

编号 ××××××××



南京航空航天大学

本科毕业设计（论文）

题目 叶片裂纹的振动在线监测

学生姓名 荀雨航

学号 071950629

学院 通用航空与飞行学院

专业 交通运输（民航维修工程）

班级 0719901

指导教师 陈果教授

二〇二三年六月

南京航空航天大学

本科毕业设计（论文）诚信承诺书

本人郑重声明：所呈交的毕业设计（论文）是本人在导师的指导下独立进行研究所取得的成果。尽我所知，除了文中特别加以标注和致谢的内容外，本设计（论文）不包含任何其他个人或集体已经发表或撰写的成果作品。对本设计（论文）所涉及的研究工作做出贡献的其他个人和集体，均已在文中以明确方式标明。

作者签名：_____

日 期： 20__年__月__日

南京航空航天大学

毕业设计（论文）使用授权书

本人完全了解南京航空航天大学有关收集、保留和使用本人所送交的毕业设计（论文）的规定，即：本科生在校攻读学位期间毕业设计（论文）工作的知识产权单位属南京航空航天大学。学校有权保留并向国家有关部门或机构送交毕业设计（论文）的复印件和电子版，允许论文被查阅和借阅，可以公布论文的全部或部分内容，可以采用影印、缩印或扫描等复制手段保存、汇编论文。保密的论文在解密后适用本声明。

论文涉密情况：

不保密

保密，保密期（起讫日期：_____）

作者签名：_____

导师签名：_____

日 期： 20__年__月__日

日 期： 20__年__月__日

摘 要

本论文研究了叶片裂纹萌生与扩展振动的在线监测试验方法和分析。首先，通过建立无裂纹叶片的振动有限元模型，探讨了叶片的振动特性。随后，针对含裂纹叶片，建立了含不同尺寸裂纹叶片振动有限元模型，并进行了振动响应分析。同时设计了一套完整的试验内容和方案。利用振动台模拟叶片振动，通过扫频试验找到加速度响应的最大值对应频率，再通过共振试验在线监测裂纹从萌生到断裂的过程。试验数据经过信号处理和分析方法的处理，得到了叶片裂纹的萌生和扩展情况、振动频率变化以及叶尖振动位移和应力的变化等结果，同时仿真结果与试验结果对应良好，验证了模型的准确性。根据研究结果，可以深入了解叶片裂纹的振动特性和结构安全性，并为叶片的设计和优化提供重要参考。本研究对于提高叶片的安全性和可靠性具有重要意义。

关键词： 叶片裂纹；振动；在线监测；试验分析；数据处理；

ABSTRACT

This paper investigates the online monitoring testing method and analysis of blade crack initiation and propagation vibration. Firstly, by establishing a vibration finite element model of crack free blades, the vibration characteristics of the blades were explored. Subsequently, a finite element model for the vibration of blades with cracks of different sizes was established and vibration response analysis was conducted. At the same time, a complete set of experimental content and plan was designed. Simulate blade vibration using a vibration table, find the maximum acceleration response corresponding to the frequency through frequency sweep testing, and then monitor the process of crack initiation to fracture online through resonance testing. The experimental data was processed through signal processing and analysis methods to obtain results on the initiation and propagation of blade cracks, changes in vibration frequency, and changes in blade tip vibration displacement and stress. At the same time, the simulation results corresponded well with the experimental results, verifying the accuracy of the model. Based on the research results, it is possible to gain a deeper understanding of the vibration characteristics and structural safety of blade cracks, and provide important references for blade design and optimization. This study is of great significance for improving the safety and reliability of blades.

KEY WORDS: Blade crack; vibration; on-line monitoring; test analysis; data processing;

目录	
第一章 绪论	1
1.1 研究背景和意义	1
1.1.1 研究背景	1
1.1.2 研究意义	2
1.2 国内外研究现状	3
1.3 本文主要工作	5
1.4 论文组织结构	5
第二章 含裂纹叶片振动理论分析	7
2.1 叶片结构振动简介	7
2.1.1 叶片结构	7
2.1.2 叶片受力分析	8
2.1.3 叶片振动分类	9
2.2 含裂纹叶片振动建模与分析	10
2.2.1 裂纹基本类型	10
2.2.2 叶片振动建模	11
2.2.3 含裂纹的叶片理论简化模型	12
2.3 本章小结	13
第三章 含裂纹叶片有限元建模与仿真	14
3.1 有限元方法与 Hypermesh 软件	14
3.2 无裂纹叶片的振动有限元模型	15
3.2.1 无裂纹叶片建模	15
3.2.2 网格化	16
3.2.3 叶片仿真分析	17
3.3 含裂纹叶片的振动有限元模型	20
3.4.1 含裂纹叶片建模	20
3.4.2 含裂纹叶片仿真分析模态分析	21
3.5 本章小结	29
第四章 叶片裂纹萌生与扩展振动在线监测试验	30
4.1 试验目的	30
4.2 试验内容与试验方案	30
4.2.1 扫频试验	30
4.2.2 共振试验	31
4.3 试验系统及试验设备介绍	31
4.4 试验数据处理及结果分析	34
4.5 本章小结	38
第五章 结论与展望	40
5.1 结论	40
5.2 展望	40
参考文献	41
致谢	43

第一章 绪论

1.1 研究背景和意义

1.1.1 研究背景

航空发动机中的叶片作为其中关键部件之一，承担着传递动能、转换能量的重要任务。然而，叶片振动问题一直以来都是航空发动机运行中的一个重要挑战，它可能导致设备的性能下降、安全风险增加甚至故障事故的发生。

实际运行中，叶片裂纹是导致叶片振动的主要原因之一。裂纹的出现和扩展可能由于材料疲劳、外部负载、工作温度等因素引起。裂纹在叶片中的存在会改变叶片的振动特性和结构刚度，进而导致振动频率的变化、叶尖位移的增加以及应力的集中等问题。如果不及时发现和处理裂纹问题，将会对航空发动机的性能和安全性产生严重的影响。



发动机叶片根部疲劳裂纹扩展



发动机叶片的蠕变断裂

2014年，我国南航 CZ3739 航班飞机引擎空中着火，事后调查显示发生故障的发动机进口处，压气机风扇的叶片有断裂。据推测，有可能是叶片断掉后进入发动机内，损伤发动机进气流场，导致后者发生“畸变”，进而形成“喘振”。所幸的是这次事故没有造成人员伤亡。

2016年8月27日，一架西南航空的波音 737-700 型客机在执飞新奥尔良飞奥兰多的航班时，同样发生 CFM56-7B 型发动机的风扇叶片非包容性故障，所幸此次事故中客机安全降落，并无更为严重事故发生。

2018年4月17日，一架波音 737 在执飞西南航空 1380 号航班时，左侧 CFM56 发动机在巡航阶段失效，发动机 13 号风扇叶片因金属疲劳，从发动机轴心分离，导致一片扇叶脱落，进气道和部分整流罩脱落。发动机内的碎片飞出后击碎飞机舷窗，导致一名乘客遇难。

其实据不完全统计，我国空军现役飞行的发动机事故中，80%都跟发动机叶片断裂失效有关。而这么娇贵的部分一旦发生断裂失效，对发动机乃至整个飞机的损害往往是致命性的。

为了解决叶片振动和裂纹问题，学术界和工业界进行了大量的研究工作。传统的叶片振动分析方法主要基于有限元建模和实验测试，这些方法在一定程度上可以揭示叶片振动的特征和机理。然而，传统方法存在着成本高、时间长、实时性差等问题，难以满足现代工业对快速准确诊断和在线监测的需求。

随着传感器技术、信号处理算法和数据分析方法的不断发展，叶片裂纹的在线监测和预测成为了研究的热点之一。利用先进的传感器和监测系统，可以实时采集叶片振动信号和相关参数，结合数据分析和机器学习等技术，可以实现叶片裂纹的快速检测和预警。这种基于监测数据的方法具有实时性强、精度高、成本低等优势，对于旋转机械的安全运行和维护具有重要意义。

因此，深入研究叶片裂纹萌生和扩展的振动特性，并开发出高效可靠的在线监测和诊断技术，对于提高航空发动机的可靠性、降低运维成本、延长设备使用寿命具有重要意义。通过深入了解叶片裂纹的萌生和扩展机制，可以准确预测和评估裂纹的发展趋势，提前采取维修或更换措施，避免因裂纹引起的严重故障和生产中断，保障设备的安全运行。

1.1.2 研究意义

1) 提高旋转机械的可靠性和安全性：

叶片是旋转机械的核心部件之一，其振动问题直接影响设备的可靠性和安全性。深入研究叶片裂纹的振动特性，可以更好地理解裂纹对叶片振动行为的影响。通过开发高效可靠的在线监测和诊断技术，可以实时检测和预测叶片裂纹，及时采取维修措施，避免因裂纹引起的设备故障和事故，提高旋转机械的可靠性和安全性。

2) 降低运维成本：

传统的维修和检修方法需要定期停机和拆卸叶片进行检测和维修，具有时间长、成本高的特点。而基于在线监测和诊断技术的叶片裂纹检测方法，可以实现实时、非接触式的监测，减少维修过程中的停机时间和人力资源的浪费。通过精确预测裂纹的发展趋势，制定合理的维护计划，可以优化维修策略，降低运维成本，提高设备的可用性和经济效益。

3) 延长设备使用寿命：

叶片裂纹的存在会导致振动特性的变化和结构的弱化，进而影响设备的寿命。通过深入研究叶片裂纹的振动机理，可以提高对裂纹发展趋势的预测和评估能力，及时采取措施进行维修或更换叶片，延长设备的使用寿命。此外，通过对叶片结构和材料的优化设计，提高其抗裂纹能力，也能够增加设备的寿命和可靠性。

4) 推动维修领域的科学研究和技术创新：

研究叶片裂纹萌生和扩展的振动特性，涉及多学科的交叉研究，如机械工程、材料科学研究和技术创新在机务维修领域具有重要意义。

1.2 国内外研究现状

目前已发展有多种叶片裂纹扩展辨识方法，其中目视检测方法是裂纹扩展辨识中十分常见的方法，但是目视检测法成本较高且容易出错。有时叶片结构已发生变化但裂纹无法通过目视检测发现，或者在两次目视检测之间出现裂纹，那么疲劳裂纹可能会扩展并达到甚至超过临界尺寸，影响结构的安全性和可靠性。无损检测方法也是常见的疲劳裂纹扩展辨识方法，常见的无损检测方法包括：超声波检测、渗透检测、射线检测、磁粉检测、涡流检测和漏磁检测等方法。但是现有的无损检测方法均为逐个检查，同时需在离线状态下，工作效率低下。然而，叶片的工作状况十分复杂，难以对其进行预测；如果不能及时发现并采取相应的措施，将会带来巨大的损失。针对航空航天等大型装备，为了保证其结构安全和降低经济损失，迫切需要研究一种在线的疲劳损伤识别方法。

1) 基于应变的裂纹扩展监测方法

本项目提出了一种基于应变信息的结构损伤监测方法，其基本原理是：在结构内部产生裂纹的同时，裂纹的萌生与扩展将引起结构内部的应变突变，从而实现对结构内部裂纹的实时监控。电阻式应变仪是目前应用最为广泛的一种应变传感器件，它一般采用胶粘剂将应力传递至电阻式应变仪，再由适当的检测电路实现对其的高精度检测。电阻式应变仪具有体积小，重量轻，使用方便等特点。近年来，随着光纤光栅技术的快速发展，光纤光栅技术具有尺寸小、耐腐蚀、抗干扰、多路传输等优点，也被广泛应用于疲劳裂缝的检测。

然而，此类传感器对微小损伤响应不灵敏，而且受测距限制，因此，在大尺度结构中，通常都需采用数量众多的常规应变传感器进行监控，导致成本和应用价值都较低。另外，这些传感器由于延展性有限，所以在结构破裂情况下容易损坏，不能提供结构损坏后的连续监测。

2) 基于传感特性改变的裂纹扩展监测方法

这种基于传感特性变化的裂纹扩展监测方法，其基本思想是：裂纹的扩展会使传感器自身的一些响应特性发生变化，并对其进行监控。以敏感特征变化为基础的裂纹检测技术有：真空对比法、智能涂层法等。前者，将一种名为“真空槽状带”的传感器附着在结构表面，将其内部抽成一片真空，使其内部产生一片真空，当结构中的裂纹损伤扩散至该区域时，该区域的真空环境就会被打破，从而实现对结构裂纹的实时监控。后者将一种新型的智能涂布式传感器应用于结构表面，当结构中的裂纹损伤扩展到传感器位置时，其在裂缝处产生的电阻值发生改变，从而实现对裂缝的实时监控。

可以看出，基于传感特性改变的裂纹监测方法，是通过监测传感器自身物理性质的变化，来实现对结构裂纹扩展的监测。这种方法的优势在于，它对小损伤敏感，但需要事先对结构的裂纹扩展进行分析，并在相关热点区域布置传感器，从而实现对该区域的裂纹扩展的监测，其监测范围受到限制。

3) 基于振动的裂纹扩展监测方法

在旋转机械的状态监测中，振动监测技术是最可靠、最常用的一种分析方法。使用振动监测方法进行损伤识别的原理是：在叶片出现损伤的时候，其结构的物理参数（如刚度、质量、阻尼比）会发生变化，进而改变了结构的动力学特征（如频率、模态参数等），模态参数主要包含了模态固有频率、模态阻尼比、模态质量、模态刚度和振型。所以，我们可以通过分析结构振动特征的变化来监测裂纹损伤。当前常见的模态参数识别算法主要有三大类，分别是：频域法、时域法和时频域法。

基于振动的裂纹扩展监测方法可以通过两个方面来实现，首先传统的裂纹扩展监测方法是通过对比结构模态参数在损伤发生前后的变化来进行监测，常用的模态参数包括固有频率、模态振型、结构柔度和模态应变能等；另外还可以直接对结构的振动响应信号进行统计分析，通过提取表征结构损伤状态的损伤指标来进行监测。

4) 基于机电阻抗的裂纹扩展监测方法

基于机电阻抗的裂纹扩展监测方法，是一种利用结构的机电阻抗信息来进行监测的方法，其基本原理是：裂纹损伤的萌生和扩展会引起结构的机械阻抗的改变，通过扫频测试，可以判断出结构中的损伤是否存在，以及是否严重。然而，由于传统的测试方法很难对其机械阻抗进行直接测试，因此，对其表面贴附的压电式传感器，往往采用间接测试的方法。

在压电传感器和粘结剂的性能不变的情况下，当结构中产生裂纹的损伤扩展时，裂纹的扩展会导致结构的质量、阻尼或刚度的改变，而这些物理量与结构的机械阻抗密切相关，

而被测结构的机械阻抗又会影响到压电传感器的电导纳或电阻抗，所以可以通过测量压电传感器的电阻抗的变化来监测结构机械阻抗的变化，从而实现了对结构裂纹扩展的监测。电阻抗法是一种可用于检测裂缝发展的有效手段，但其对微小裂缝的敏感性较差，且仅能检测传感器布置周围区域的损伤。

1.3 本文主要工作

目前，利用多振动参数检测裂纹萌生与扩展的试验研究工作比较少，本文将采用有限元分析法分析裂纹对叶片的动力学参数和模态参数的影响，然后搭建疲劳振动试验设备，在线监测叶片裂纹的萌生与扩展。

1) 将对叶片的裂纹振动特性进行详细分析。通过研究叶片的结构组成、受力和振动分类等方面的内容，揭示了叶片裂纹对振动特性的影响规律，并为后续的仿真与在线监测提供理论基础。

2) 利用 CATIA 软件分别对叶片进行三维建模，再利用 ANSYS 软件对无裂纹的叶片进行网格化分析，同时进行模态分析与谐响应分析，得到无裂纹状态下叶片的振型、固有频率、应力分布分析、频率分析、叶尖位移响应分析。

3) 建立叶片的裂纹模型，对不同尺寸裂纹逐一进行有限元分析，得到不同尺寸裂纹对叶片振型、固有频率、应力分布、频率、叶尖位移响应的影响，并寻找规律。

4) 设计了一套完整的试验内容和方案。同时搭建振动试验器与在线监测检测设备。利用振动台模拟叶片振动，通过扫频试验找到加速度响应的最大值对应频率，再通过共振试验在线监测裂纹从萌生到断裂的过程。试验数据经过信号处理和分析方法的处理，得到了叶片裂纹的萌生和扩展情况、振动频率变化以及叶尖振动位移和应力的变化等结果，同时仿真结果与试验结果对应良好，验证了模型的准确性。

1.4 论文组织结构

本论文的组织结构如下：

第一章 介绍叶片裂纹的振动在线监测研究背景，研究意义，国内外的研究现状及本文主要工作；

第二章 介绍含裂纹叶片振动理论分析，探讨了含裂纹叶片振动的建模和分析方法。对于理解含裂纹叶片振动特性、提高叶片裂纹的监测具有重要意义。通过建立准确的叶片振动模型，可以更好地评估裂纹的影响，并为预防和解决叶片裂纹问题提供技术支持；

第三章 对含裂纹的叶片进行有限元建模与仿真。通过对有无裂纹的叶片及不同尺寸裂纹叶片的对比分析，得到叶片振动特性；

第四章 设计出一套完整的基于多振动检测参数的叶片裂纹在线监测试验内容与方案，能够实时监测叶片的裂纹状态， 试验数据经过处理和分析得到了叶片裂纹的萌生和扩展情况、振动频率变化以及叶尖振动位移和应力的变化等结果，同时与仿真结果相比较，验证仿真的准确性；

第五章 总结全文，对今后的工作做出展望和设想。

第二章 含裂纹叶片振动理论分析

本章主要介绍含裂纹叶片的振动理论分析。首先了解叶片结构振动的特性，包括叶片的结构和其受力与振动特性。然后介绍含裂纹叶片振动建模与分析方法包括基于有限元分析的建模技术，以及模态分析和谐响应分析等。为第三章的裂纹叶片有限元建模与仿真打下坚实理论基础。

2.1 叶片结构振动简介

叶片结构振动是指旋转机械中叶片在运行过程中发生的振动现象。叶片作为旋转机械的关键组成部分，其振动特性对机械的性能和可靠性有重要影响。在叶片结构振动中，主要涉及叶片的结构特点、受力分析和振动分类。

叶片的结构特点包括叶片的几何形状、材料等。叶片通常由金属或复合材料制成，具有一定的刚度和强度。叶片结构的设计和制造需要考虑叶片的质量、刚度分布、平衡性等因素，以满足机械的要求。

叶片在工作过程中承受着多种受力，主要包括离心力、惯性力和气动力。离心力是由于叶片的旋转产生的，它对叶片的形变和振动起着重要作用。惯性力是由叶片的质量和加速度引起的，对叶片的振动特性有影响。气动力是指叶片在气流中受到的作用力，如风力或气流引起的压力差。

根据叶片的振动形态和特征，可以将叶片振动分为不同类型。常见的叶片振动包括自由振动、强迫振动和共振振动。自由振动是指叶片在没有外界激励下自发振动的情况，其频率和振型由叶片的结构和质量决定。强迫振动是指叶片在外界激励作用下产生的振动，如叶片受到的周期性载荷或激励力。共振振动则是指叶片在特定频率下受到共振效应的影响而发生的振动现象。

2.1.1 叶片结构

为了满足不同工作要求，叶片结构型式繁多。旋转叶片一般由叶根、台肩、叶身、拉筋、铆头、围带等部分组成，如图 2.1 所示。

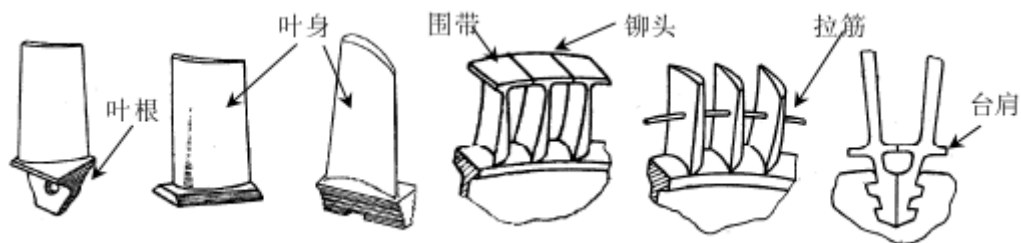


图 2.1 旋转叶片的一般结构

叶根是叶片结构中最关键的一环，它连接着整片叶轮和转子。因其工况复杂、高应力集中、缝隙内易发生腐蚀、振动从叶片上向下渗透等特点，已逐渐成为事故频发的薄弱环节。叶根结构大体可分为三类：①隔叶件式；②常用嵌入式；③整体式。

台肩位于叶片主体与叶片根部之间，其功能是把叶片上产生的非均匀的离心负荷平均地传给叶片根部。台肩的厚度要适当，过厚的话，叶片根部的负荷会增大，过薄的话，叶片根部的受力就会不均匀。

叶身是叶片的主体，是通过风洞实验精确成型，其截面包络线称为型线，故叶身部分又称为叶型部分。叶片通常具有曲线状或扇形状的外形，以适应机械的工作特点和流体流动条件。叶片的几何形状会直接影响其气动性能、振动特性和受力分布。

拉筋将几只叶片联成一组，有焊接拉筋、松拉筋和 Z 型拉筋几种型式。拉筋对叶片的安全起着非常重要的作用。通过调整叶片的频率、增大叶片阻尼，避开或抑制叶片共振，还有防止颤振等功效。

铆接头用于固定刀片的刀片，使刀片的刀片在刀片上形成一个圆环。围带在叶片顶部，它不仅能够防止气体的泄露、减少叶片顶端的横向流动损失，还能够增加叶片的阻尼，或者将叶片组联合起来对抗振动。从形状上大体可分为整体式和组合式两种围带。

2.1.2 叶片受力分析

1) 离心力：叶片在旋转过程中受到的离心力是主要的受力来源。离心力的大小与叶片的质量、旋转速度和半径有关。它引起叶片的弯曲和挠度，对叶片的形变和振动产生重要影响。

2) 惯性力：叶片的加速度引起的惯性力也是叶片的重要受力因素。这是由于叶片的质量和旋转速度变化导致的，对叶片的振动特性和动态响应产生影响。

3) 气动力: 叶片在气流中运行时会受到气动力的作用。这包括来自风或流体的压力差, 会产生作用力和扭矩。气动力对叶片的形变和振动有重要影响, 尤其在高速旋转机械中更加显著

4) 转子动平衡: 叶片的不平衡会引起额外的离心力和振动, 对机械的稳定性和可靠性产生负面影响。因此, 叶片受力分析还需要考虑叶片与转子的动平衡问题, 以减小振动和噪声。

5) 外部载荷: 叶片在工作中还可能受到其他外部载荷的影响, 如叶片承受的载荷、温度变化等。这些外部载荷对叶片的应力分布和振动特性产生影响, 需要进行综合考虑。

通过对叶片受力分析, 可以定量评估叶片在工作中的受力情况, 了解叶片的应力和振动特性, 为叶片的结构设计、材料选择和振动控制提供依据。同时, 合理的叶片受力分析有助于提高叶片的可靠性、降低振动噪声, 并延长机械的使用寿命。

2.1.3 叶片振动分类

叶片振动是指叶片在运行过程中产生的振动现象, 其特点和类型可以通过分类和归纳进行描述。以下是对叶片振动的常见分类^[1]:

1) 模态振动: 模态振动是指叶片在固有频率下的振动模态。叶片的振动模态与其几何形状、材料性质以及边界条件等因素密切相关。不同的振动模态会产生不同的形态和振幅, 对叶片的结构和性能产生影响。

2) 自由振动: 自由振动是指叶片在无外界激励的情况下的自发振动。而强迫振动则是指叶片受到外部激励力或振动源的影响而产生的振动响应。

3) 强迫振动: 叶片强迫振动是指叶片在外界周期交变载荷作用下产生的振动。强迫振动是由外界激振力激起的, 叶片振动频率与激振力频率相同。强迫振动可以是周期性的, 也可以是非周期性的, 其频率可能与叶片的固有频率相近或完全不同。按照外界激振力频率不同又可将强迫振动分为同步振动和异步振动。激振力频率为转速频率的整数倍时, 即 $f = Ne f_v$, Ne 称为倍频, 此时的振动称为同步振动; 激振力频率不为转速频率整数倍时即称为异步振动。

4) 故障振动: 故障振动是指叶片在存在裂纹、松动、失衡或磨损等故障情况下的振动现象。这些故障可能导致叶片的振动频率发生变化、振幅增大、频谱分布异常等特征, 可通过振动信号分析进行故障诊断。

5) 混合振动: 混合振动是指叶片在多个振动模态共同作用下产生的复杂振动行为。混合振动可能是由不同频率的振动模态叠加形成的, 具有多个频率成分和相位关系。混合振动的分析和控制需要综合考虑不同模态的相互影响。

通过对叶片振动的分类和归纳, 可以更好地理解叶片的振动特性和行为, 有助于进行振动分析、故障诊断和振动控制。对于机械的设计和运行维护, 合理分类和理解叶片振动可以提高机械的可靠性、降低振动噪声, 并保障叶片的安全运行。

2.2 含裂纹叶片振动建模与分析

2.2.1 裂纹基本类型

以下是叶片裂纹的基本类型^[7]:

1) 纵向裂纹: 这种裂纹沿着叶片的纵向方向延伸。纵向裂纹通常与叶片的纵向应力分布有关。

2) 横向裂纹: 这种裂纹沿着叶片的横向方向延伸。横向裂纹与叶片的横向应力分布有关。

3) 尖端裂纹: 这种裂纹位于叶片的尖端区域。由于尖端处应力集中, 尖端裂纹常常是叶片上出现裂纹的首要位置。

4) 中间裂纹: 这种裂纹位于叶片的中部区域。中间裂纹对叶片的振动特性和结构强度有重要影响。

5) 边缘裂纹: 这种裂纹位于叶片的边缘区域。边缘裂纹常受到边缘应力的影响。

若按照裂纹的受力特性与位移特性分类则可抽象分为以下三类^[7]:

张开型 (I 型): 正应力 α 垂直于裂纹面, 即在正应力 σ 的作用下, 裂纹上下表面的位移使裂纹沿应力方向张开, 如图 2.2 (a) 所示;

滑移型 (II 型): 在裂纹面内且与裂纹尖端线垂直的剪应力 τ 作用下, 裂纹面产生沿该剪应力方向的相对滑动, 如图 2.2 (b) 所示;

撕开型 (III 型): 在裂纹面内且与裂纹尖端线平行的剪应力 τ 作用下, 裂纹面产生沿裂纹面外的相对滑动, 如图 2.2 (c) 所示。

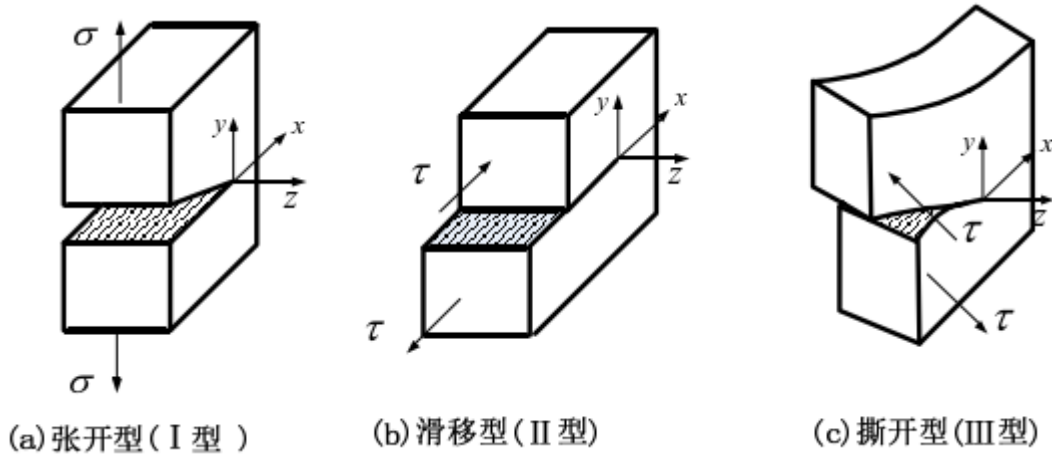


图 2.2 裂纹分类

以上是常见的叶片裂纹基本类型。了解不同类型裂纹的特点和分布规律，有助于准确评估叶片的健康状况，并采取相应的维修和保养措施。

2.2.2 叶片振动建模

叶片振动建模是研究叶片振动特性的关键步骤，它可以帮助理解叶片结构的动态行为，预测叶片振动响应，并评估叶片的结构健康状态。以下是几种常用的叶片振动建模方法：

1) 有限元法 (Finite Element Method, FEM): 有限元法是一种广泛应用的数值建模方法，可以将叶片分割为离散的小单元，并在每个单元上建立相应的振动方程。通过求解这些方程，可以得到叶片的振动模态和频率响应。

2) 模态分析法 (Modal Analysis): 模态分析是一种基于振动模态的建模方法。它通过实验或数值模拟测定叶片的振动模态，包括振型和固有频率。基于这些模态数据，可以对叶片的振动行为进行分析和预测。

3) 解析法 (Analytical Method): 解析法是一种基于叶片结构和边界条件的解析建模方法。它利用叶片的几何形状和材料性质，以及受力情况的数学描述，推导出叶片的振动方程和解析解。解析法适用于简单几何形状和边界条件的叶片结构。

4) 混合建模方法 (Hybrid Modeling): 混合建模方法结合了不同建模方法的优势，以提高建模精度和效率。例如，可以将有限元法和解析法结合使用，将复杂结构部分采用有限元法建模，简单结构部分采用解析法建模。

在叶片振动建模过程中，需要考虑叶片的几何形状、材料性质、边界条件、激励条件等因素。合理选择建模方法，并结合实验测试和数值模拟，可以得到准确可靠的叶片振动模型，为叶片健康监测、故障诊断和结构优化提供支持。

2.2.3 含裂纹的叶片理论简化模型

裂纹叶片可简化为如图所示的矩形悬臂梁。其中, a 为裂纹深度, b 为梁厚度, z 为叶片宽度, L 为梁长度, c 为裂纹距叶尖的距离, 如图 2.3 所示^[8]。

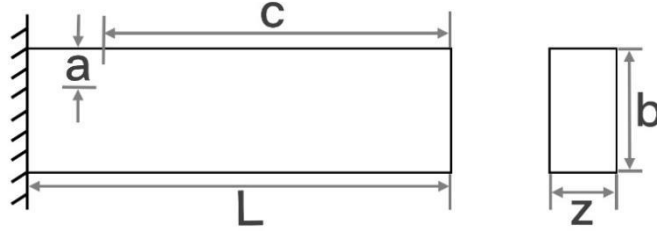


图 2.3 矩形悬臂梁模型

矩形悬臂梁的广义柔度 f_0 计算公式如下:

$$f_0 = \frac{32L^3}{\pi^4 EI} \quad (2.1)$$

其中, E 为叶片材料对应的杨氏模量, I 为矩形梁的转动惯量。

当叶片出现裂纹时, 叶片的柔度将相应地变化。对于含开裂纹的梁, 其柔软度为:

$$f_{open} = f_{\Delta c} + f_0 \quad (2.2)$$

开裂纹引起的柔度变化已经由 Dimarogonas 等推导得到:

$$f_c = \frac{72\pi c^2(1-\nu^2)\phi}{Ezb^4} \quad (2.3)$$

其中, ν 是叶片材料的泊松比, 系数 ϕ 定义如下:

$$\begin{aligned} \phi = & 19.60 \frac{a^{10}}{b^8} - 40.69 \frac{a^9}{b^7} + 47.04 \frac{a^8}{b^6} - 32.99 \frac{a^7}{b^5} + \\ & 20.30 \frac{a^6}{b^4} - 9.98 \frac{a^5}{b^3} + 4.60 \frac{a^4}{b^2} - 1.05 \frac{a^3}{b} + 0.63a^2 \end{aligned} \quad (2.4)$$

相应地, 正常叶片和裂纹叶片的静态刚度分别为 $k_0 = \frac{1}{f_0}$, $k_{eq} = \frac{1}{f_{open}}$ 。

含开裂纹旋转叶片的等效单自由度动力学方程如下所示:

$$m_{eq}\ddot{x} + c_{eq}\dot{x} + k_{eq}(t)x = F$$

其中 m_{eq} , c_{eq} 与 $k_{eq}(t)$ 分别为含开裂纹叶片的等效质量、等效阻尼、与等效刚度; x 为叶片的振动位移 F 为外界激励力。

根据 CLOUGH 等人相关理论, 悬臂梁在一阶振动下的等效质量与等效刚度为:

$$m_{eq} = 0.228m'L \quad (2.5)$$

其中 m' 为悬臂梁单位长度的质量且 $m' = \rho zb$, $I = \frac{bz^3}{12}$ 为叶片绕中心轴惯性转矩。

叶片固有频率 ω ：

$$\omega = \sqrt{\frac{k_{eq}}{m_{eq}}}$$

$$\omega = \sqrt{\frac{1}{0.228\rho \frac{384L^3b^3 + 72\pi^5c^2z^2(1-\nu^2)\phi}{\pi^4Eb^3z^2}}}$$

$$\omega = \sqrt{0.228\rho \frac{384L^3b^3 + 72\pi^5c^2z^2(1-\nu^2) \left(19.60 \frac{a^{10}}{b^8} - 40.69 \frac{a^9}{b^7} + 47.04 \frac{a^8}{b^6} - 32.99 \frac{a^7}{b^5} + 20.30 \frac{a^6}{b^4} - 9.98 \frac{a^5}{b^3} + 4.60 \frac{a^4}{b^2} - 1.05 \frac{a^3}{b} + 0.63a^2 \right)}{\pi^4Eb^3z^2}} \quad (2.6)$$

在式（2.1）—式（2.6）中，叶片密度 ρ 、叶片长度 L 、叶片宽度 b 、裂纹距叶尖的距离 c 、叶片厚度 z 已确定，为常数，唯一变量为裂纹的深度 a 。如图 2.4 所示，伴随着裂纹的增大，叶片的固有频率 ω 随之减小。

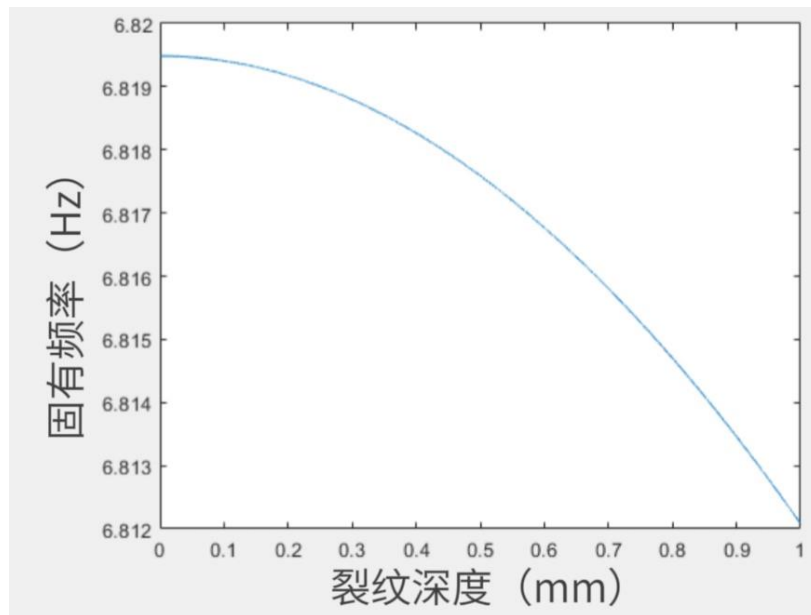


图 2.4 固有频率 ω 与裂纹深度 a 关系

2.3 本章小结

本章主要探讨了含裂纹叶片振动的建模和分析方法。首先介绍了叶片裂纹的基本类型。然后详细讨论了叶片振动的建模方法，包括基于有限元分析的建模技术，以及模态分析和谐响应分析等。最后，建立了含裂纹的简化叶片振动模型。

第三章 含裂纹叶片有限元建模与仿真

本章针对叶片试验件，建立含和不含裂纹叶片的三维模型，根据三维模型，建立叶片有限元模型，最后对叶片进行有限元分析，获取了有、无裂纹下的叶片固有振动特性，表明了裂纹对叶片固有振动频率的变化规律。

3.1 有限元方法与 Hypermesh 软件

有限元分析 (FEA, Finite Element Analysis) 利用数学中近似的方法对真实状态进行模拟，如几何和载荷工况等，有限元分析方法的一个重要思想就是降维，即将无限维降为有限维，非常类似于积木搭建成一个整体的原理。它将一个物理系统整体分为许多个简单而又有相互间作用的单元，进而实现利用有限的未知量去逼近无限未知量的过程。真实物理系统的求解域被分为有限个互连的自求解域，通过对每一个有限元单元进行求解得到近似解，然后根据每一个单元的求解推导出有限个单元组成的整体的求解结果，从而得到问题的解，这个解是一个近似解，而不是精确解，显然，这种方法是将整个的复杂问题转化为单个有限元单元的简单问题。随着计算机技术的发展，有限元法在工程和科研领域受到了越来越多的应用，成为了解决复杂工程分析问题的重要途径，有限元方法发展至今，其涉及领域已经遍布汽车、航空、航天、机械制造、材料加工、土木、建筑、电子、船舶、铁路、能源等各个领域。

有限元分析方法主要分为前处理，求解，后处理三大模块，前处理主要步骤为确定几何模型、网格划分、确定单元类型、定义材料属性、确定边界条件和确定载荷，求解主要有线性和非线性等相关算法，求解单元节点处近似解，后处理则是对求解结果进行提取，获取关键参数，并对求解数据进行分析。

本文采用 Hypermesh 软件进行前处理，Hypermesh 软件是美国 Altair 公司的产品，作为一个著名有限元软件其最大的特点就是其出众的前处理能力及其网格划分能力，在划分网格以及处理几何模型上具有十分便捷高效的处理方法，同时具有人性化的操作设置，在此基础上 Hypermesh 与三维建模软件 CATIA 等以及求解后处理软件 ANSYS 等都有很好的衔接。

3.2 无裂纹叶片的振动有限元模型

无裂纹叶片的振动有限元模型是研究叶片振动特性的重要基础。本节将介绍无裂纹叶片振动的有限元建模方法，包括直板叶片和弧形叶片的建模和仿真分析。

3.2.1 无裂纹叶片建模

绘制叶片 CAD 图，如图 3.1 所示。

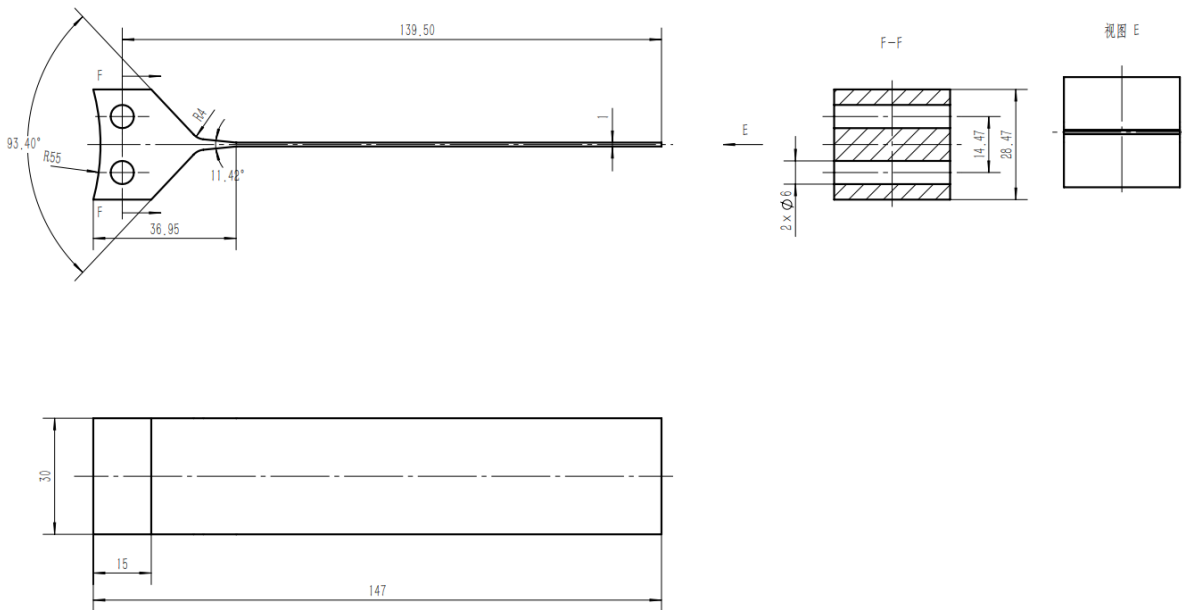


图 3.1 直板叶片 CAD 图

使用 CATIA 软件对叶片进行 3D 建模，直板叶片 3D 图，如图 3.2 所示。

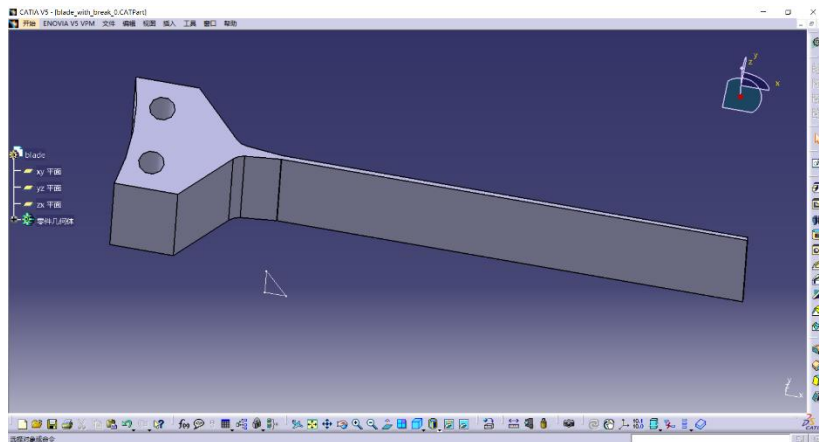


图 3.2 直板叶片 3D 图

叶片材料参数见表 3.1。

表 3.1 叶片材料参数

参数名称	数值
弹性模量 (Pa)	2.1×10^{11}
泊松比	0.3
密度 (kg/m^3)	7850

3.2.2 网格化

单元网格划分是建立叶片有限元模型十分重要的一个环节，如果网格划分不好，会直接导致有限元计算的精准度变差。网格的划分有以下四点需要注意：需要对网格的数量进行控制，划分的网格数量多会对增加很大的计算量，划分的网格数量少，对有限元计算的精准度会有影响，所以需要将网格数量控制在一个合适的数值；需要对网格的疏密进行合理的选取，在不同的部位，需要划分不同大小的网格，这样不仅能使计算结果更好地表现出来，还能减少计算的时间；需要对网格质量进行合适的选择，网格质量直接会影响有限元计算的结果，在一些重要的部位，需要质量较高的网格，在一些次要的部位，可以适当的将网格质量降低。在将 CATIA 中构建好的三维模型导入 Hypermesh 后，根据叶片结构与受力特点的特点，网格尺寸选取 0.5mm，如图 3.3 所示。同时叶片裂纹处作为应力变化最大区域，将对该区域的网格进行一定程度的细化，增加节点数目，图 3.4 所示。图 3.5 为裂纹处网格密度与整体网格比较。

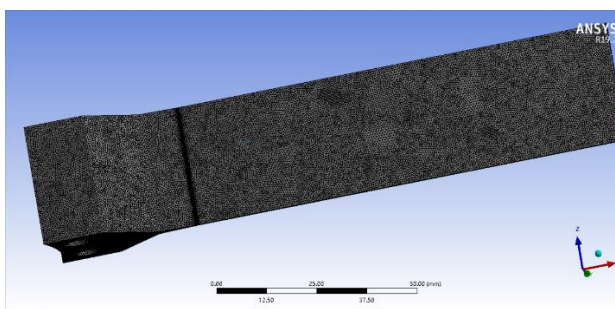


图 3.3 叶片网格化

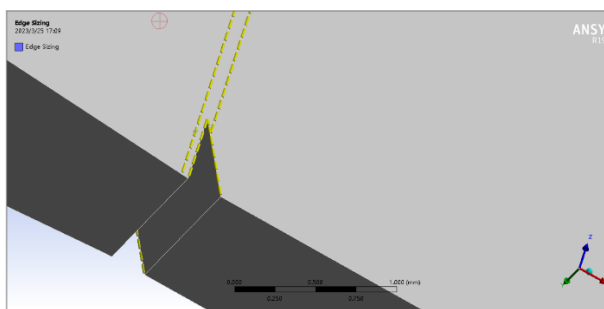


图 3.4 叶片裂纹处加密

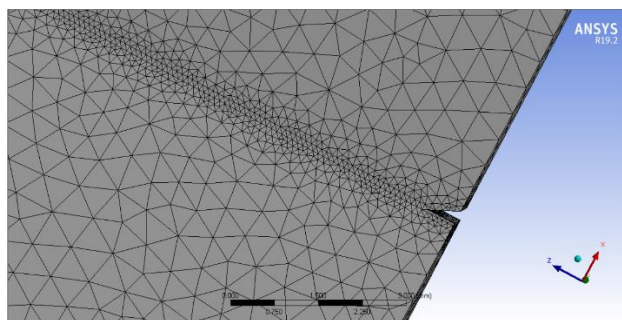


图 3.5 裂片处网格加密

3.2.3 叶片仿真分析

模态分析与谐响应分析均对叶片根部进行约束，绿色面为固定的平面，如图 3.6 所示。

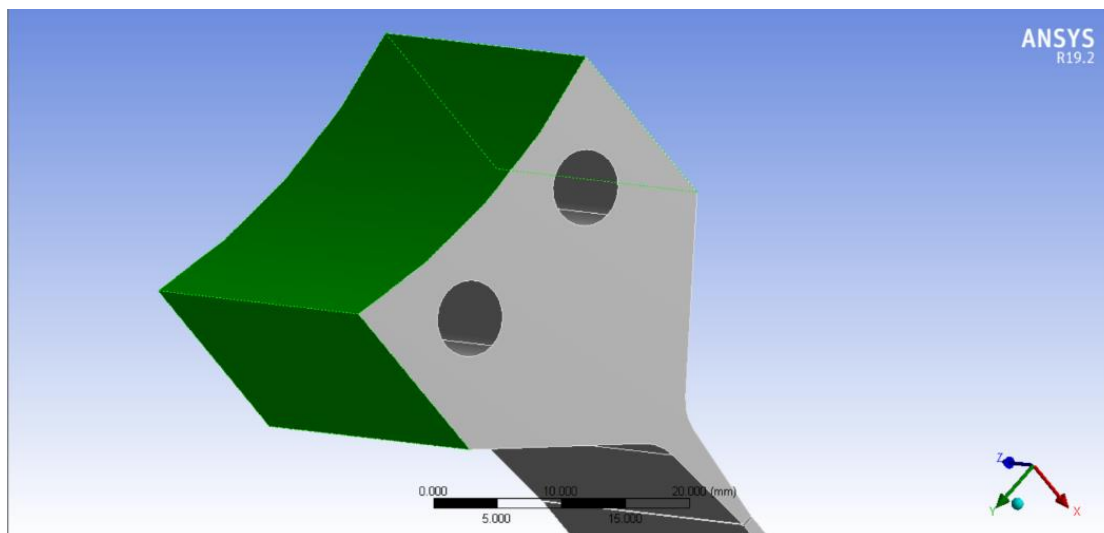


图 3.6 叶片约束图

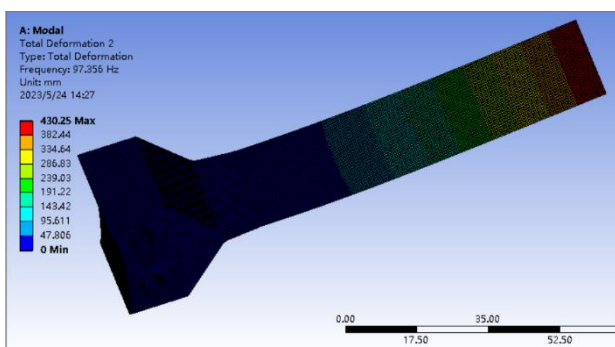
(1) 模态分析

进行模态分析，求解叶片的固有频率和振型。通过模态分析可以了解叶片的自由振动特性，包括主要的振动模态和固有频率。

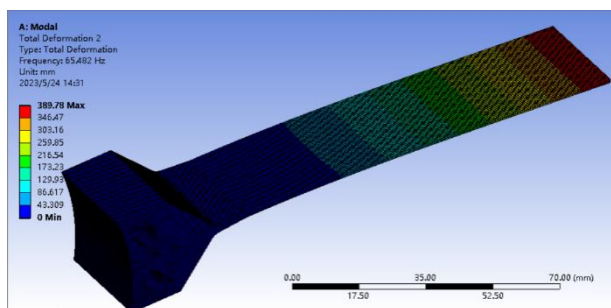
这里分析 120mm 长度和 100mm 长度叶片的模态对比，见图 3.7。

长度 100mm 的叶片

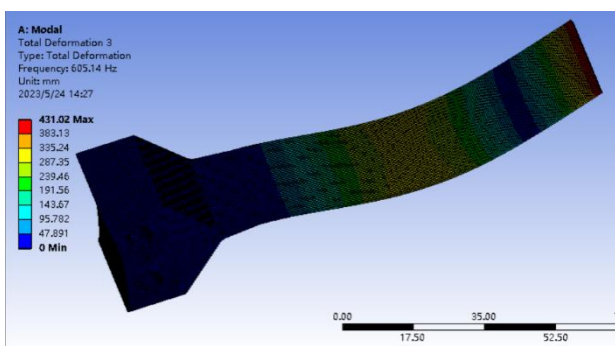
长度 120mm 的叶片



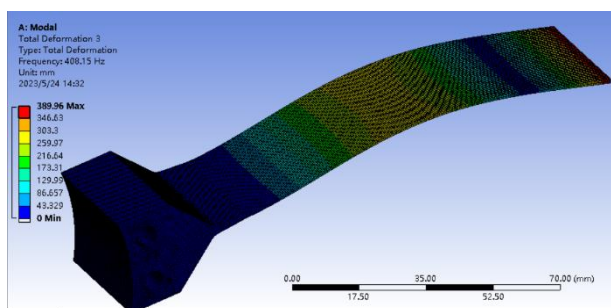
97.356Hz



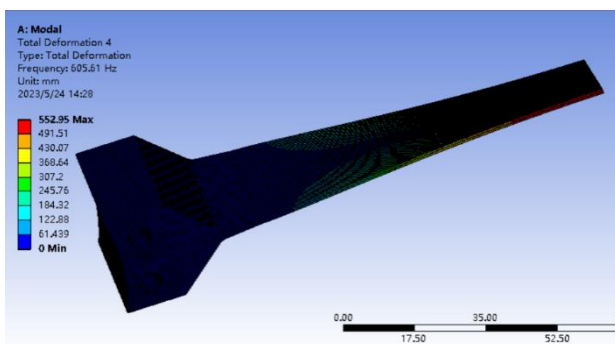
65.482 Hz



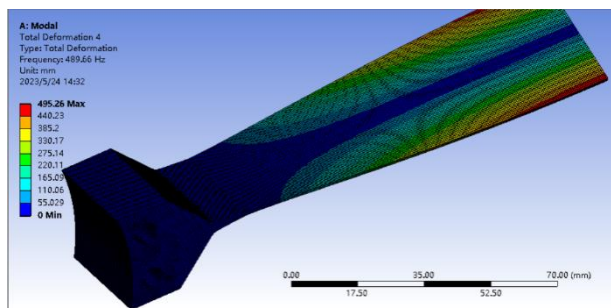
605.14 Hz



408.15 Hz



605.61 Hz



489.66 Hz

图 3.7 不同尺寸叶片前三阶模态对比

这里分析 120mm 长度和 100mm 长度叶片的模态对比强度分析，前三阶模态结果分析如表 3.2 所示：

表 3.2 直板叶片前三阶频率对比

	100mm 长度叶片	120mm 长度叶片
一阶频率/Hz	97.356	65.482

二阶频率/Hz	605.14	408.15
三阶频率/Hz	605.61	489.66

从模态结果我们可知伴随着叶片长度的增加，叶片的一阶、二阶与三阶频率都将会有明显下降，而且伴随着阶数的增加其下降速度逐渐加快。对于固定长度的叶片来说，频率将会随着模态阶数的增加，明显变大。

（2）谐响应分析

在谐响应分析中，可以观察叶片在不同激励条件下的振幅、相位和应力分布等。通过分析结果，可以评估叶片的共振频率及幅值。

通过施加外部激励 $4g$ ，进行谐响应分析。在 x 方向上观察叶片谐响应应力分布。叶片的约束如图 3.4 所示，与模态分析一致。

120mm 长度叶片的谐响应应力结果如图 3.8 所示。100mm 长度叶片的谐响应应力结果如图 3.9 所示。

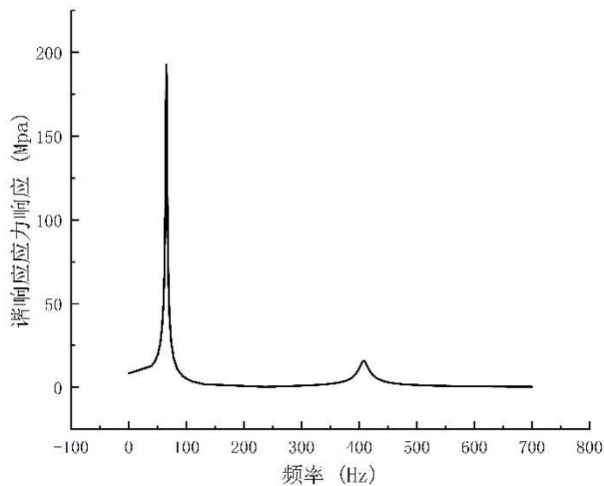


图 3.8 120mm 叶片谐响应应力结果

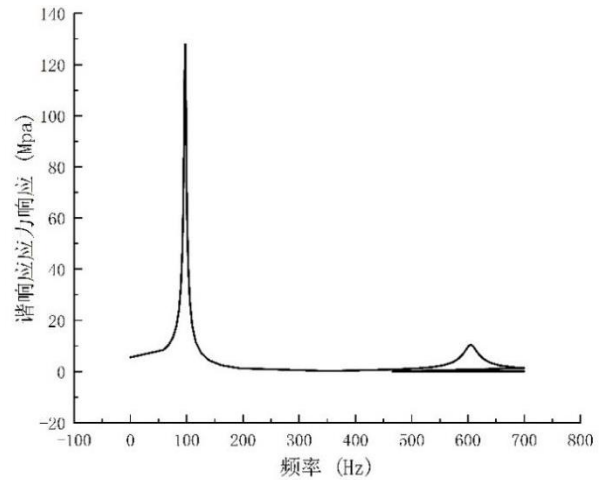


图 3.9 100mm 叶片谐响应应力结果

如图可知，120mm 大叶片危险点应力大小为 192.67 Mpa，而 100mm 小叶片危险点应力大小则为 128.01 MPa。叶片的尺寸将影响危险应力点的大小。尺寸大的叶片会比小尺寸叶片的危险应力点更大。

(3) 叶尖位移响应分析

通过施加外部激励 $4g$ ，进行谐响应分析。在 y 方向上观察叶片谐响应应力分布。叶片的约束如图 3.4 所示，与模态分析一致。

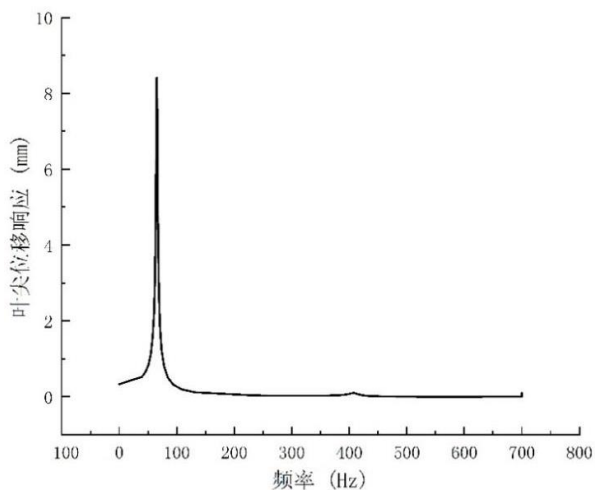


图 3.10 120mm 叶片谐响应叶尖位移结果

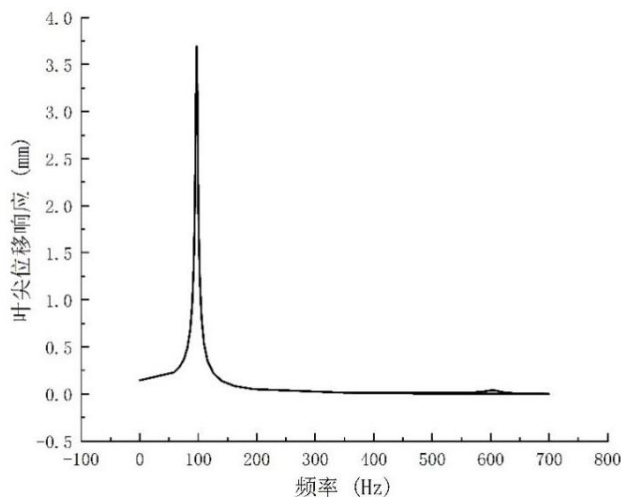


图 3.11 100mm 叶片谐响应叶尖位移结果

通过对叶片谐响应叶尖位移结果的分析，发现叶片尺寸也将影响加速度响应的最大值所对应的频率。120mm 大叶片加速度响应的最大值所对应的频率为 65.456Hz ，如图 3.10 所示。而 100mm 小叶片加速度响应的最大值所对应的频率为 97.297Hz ，如图 3.11 所示。尺寸越大的叶片其加速度响应的最大值所对应的频率将越小。

综合叶片的模态分析与谐响应分析，120mm 叶片加速度响应最大值更小，危险点应力值更大，所以选择 120mm 尺寸大叶片进行试验更具可行性，结果更明显。

3.3 含裂纹叶片的振动有限元模型

3.4.1 含裂纹叶片建模

在直板叶片进行预制裂纹后，对不同尺寸裂纹直板叶片进行模态与谐响应分析，三角裂纹 H 长度不变为 5mm ，含裂纹直板叶片模型如图 3.12 所示。

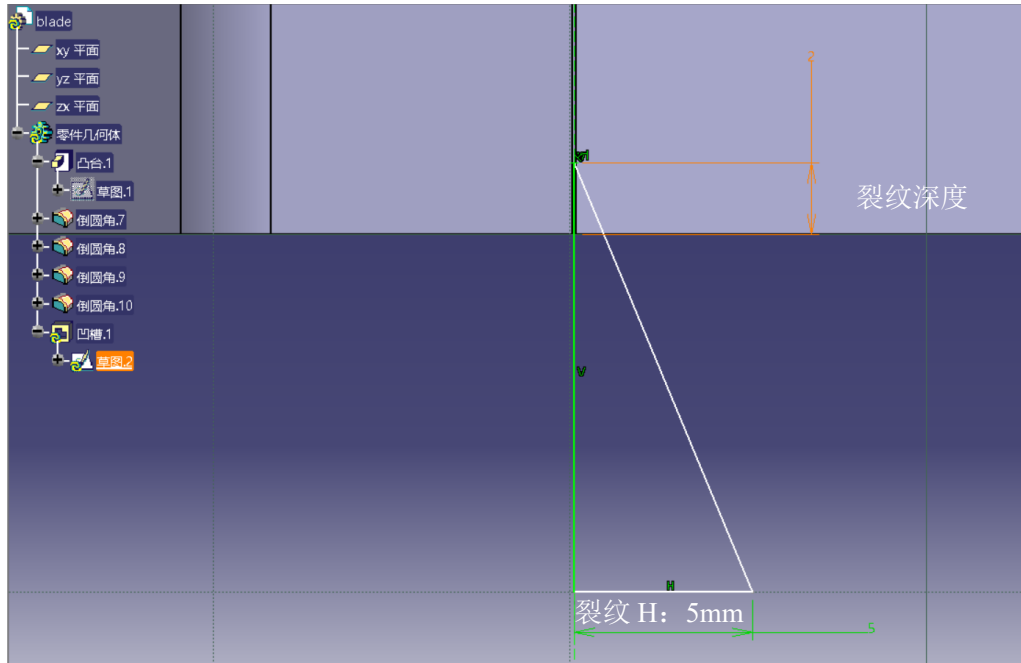


图 3.12 含裂纹直板叶片建模

3.4.2 含裂纹叶片仿真分析模态分析

(1) 模态分析

这里分析 120mm 长度的直板叶片分析，预制三角裂纹深度为 0.5mm，1mm，1.5mm，2mm，3mm，4mm。叶片的约束如图 3.4 所示。其分析结果分别如图 3.13—图 3.18 所示。

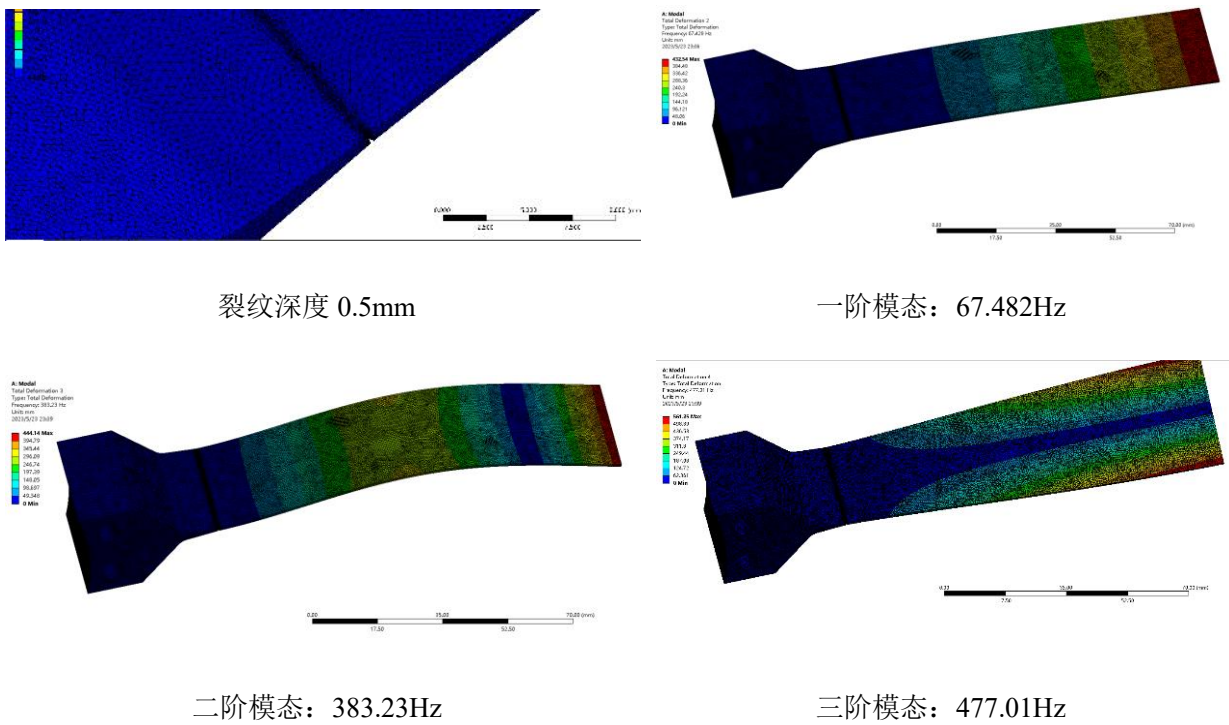
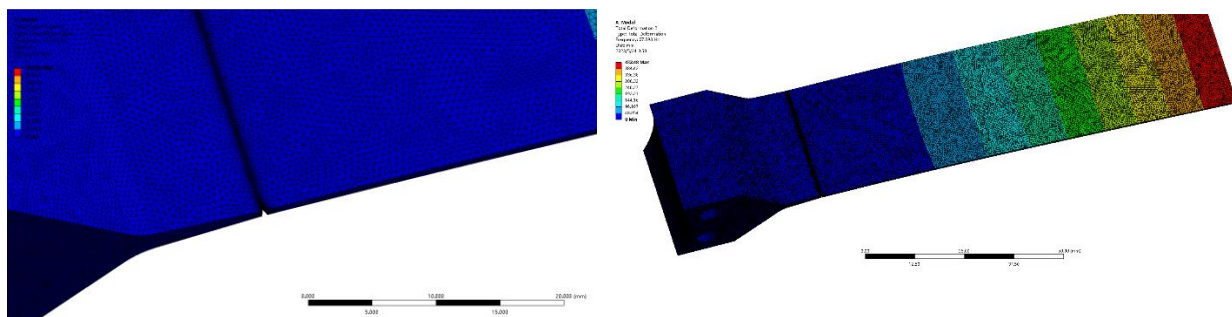


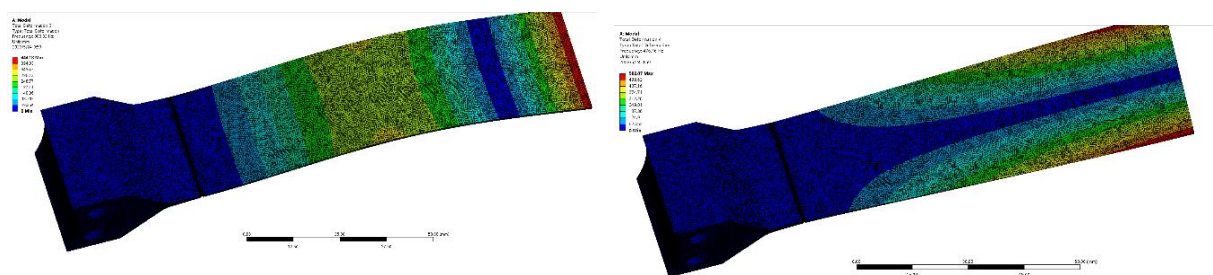
图 3.13 0.5mm 裂纹模态结果

第三章 含裂纹叶片有限元建模与仿真



裂纹深度 1.0mm

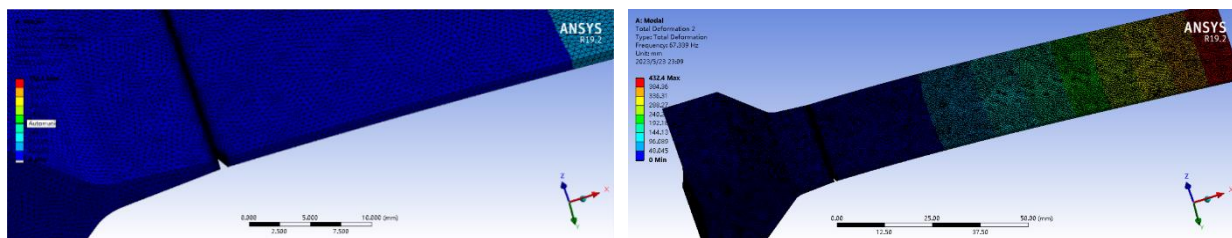
一阶模态: 67.393Hz



二阶模态: 383.02Hz

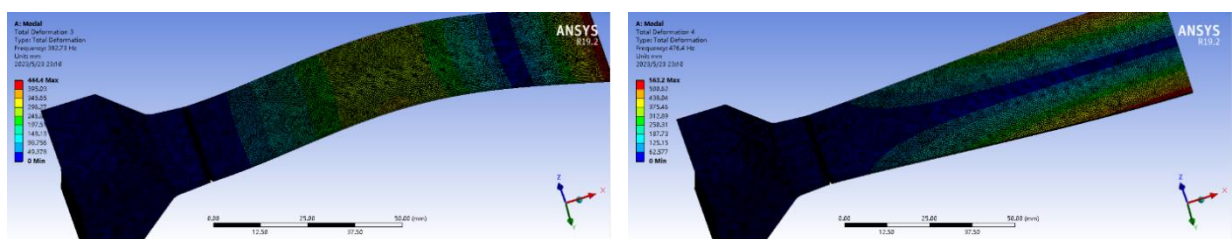
三阶模态: 476.76Hz

图 3.14 1.0mm 裂纹模态分析结果



裂纹深度 1.5mm

一阶模态: 67.339Hz



二阶模态: 382.73Hz

三阶模态: 476.4Hz

图 3.15 1.5mm 裂纹模态分析结果

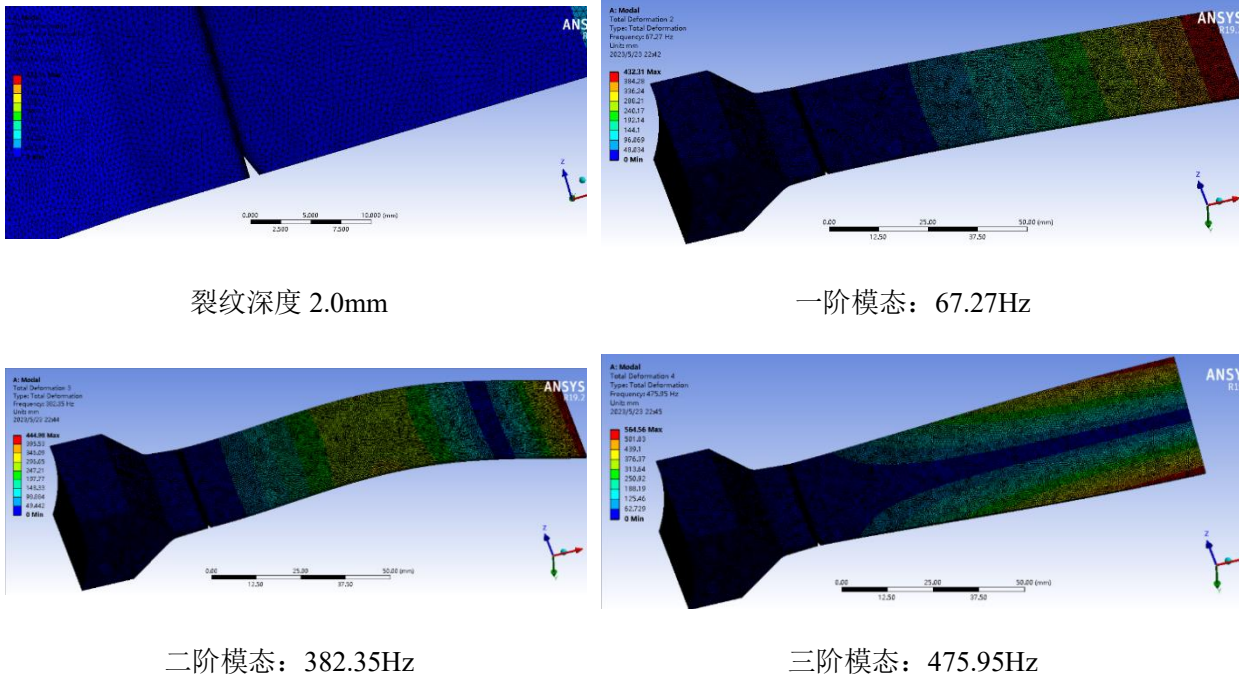


图 3.16 2.0mm 裂纹模态分析结果

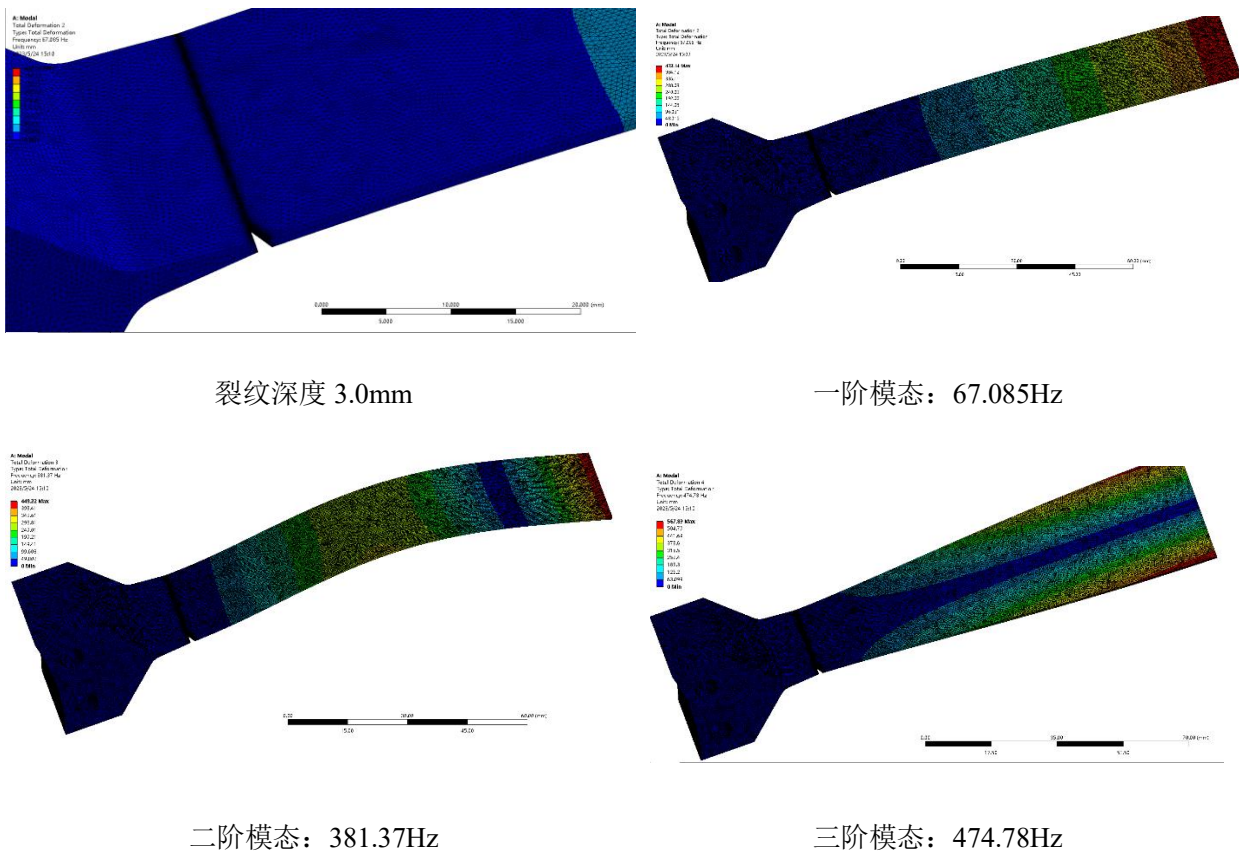


图 3.17 3.0mm 裂纹模态分析结果

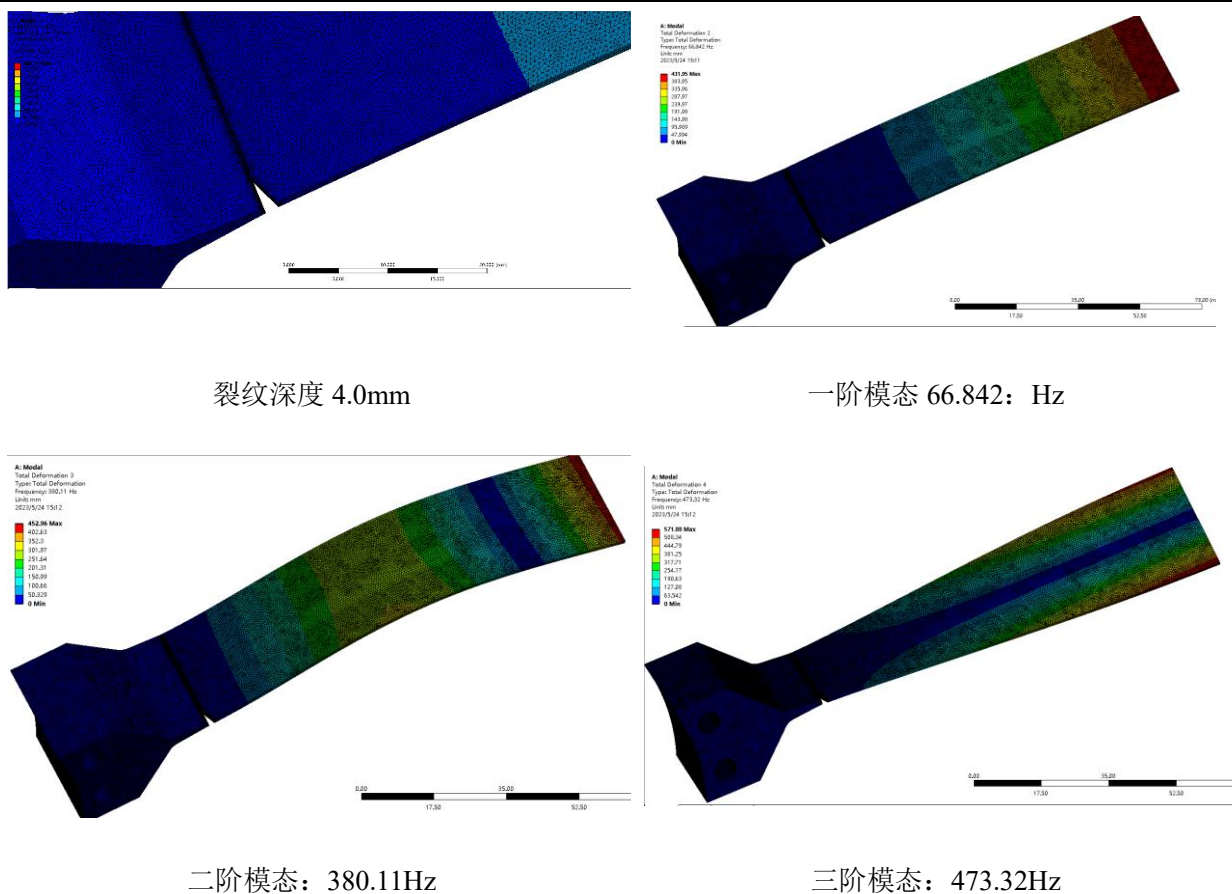


图 3.18 4.0mm 裂纹模态分析结果

表 3.3 直板叶片三角裂纹模态结果分析

裂纹长度 (mm)	0.5	1	1.5	2	3	4
一阶 (Hz)	67.482	67.393	67.339	67.27	67.085	66.842
二阶 (Hz)	383.23	383.02	382.73	382.35	381.37	380.11
三阶 (Hz)	477.01	476.76	476.4	475.95	474.78	473.32

通过对不同尺寸裂纹的直板叶片模态分析结果的对比可知：随着裂纹尺寸的增加，直板叶片的三阶频率逐步减小，其变化趋势如图 3.19-图 3.21 所示。

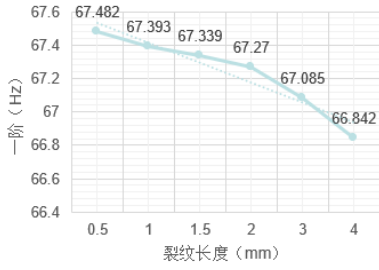


图 3.19 一阶频率趋势图

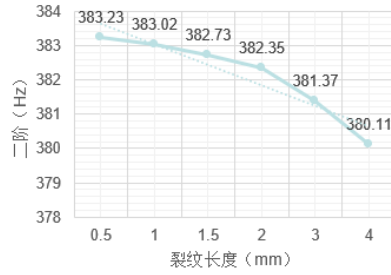


图 3.20 二阶频率趋势图

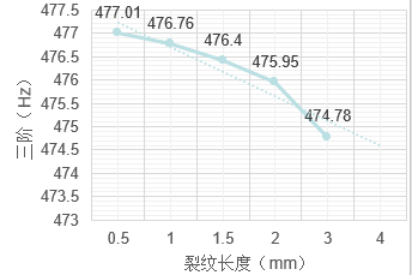


图 3.21 三阶频率趋势图

（2）谐响应分析

通过施加外部激励 $4g$ ，进行谐响应分析。在 x 方向上观察叶片谐响应应力分布。在 y 方向上观察叶尖位移响应。叶片的约束如图 3.4 所示，与模态分析一致。同时对叶片整体施加 y 方向加速度，如图 3.22 所示。

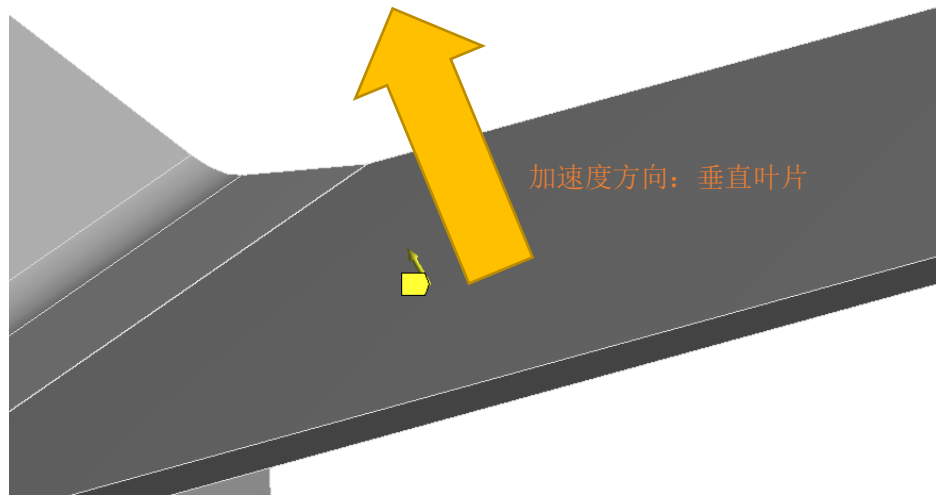
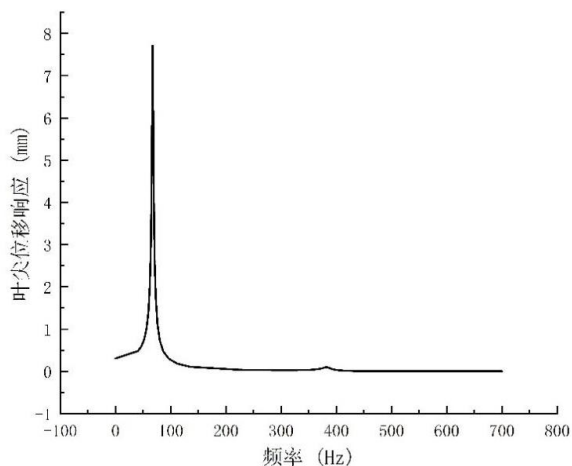
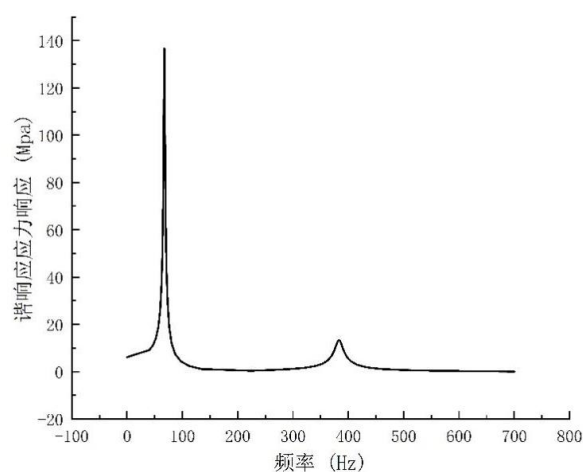


图 3.22 y 方向施加加速度

0.5mm 裂纹叶片谐响应分析如图 3.23 所示，0.5mm 裂纹叶片加速度响应的最大值所对应的频率为 67.401Hz，危险点应力大小则为 136.72MPa。



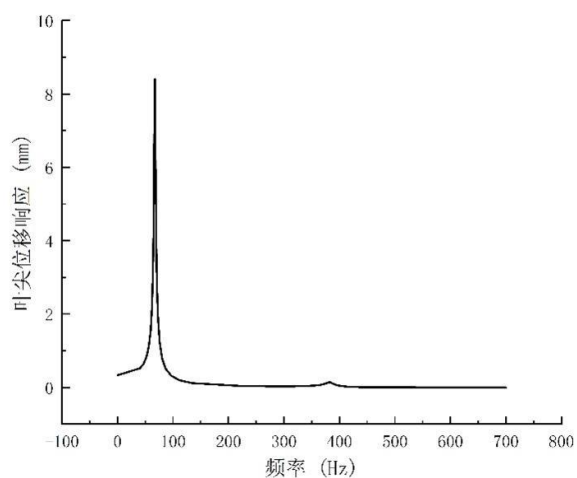
(a) 叶尖位移响应



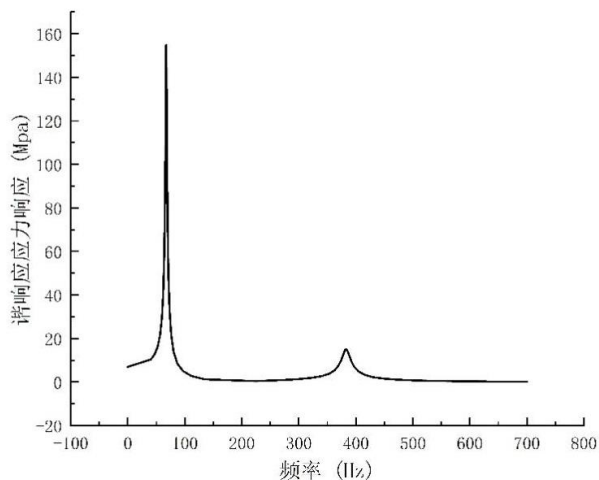
(b) 谐响应应力响应

图 3.23 0.5mm 裂纹叶片谐响应

1.0mm 裂纹叶片谐响应分析如图 3.24 所示, 1.0mm 裂纹叶片加速度响应的最大值所对应的频率为 67.366Hz, 危险点应力大小则为 154.88MPa。



(a) 叶尖位移响应



(b) 谐响应应力响应

图 3.24 1.0mm 裂纹叶片谐响应

1.5mm 裂纹叶片谐响应分析如图 3.25 所示, 1.5mm 裂纹叶片加速度响应的最大值所对应的频率为 67.312Hz, 危险点应力大小则为 179.93MPa。

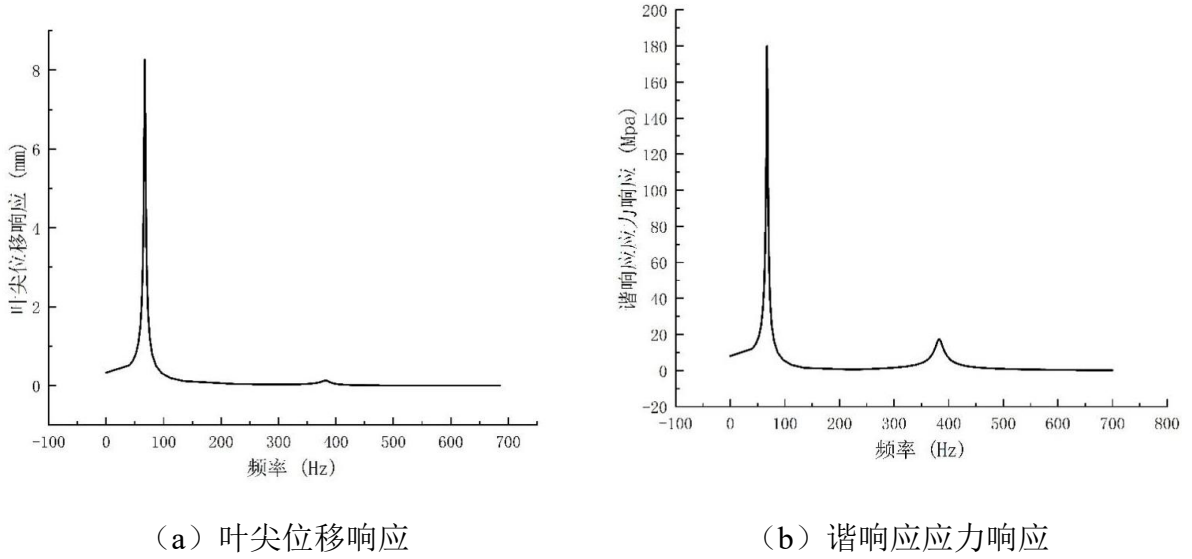


图 3.25 1.5mm 裂纹叶片谐响应

2.0mm 裂纹叶片谐响应分析如图 3.26 所示, 2.0mm 裂纹叶片加速度响应的最大值所对应的频率为 67.293Hz, 危险点应力大小则为 191.58MPa。

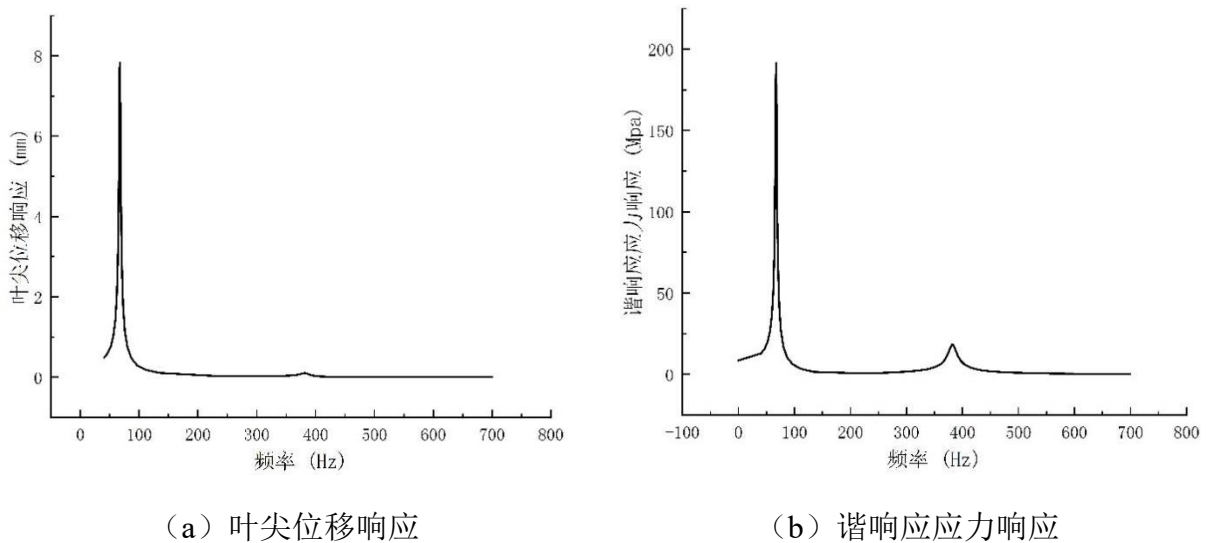


图 3.26 2.0mm 裂纹叶片谐响应

3.0mm 裂纹叶片谐响应分析如图 3.27 所示, 3.0mm 裂纹叶片加速度响应的最大值所对应的频率为 67.058Hz, 危险点应力大小则为 196.7MPa。

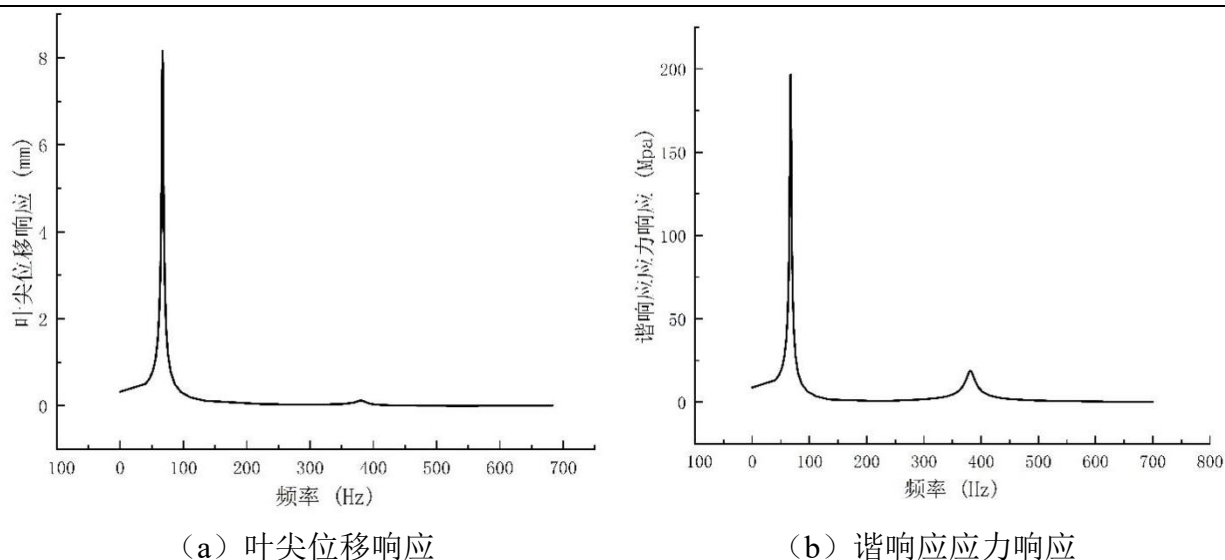


图 3.27 3.0mm 裂纹叶片谐响应

4.0mm 裂纹叶片谐响应分析如图 3.28 所示, 4.0mm 裂纹叶片加速度响应的最大值所对应的频率为 66.816Hz, 危险点应力大小则为 215.05MPa。

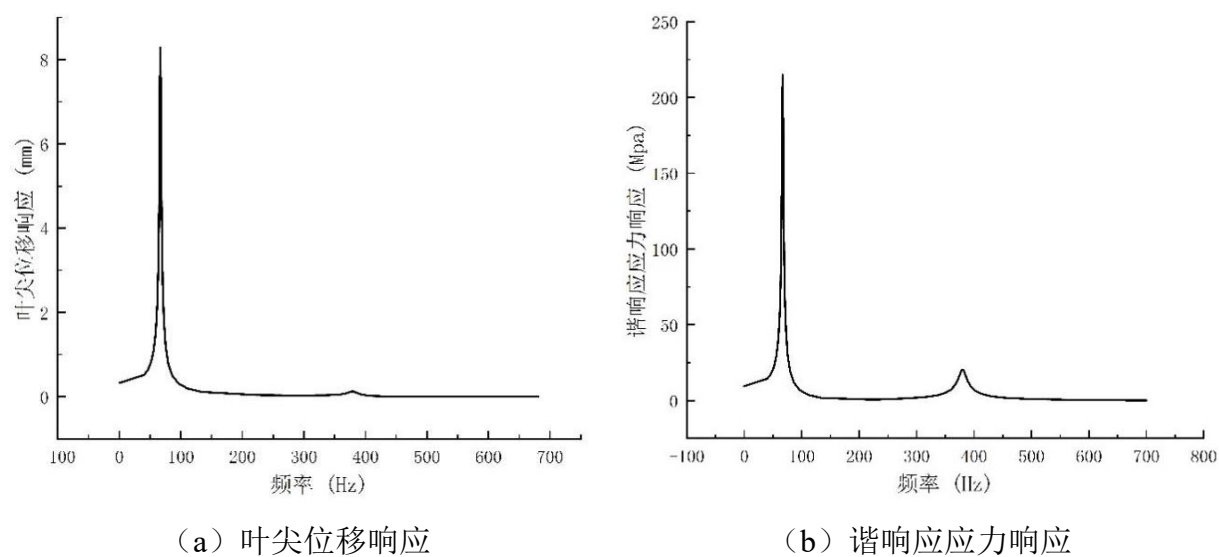


图 3.28 4.0mm 裂纹叶片谐响应

含裂纹叶片谐响应分析结果汇总如表 3.4 所示。

表 3.4 一阶谐响应分析结果

裂纹长度/mm	0.5	1.0	1.5	2	3	4
叶尖位移响应 频率 (Hz)	67.401	67.366	67.312	67.293	67.058	66.816

谐响应应力响应 (Mpa)	136.72	154.88	179.93	191.58	191.58	215.05
---------------	--------	--------	--------	--------	--------	--------

通过谐响应分析发现，随着叶片裂纹的增大，其影响越大，加速度响应最大值所对应的频率逐渐减小，而危险点应力则逐渐增大。

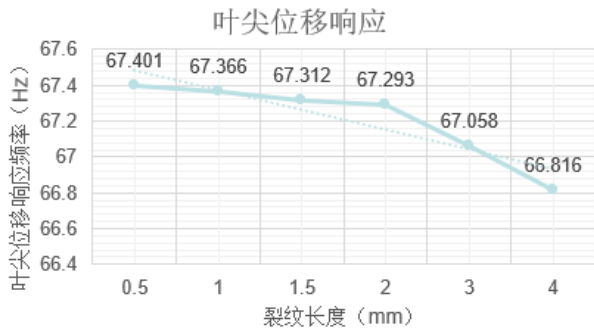


图 3.29 叶尖位移变化趋势

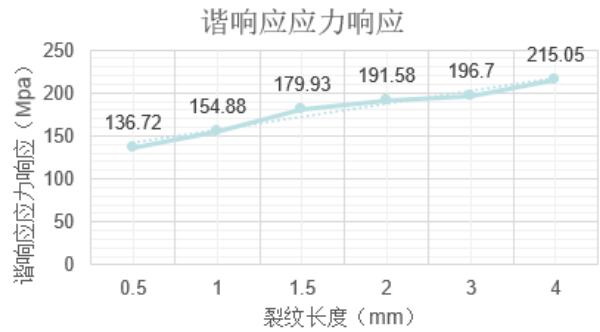


图 3.30 谐响应应力变化趋势

3.5 本章小结

本章主要介绍了含裂纹叶片的振动有限元模型及其分析。首先，讨论了无裂纹叶片的振动有限元模型。对不同长度叶片进行有限元分析，通过比较其结果选择了 120mm 大叶片进行预制裂纹有限元分析与试验。然后，探讨了含裂纹叶片的振动有限元模型，在建模过程中，考虑了叶片的几何形状、材料性质和空气阻尼条件，并采用合适的网格密度进行仿真分析。接着对含预制裂纹的叶片进行有限元分析，通过动态响应分析发现，含裂纹的叶片其加速度响应最大值所对应的频率逐渐减小，而危险点应力则逐渐增大。伴随着裂纹的增大，对叶片的影响也更为明显。

第四章叶片裂纹萌生与扩展振动在线监测试验

4.1 试验目的

叶片是旋转机械重要的核心部件，其主要的失效模式为疲劳失效，疲劳导致叶片裂纹的萌生。而对裂纹萌生及扩展的研究，振动台叶片疲劳试验可以测得疲劳寿命以进行寿命预测，还能在整个过程中在线监测裂纹扩展情况。准确的寿命预测对地面燃机长时间安全运行有着重大意义。

叶片裂纹的萌生与扩展是旋转机械中重要的故障形式之一，对设备的可靠性和安全性具有重要影响。进行叶片裂纹萌生与扩展振动在线监测试验的目标是深入研究叶片裂纹的振动特性，并开发高效可靠的在线监测技术。具体目的包括：

1) 理解叶片裂纹的形成机制：通过试验可以深入探究叶片裂纹的萌生与扩展机理，了解叶片材料的疲劳性能和受力状况对裂纹形成的影响。

2) 评估叶片裂纹的影响：通过试验可以评估叶片裂纹对叶片结构的影响，包括振动特性、疲劳寿命和结构强度等方面，为叶片设计和优化提供依据。

3) 搭建在线监测设备：实现对叶片裂纹的实时监测和预警，提高设备的故障诊断和预防能力，降低运维成本。

4) 提高旋转机械的可靠性：通过深入研究叶片裂纹的振动特性，可以为旋转机械的设计、制造和运维提供有效的技术支持，提高设备的可靠性和安全性，减少故障和事故的发生。

综上所述，进行叶片裂纹萌生与扩展振动在线监测试验具有重要的科学研究意义和工程应用价值，能够科学研究和技术创新，为提高旋转机械的可靠性、降低运维成本、延长设备寿命做出贡献。

4.2 试验内容与试验方案

4.2.1 扫频试验

为模拟航空发动机的叶片在振动过程中的疲劳特性，所以这里进行共振试验。在安装完设备和传感器之后，需要进行扫频实验以确定设备的固有频率。在 ANSYS 中进行的模态仿真结果为一阶频率约为 65Hz，所以在振动台控制软件中设置扫频范围 0-70Hz，同时启动

旋转器械软件检测叶尖振动加速度，在向上扫频过程中观察加速幅值变化情况，找到加速度响应的最大值所对应的频率，此时锁定频率，使其保持在此频率下进行疲劳试验。

4.2.2 共振试验

1) 预试验:

首先用振动台分别施加 1g, 1.5g, 2g, 2.5g, 3g, 3.5g, 4g 加速度激励来测得在共振频率 f_0 的响应加速度和应力幅值，用于对后续的载荷施加情况提供参考。

2) 疲劳试验:

(1) 启动振动台对管道施加 4g 的正弦激励，进行扫频试验，得到共振频率 f_0 ;

(2) 在共振频率 f_0 下进行疲劳试验，利用应力检测软件实时检测振动应力数值及循环次数。当振动应力开始上升时（加速度降低），认为此时有裂纹萌生，因本试验关注裂纹萌生及扩展，所以之后开始关注其从裂纹萌生到断裂所需时间，并在一定间隔时间进行对裂纹拍照。

4.3 试验系统及试验设备介绍

试验设备主要包含振动台、振动台功率放大及控制模块、应变片、应变放大器、加速度传感器、电涡流传感器、摄像机、数据采集器以及配套软件。

为模拟叶片振动情况，试验激振源采用苏试试验公司的 DC-300 型电动振动台，如图 4.1 所示，主要由振动台、功率放大器、控制器及控制系统四部分组成。DC-300 型电动振动台广泛应用于汽车零部件、电子元器件、航空航天产品应力筛选等多种典型振动、模拟试验要求，具有承载能力强、工作频带宽、工作台共振频率低、刚性好、一阶谐振频率高的特点。其具体性能参数如表 4.1 所示。

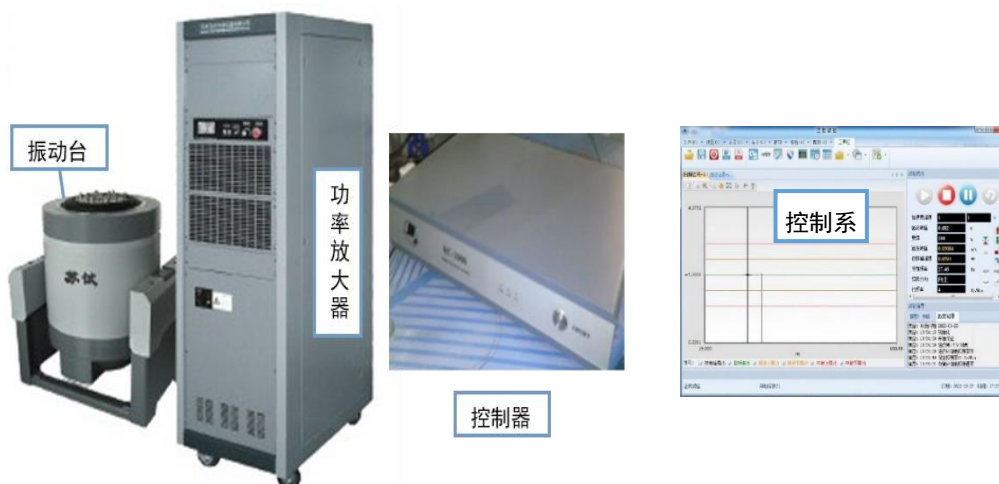


图 4.1 苏试 DC-300 型电动振动台

表 4.1 DC-300 型电动振动台技术指标

参数	量级
外形尺寸/mm	720×660×540
台体重量/kg	454
台面直径/mm	150
频率范围/Hz	5-5000
额定正弦推力/N	29400
最大加速度/m/s ²	980
最大速度/m/s	2
最大位移/mmp-p	400
最大载荷/kg	120
最大输出功率/kVA	3

为将叶片稳定固定在振动台上，设计叶片夹具，夹具 CAD 图如图 4.2 (a) 所示。其 3D 模型如图 4.2 (b) 所示。

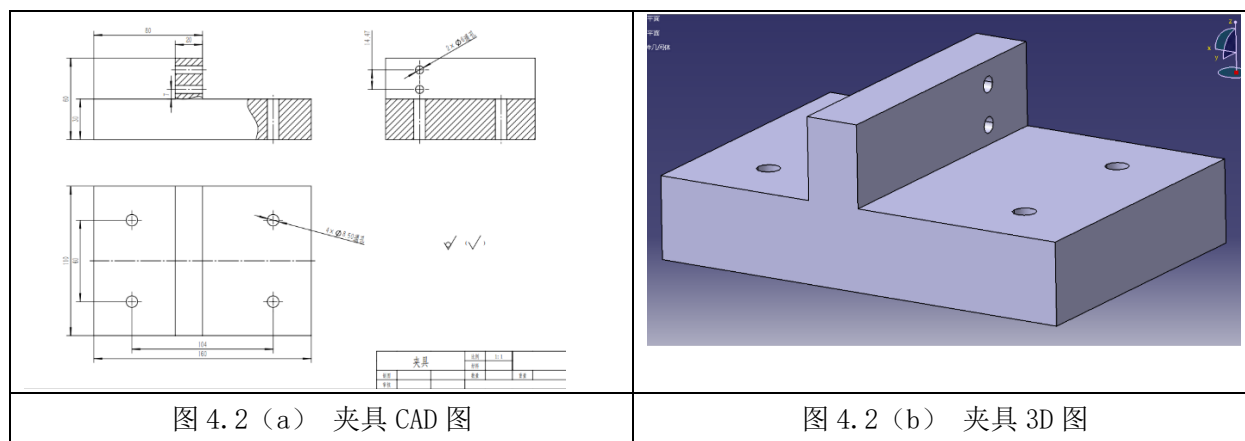


图 4.2 (a) 夹具 CAD 图

图 4.2 (b) 夹具 3D 图

图 4.2 夹具展示图

夹具实物如图 4.3 所示，叶片与夹具、夹具与振动台之间均采用螺栓紧固，如图 4.4 所示。

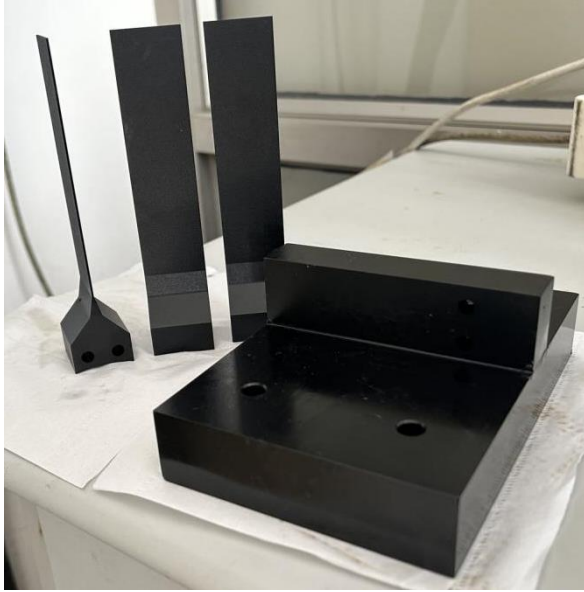


图 4.3 夹具实物图

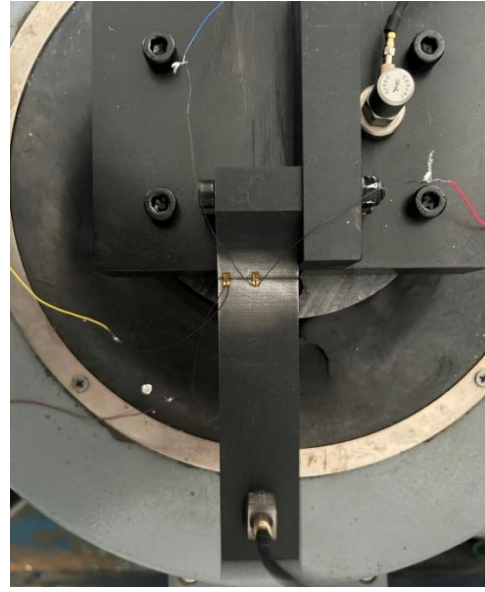


图 4.4 紧固图

试验现场如图 4.5 所示，图 4.6 为叶片和电阻式应变片现场图。振动台可实现扫频与定频振动，图 4.6 中加速度传感器 1 所测信号传输到控制器输入端进行反馈控制。加速度传感器 2 测量叶尖的振动加速度响应，所测信号传输到数据采集器。应变片所测的信号线传至应变放大器，对采集数据放大后传入数据采集器。电涡流传感器连至数据采集器。数据采集器连至计算机，可在自编软件进行加速度、应力、位移数据测量和保存。



图 4.5 试验现场图

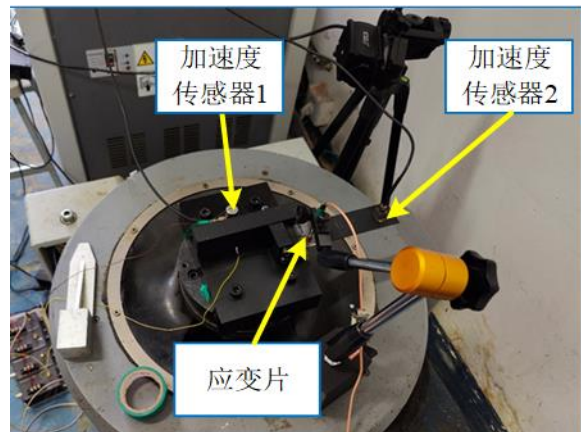


图 4.6 叶片及电阻式应变片示

本试验所用软件主要包含振动台控制软件和自主开发的航空器结构振动分析与故障诊断系统，软件主界面如图 4.7 和图 4.8 所示。其中本次主要使用航空器结构振动分析与故障诊断系统中的结构弯曲疲劳试验模块，此模块可保存试验中加速度及应力幅值、试验时间以及循环次数，其界面如图 4.8 所示。

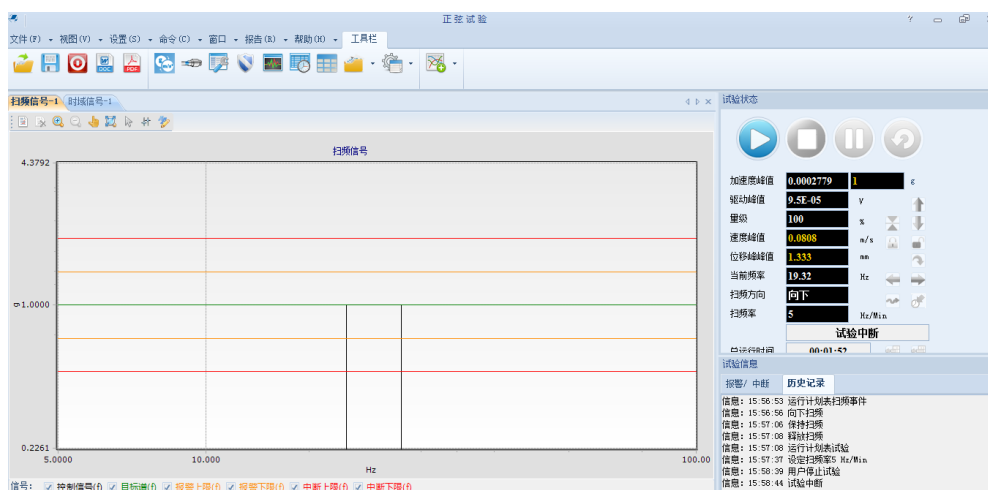


图 4.7 振动台控制系统软件界面

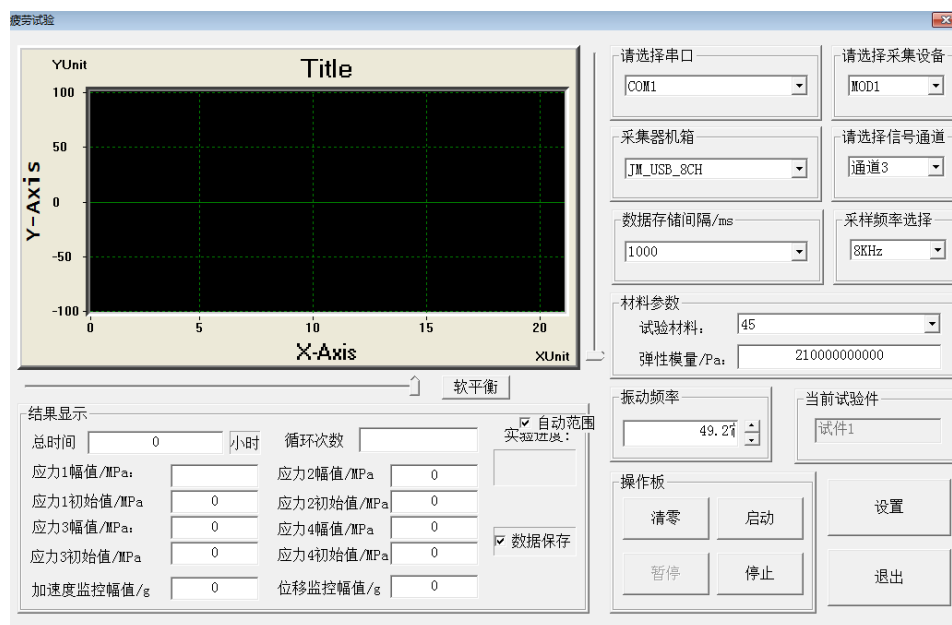


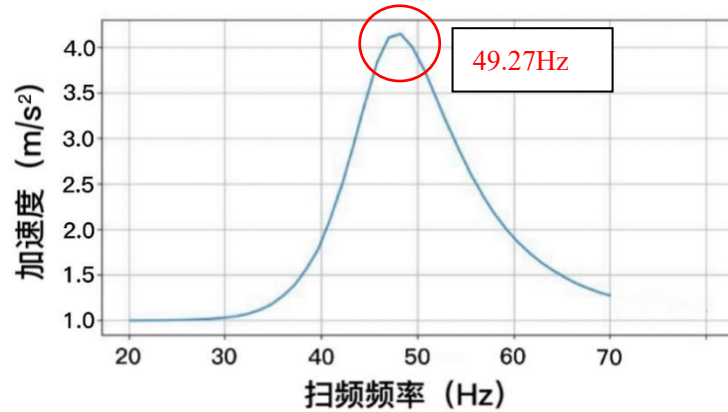
图 4.8 结构弯曲疲劳试验界面

4.4 试验数据处理及结果分析

(1) 扫频试验结果

在试验前首先进行了模态仿真实验，仿真所得的一阶频率约为 67Hz。所以在振动台控制软件 0-70Hz 的扫频任务，在旋转机械软件中观测到 49.27 Hz 时叶尖加速度响应幅值达

到最大，扫频过程如图 4.9 所示。这里与仿真固有频率有所不同，分析为加速度传感器带来的影响，所以在仿真时在末端增加 10mm 的正方体物块，重新仿真一阶频率结果为 48Hz 左右。



(2) 共振试验结果:

预试验结果:

测得 1g 加速度时应力为 44.8MPa，2g 时加速度为 94.85MPa，4g 时为 338.1MPa。如图 4.10 所示

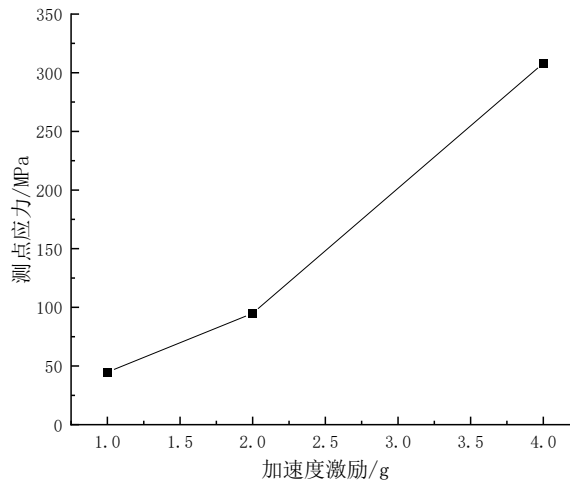


图 4.10 不同激励下应力幅值

(4) 疲劳试验结果

整个试验过程采集了的应变片所测点的应力值如图 4.11 所示，图 4.12 细节图可以更清晰看到这一趋势。

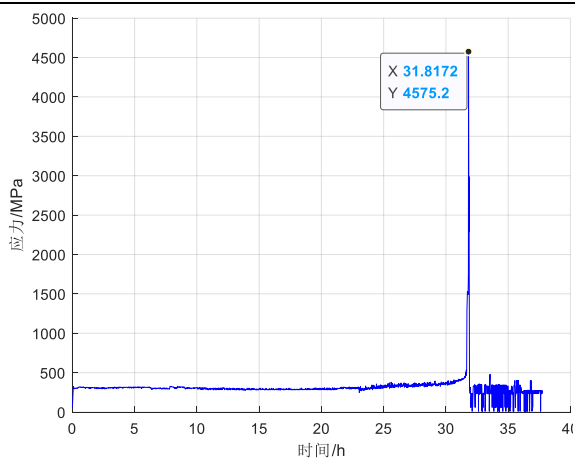


图 4.11 应力幅值变化曲线

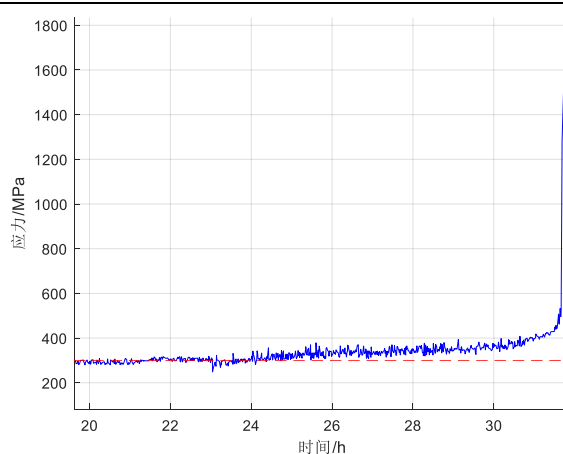


图 4.12 应力幅值局部图

整个试验过程采集了的叶尖加速响应如图 4.13 所示，图 4.12 为 37 小时后的试验加速度数据。

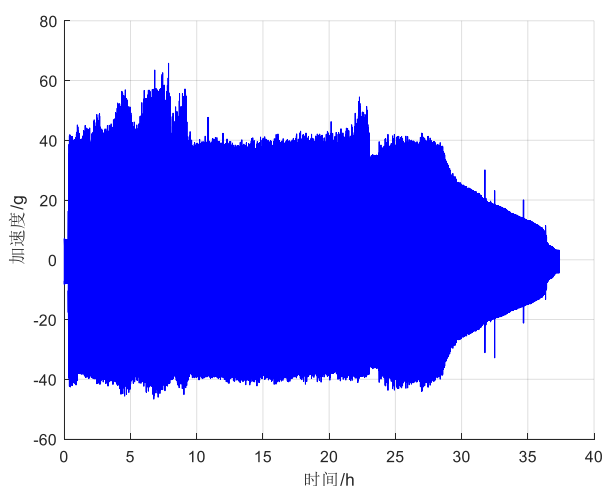


图 4.13 叶尖加速度响应

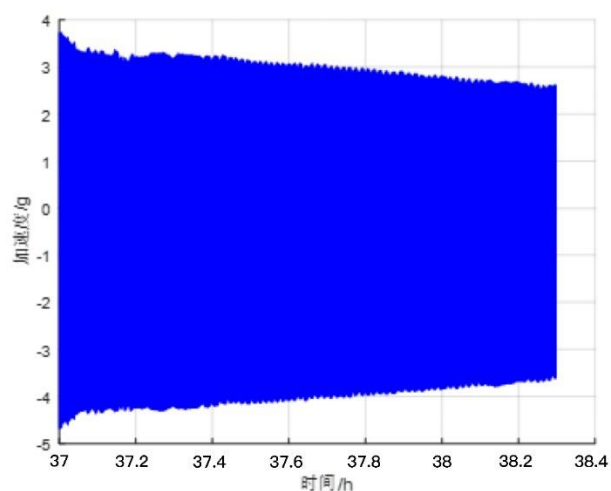
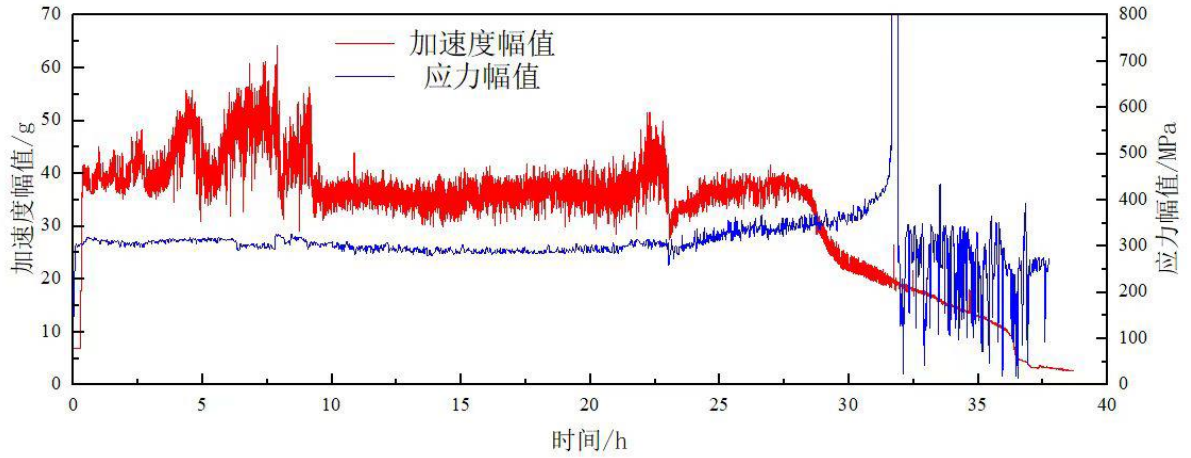
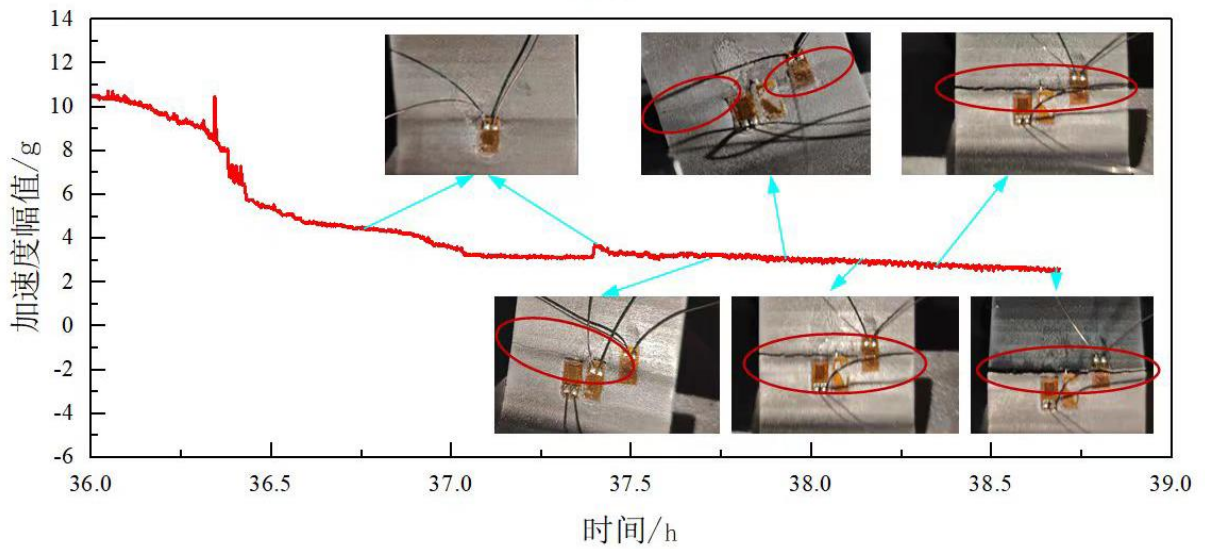


图 4.14 继续试验加速度数据

将试验全过程夜间加速度响应、应力幅值、叶片状况整合后得到图 4.15。



(a) 振动监测全过程曲线



(b) 裂纹扩展细节

图 4.15 试验全过程图

可以看到振动试验进行至 24 小时应力测点值开始有略微增大趋势，在 31 小时左右出现很大的应力幅值，之后并出现杂乱信号，说明叶片结构已经发生变化，所以此时应已产生裂纹。

试验进行至 37 小时暂停试验，通过肉眼观察叶片，发现此时叶片并无肉眼可见的裂纹，如图 4.16 所示。图 4.12 应力

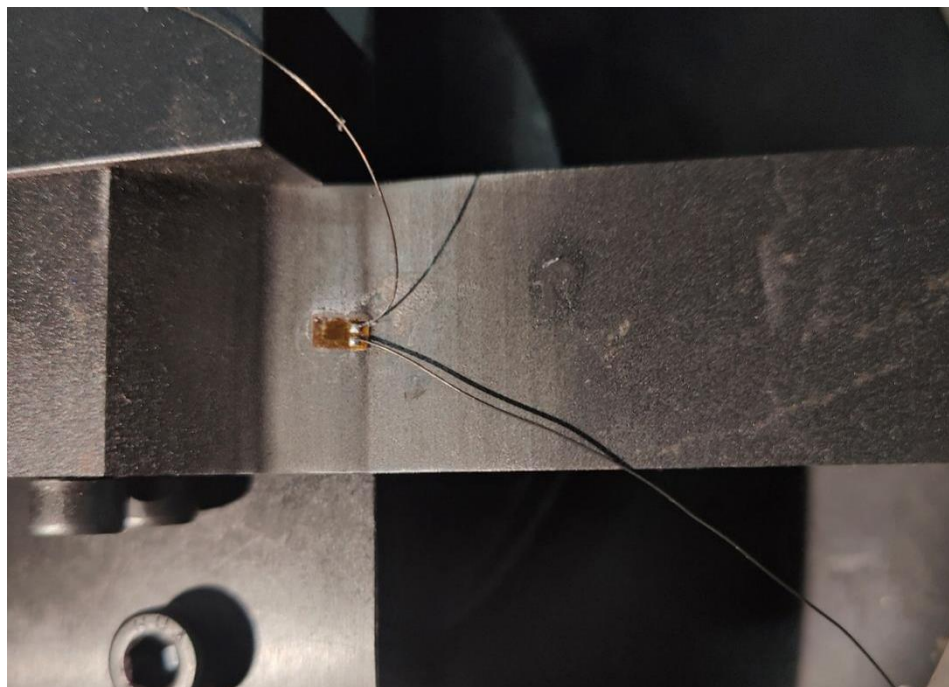


图 4.16 37 小时叶片情况

整个试验过程的叶尖加速度响应情况如图 4.13 所示，在 25 小时后出现下降趋势，之后不断减小。说明此时叶片的结构已经开始变化，裂纹已经开始萌生。

37 小时停止试验观测完毕后，继续开始试验，应变片已无法采集到数据，所以继续采集加速度信号。重新试验所测加速度响应如图 4.14 所示，幅值呈不断下降趋势

继续试验后，对叶片不断拍照如图 4.15 所示，裂纹不断扩展直至彻底断裂。在出现肉眼可见的裂纹到叶片彻底断裂这期间发展时间十分短暂。

最终，叶片疲劳试验验证了仿真模型的准确性，在叶片裂纹萌生后，其叶尖加速度响应减小，而测点应力则逐渐增大。在对叶片进行振动在线监测时，也成功通过叶尖加速度的变化和测点应力的改变判断出裂纹萌生的时间与裂纹的发展。实现了利用多振动参数在线监测裂纹的萌生与扩展。

4.5 本章小结

本章主要介绍了叶片裂纹萌生与扩展振动在线监测试验的目标、意义以及相关内容。在试验方面，详细描述了试验的具体内容和实施方案，包括叶片选择、试验条件设定和数据采集方法、夹具的设计、连接方式等。同时，介绍了用于试验的系统和设备，包括振动传感器、图像采集设备以及数据采集系统，并说明了它们的特点和功能。

在试验结果分析方面，在线监测了叶片裂纹的萌生和扩展情况、振动频率的变化以及叶尖振动位移和应力的变化等。通过对试验结果的分析，在线监测了裂纹的萌生与发展。

第五章 结论与展望

5.1 结论

本文研究了叶片裂纹振动固有振动特性，并基于叶片裂纹疲劳试验，研究了叶片裂纹的多参数在线监控技术，并进行了试验验证，主要结论如下：

1) 建立了无裂纹叶片的振动有限元模型：通过建模和仿真分析，可以准确预测叶片的振动特点，包括固有频率和应力分布，叶尖位移响应等，对叶片在线监测提供重要参考。

2) 建立了含裂纹叶片的振动有限元模型，仿真模拟了叶片裂纹对其固有振动的影响，结果表明，裂片尺寸越大、深度越深，叶片的叶尖位移将逐渐下降，叶尖位移所对应的频率也会下降，同时叶片裂纹附近应力将增大。

3) 进行了叶片裂纹疲劳试验，采集了叶片振动数据，并进行了信号处理和分析，揭示了叶片裂纹的萌生和扩展情况，振动频率的变化以及叶尖振动位移和应力的变化。试验结果不仅验证了有限元仿真的准确性，同时也可以通过在线振动监测的实时数据识别裂纹的产生与发展，为叶片裂纹的振动在线监控提供了重要方法。

5.2 展望

本章的研究为叶片裂纹萌生与扩展振动的在线监测试验提供了重要方法和技术途径方法，但还有一些方向可以进一步探索和改进。

1) 旋转叶片的在线测试：未来的研究可以进一步探索旋转叶片的在线测试技术，例如采用传感器和监测系统对叶片振动进行实时监测和数据采集。这将有助于更真实地了解叶片的振动特性和裂纹的演化过程。

2) 非接触式监测技术：研究人员可以进一步研究和发展非接触式监测技术，实现对叶片裂纹的在线检测和监测。这将提供更便捷和高效的手段，帮助实时监测叶片的状态和裂纹的演化。

参考文献

- [1] 欧阳涛. 基于叶尖定时的旋转叶片振动检测及参数辨识技术[D].天津大学,2011.
- [2] 李孟麟. 融合叶尖定时信号的旋转机械转子故障诊断技术研究[D].天津大学,2011.
- [3] 张继旺. 基于叶尖定时的旋转叶片安全监测及智能诊断方法研究[D].中国石油大学(北京),2018.DOI:10.27643/d.cnki.gsybu.2018.000035.
- [4] 夏叶媚. 变工况下基于深度学习的叶片损伤检测方法研究[D].湖南工业大学,2022.DOI:10.27730/d.cnki.ghngy.2022.000492.
- [5] 杜佳鑫. 含裂纹叶片转子系统模拟台架设计及其扭振特性分析[D].哈尔滨工程大学,2020.DOI:10.27060/d.cnki.ghbcu.2020.002281.
- [6] 杨发明. 航空发动机旋转叶片在线振动监测与裂纹识别研究[D].国防科技大学,2019.DOI:10.27052/d.cnki.gzjgu.2019.000925.
- [7] 徐海龙. 旋转叶片裂纹的叶端定时非接触在线检测关键技术研究[D].国防科技大学,2018.DOI:10.27052/d.cnki.gzjgu.2018.000128.
- [8] 沈国际,官凤娇,边子方,胡海峰,杨拥民. 裂纹叶片非线性振动响应理论分析与实验验证[J].国防科技大学学报,2021,43(06):127-134.
- [9] 刘豪. 旋转叶片振动监测与分析方法研究[D].南京航空航天大学,2017.
- [10] 吴琪强,郭帅平,王钢,李学军. 基于固有频率的风力机叶片裂纹精确定位与程度识别[J].振动与冲击,2019,38(24):18-27.DOI:10.13465/j.cnki.jvs.2019.24.003.
- [11] 井睿权. 通风机叶片裂纹故障诊断方法研究[D].北京工业大学,2020.DOI:10.26935/d.cnki.gbjgu.2020.000357.
- [12] 寇海军. 民航发动机高压压气机叶片多工况振动特性及疲劳研究[D].天津大学,2017.
- [13] 武立明. 航空发动机转子扭振激励下叶片振动分析[D].天津大学,2018.DOI:10.27356/d.cnki.gtjdu.2018.001017.
- [14] 张旭龙,王维民,李天晴,林昱隆,艾信息,王振国. 变转速工况下叶尖计时信号趋势项解析及验证[J].航空学报,2023,44(05):310-323.
- [15] 吴志渊,闫寒,吴林潮,马辉,瞿叶高,张文明. 旋转裂纹叶片-弹性轮盘耦合系统振动特性[J].航空学报,2022,43(09):109-122.
- [16] 孙佳兴,曹树谦,郭虎伦,李利青. 基于 Hilbert 变换的裂纹叶片时变物理参数识别[J].振动.测试与诊断,2018,38(04):666-671+867.DOI:10.16450/j.cnki.issn.1004-6801.2018.04.003.
- [17] 霍延利. 振动激励下航空发动机压气机叶片裂纹扩展研究[D].天津科技大学,2020.DOI:10.27359/d.cnki.gtqgu.2020.000799.
- [18] 王影,王宇宁,刘春立,韩露,卢鹞. 高温合金涡轮转子叶片裂纹形成机理[J].宇航材料工艺,2021,51(06):89-93.
- [19] 李晓泉. 变幅载荷下疲劳裂纹扩展分析及监测研究[D].南京航空航天大学,2020.DOI:10.27239/d.cnki.gnhhu.2020.000831.
- [20] 胡然. 高速旋转带阻尼叶片振动特性研究[D].浙江大学,2018.
- [21] 黄行蓉,孙赫,吴坚,范兴超,沈庆阳,张大义. 某涡扇发动机涡轮叶片动测应变模态频移现象分析[J].航空动力学报,2022,37(11):2388-2397.DOI:10.13224/j.cnki.jasp.20220189.
- [22] 韩刚. 航空发动机叶片和转子气流激励下非线性动态响应研究[D].哈尔滨工业大学,2015.
- [23] 李兴华,关淳,关明臣,李宇峰,曹登庆,马义良. 叶身裂纹对汽轮机叶片振动特性影响的研究[J].汽轮机技术,2020,62(04):267-269+274.
- [24] 刘文光. 结构共振疲劳试验及裂纹构件的振动疲劳耦合分析[D].南京航空航天大学,2010.
- [25] 刘志利. 水轮机转轮叶片裂纹监测及分析方法研究[D].西北农林科技大学,2022.DOI:10.27409/d.cnki.gxbnu.2022.001753.

- [26] 陈香,朱靖,张亚.含裂纹叶片的轴流式压气机整体叶盘振动特性分析[J].航空动力学报,2015,30(05):1141-1148.DOI:10.13224/j.cnki.jasp.2015.05.015.
- [27] 许敬晖,乔百杰,刘美茹,郜伟强,陈雪峰.基于叶端定时的转子叶片裂纹监测与诊断[J].推进技术,2022,43(02):374-382.DOI:10.13675/j.cnki.tjjs.210537.
- [28] 黄鑫,张小栋,刘洪成,张英杰,熊逸伟,徐志豪.涡轮叶片早期裂纹的三维叶尖间隙 EEMD 能量熵融合诊断方法[J].航空动力学报,2020,35(05):918-927.DOI:10.13224/j.cnki.jasp.2020.05.003.
- [29] 黄鑫,张小栋,张英杰,熊逸伟,刘洪成,祝珂.基于改进 DBNs 的三维叶尖间隙叶片裂纹诊断方法[J].振动.测试与诊断,2022,42(02):213-219+402.DOI:10.16450/j.cnki.issn.1004-6801.2022.02.002.
- [30] 黄鑫,张小栋,张英杰,熊逸伟,刘洪成,范博超.基于三维叶尖间隙的叶片裂纹动力响应特征分析与诊断方法[J].航空动力学报,2022,37(09):1923-1935.DOI:10.13224/j.cnki.jasp.20220030.

致 谢

时间如白驹过隙，提笔写下致谢时才发现大学四年时光即将画上句号，刚入学时的激动与喜悦仿佛还在做日，如今又即将背负好行囊前往新的远方。在这 6 月的毕业季，即将与朝夕相处的母校，老师，同学告别，百感交集之下，我将永远怀揣着一颗感恩的心。

首先我要感谢我的导师——陈果教授。陈老师从开题到中期，再到毕设论文的完成，一直热情密切的关注着我的每一步。面对我的困惑和问题，陈老师总是满怀热情，细心耐心的为我解答。陈老师对用十二分的精神和百分百认真的态度深深感染着我，令我受益匪浅。在此我真挚的感谢陈老师对我的帮助，也送上我对陈老师最诚挚的敬意。

同时，感谢沈响响师兄和刘富海师兄对我的指导和帮助。在他们的悉心指导下，我才能快速掌握仿真软件的使用和试验仪器的操作，为毕设工作打下坚实的基础。

还要感谢我的室友对我学习及生活上的支持与帮助，能与各位朝夕相处是人生美好的回忆。

感谢母校让我遇见这么多的良师益友，提供了如此的学习环境，让我漫步在知识的殿堂。最后，再一次向所有曾经给予我关怀、支持和帮助的人们致以最诚挚的谢意。

效法羲和驭天马，志在长空牧群星。