运动,实现 10 N-25 N-10 N 交变机械载荷的施加。通过线圈支架,将每个感应线圈的中间一圈与试验件固定于同一平面内,同时试验件位于线圈中心位置。

试验器可以通过调节 V 型导轨的位置,使吊绳延长线与砝码的重心作用线重合,避免砝码偏斜卡滞在套筒内,使载荷精度降低的情况出现。在 15 N 砝码套筒和 10 N 砝码套筒结合部位外沿底面,预留 4 个呈对称分布的排气孔,并在套筒内部涂抹润滑油,以防止摩擦和空气压力对压力载荷的干扰。

弹片试验器需要对压力载荷的 1 个伺服电动机和温度载荷的 5 个加载点依据图 2 的标准循环载荷谱完成载荷的循环施加与协调控制。此外,还需要对电源、继电器、冷却系统进行自动控制,加载控制器应至少提供 9 个控制通道,且控制精度优于 $\pm 1\%$,指令谱发生频率不小于 200 Hz,控制迭代频率不小于 2500 Hz。弹片试验器协调控制系统基本组成框图如图 12 所示。控制器以控制回路模式工作,可实现温度与转动角度的精确控制。

在整个疲劳载荷谱周期内,通过载荷谱给定一个频率、幅值可设定的命令信号作为伺服电动机往复转动和感应线圈通电功率的控制指令,完成载荷谱的启动与停止。试验开始时,首先控制感应线圈进行温度加载,当试验件温度加载至

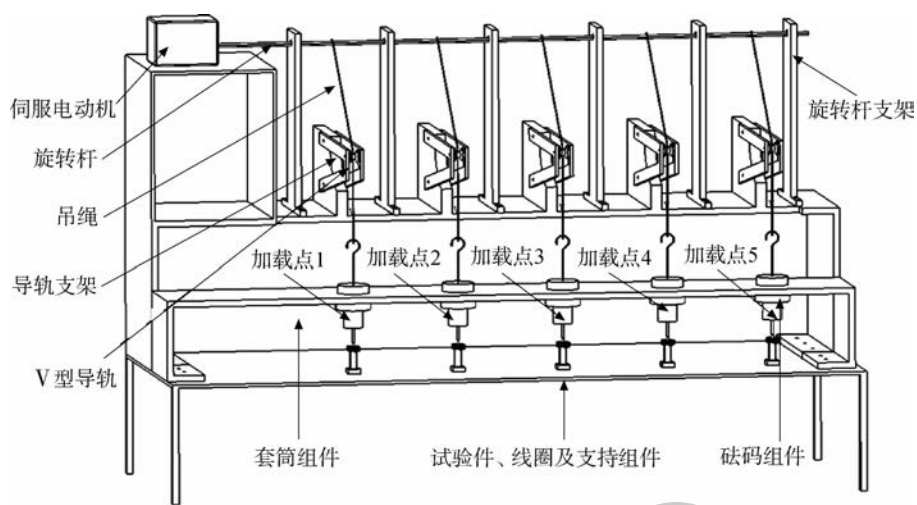


图 11 试验器机械系统设计图

Fig. 11 Mechanical system design diagram of test device

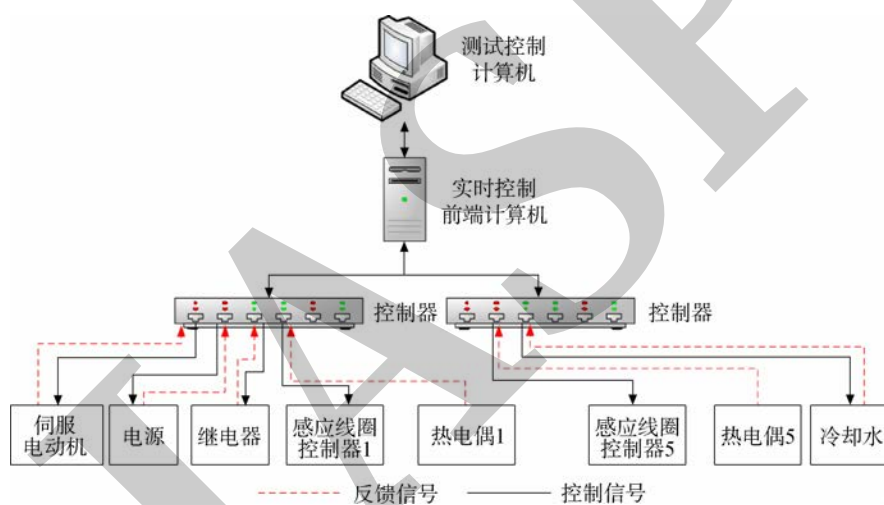


图 12 试验器控制系统设计图

Fig. 12 Control system design diagram of test device

380℃时,控制电动机缓慢放下 15 N 砝码并进行压力载荷保载,控制器通过控制感应线圈通电功率进行温度保载,试验件保载温度不超过 385℃。保载 10 s 后,通过控制指令缓慢提起 15 N 砝码,同时关闭感应线圈通电功率,试验件压力载荷和温度载荷进行卸载。

3 试验验证及结果分析

在本文所发展的弹片热-机械疲劳试验器上进行了弹片热-机械疲劳寿命验证试验及剩余弹力测试试验(如图 13、图 14 所示),试验载荷谱如表 1 和图 1 所示。剩余弹力测试试验为测试耳片 B 点上表面到 A 点上表面距离 2 mm 时的压力值。

3.1 压力控制及误差分析

试验采取依靠砝码重力施加压力的方法,因

此试验压力载荷的加载精度仅与砝码的重力有关。压力载荷加载精度见表 2。本次试验项目有 5 个压力加载点,在计算压力载荷时,重力加速度值取为 9.8 m/s²。试验最大相对误差为 2.4%,绝对误差小于 0.5 N。试验过程中砝码上下运行姿态和速度正常,无卡滞现象发生,无异常声响,满足压力载荷加载误差小于 1 N 的试验要求。

3.2 温度控制及误差分析

加载点 1 和加载点 3 的温度控制曲线如图 15、图 16 所示。由加卸载测量曲线可以得出,温度加卸载曲线和目标曲线吻合度很高。温度载荷是一个大的惯性量,温度加载曲线呈底数大于 1 的对数曲线分布,温度卸载曲线呈底数小于 1 的对数曲线分布。



图 13 弹片热-机械疲劳试验
Fig. 13 TMF test of elastic sheet



图 14 弹片热-机械疲劳试验加载
Fig. 14 Loading of TMF test for elastic sheet

表 2 各加载点压力载荷误差分析
Table 2 Error analysis of pressure load for each loading point

加载点	要求载荷/N		试验载荷/N		相对误差/%		绝对误差/N	
	峰值	谷值	峰值	谷值	峰值	谷值	峰值	谷值
1	25	10	24.55	9.84	−1.80	−1.6	−0.45	−0.16
2	25	10	24.57	9.82	−1.72	−1.8	−0.43	−0.18
3	25	10	24.57	9.82	−1.72	−1.8	−0.43	−0.18
4	25	10	24.67	9.83	−1.32	−1.7	−0.33	−0.17
5	25	10	24.53	9.76	−1.88	−2.4	−0.47	−0.24

截取加载点 1 的前六个加卸载曲线关键点进行误差分析如表 3 所示。由表 3 可以得出系统的最大相对误差为 3.55%，最大绝对误差为 3.89℃。温度加卸载重复性良好。满足温度载荷加载误差小于 5℃的试验要求。

3.3 试验结果分析

针对 30 件弹片试验件进行了热机械疲劳试验,所有试验件均未出现断裂损伤。试验结束后,对所有试验件进行了无损检测,检测结果未见异常情况发生。其中 20 件试验件未完成 2000 次循环试验便出现了不同程度的变形超差现象。因此,该试验件弹塑性蠕变变形具有较大的分散性。

对完成 2000 次循环的 10 件试验件进行了剩余弹力测试,测试结果如表 4 所示。由表 4 可知试验件剩余弹力分散性较大,且试验件的剩余弹力随着加载历史的进程具有不同程度的下降、上升交替现象出现,如图 17 所示。

根据试验结果可以得出,试验件变形及剩余弹力具有较大的分散性。考虑到试验件设计时采用的 Mises 强度理论,该理论不能准确的评估试验件加卸载历程带来的累积变形。此外,考虑到试验件较薄,厚度仅为 0.3 mm,制造材料为多晶

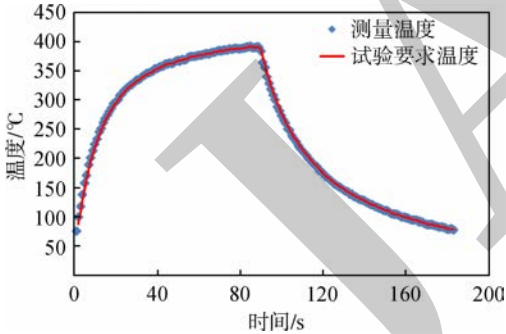


图 15 加载点 1 温度控制曲线
Fig. 15 Temperature control curve at the loading point 1

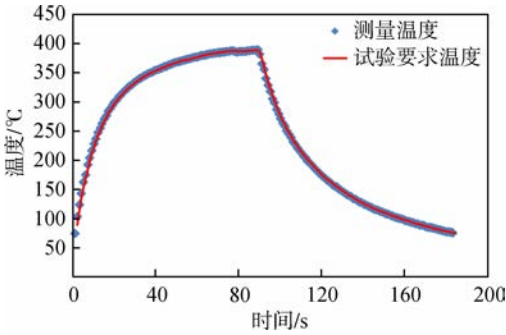


图 16 加载点 3 温度控制曲线
Fig. 16 Temperature control curve at the loading point 3

表 3 加载点 1 温度载荷误差分析

Table 3 Error analysis of temperature load at the loading point 1

时间/s	要求 温度/℃	测量 温度/℃	相对 误差/%	绝对 误差/℃	时间/s	要求 温度/℃	测量 温度/℃	相对 误差/%	绝对 误差/℃
72	380	382.66	0.7	2.66	603	380	379.80	−0.05	−0.02
82	385	388.89	1.01	3.89	613	385	385.16	0.04	0.16
177	80	81.85	2.31	1.85	708	80	79.92	−0.10	−0.08
249	380	379.48	−0.14	−0.52	780	380	379.05	−0.25	−0.95
259	385	387.56	0.66	2.56	790	385	386.83	0.47	1.83
354	80	82.84	3.55	2.84	885	80	79.09	−1.14	−0.91
426	380	381.47	0.39	1.47	957	380	378.77	−0.32	−1.23
436	385	383.21	−0.46	−1.79	967	385	385.52	0.14	0.52
531	80	80.08	0.10	0.08	1062	80	78.65	−1.69	−1.35

表 4 试验件剩余弹力测试数据

Table 4 Residual elastic force measurement data of test piece

试验件 编号	循环次数								
	0	100	300	500	700	800	1300	1800	2000
1	48.31	53.17	51.21	40.76	28.26	13.78	14.68	38.68	33.91
2	81.32	43.63	14.75	67.69	33.88	33.87	72.56	82.26	33.91
3	48.37	62.95	59.13	72.52	48.29	43.75	45.73	43.50	48.38
4	58.08	62.94	65.44	67.70	42.69	53.24	14.75	33.85	34.00
5	48.37	21.39	334.00	53.28	58.07	38.77	24.28	33.78	33.85
6	58.66	53.25	19.38	9.87	6.94	6.93	19.48	14.68	6.93
7	38.80	53.28	6.14	4.97	14.75	9.87	19.48	7.91	7.91
8	39.78	67.69	58.16	29.19	48.60	53.12	48.64	29.10	34.10
9	49.88	72.57	72.57	58.00	53.22	62.69	72.57	48.37	63.06
10	53.79	48.37	87.18	43.58	72.59	48.28	38.86	19.48	26.34

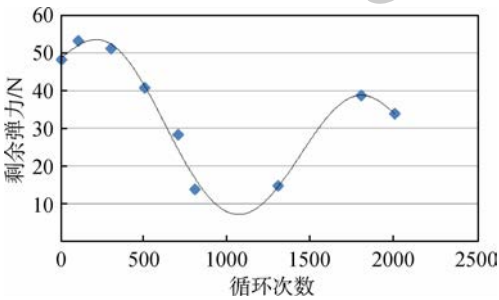


图 17 试验件 1 剩余弹力与试验循环数关系

Fig. 17 Relationship between residual elastic force and test cycle number of test piece 1

考虑到晶粒的随机分布、晶体随机取向、滑移损伤和晶界强度等各种不确定性因素对试验件变形及剩余强度带来的影响。

4 结 论

本文提出了弹片试验件微小压力载荷和温度载荷协调加载方法,研制了基于机械设计技术、机电技术、冷却技术、计算机技术和数据采集技术的弹片热机械疲劳试验器。

试验器可准确地模拟弹片试验件的边界条件,具有良好的重复度、较高的加载频率和加载精度。压力载荷最大相对误差为 2.4%,绝对误差小于 0.5 N。温度载荷最大相对误差为 3.55%,

高温金属材料,在此厚度的情况下,基于宏观唯像理论建立的 Mises 弹塑性有限元分析理论不能考

最大绝对误差为 3.89°C 。

针对 30 件弹片试验进行了热机械疲劳试验。试验结果表明:试验件变形及剩余弹力具有较大的分散性。考虑到试验件设计时采用的 Mises 强度理论,该理论不能准确的评估试验件加卸载历程带来的累积变形。此外,考虑到试验件较薄,厚度仅为 0.3 mm ,制造材料为多晶高温金属材料,在此厚度的情况下,基于宏观唯像理论建立的 Mises 弹塑性有限元分析理论不能考虑到晶粒的随机分布、晶体随机取向、滑移损伤和晶界强度等各种不确定性因素对试验件变形及剩余强度带来的影响。

参考文献:

- [1] XU J, REUTER S, ROTHKEGEL W. Tensile and bending thermo-mechanical fatigue testing on cylindrical and flat specimens of CMSX-4 or design of turbine blades[J]. International Journal of Fatigue, 2008, 30(2): 363-371.
- [2] 孙万超, 陆山. 考虑应力集中的镍基单晶合金低周疲劳公式[J]. 应用力学学报, 2013, 30(2): 273-277.
SUN Wanchao, LU Shan. Fatigue life prediction of single crystal nickel-based superalloys by considering stress concentration[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2013, 30(2): 273-277. (in Chinese)
- [3] 苏清友, 孔瑞莲, 陈筱雄, 等. 航空涡喷、涡扇发动机主要零部件定寿指南[M]. 北京: 航空工业出版社, 2004.
- [4] 王荣桥, 荆甫雷, 胡殿印. 单晶涡轮叶片热机械疲劳试验技术[J]. 航空动力学报, 2013, 28(2): 252-258.
WANG Rongqiao, JING Pulei, HU Dianyin. Experimental setup for testing thermo-mechanical fatigue of single crystal turbine blades[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(2): 252-258. (in Chinese)
- [5] EGGERTSON E, KAPULLA R. Turbulent mixing and its effects on thermal fatigue in nuclear reactors[J]. World Academy of Science Engineering and Technology, 2011, 76(3): 206-213.
- [6] KOIEHIRO E, SATOSHI S, KAZUYOSHI S, et al. Thermal fatigue experiment of screw cooling tube under one-sided heating condition[J]. Journal of Nuclear Materials, 2004, 329(1): 820-824.
- [7] ANEELET O, CHAPULIOT S. Development of a test for the analysis of the harmful innes of a 3D thermal fatigue loading in tubes [J]. International Journal of Fatigue, 2007, 29(3): 549-564.
- [8] MAILLOT V, FISSOLO A. Thermal fatigue crack networks parameters and stability: an experimental study[J]. International Journal of Solids and Structures, 2005, 42(2): 759-769.
- [9] MEROLA M, MATERA R, SEVINI F. Experimental results of the thermal fatigue tests for I. A. E. A. benchmark components[J]. Journal of Nuclear Materials, 1996, 233(11): 620-625.
- [10] KATSUHIKO S, TSUYOSHI T. Low cycle thermal fatigue and microstructural change of ACZ-T6 aluminum alloy [J]. International Journal of Fatigue, 2006, 28(3): 203-210.
- [11] PANDA P, KANNAN T, DUBOIS J, et al. Thermal shock and thermal fatigue study of alumina [J]. Journal of the European Ceramic Society, 2002, 22(13): 2187-2196.
- [12] LIM J, KUK K, SHIN S, et al. Failure mechanisms in thermal inkjet print head analyzed by experiments and numerical simulation[J]. Microelectronics Reliability, 2005, 45(3/4): 473-478.
- [13] AMIABLE S, CHAPULIOT S, CONSTANTINESEU A, et al. A comparison of life time prediction methods for a thermal fatigue experiment[J]. International Journal of Fatigue, 2006, 28(7): 692-706.
- [14] AKINC M, JONGEN N, LEMAITRE J, et al. Synthesis of nickel hydroxide powders by urea decomposition[J]. Journal of the European Ceramic Society, 1998, 18(11): 1559-1564.
- [15] 夏鹏成, 韩冠朋, 谢鲲, 等. 高温合金热疲劳实验机的研制及实验研究[J]. 材料导报, 2013, 27(12): 20-22.
XIA Pengcheng, HAN Guanpeng, XIE Kun, et al. Development and experimental study of high temperature alloy thermal fatigue tester[J]. Materials Review, 2013, 27(12): 20-22. (in Chinese)
- [16] 蔡乔芳. 加热炉[M]. 北京: 冶金工业出版社, 2007.
- [17] BYCHKOV N, LUKASH V, NOZHITSKY Y, et al. Investigations of thermomechanical fatigue for optimization of design and production process solutions for gas turbine engine parts[J]. International Journal of Fatigue, 2008, 30(2): 305-312.
- [18] VERRILLI M, CALOMINO A, ROBINSON R, et al. Ceramic matrix composite vane subelement testing in a gas turbine environment[R]. ASME Paper GT2004-53970, 2004.
- [19] WRIGHT P. Influence of cyclic strain on life of a PVD TBC[J]. Materials Science and Engineering: A, 1998, 245(2): 191-200.
- [20] 王洪斌. 涡轮叶片热/机械复合疲劳试验方法研究[J]. 航空发动机, 2007, 33(2): 7-11.
WANG Hongbin. Test methods on thermal/mechanical fatigue (TMF) of turbine blade [J]. Aeroengine, 2007, 33(2): 7-11. (in Chinese)
- [21] SCHOLZ A, SCHMIDT A, WALTHER H, et al. Experiences in determination of TMF, LCF and creep life of CM-SX-4 in four-point bending experiments [J]. International Journal of Fatigue, 2008, 30(2): 357-362.
- [22] 施惠基. 高温合金材料热机械疲劳实验技术[J]. 实验力学, 1997, 12(4): 500-505.
SHI Huiji. Techniques for thermo-mechanical fatigue testing on high temperature alloys [J]. Journal of Experimental Mechanics, 1997, 12(4): 500-505. (in Chinese)