

DOI: 10.3901/JME.2019.13.072

航空发动机叶片掉角故障疲劳机理试验方法研究*

程礼^{1,2} 陈礼顺^{1,3} 李思路¹ 刘景元¹

(1. 空军工程大学航空工程学院 西安 710038;

2. 先进航空发动机协同创新中心 北京 100191;

3. 南昌航空大学飞行器工程学院 南昌 330063)

摘要: 针对航空发动机叶片掉角故障, 提出了一种采用叶片模拟试件进行高阶弯扭复合共振开展疲劳机理试验研究的方法。通过有限元模态分析, 优化设计了一种方形平板叶片模拟试件, 开展了高阶弯扭复合共振疲劳试验研究, 验证了试件模拟叶片掉角故障的可行性。结果表明: 模拟试件在“双扭曲复合”振型下进行共振试验可模拟引起掉角故障的高阶弯扭复合振型。在开展共振疲劳试验时, 发现试件存在复杂的非线性振动特性, 该特性对进行共振疲劳试验有重要影响。制定的疲劳裂纹判定方法可准确有效获得共振疲劳试验数据。

关键词: 叶片掉角故障; 弯扭复合共振; 叶片模拟试件; 裂纹判定标准; 疲劳强度

中图分类号: V232

Fatigue Mechanism Experiment Method of Blade Fracture Failure in Aero-engine

CHENG Li^{1,2} CHEN Lishun^{1,3} LI Silu¹ LIU Jingyuan¹

(1. Aeronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038;

2. Co-Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191;

3. Aircraft Engineering College, Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063)

Abstract: Aiming at the blade fracture failure of the aero-engine, a testing methodology for researching the fatigue mechanism is proposed, in which the square plate specimen is designed by FEM (finite element modal) analysis, as the simulation of the blade, is driven into the high order composite bending-torsional mode by base excitation. The results show that the high order composite bending-torsional mode which causes the blade fracture failure can be effectively simulated by the composite double-torsional and bending mode of the specimen in the resonant test. At the resonant fatigue test, complex nonlinearity is appeared in the vibration of the specimen, which significantly affects the progress of the experiment. The data of the resonant fatigue experiment results can be accurately determined by the crack criterion developed for the specimen, which confirms that it's feasible to simulate the blade fracture failure with the specimen.

Key words: blade fracture failure; composited bending-torsion resonance; specimen simulating blade; crack criterion; fatigue strength

0 前言

航空发动机叶片疲劳断裂属多发故障, 严重影响发动机甚至飞机正常运行安全^[1]。其原因多种多样, 主要包括共振、外物打伤、腐蚀、材质缺陷、微动损伤等。叶片掉角是一种常见的故障形式, 由于叶片掉角产生的(叶片)掉块随气流进入压气机后面级及燃烧室对发动机造成二次损伤甚至引发连锁

反应, 产生严重的后果^[2]。因此, 有效预防并解决叶片掉角故障对发动机安全运行具有重要意义。

针对发动机叶片掉角故障, 王婧等^[3]对压气机二级转子叶片掉角故障进行机理分析, 并提出治理方法; 可成河等^[4]对高压压气机第六级静子叶片掉角故障进行分析; 范顺昌等^[5]对高压压气机三级转子叶片掉角故障进行分析研究。在叶片疲劳断裂试验研究方面(主要通过振动疲劳试验方式开展, 该方法在模拟叶片疲劳破坏形式方面具有不可替代的地位)许多学者进行了研究。SHIRYAYEV 等^[6]针对试件非线性特性, 设计了一种新的控制软件, 可以实

* 国家重点基础研究发展计划(973 计划, 2015CB057400)。20180713 收到初稿, 20181128 收到修改稿

现在振动疲劳试验中对共振点的精确有效跟踪;GEARGE 等^[7]利用电动振动台在接近固有频率处对悬臂平板试件成功开展振动疲劳试验,但该方法不能实现试验的自动控制;YUN 等^[8]主要设计了闭环高周疲劳试验系统,该系统可实现反馈控制,能快速有效地开展一阶弯曲振动疲劳试验;XU 等^[9]利用圆盘和 10° 切割件分别进行振动疲劳试验获得 S-N 曲线和疲劳极限应力,并提出多轴疲劳准则来预测圆盘的疲劳属性;ZHOU 等^[10]在共振疲劳试验设备上通过一种扫频方法来测试疲劳裂纹的扩展速率,这种方法能被应用于复杂的结构和部件上;李静等^[11]以某型航空发动机压气机叶片为研究对象,在室温条件下进行了一阶弯曲振动疲劳试验,对 Basquin 方程进行修正,提高了方程寿命预测精度;何胜帅等^[12]在电动振动台上对发动机叶片进行了高应力振动疲劳试验,从试验角度对振动台激励与叶片振动应力响应之间的关系进行研究。胡海涛等^[13-14]针对铝合金试件及复合材料叶片分别开展了振动疲劳特性试验研究。然而,上述研究主要限于一阶弯曲振动疲劳试验,少有开展高阶共振研究。李思路等^[15-16]利用菱形和方形平板试件模拟真实叶片对振动过程中存在的双稳态现象及非线性振动特性进行研究分析,并开展了相关疲劳试验。

本文针对航空发动机叶片掉角故障,提出了一种采用叶片模拟试件进行高阶弯扭复合共振开展疲劳机理试验研究的方法。通过有限元模态分析,进行叶片模拟试件设计,对试件存在的非线性振动特性进行分析,并对叶片模拟试件及强化处理试件开展高阶弯扭复合共振疲劳试验。

1 叶片模拟试件设计

1.1 叶片掉角故障实例及原因分析

叶片掉角是一种航空发动机常见的故障模式,多发生于飞行中,一般在飞行后地面检查时才能发现。以某型发动机压气机叶片掉角故障为例,在飞行后进行地面检查时发现 1 件某级转子叶片排气边发生掉块,打伤同级叶片 1 件,打伤下级转子叶片 2 件,其掉块故障模式如图 1a 所示。故障主要表现为叶片排气边叶尖掉块,大小一般在 $15\text{ mm}\times 15\text{ mm}$ 内,严重时会导致压气机各级转子叶片打伤和发动机尾喷口挂铝,图 1b 所示为实际叶片掉块情况。分析发现,断口呈明显的疲劳特征,为共振引起的高周疲劳断裂,裂纹起始于叶尖与叶盆或叶背的交角处,疲劳扩展充分^[17]。

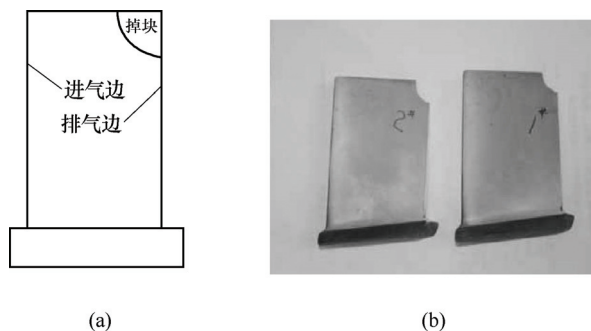


图1 叶片掉角故障

分析掉角故障原因,对某级叶片进行有限元模态分析,图 2 所示为得到的高阶弯扭复合振型对应位移云图和应力云图,称该阶振型为“双扭弯曲复合”振型,应力集中区域位于叶片顶端中间位置,此振动频率下共振易发生叶片掉角故障,因此“双扭弯曲复合”振型共振引起高周疲劳破坏是造成叶片掉角故障的主要原因。

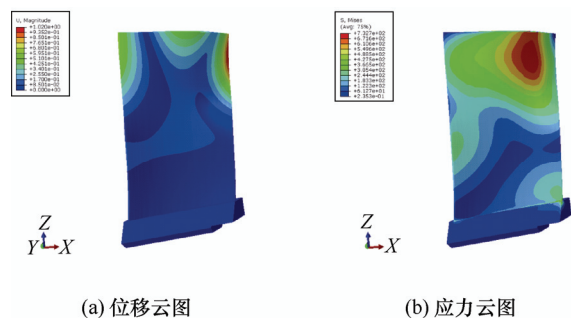


图2 叶片“双扭弯曲复合”振型

排除叶片掉角故障的方法主要有两种:一是对叶片型面优化小范围调节共振频率(固有频率)以避免激振频率从而降低叶片振幅;二是对叶片故障部位采取强化处理措施,使叶片能够承受更高的振动载荷。两种方式均能不同程度提高叶片工作时间,延长工作寿命。但随着现代航空发动机的不断更新换代,其各种激振源的频率覆盖范围越来越广,通过调节叶片固有频率避开共振的空间越来越小,必须综合采用各种措施(如强化处理等)提高叶片自身承受振动疲劳载荷的能力。因此,叶片共振疲劳试验研究显得尤为重要。

1.2 故障机理“保真”转换原则

若研究掉角故障直接采用振动台激励真实叶片开展高阶弯扭复合共振疲劳试验存在以下困难。

一是叶片型面复杂,耦合因素多。真实叶片型面又弯又扭,开展高阶弯扭复合共振试验,因耦合因素较多,多个位置可能产生大应力,试验结果往往并非处于预期部位。

二是高阶弯扭复合共振试验频率高,振动台激励困难。真实叶片高阶弯扭复合共振频率一般在

3 000 Hz 以上, 振动台工作频率难以达到, 且高阶弯扭复合共振较一弯振动激振难度更大, 激振力要求更高, 振动台激振更困难。

为了更好地揭示故障机理、发现故障规律、优化排故措施, 有必要将真实叶片转换为类结构模拟试件, 将非常复杂的叶片实际故障问题转化成相对简单的叶片模拟试件进行疲劳试验研究。转化应遵循以下原则。

一是故障部位结构形式相似: 同在叶片顶端起裂。要保证叶片模拟试件在掉角故障发生区域产生的应力要显著大于其余区域应力, 特别是试件根部夹持端位置应力。

二是振动应力分布相似: 同为高阶弯扭复合共振。本文主要针对引起掉角故障的“双扭弯曲复合”振型进行研究, 因此试件的试验振型应保持与“双扭弯曲复合”振型相似的振动应力分布形式。

三是破坏机理相似: 同为(超)高周疲劳破坏。叶片在高阶弯扭复合共振振动形式下在共振节线上发生掉角故障甚至叶片掉角断裂, 一般为高周疲劳断裂失效^[1], 循环次数在 10^6 以上。故所设计的叶片模拟试件须与叶片破坏机理相似, 同为(超)高周疲劳破坏。

四是试验具有可行性。一方面试验频率处于振动台工作频率范围内。因试验所用振动台频率范围为 5~2 800 Hz, 故试件共振频率应在振动台工作频率范围内。另一方面叶片在实际工作过程中顶端受离心力影响小, 适于采用振动台试验, 故试件模拟更具有实际意义。

1.3 叶片模拟试件设计

遵循上述原则, 参考文献[7]试件设计方法, 选择试件形状为矩形, 进行叶片模拟试件形状尺寸设计和高阶弯扭复合共振试验所要求的振型阶次的选择。

对试件进行有限元模态分析, 前六阶位移云图和应力云图如图 3 和图 4 所示, 发现除第四阶模态外, 其余皆在试件夹持根部位置产生应力集中。为了满足与引起掉角故障的“双扭弯曲复合”振型振动应力分布相似的原则, 且叶片掉角故障发生在共振节线上, 选择第四阶振动模态作为试验振型, 用来模拟引起掉角故障的高阶弯扭复合振型。

对于已确定的试件“双扭弯曲复合”振型, 进行尺寸设计, 图 5 所示为不同尺寸下试件的位移云图。分析可知, 试件宽度越小, 此振型阶次越高(图 5a), 对应共振频率也越高; 试件长度较小时, 不存

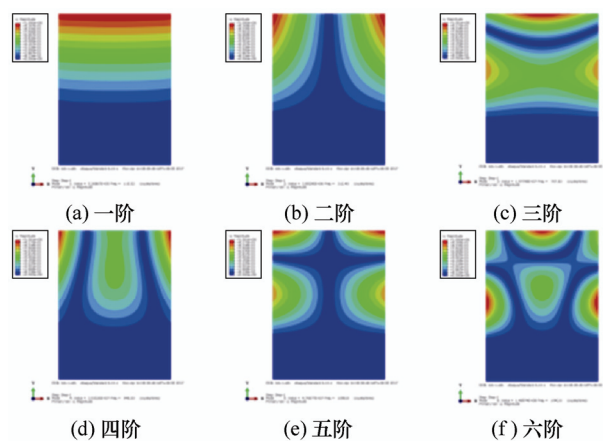


图 3 位移云图

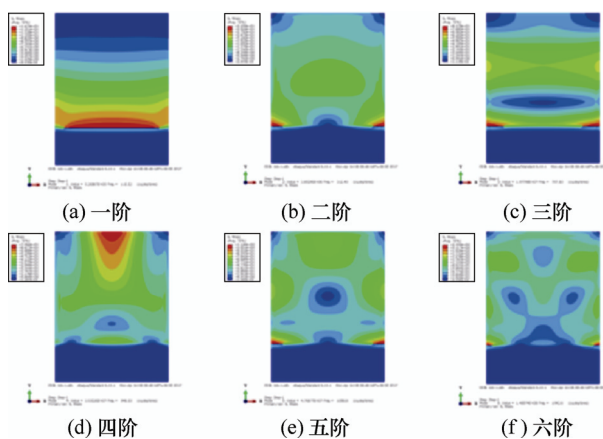


图 4 应力云图

在此振型, 且类似此振型的阶次较高(图 5c), 对应共振频率较大。因此对于试件尺寸的选择, 首先要保证存在“双扭弯曲复合”振型, 其次试验共振频率不能过高而超出振动台工作频率范围, 另外考虑共振频率尽量接近夹具最佳工作频率, 有效发挥夹具共振作用, 以实现振动台激振能量的高效利用。

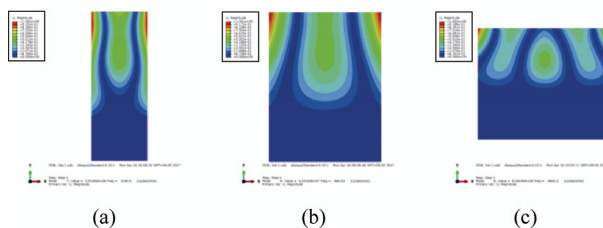


图 5 不同尺寸试件位移云图

本文依据真实叶片, 以常用矩形试件为基础, 通过有限元模态优化分析, 设计了一种满足原则和要求的方形平板试件, 如图 6 所示, 阴影部分为试件夹持区域。试件材料为 2024-T4 铝合金, 尺寸 120 mm×120 mm×2 mm, 材料属性如表 1 所示。用试件“双扭弯曲复合”振型(图 7 所示)来模拟引起叶片掉角故障的高阶弯扭复合振型, 对应频率为试验频率。

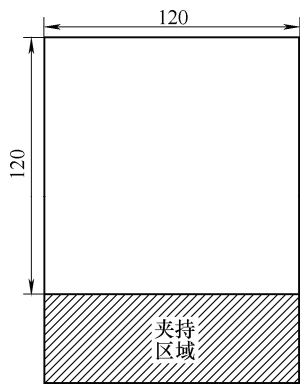


图 6 叶片模拟试件

表 1 2024-T4 铝合金材料参数

密度 ($\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$)	弹性模量 /MPa	泊松比	强度极限 /MPa	屈服极限 /MPa
2 780	72 400	0.33	470	325

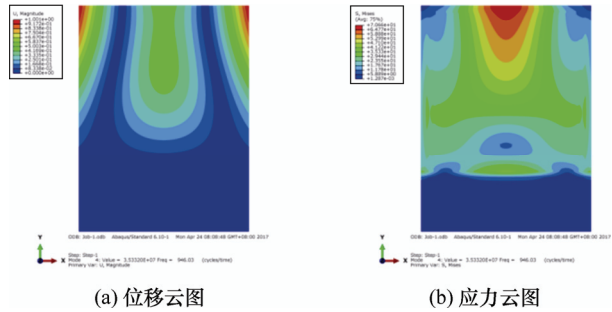


图 7 试件“双扭曲复合”振型

2 振动疲劳试验方法与验证

2.1 试验系统及方法

试验采用东菱振动 ES-50-445/LT0808 电动振动试验系统，使用 Vibstar 振动控制仪通过电荷式加速度传感器对振动台的振动输出进行闭环控制，保持振动输出稳定在设定值，利用位移传感器测量振动位移确定试验加载应力水平。振动试验系统如图 8 所示。

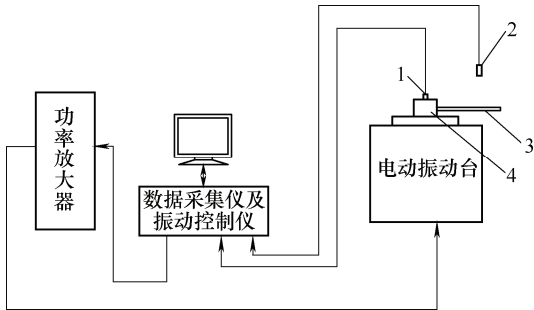


图 8 振动试验系统

1. 加速度传感器 2. 位移传感器 3. 试件 4. 试件夹具

在振动试验过程中试件的夹持方式对于试验效果及结果有重要影响，如图 9a 所示，若将螺母固定在夹具外侧四个螺孔内，试件受力主要集中在两侧边缘处，振动能量难以有效施加到试件上，试验效

果不佳。若在试件及夹具上开孔，使螺母直接固定在试件上，如图 9b 所示，试件可得到有效夹持，通过扫频能得到较好的试验效果，故选择该种夹持方式进行试验。

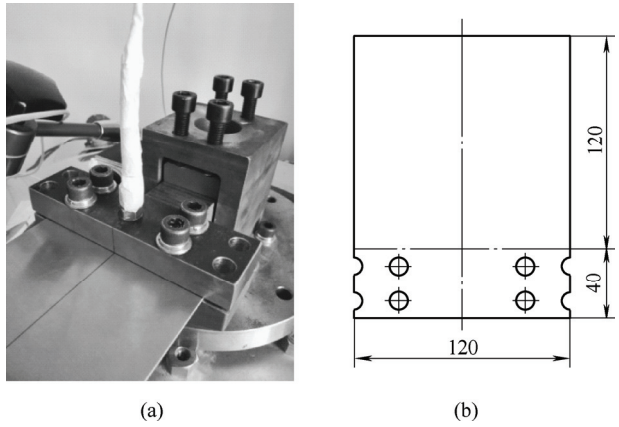


图 9 试件夹持方式

在对试件进行应力加载时，应变片粘贴于应力最大区域，如图 10 所示，在应力加载到一定值后，应变片会发生失效，为了对所加载应力水平进行实时监控，故通过控制振幅值代替加载应力进行试验。在低应力状态下，对试件进行标定，通过测得各振幅量下试件的应力值拟合得到二者的关系式，如图 11 所示，将预加载应力值代入关系式即可得到对应振幅量，通过调整振幅来完成试验的应力加载。

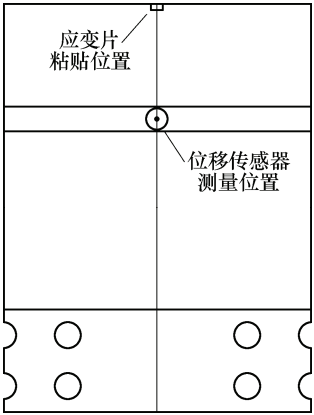


图 10 试件标定示意图

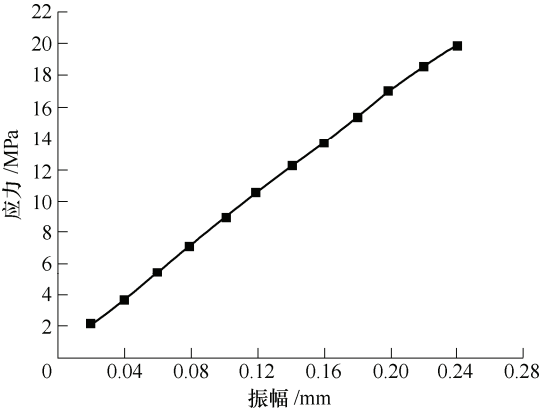


图 11 标定结果

2.2 非线性振动特性

叶片模拟试件振动特性复杂, 在高阶弯扭复合共振试验中存在非线性振动特性, 该特性与振动疲劳性能息息相关, 对振动疲劳试验影响较大, 故开展试件非线性振动特性研究。

在振动试验中首先进行扫频试验, 分别在不同激振加速度下采集扫频数据, 如图 12 所示, 在较小加速度时(2g 和 4g), 幅频响应曲线均展现出轴对称形状, 这是线性振动的典型特征, 在振动疲劳试验中可保持激振频率与共振频率(固有频率)一致。然而, 当加速度增大时, 幅频响应曲线开始展现出非轴对称形状, 须在振动试验时寻找响应幅值较大的频率点进行应力加载, 以保证试验有效进行。

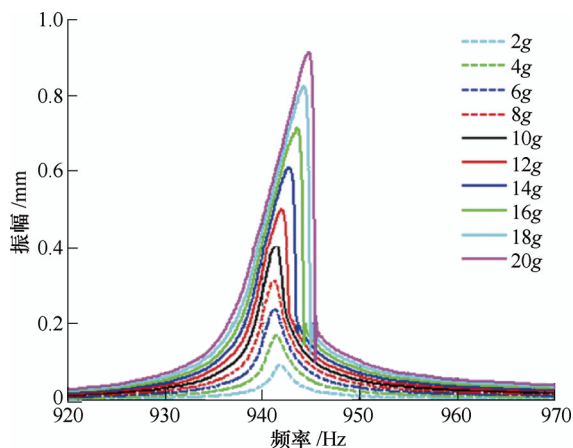


图 12 幅频响应曲线

随着激振加速度不断增加, 扫频曲线开始右偏并不断增大, 展现出非线性硬化特性, 并出现明显的突跳点, 在叶片模拟试件的振动试验过程中, 由于振幅突跳使得振动试验存在不稳定性。为了控制振动处于稳定状态, 即要保持激振频率稍微小于曲线峰值频率, 防止由于发生振幅突跳而造成突然性的意外或事故。

2.3 疲劳裂纹判定方法

为了精确评估试件疲劳强度, 开展高阶弯扭复合共振疲劳试验。

试验中应力求解方法采用逐步加载试验法(step-test method)^[18], 该方法可通过对单个试件的测试获取高周疲劳强度。如图 13 所示, 首先对试件加载低于该试件疲劳强度估计值的循环应力, 进行 10^6 次的循环周期, 若试件在该循环周期内产生裂纹发生疲劳失效, 则该试件数据无效; 如果试件未发生疲劳失效, 则在初始应力水平上增加小于 5% 的应力增量, 再次进行 10^6 次的循环周期, 重复操作, 直至在某个循环周期内试件出现裂纹发生疲劳失

效, 试验停止。该试件的高周疲劳强度由最后两级的应力水平差值得到, 计算公式如下

$$\sigma_A = \sigma_{pr} + \frac{N_f}{N_t}(\sigma_f - \sigma_{pr}) \quad (1)$$

式中 σ_A ——试件高周疲劳强度;
 σ_f ——试件疲劳失效应力水平;
 σ_{pr} ——试件失效前一应力水平;
 N_f ——失效应力水平对应循环次数;
 N_t ——固定循环次数 10^6 。

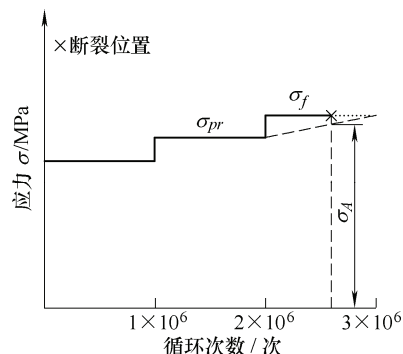


图 13 逐步加载试验法示意图

振动疲劳试验过程中试件裂纹可通过直接观察确定, 但该方法难度较大。一是试验时振动噪声很大, 试验人员不便靠近试件; 二是直接观察可能存在误差, 试验人员不可能对预出现裂纹位置进行持续性观察。在进行共振疲劳试验过程中, 若试件出现裂纹, 共振频率会出现一定量的下降, 据此相关文献分别提出了判定标准, 包括测量裂纹长度^[10]和确定频率下降量, 针对不同的叶片和试件判定标准不同, 频率下降量从 5%~15% 不等^[12-14]。故在进行振动疲劳试验之前须确定叶片模拟试件的裂纹判定标准, 进而确定该试件的疲劳强度。

对试件进行疲劳强度预测试可知其疲劳强度范围在 110~120 MPa 之间。因此首先对试件(#1 号试件)进行定值应力水平疲劳试验, 在 110 MPa 应力水平下进行高阶弯扭复合共振疲劳试验, 每进行 10^6 次循环后进行扫频, 对比共振频率是否发生变化, 结果图 14 所示。

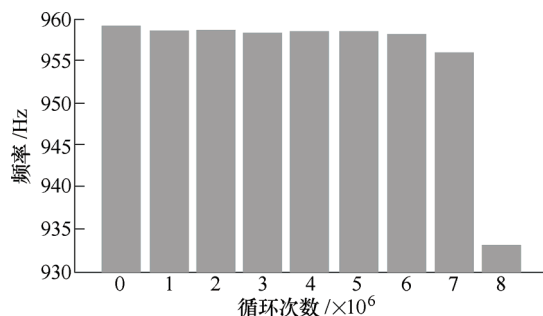


图 14 110 MPa 应力水平频率下降示意图

观摩发现,随着循环次数增加,共振频率不断发生变化,在前 6 次加载后分别进行扫频,频率仅有小范围变化;在第 7 次加载后,频率下降 2.32 Hz,但并未出现裂纹;再进行第 8 次加载,频率下降 22.70 Hz,试件出现裂纹,试验停止。伴随着试件共振频率的下降,其他参数的响应曲线也会随之发生变化,故通过多个其他参数的响应曲线也可预测试件是否出现裂纹。如图 15、16、17 所示,均可明显表示出现裂纹前后响应变化,在图 15 中,出现裂纹后共振频率出现一定范围下降,且响应幅值较裂纹前有大幅度下降;图 16 中激振加速度在共振频率处会产生突跳,出现裂纹后突跳点前移且突跳幅度较裂纹前明显减小;图 17 中相位也会在共振点突跳,出现裂纹后突跳点前移且相位变化幅度较裂纹前有所减小。

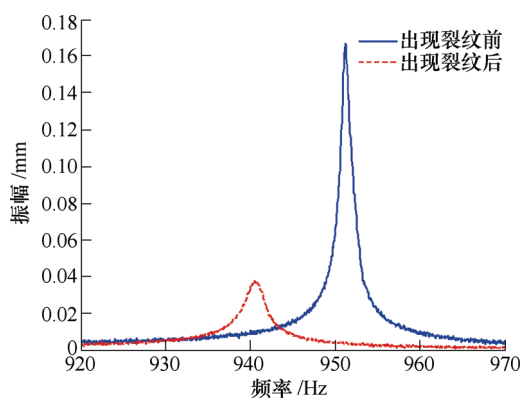


图 15 幅频响应曲线

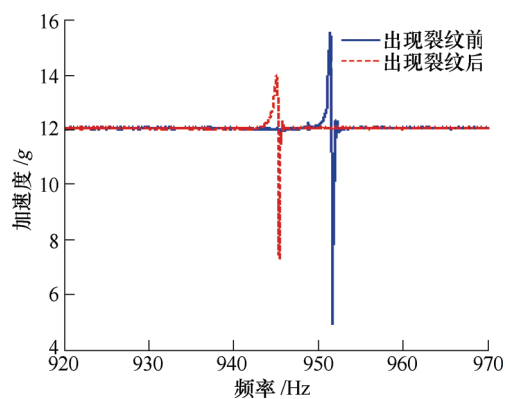


图 16 激振加速度响应曲线

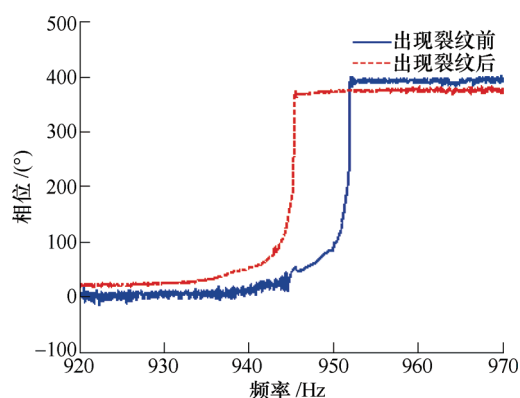


图 17 相频响应曲线

在实际试验过程中,由于受到试验条件及各种因素限制,试件裂纹不便于直接观察,然而试件出现裂纹后共振频率点会发生左移,共振频率下降,通过幅值、激振加速度以及相位响应曲线图的变化均可有效预测试件是否出现裂纹。然而,通过响应曲线预判裂纹只能定性进行判断,不能定量确定裂纹出现节点。

利用逐步加载试验法对试件(2 号试件)进行加载,加载数据如表 2 所示。

表 2 逐步加载试验法共振疲劳试验数据(2 号试件)

应力水平/MPa	循环次数	频率/Hz	频率下降量/Hz	
			各次下降量	总下降量
	0	962.63	0	
110	10^6	960.90	1.73	
115	10^6	933.93	26.67	28.70
120	373 173	915.93	18.00	46.70

在 110 MPa 应力水平下进行 10^6 次循环,频率下降 1.73 Hz,未出现裂纹;应力水平提高到 115 MPa 再次进行 10^6 次循环,试件频率出现大幅度下降 (26.67 Hz),并且出现裂纹;再次提高应力水平(120 MPa)加载,循环 373 173 次后应力水平不能稳定保持,试验停止。在进行完第二次(115 MPa)加载后试件出现裂纹,然而并不能精确确定试验进行到多少循环时试件出现裂纹。

为了更精确地确定试件出现裂纹时的循环次数,分别对两个试件(3 号试件和 4 号试件)进行高阶弯扭复合共振疲劳试验,每进行 10^5 次循环扫频获得共振频率,并观察是否出现裂纹。3 号试件在 110 MPa 应力水平进行 10^6 次循环,频率下降 5.28 Hz,未出现裂纹;在 115 MPa 应力水平进行 3×10^5 次循环,观察试件发现出现裂纹,进行扫频频率下降 14.49 Hz。同样对于 4 号试件,在 115 MPa 应力水平进行 3×10^5 次循环,试件出现裂纹,频率下降 14.99 Hz。由图 18a、18b 可以看出,试件在出现裂纹的节点频率会出现不同于平常的变化。因此,针对该叶片模拟试件,试件出现裂纹判定标准定为共振频率下降 15 Hz 左右(14~16 Hz)时,可判定该试件出现裂纹,确定循环次数,进而确定疲劳强度。

2.4 疲劳试验实例

分别对 6 个试件(5~10 号试件)利用逐步加载试验法进行高阶弯扭复合共振疲劳试验,利用制定的裂纹判定标准得到真实有效的试验结果。表 3 所示为 10 号试件的试验数据,表 4 所示为 6 个试件的试验结果,试件裂纹如图 19 所示。

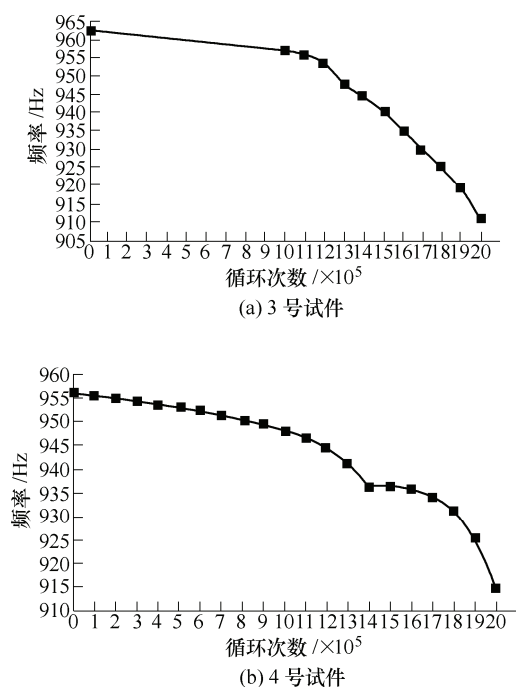


图18 逐步加载试验法频率下降曲线

表3 逐步加载试验法共振疲劳试验数据(10号试件)

应力水平 /MPa	循环次数	频率 /Hz	频率下降量/Hz	
			各次 下降量	总下 降量
	0	956.31	0	
105	10^6	954.54	1.77	
110	10^6	949.93	4.61	
115	486 181	941.15	8.78	15.16

表4 叶片模拟试件高阶弯扭复合共振疲劳试验数据

试件编号	频率下降量/Hz	疲劳强度/MPa
5	15.09	115.00
6	14.89	112.06
7	14.95	110.84
8	15.21	112.46
9	15.01	110.34
10	15.16	112.43



图19 试件裂纹图示

试验数据表明, 针对叶片模拟试件制定的疲劳

裂纹判定方法可准确有效获得高阶弯扭复合共振疲劳试验数据, 且由试件裂纹验证了“双扭弯曲复合”振型可模拟引起叶片掉角故障的高阶弯扭复合振型。

针对部分试件采用激光冲击强化处理, 处理区域如图20a所示, 对试件开展高阶弯扭复合共振疲劳试验发现疲劳强度意外下降, 裂纹位置与未强化试件相同且位于强化区域(图20b)。分析原因是由于强化处理区域未覆盖试件顶端边缘位置导致试件疲劳强度下降, 未达到强化效果。因此强化处理工艺对试件疲劳强度有重要影响, 若处理工艺不当, 不但起不到强化作用。还会有负面影响。

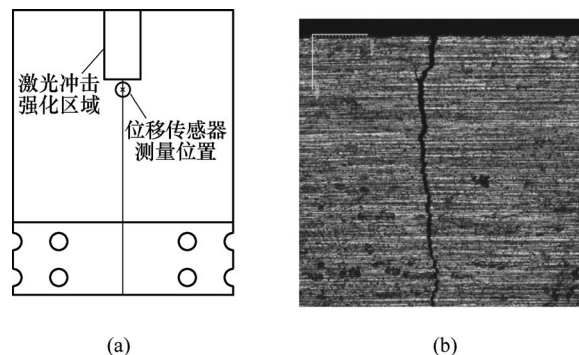


图20 强化试件

3 结论

针对航空发动机叶片掉角故障, 提出了一种采用叶片模拟试件进行高阶弯扭复合共振开展疲劳机理试验研究的方法。研究结论如下。

(1) 通过有限元模态分析, 优化设计了一种方形平板叶片模拟试件, 在“双扭弯曲复合”振型下进行共振试验可模拟引起掉角故障的高阶弯扭复合振型, 可用于疲劳机理试验研究。

(2) 在对试件开展共振疲劳试验时发现试件存在复杂的非线性振动特性, 该特性对进行共振疲劳试验有重要影响。

(3) 针对试件制定的疲劳裂纹判定方法可准确有效获得疲劳试验数据。

(4) 激光冲击强化处理对叶片疲劳强度有重要影响, 但处理工艺不合适可能起到负面作用。

参 考 文 献

- [1] 陶春虎, 钟培道, 王仁智, 等. 航空发动机转动部件的失效与预防[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008.
TAO Chunhu, ZHONG Peidao, WANG Renzhi, et al. Failure analysis and prevention for rotor in aero-engine[M]. Beijing: National Defense Industry

- Press, 2008.
- [2] 向巧, 许亚平, 张铀. 俄系涡扇发动机故障模式与机理分析及预防技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2014. XIANG Qiao, XU Yaping, ZHANG Zhou. Failure mode and mechanism analysis and prevention technology in Russian turbofan engine[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2014.
- [3] 王婧, 王德友, 韩清凯. 压气机叶片掉角故障的机理分析及其治理[J]. 中国机械工程, 2008, 19(9): 1048-1050. WANG Jing, WANG Deyou, HAN Qingkai. Mechanism analysis and treatment on loss corner faults of compressor blades[J]. China Mechanical Engineering, 2008, 19(9): 1048-1050.
- [4] 可成河, 巩孟祥, 赵鑫. 某型发动机高压压气机第6级静子叶片掉角故障分析[J]. 航空发动机, 2012, 38(2): 55-58. KE Chenghe, GONG Mengxiang, ZHAO Xin. Fracture failure analysis of sixth-stage stator blade for an aero-engine HP compressor[J]. Aeroengine, 2012, 38(2): 55-58.
- [5] 范顺昌, 唐晓辉, 张银东, 等. 航空发动机高压压气机三级转子叶片掉角分析[J]. 失效分析与预防, 2014, 9(2): 110-114. FAN Shunchang, TANG Xiaohui, ZHANG Yindong, et al. Failure analysis of third-stage rotor blade of high-pressure compressor in aero-engine[J]. Failure Analysis and Prevention, 2014, 9(2): 110-114.
- [6] SHIRYAYEA O V, SLATER J C, CROSS C J, et al. Control of resonant fatigue tests in the existence of bifurcations[C]// ISABE, 2003, 1193: 1-6.
- [7] GEORGE T J, SEIDT J, SHEN M H, et al. Development of a novel vibration-based fatigue testing methodology[J]. International Journal of Fatigue, 2004, 26: 477-486.
- [8] YUN G J, ABDULLAH A B M, BINIENDA W. Development of a closed-loop resonant fatigue testing system[J]. Experimental Mechanics, 2012, 52: 275-288.
- [9] XU W, YANG X F, ZHONG B, et al. Multiaxial fatigue investigation of titanium alloy annular discs by a vibration-based fatigue test[J]. International Journal of Fatigue, 2017, 95: 29-37.
- [10] ZHOU X, YU X L. Fatigue crack growth rate test using a frequency sweep method[J]. Journal of Zhejiang University Science A, 2008, 9(3): 346-350.
- [11] 李静, 孙强, 李春旺, 等. 某型航空发动机压气机叶片振动疲劳寿命研究[J]. 应用力学学报, 2011, 28(2): 189-193. LI Jing, SUN Qiang, LI Chunwang, et al. Study on the vibration fatigue life for aero-engine compressor blade[J]. Chinese Journal of Applied Mechanics, 2011, 28(2): 189-193.
- [12] 何胜帅, 陈立伟, 强笑辉, 等. 航空发动机叶片高应力振动疲劳试验技术研究[J]. 装备环境工程, 2013, 10(4): 41-46. HE Shengshuai, CHEN Liwei, QIANG Xiaohui, et al. High stress vibration fatigue test technology of aeroengine blade[J]. Equipment Environmental Engineering, 2013, 10(4): 41-46.
- [13] 胡海涛, 李玉龙, 索涛, 等. 2024 铝合金振动疲劳特性及断口分析[J]. 航空材料学报, 2013, 33(4): 78-83. HU Haitao, LI Yulong, SUO Tao, et al. Vibration fatigue and fracture performance of aluminum alloy 2024[J]. Journal of Aeronautical Material, 2013, 33(4): 78-83.
- [14] 杨强, 邵闯, 方可强. 航空发动机复合材料叶片振动疲劳特性研究[J]. 实验力学, 2014, 29(3): 361-367. YANG Qiang, SHAO Chuang, FANG Keqiang. Vibration fatigue characteristic study of aero-engine composite blade[J]. Journal of Experimental Mechanics, 2014, 29(3): 361-367.
- [15] 李思路, 刘景元, 程礼. 叶片模拟件双稳态振动试验研究[C]//第十八届航空发动机结构强度与振动学术会议, 成都, 2016. LI Silu, LIU Jingyuan, CHENG Li. Bistable vibration experiment of simulated blades testing specimen[C]//18th Aeroengine Structure Strength and Vibration Academic Conference, Chengdu, 2016.
- [16] 李思路, 程礼, 刘景元, 等. 平板叶片非线性振动及疲劳试验[J]. 空军工程大学学报, 2017, 18(5): 1-6. LI Silu, CHENG Li, LIU Jingyuan, et al. A study of nonlinear vibration and fatigue experiment of square blade[J]. Journal of Air Force Engineering University, 2017, 18(5): 1-6.
- [17] 蔡文波, 邹武. 某型发动机压气机转子叶片掉块故障分析[J]. 西安航空学院学报, 2015, 33(5): 20-23. CAI Wenbo, ZOU Wu. Fracture analysis on compressor rotor blade of an aero-engine[J]. Journal of Xi'an Aeronautical University, 2015, 33(5): 20-23.
- [18] MAXWELL D C, NICHOLAS T. A rapid method for generation of a Haigh diagram for high cycle fatigue[J]. Fatigue and Fracture Mechanics, 1998, 29: 626-641.
-
- 作者简介: 程礼(通信作者), 男, 1963 年出生, 教授, 博士研究生导师。主要研究方向为航空发动机故障监控与诊断, 转子动力学。
E-mail: 846141917@qq.com
陈礼顺, 男, 1973 年出生, 博士研究生。主要研究方向为航空发动机结构、强度与振动。
E-mail: Lishun_chen@126.com
李思路, 男, 1994 年出生, 硕士研究生。主要研究方向为航空发动机结构、强度与振动。
E-mail: slli2016@163.com
刘景元, 男, 1993 年出生, 博士研究生。主要研究方向为航空发动机结构、强度与振动。
E-mail: firdsh@sina.com