

编号 071951323



南京航空航天大学

# 本科毕业设计（论文）

题 目

含叶片裂纹故障的整机振动分析与  
特征提取

学生姓名 王春鸽

学 号 071951323

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 0720902

指导教师 陈果

二〇二四年六月

# 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： 2024 年 6 月 2 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： 2024 年 6 月 2 日

日期： 2024 年 6 月 2 日

## 摘 要

叶片是影响航空发动机安全性和效率的关键部件之一，也是最薄弱的部件之一。在高温高压高转速的极端环境中，叶片容易产生裂纹导致故障发生，需要对叶片的运行状况进行实时监测以保证飞机安全性。但其测量受到机匣、被监测叶片、转子等结构的综合影响，因此迫切需要开展含裂纹叶片的航空发动机整机振动研究。本文基于 ANSYS 建立航空发动机整机动力学模型与呼吸裂纹模型，研究了含裂纹叶片对航空发动机整机振动响应的影响。本文的研究内容如下：

(1) 基于 ansys 建立了叶片、转盘、转轴、机匣等三维实体有限元模型，进而建立了航空发动机整机有限元模型，分析了叶片、转盘、转轴、机匣等关键部件以整机模型的固有特性，为建立含裂纹叶片的整机有限元模型奠定了基础。

(2) 基于 ansys 接触单元建立了叶片裂纹模型，进而建立了含裂纹叶片有限元模型，然后分析了不同裂纹对单叶片固有特性的影响，包括裂纹在叶片上的相对深度与相对位置，研究表明：裂纹位置与深度的不同，对叶片固有特性的影响程度也不同，裂纹部位越靠近叶片根部，其频率就越小；裂纹深度越大，叶片固有频率越低。

(3) 基于 ansys 建立了含裂纹叶片的整机有限元模型，施加转速进行显示动力学计算，然后对比了有/无裂纹叶片的整机有限元模型振动响应。研究表明：含裂纹叶片航空发动机整机模型的关键部件如叶片、轴承、转轴等的振动幅度比无裂纹叶片航空发动机整机模型的振动响应要大。本文的研究对提高叶片安全性和可靠性有重要意义，为航空发动机安全运行监测提供了重要的参考。

**关键词：** 整机振动，叶片裂纹，有限元仿真

## ABSTRACT

Leaf blade is one of the key components affecting the safety and efficiency of aero engine and one of the weakest components. In the extreme environment of high temperature, high pressure and high speed, the blade is prone to produce cracks and lead to failure. It is necessary to monitor the running condition of the blade in real time to ensure the safety of the aircraft. However, its measurement is comprehensively affected by the structure of casing, monitored blade, rotor and so on, so it is urgent to carry out the vibration research of aero-engine with crack blades. ANSYS establishes the dynamic model and respiratory crack model of aero-engine, and studies the influence of crack blade on the vibration response of aero-engine. The research contents of this paper are described as follows:

- (1) based on ansys established the blade, turntable, shaft, casing, three-dimensional entity finite element model, and established the aviation engine machine finite element model, analyzes the blade, turntable, shaft, casing and other key components to the inherent characteristics of the machine model, to establish a crack blade machine finite element model laid a foundation.
- (2) The blade crack model was established based on ansys contact unit, and then the crack of crack, including the relative depth and relative position of the crack on the blade root, the lower the blade natural frequency.
- (3) The finite element model of the whole machine with crack blade is established based on ansys, and the display dynamic calculation is made when the speed is applied, and then the vibration response of the whole machine finite element model with / without crack blade is compared. The results show that the vibration amplitude of the key components of the aviation engine blade, bearing and rotating shaft is larger than that of the whole aviation engine model. The research in this paper has great significance to improve the blade safety and reliability, and provides an important reference for the aero-engine safe operation monitoring.

**KEY WORDS:** Machine vibration, Blade crack, Finite element simulation

## 目录

第一章 绪论.....	- 1 -
1.1. 研究背景及意义.....	- 1 -
1.2. 国内外研究现状.....	- 3 -
1.2.1. 航空发动机整机模型.....	- 3 -
1.2.2. 叶片裂纹模型.....	- 6 -
1.3. 本文论文内容与结构.....	- 11 -
第二章 裂纹叶片模型及固有特性.....	- 13 -
2.1. 叶片模型.....	- 13 -
2.1.1. 无裂纹叶片模型.....	- 13 -
2.1.2. 含裂纹叶片模型.....	- 14 -
2.2. 不同裂纹深度叶片有限元模态计算.....	- 15 -
2.3. 不同裂纹位置叶片有限元模态计算.....	- 17 -
2.4. 本章小结.....	- 20 -
第三章 含叶片裂纹的整机模型与振动特性.....	- 21 -
3.1. 整机模型的建立.....	- 21 -
3.2. 整机模型固有属性.....	- 22 -
3.3. 整机模型振动响应.....	- 23 -
3.4. 有/无裂纹叶片的整机模型响应特性对比研究.....	- 27 -
3.4.1. 叶片振动响应对比结果.....	- 27 -
3.4.2. 轴承座振动响应对比结果.....	- 29 -
3.4.3. 转轴振动响应对比结果.....	- 31 -
3.4.4. 腹板振动响应对比结果.....	- 33 -
3.5. 本章小结.....	- 35 -
第四章 总结与展望.....	- 36 -
4.1. 总结.....	- 36 -
4.2. 展望.....	- 36 -
参考文献.....	- 38 -
致    谢.....	- 40 -



## 第一章 绪论

### 1.1. 研究背景及意义

叶轮旋转式机械作为一种大功率动力机械，在航空发动机、压气机、烟汽轮机等方面的典型应用，在航空、电力、能源等部门得到了广泛的应用。因此，在旋转式从而保证包括叶片旋转式机械在内的所有机械的安全运转<sup>[1]</sup>。

转轮设备中完成功能转换的重要部件——转轮叶片，在工作时承受了很大的负荷。叶片在设计的时候，为了保证强度，同时尽量提高它的工作效率。因此，叶片正式工作前，需在模拟旋转台上对叶片进行振动性能测试之后才能正式开展工作<sup>[2]</sup>。在各种旋转设备长时间运转过程中，旋转叶片受自身离心力的影响；叶片也因空气或燃烧气流的存在，随时间的变化，受气流力量的作用而发生变化；各种力由传动件或转动件产生，也可把机械力施加在叶片上。除此以外，多种复杂的作用力也有可能让叶片发挥功效<sup>[3]</sup>。旋转叶片容易受到振动，造成产生疲劳，导致出现裂痕、断裂等问题<sup>[4]</sup>。随着技术的不断发展，在设计和使用各种旋转叶片机械时，也越来越重视叶片的工作效率和安全性。叶片的振动强度是研制过程中遇到的最复杂也是最重要的难题<sup>[5]</sup>，无论这些旋转式机械的构造和用途如何不同。如果叶片强度不足，就会出现裂痕、断裂等故障<sup>[6]</sup>，碎片飞出也会击碎邻近的叶片和机匣，从而造成严重的事故。

叶片在制造过程中的初始缺陷、极端工作环境下复杂的气流激励、转子不平衡的离心力，都会导致叶片产生高周疲劳进而导致出现裂纹；发动机吸入小硬物颗粒造成叶片外物损伤，也会引发叶片产生裂纹进而导致碰摩故障甚至叶片断裂，最终导致整机产生故障甚至发生重大事故。因此为避免破坏性事故的发生，提升发动机运行安全性，必须开展在线监测的研究。高精度、高可靠的在线监测手段是获得叶片运行状况的最佳途径，也是改进我国航空发动机性能设计的重要支撑。对提高航空发动机安全与可靠性具有一定的科学意义，对于保障飞机的适航性、降低运行维护成本以及避免恶性事故的发生，也具有一定研究价值。



图 1.1 航空发动机叶片损伤图

所有航空航天装备的最重要的都是动力输出部件<sup>[7]</sup>，图 1.2 是某型号发动机的模型图。对飞机来说，发动机决定着它的飞行速度，决定着它的机动能力，决定着它的航程，决定着它的有效载荷，决定着它的可靠性，决定着它的经济性和环境适应能力<sup>[8]</sup>。机械故障导致的重大事故，大多数都与发动机有关，现代航空装备，特别是军用战斗机<sup>[9]</sup>。转子系统中的叶片、碟片、轴轴承以及转子系统中的齿轮等，我国航空发动机以往发生的各种重大断裂故障事件中，绝大多数原因是由于转子部件断裂导致的故障。



图 1.2 某航空发动机模型图

由于航空发动机转子叶片数量较多，工作条件比较差，所以其失效概率相对较高<sup>[10]</sup>。据统计，在发动机部件故障事件中，以外物损伤、变形伸长、断裂等三种故障模式为主的旋翼叶片故障占比非常高，而且旋翼叶片随工作条件的不同，出现了不同的故障<sup>[11]</sup>。叶片外物损伤故障主要表现为凹陷、表面脱落、表面脱落、弯曲变形、裂痕、断裂等现象；叶片与机匣摩擦，导致发动机工作的稳定性受到危害，是由于叶片变形拉伸断裂导致的故障；叶片断裂故障的机率最高，其危害性也最大，除因外物撞击造成叶片瞬间过载断裂外，绝大多数是各



种原因导致的叶片疲劳断裂失效。表 1.1 是我国从 60 年代中期至 90 年代中期航空史上影响重大的 14 起重复出现三次以上的转动部件失效事件<sup>[12]</sup>。由此可见，直接危害航空发动机安全运行并给航空领域带来重大经济损失的是叶片故障导致的事故。

表 1.1 转动部件失效事件统计表

况部件名称及失效情况	后果及影响	发生次数
压气机叶片，腐蚀+疲劳	损坏发动机 13 台	13
压气机叶片，颤振、疲劳断裂	损害发动机	3
压气机叶盘，镉脆+疲劳断裂	一等事故 3 起	4
压气机四级盘，工艺缺陷引起疲劳断裂	更换盘件	4
涡轮轴，大应力低周疲劳断裂	一等事故 6 起	14
二级涡轮盘，榫齿腐蚀+高周疲劳断裂	一等事故 6 起	多发性
一级涡轮盘，槽底应力腐蚀+疲劳裂纹	大量盘件报废	多发性
一级涡轮盘，盘体外径变形伸长	大量盘件报废	多发性
二级涡轮叶片，共振引起高周疲劳断裂	损害发动机	404
一级涡轮叶片，间隙大振动疲劳断裂	损害发动机	0
一级涡轮叶片，设计、工艺不当，低周疲劳断裂	损害发动机空中停车	4
中轴承，疲劳断裂失效	损害发动机空中停车	12
中央传动齿轮，共振引起高周疲劳断裂	二等事故 4 起	6
减速器内齿轮权共振引起疲劳断裂	空中停车	3

## 1.2. 国内外研究现状

精确、稳定的在线监测手段是获得叶片运行状况的最佳途径，也是提升我国航空发动机性能设计的重要途径<sup>[13]</sup>。其中叶端定时法<sup>错误!未找到引用源。</sup>、叶尖间隙动态测试法<sup>[14]</sup>等非接触测量方法是实现在线监测的关键，其测量结果直接受到固定在机匣内的传感器和被测量叶片的综合影响。但目前对含裂纹叶片故障整机振动的基础理论认识不够，制约了准确测量结果的获取以及检测准确性的提高，因此迫切需要开展含裂纹叶片故障整机动力学建模研究及振动分析与特征提取，更好的助力叶片裂纹的诊断与识别<sup>[15]</sup>。

### 1.2.1. 航空发动机整机模型

航空发动机整机模型航空发动机整机动力学建模是进行整机动力学建模研究的基础，其中之就是含裂纹叶片发生故障。主要的航空发动机整机建模方法<sup>[16]</sup>主要有三种，分别是传递矩阵法、模态综合方法和有限元法<sup>[18]</sup>。传递矩阵法的特点是适用于整机建模的转子系统，编程简单，运算时间段、速度快、同时要求不高，因此在考虑其他系统的影响时，分析难度大。早期计算机水平发展不高，有限元法的使用受到很大限制，因此开发出将系统分割成几个小的子系统，分别对子系统运算，然后整合成一个系统，这便是模态综合法。这种方法虽然在

编写程序和数据求解上比较复杂，但在维持较高的计算精度的同时，还能有效降低计算求解所需的内存和其他条件。有限元法随着计算机水平的发展而不断发展，其优点是表达简单规范，能模拟任何复杂的结构。早期更多的是采用传递矩阵法，并在此基础上进行了许多改。如子结构传递矩阵法、传递矩阵-阻抗耦合法、传递矩阵-直接积分法等<sup>[19]</sup>。有很多国外和国内研究人员都进行了探索和实验。

(1) 传递矩阵法

1983年，Murphy B T 等为了解决含有阻尼或交叉耦合刚度时收敛精度的问题<sup>[20]</sup>，改进了传递矩阵法的迭代方法，以求解临界转速。GUPTAK 等以传递矩阵法分析双转子试验器的临界转速和带中介轴承的不平衡反应，并对轮盘惯量和陀螺矩对系统动力特性的影响进行试验研究和分析<sup>[21]</sup>，如图 1.3。

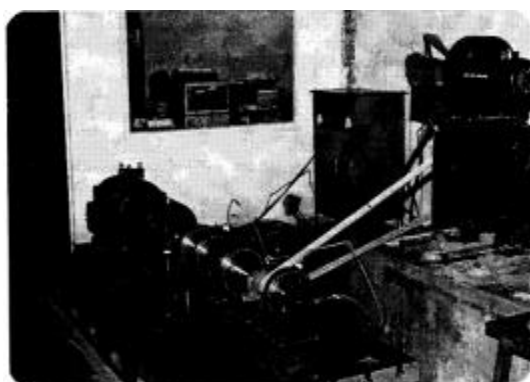


图 1.3 双转子系统试验台

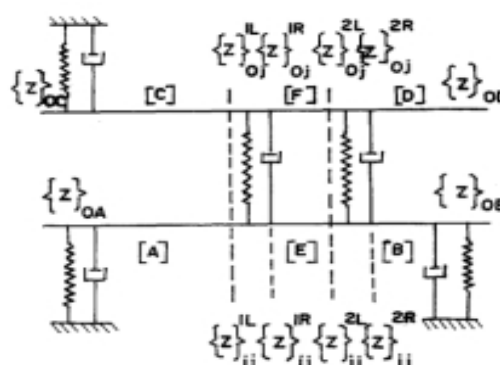


图 1.4 双转子系统数学模型图

Lee A C 等通过系统的稳态响应和轴心轨迹计算，建立了非线性转子轴承系统模型，采用传递矩阵法<sup>[22]</sup>。Hibner D H 等采用传递矩阵法，兼顾粘性阻尼，分析双转子系统的临界转速和非均衡反应<sup>[23]</sup>。

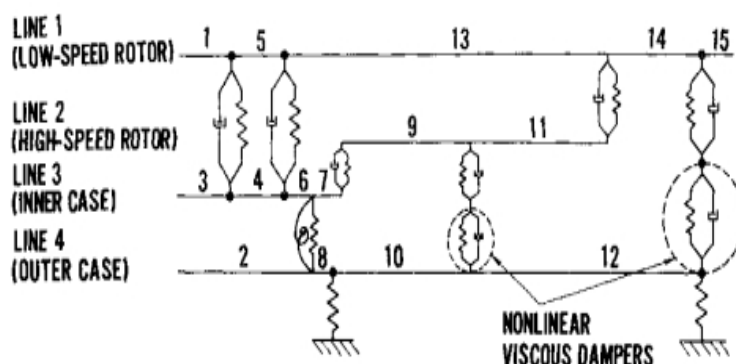


图 1.5 考虑粘性阻尼的双转子系统示意图

Varney 等对传递矩阵法的复杂坐标进行了重新定义，提出了通过传递矩阵维数减半来简化运算

并大大提高计算效率<sup>[24]</sup>。

国内对航空发动机转子系统和整机系统建模也有不少学者进行过深入研究<sup>[25]</sup>，如以北京航空航天大学晏砺堂<sup>[26]</sup>、南京航空航天大学黄太平<sup>[27]</sup>、顾家柳<sup>错误!未找到引用源。</sup>、任兴民等为代表的一批学者，以复杂转子系统为基础，研究了多种转矩阵法，并在整机系统中建立了若干转矩阵模型。其中，在复杂转子系统中引入转矩阵法的有晏砺堂等人，提出了转矩阵法的子结构；动坐标系随后将被引入，用于分析双转子系统带非线性阻尼器的动力特性。杨建刚等提出改进的转矩阵法，将转子系统分成多个子系统，对转子结合面进行参数匹配处理，使多跨转子处理的转矩阵法得到有效的解决<sup>[28]</sup>。

## (2) 模态分析法

Nelson H D 在二十世纪七十年代以有限元的方法对雷利赫梁轴模型和提姆肖恩科梁轴模型的动力学特性进行了分析<sup>[30]</sup>。有限元法将结构离散成有限的自由度，使得计算精度大大提高，对于复杂模型可以无限接近其物理模型，并有效避免了传矩阵法中数值不稳定的问题。有限元法对计算条件要求更高，对处理能力要求更高。Hurtyw.C 等提出了新的方法来克服这个问题，模态综合法的指导思想是“先修改后复原”，先将完整的系统划分为若干个子结构，对每个子结构进行各自独立的分析，提取低阶模态，最后将每个子结构还原成一个整体。根据每个子结构连接面上的位移和力等条件进行分析。这种方法不仅可以使有限元法保持较高的准确性，而且对计算条件的要求也不高。但其缺点也很明显。1974 年，为了解决系统中存在的阻尼系统而又不能解耦的问题，有学者人提出了复模综合法<sup>[31]</sup>。Li D F 等采用自由界面法计算无阻尼双转子系统的动力特性，并对系统的模态截断误差进行分析评估。

## (3) 有限元法

在面对复杂的对象和问题时，由于计算机技术和以有限单元法为内核的商用软件发展迅速，传递矩阵法和模态综合法容易出现“漏根”问题，有限元法很快成为航空发动机整机动力学计算的主流方法。以梁式单元和实体式单元为主的整机动力学计算采用有限元法<sup>[32]</sup>。

许多学者用梁单元建立了整机系统模型，其中比较有代表性的有：陈果用集中质量法建立支承结构模型，用 NEWMARK- $\beta$  法和 NEWMARK 法求解的梁单元建立有限的转子和静子结构模型，通过这种可以模拟非线性故障的方法来解决整机的动力特性。随后又开发出一系列包含安装节-静子-轴承-转子结构，包括转速、模态、振型、不平衡响应等，也可对各种非线性故障进行整机力学模型的分析，如转子偏转、碰摩、轴承间隙等。

采用实体单元建立整机有限元模型的研究也很多，研究人员们建立了不同航空发动机的实体模型，并对整机的显示动力学特性进行了分析，研究出了多种航空发动机的整机动力特性受不同刚度的影响<sup>[33]</sup>，并对具体原因进行了分析。某型航空发动机以 NASTRAN 软件为基础，采用实体单元对整机动力特性进行分析，分析支承动刚度、盘轴耦合对整机动力特性的影响以及静子机匣等因素；航空发动机转子系统与静子系统采用两个自由度模型分析包含静子-支承-转子的整机动力学模型，结合考虑静子刚度的支承-转子系统，对某型航空发动机整机临界转速进行分析，并给出了临界转速求解方法和判别规则。双旋翼航空发动机转子试验器由哈尔滨工业大学曹登庆等人组建，针对航空发动机定点碰擦故障和碰擦故障中能量损耗情况进行了研究。NUAA 罗贵火在航空发动机整机动力特性、挤压油膜阻尼器、飞机辅助动力装置隔振等方面，建立了反转子航空发动机的多种航空发动机模型。

国外也有不少研究学者以通用、罗罗、普惠等航空发动机生产企业为代表，对航空发动机整机振动进行了深入研究。二十世纪八十年代起，有学者陆续进行了多种发动机的试验器研究，如 BR715 和 EJ200 等，有限元建模和模型修正技术<sup>[34]</sup>，但公开的文献资料较少。计算涡轮压缩机整机动力特性时，使用实体单元。采用有限元法对 BR710 的整机动力特性进行了计算和验证。

### 1.2.2. 叶片裂纹模型

航空发动机运行环境复杂，旋转叶片在高温、高压、重载的恶劣条件下承受高速离心力和气流冲击。长期运行后，由于持续振动，以及温度变化、腐蚀和外物撞击等因素影响，叶片易发生疲劳损伤。叶片疲劳损伤可分为高周疲劳和低周疲劳两类。高周疲劳损伤主要表现为叶片在一定频率的交变应力作用下，经过足够的次数或时长后，表面出现疲劳裂纹。低周疲劳损伤则是叶片在变工况或较大气流冲击下，短时间内应力急剧增大，某一瞬间超过叶片承受能力所致。疲劳裂纹的产生降低了叶片的疲劳强度，导致局部应力增大，进而加剧裂纹扩张。而且叶片出现裂纹后，叶尖间隙可能减小引发叶片与机匣碰摩故障，进一步加速裂纹扩张。

#### (1) 常开裂纹模型

常见的裂纹理论模型主要有两大类：一类是常开裂纹、一类是呼吸裂纹<sup>[35]</sup>。常开裂纹，其表面总是受到拉应力的作用，在旋转叶片的运转过程中，始终保持打开状态的裂纹。如叶片出现损伤时导致脱落，或在工作时受到外物撞击从而产生裂纹，以及部分贯穿性裂纹等。

常开裂纹模型主要有:基于局部柔度的模型(LFM)、应变能释放率模型、有限元模型(FEM)和小波有限元模型(WFEM)<sup>[36]</sup>。

Maghsoodia 等以局部柔度法建立裂纹模型, 将裂纹模拟为扭转弹簧, 以因应欧拉伯努利梁中的许多裂纹情形, 显示固有频率、裂位、深度和数量的关系, 其原理图如图 1.6 所示:

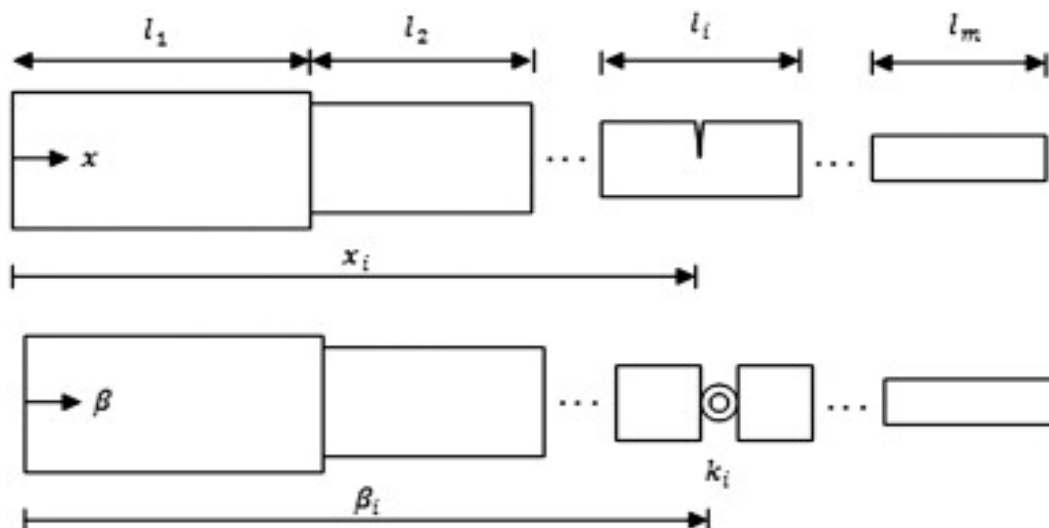


图 1.6 由等效旋转弹簧模拟的裂纹

Zhang 基于应变能释放率模型进行裂纹建模, 该模型结果准确, 但只能针对规则的贯穿性裂纹进行建模, 如图 1.7 所示:

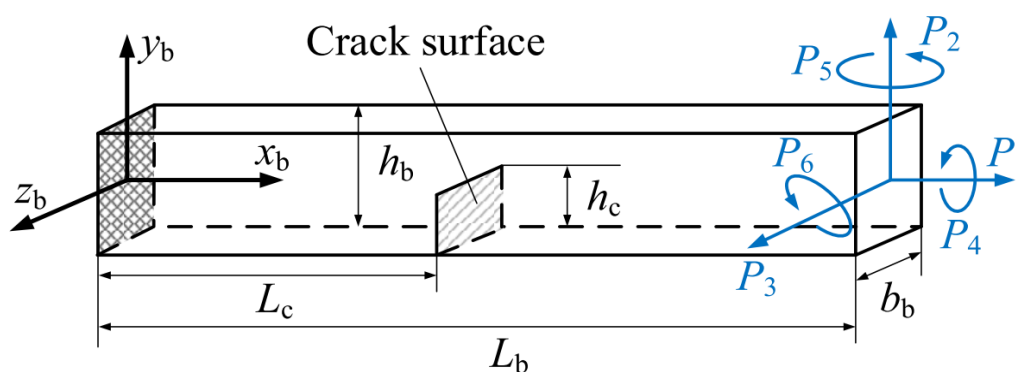


图 1.7 裂纹叶片示意图

Hou 等基于有限元梁模型, 建立裂纹模型, 该模型可以考虑不同形状的裂纹, 但计算量大, 如图 1.8 所示:

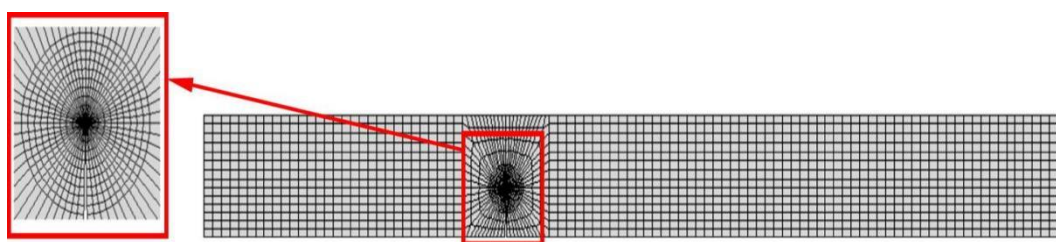


图 1.8 含纹叶片的有限元模型

Li 通过小波有限元方法对裂纹叶片进行建模<sup>错误!未找到引用源。</sup>，其基本思想与传统的有限元相似，是将一个物体离散成离散的有限元，并将这些有限元在节点上相互连接的一种特殊版本的集合体，该集合体是在单元边界上的节点上将一个物体离散成离散的有限元，如图 1.9:

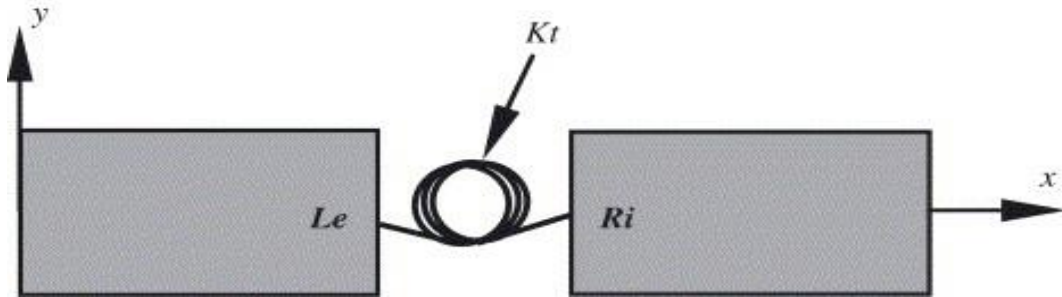


图 1.9 基于小波的梁单元，具有由弹性单元模拟的开放裂纹

## (2) 呼吸裂纹模型

常开裂纹模型相对比较简单，研究也比较成熟，但是叶片中裂纹出现初期或者非穿透裂纹，裂纹接触面会随着旋转叶片振动时刻发生变化，因此采用线性的常开裂纹模型对此类裂纹进行建模显然不合理。并且上述模型主要考虑固有频率和模态振型变化，很少考虑振动响应。因此，目前的研究主要集中在呼吸开裂模型上，旋转叶片在实际的工作过程中，受机械激励与气流激励等外部因素作用下出现稳定的周期性振动，因此裂纹的接触面也会随叶片振动出现周期性的张开与闭合过程，与人的呼吸过程相似而得名。

呼吸裂纹的时变特性导致含裂纹旋转叶片的等效刚度出现周期性变化，当裂纹逐渐张开时，此时裂纹与常开裂纹类似，叶片刚度会相应地减小，而当裂纹逐渐闭合时，叶片又逐渐恢复“正常状态”，因此叶片刚度也会随之恢复，所以含呼吸裂纹叶片的等效刚度也会出现周期性变化，导致含呼吸裂纹叶片的振动行为呈现出非线性特性。因此建立合理的含呼吸裂纹旋转叶片动力学模型，提取裂纹导致的非线性振动特征，是实现旋转叶片裂纹的非接触在线检测必不可少的工作之一。

学者们建立了许多呼吸裂纹模型，如双线性刚度模型、谐波函数模型、有限元接触模型、裂纹有限元模型和基于应力的呼吸裂纹模型<sup>[38]</sup>。

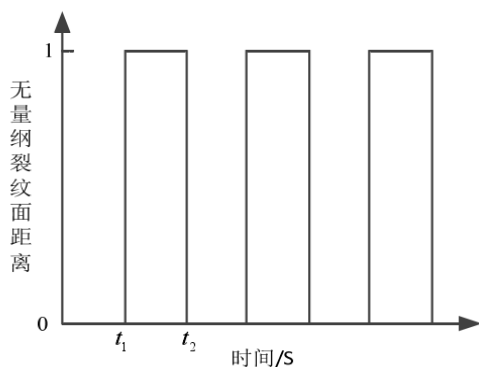


图 1.10 方波呼吸裂纹变化过程

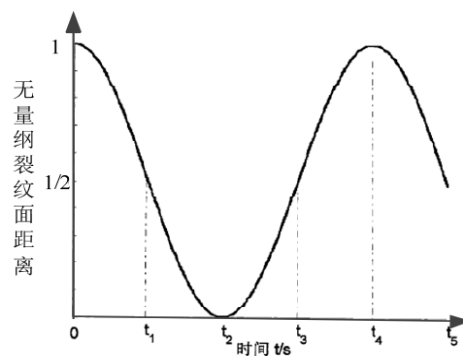


图 1.11 余弦呼吸裂纹变化过程

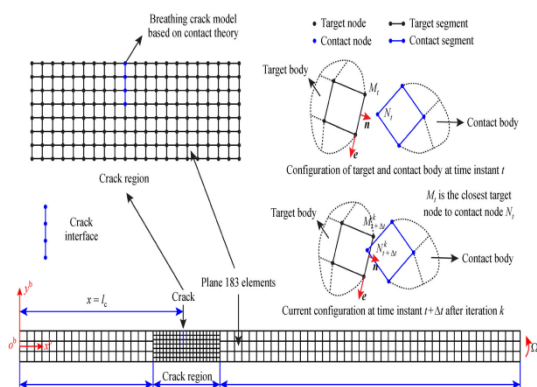


图 1.12 有限元接触模型

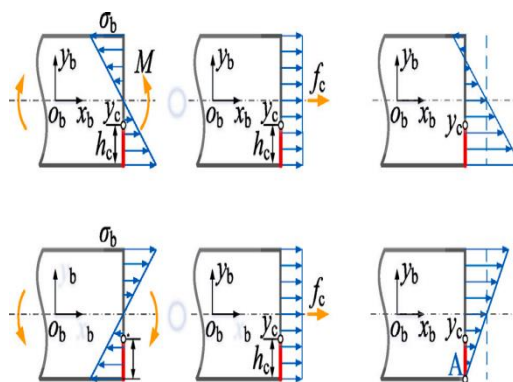


图 1.13 基于应力的呼吸裂纹模型

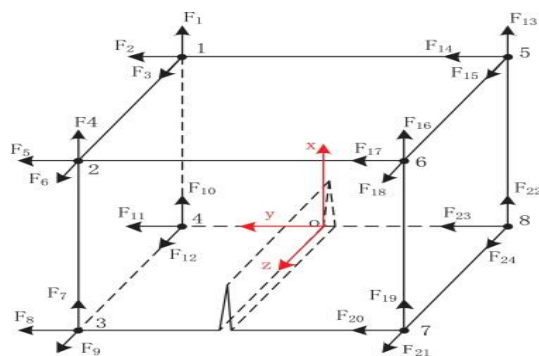


图 1.14 含裂纹的六面体单元

双线性刚度模型（BSM）在集总质量模型、解析模型和有限元模型中被广泛采用，以实现裂纹的呼吸效果。第一种是早期由 Gasch 提出的方波裂纹模型，模拟裂纹的开闭，而不考虑中间裂纹接触面随叶片震动的变化过程，使裂纹接触在瞬间达到开合状态。这种类型的裂纹要么全开要么全闭，叶片因裂纹而产生的刚度变化也是跳跃式的，也叫斗破模式，具体表现为方波模式，如图 1.10 所示。Chu 等~~错误!未找到引用源。~~将低频激励下双线性振子的求解过程推广到裂纹梁动力学。Chati 等将裂缝梁建模为具有分段线性刚度的二自由度系统,获得了非线性正态振动模态和相关的运动周期。Chondros 等认为呼吸裂纹梁是一个具有双线性特征的一维连续体系统。Wei 等建立了连续 Timoshenko 梁，采用双线性刚度模拟呼吸效应。Peng

等基于有限元建立了双线性刚度的裂缝梁，并利用非线性输出频响函数对裂缝进行检测。

考虑到裂纹在开闭状态之间的过渡，许多研究人员基于谐波函数模型（HFM）分析了其非线性行为。Abraham 等用悬臂梁的两段和傅立叶级数展开的时变连接矩阵，提出了含呼吸裂纹悬臂梁的动力学模型。随后在叶片震动时结合裂纹的时变特性，对裂纹的开合和中间变化过程作了进一步考虑。Cheng 等将悬臂梁简化为一个单自由度模型，并使用余弦函数模拟呼吸裂纹。具体模型如图 1.11 示，该模型考虑了更接近于实际裂纹行为特征的裂纹接触面因叶片震动而不断变化的过程。Pugno 等为实现呼吸效果，定义了裂纹函数，将其取值范围设为  $-1\sim 1$ ，并采用谐波平衡法研究振动响应。Rezaee 等将呼吸裂纹引起的局部刚度变化假设为谐波形式，该形式依赖于全封闭和全开情况下的幅值。Xu 等提出了一种新的非线性伪力 (Nonlinear Pseudo-Force NPF) 来阐述呼吸引起的高次谐波的产生机制，并假设 NPF 与余弦函数有关。

有限元法广泛应用于复杂系统的振动分析，许多学者基于有限元法研究了裂纹叶片的非线性振动。Andreas 等将开裂梁视为无摩擦接触的平面问题。Ma 等人建立了许多与呼吸裂纹相关的动力模型，如基于混合平面梁单元的倾斜裂纹悬臂梁模型，基于混合固体梁单元的非穿透抛物线裂纹、穿透梯形裂纹和均匀穿透裂纹的裂纹梁模型，以及基于混合平面梁单元的弹性支承裂纹悬臂梁模型。然而，这些研究主要集中在裂纹叶片非旋转状态下的动力学研究。之后，Zeng 和 Ma 等研究了裂纹压气机叶片在爬升过程中受旋转影响的动力学。有限元方法可以实现裂纹叶片的非线性振动，但计算效率不理想。Yu 等在基于波动法的基础上，提出了含接触对的裂纹结构时域谱有限元模型。Joglekar 利用小波谱有限元建立了带呼吸裂纹的 Timoshenko 梁，并定义了用于损伤局部化的调制参数。

为了提高效率，提出了一些考虑呼吸效应而不建立接触元件的裂纹有限元模型。Liu 等基于应变能释放率法开发了一种裂纹六面体单元 (Cracked Hexahedral Element CHE)，并提出了呼吸函数来实现交变载荷作用下的开闭效果，但未考虑旋转效应。Liu 等基于 CHE 分析了裂纹呼吸效应和交变载荷引起的非线性振动，并在裂纹叶盘模型中考虑了自旋软化效应。Zhao 等基于 Castigliano 定理建立了自编程梁单元 (Self-Programmed Beam Element SBE)，SBE 的呼吸效应由裂纹接触区域决定，并对其弯曲振动特性进行了研究。

Xie 等提出了基于应力的呼吸裂纹模型 (SBCM)，其中裂纹呼吸效应由拉应力和弯曲应力的综合作用来考虑。Yang 等对 SBCM 进行了大量的改进研究：建立了一种新型的 SBCM，它包含离心刚化、旋转软化和科里奥利效应<sup>[39]</sup>；提出了基于新型 SBCM 的 4 种叶片裂纹检测指标；基于弹性断裂力学和离心刚度修正呼吸函数，提出了一种物理可解释的精确 SBCM。然而，



在 SBCM 中，只讨论了弯曲响应，并使用附加弯矩和修正因子来修改平衡位置的偏移量<sup>[40]</sup>。

在 ANSYS 有限元分析中，对于叶片的呼吸裂纹和常开裂纹的处理通常被视为相同。这是因为无论裂纹是在运行过程中开合（即“呼吸”）还是始终保持开启，分析的核心目的是评估裂纹存在时的应力集中及其对叶片结构完整性的影响。在模拟过程中，两种裂纹类型都被建模为在材料中存在的缺陷，以便分析其对应力分布和结构疲劳寿命的潜在影响。因此，尽管它们的实际动态行为可能不同，但在有限元分析的框架内，处理方法并无本质区别，主要关注的是裂纹对结构性能的影响。因此，本论文中对叶片裂纹类型不做具体说明。

### 1.3. 本文论文内容与结构

本文基于 CATIA V5 R20 商业建模软件以及 ANSYS 2022 R1 商业有限元分析软件，以航空发动机整机为研究对象，首先简化结构，使用 CATIA V5 R20 软件建立叶片动力学模型、机匣动力学模型、转子动力学模型以及支承；然后运用 ANSYS 2022 R1 软件对建模单独部件以及发动机整机进行其固有模态的特性研究，最后在将故障模型引入到整机动力学模型中进行整机振动响应分析。在得到单独重要部件的固有特性之后，对发动机整机进行显示动力学分析，通过更改各个支承的刚度来研究支承刚度对整机系统临界转速与振型的影响。同时，在探明整机系统固有特性的基础上，针对叶片裂纹故障振动响应，在不同的仿真条件如叶片数量、裂纹尺寸、裂纹位置及支承刚度等情况下进行分析，提取叶片裂纹故障响应特征，进而总结叶片裂纹故障诊断指标。后续各章的具体研究内容如下：

第一章：阐述了转子叶片产生裂纹的严重后果，介绍了国内外学者的研究情况，现如今主流发动机整机建模所使用的方法，叶片裂纹模型包括常开裂纹和呼吸裂纹。

第二章：对含裂纹的航空发动机直板叶片进行固有特性研究，包括不同位置裂纹和不同深度裂纹对直板叶片固有频率的影响。

第三章：首先介绍了整机模型的建立，对模型进行显示动力学分析之前。对模型关键因素如接触面、网格划分等进行调整。随后对不含裂纹叶片整机进行显示动力学分析，以提取整机模型的振动响应，包括转子、叶盘、叶片、机匣等发动机重要部件的振动响应，并对数据进行分析。最后进行了有无裂纹叶片整机的振动响应研究，在除叶片是否设置裂纹外，其余分析条件均保持一致，分析相同位置如轴承座支承、腹板、转子、叶片的振动响应特性，从而总结叶片裂纹故障诊断指标。

第四章：对本文内容进行总结，以及对未来研究的期望。

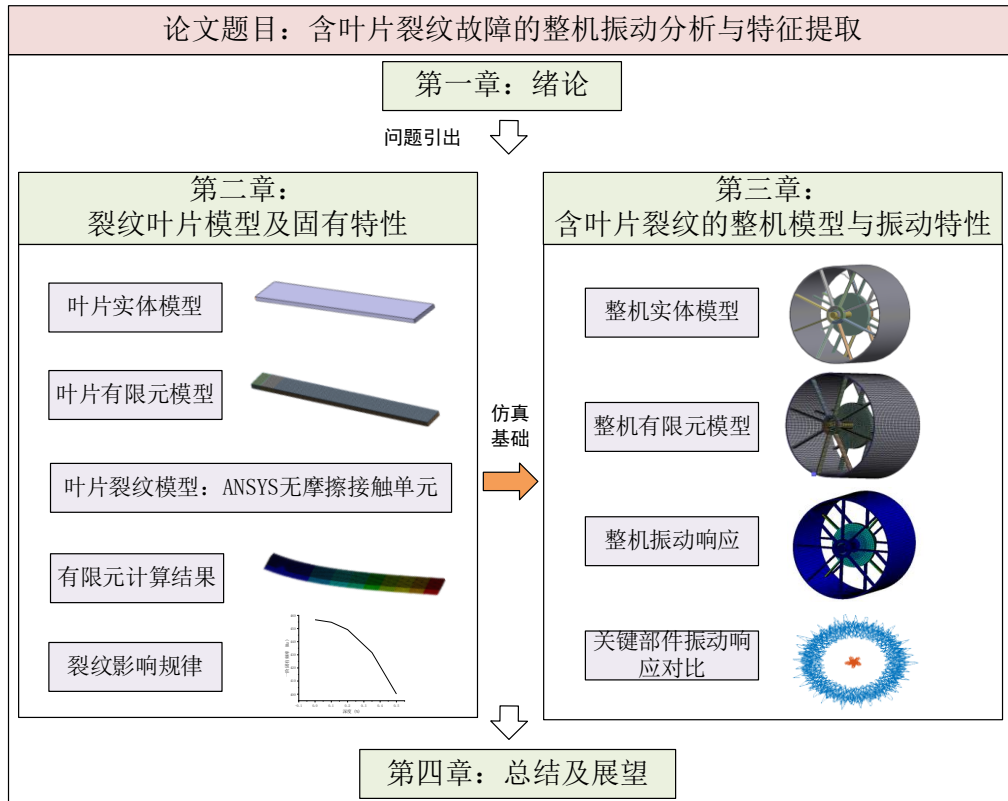


图 1.15 本文框架结构图

## 第二章 裂纹叶片模型及固有特性

裂纹叶片振动响应的仿真研究是一项关键的技术，也是研究含裂纹叶片整机振动响应的基础。本小节主要阐述了完整叶片和含裂纹叶片的建模，材料为结构钢。通过模态分析了解其各自固有特性，然后分别对裂纹深度和位置对叶片固有频率的影响作了进一步探究。

### 2.1. 叶片模型

#### 2.1.1. 无裂纹叶片模型

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的有限元建模和模态分析。

对叶片固有频率和振型进行模态分析求解。叶片的自由振动特性，包括主要振动方式和固有频率，都可以通过模态分析来了解。这里分析了长为 60mm、宽为 10mm、厚度为 2mm 的直板叶片，如图 2.1 所示，约束位置如图 2.2 所示。

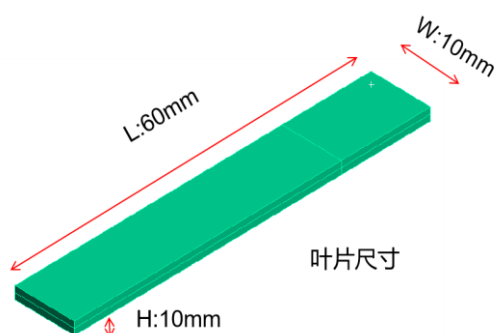


图 2.1 叶片尺寸

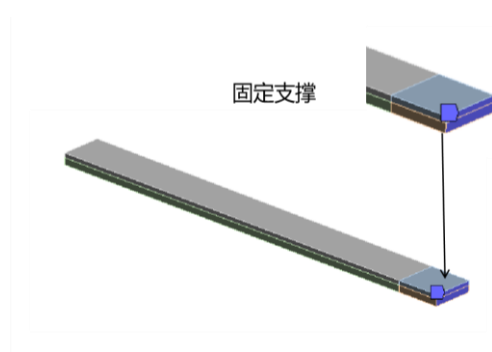


图 2.2 叶片固定支撑

直板叶片的一阶弯曲变形与二阶弯曲变形，出现一阶弯曲时叶片频率为 456.7Hz，如图 2.3 所示，二阶弯曲变形时频率为 7915.1Hz，如图 2.4 所示。

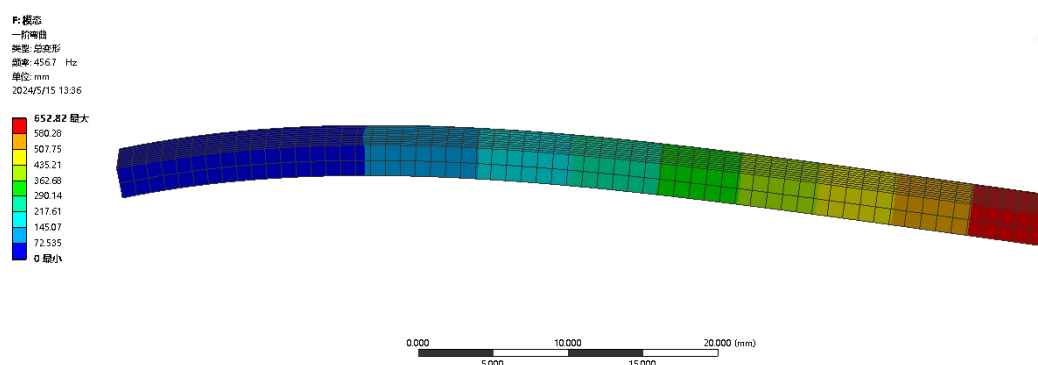


图 2.3 直板叶片一阶弯曲变形图

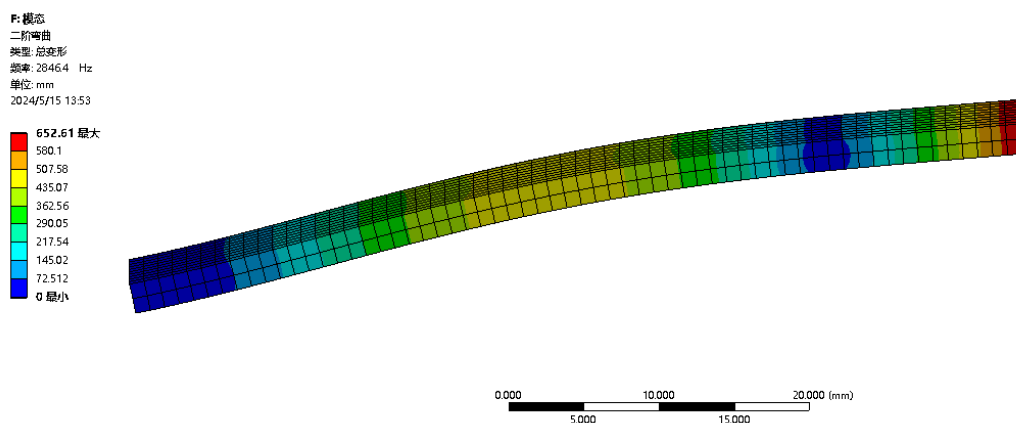


图 2.4 直板叶片二阶弯曲变形图

### 2.1.2. 含裂纹叶片模型

首先需要使用商业软件 CATIAV5R20 进行叶片建模,如图 2.5 所示,并设置好叶片尺寸,本文选取叶片尺寸为长 60mm、宽 10mm、厚度为 2mm。然后需要在 ANSYS 中导入叶片的所建几何模型,并对所建不含裂纹模型进行裂纹预处理,如图 2.6、图 2.7 所示。裂纹的位置、形状和大小必须根据实际情况或假设的故障模式进行详细定义。为模型指定适当的材料属性,如弹性模量、泊松比和密度。因在 ANSYS 有限元分析中,对于叶片的呼吸裂纹和常开裂纹的处理通常被视为相同,所以在裂纹接触面选择接触类型为无摩擦。

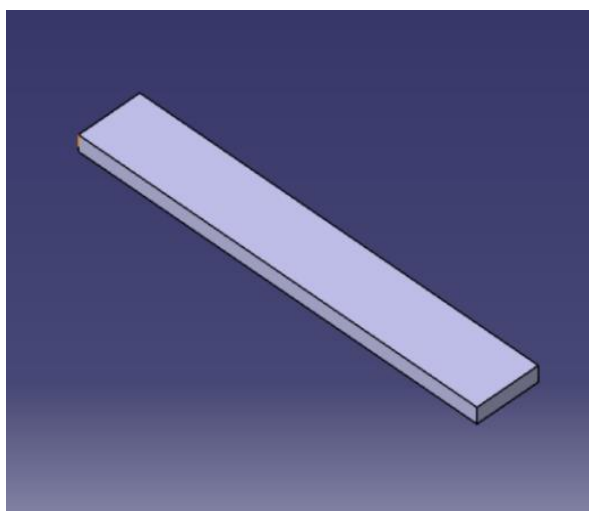


图 2.5CATIA 叶片建模

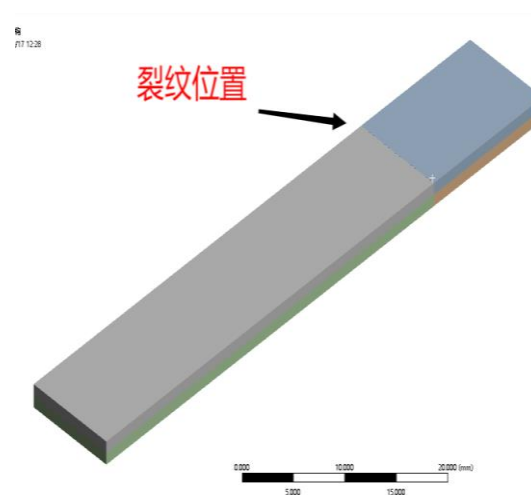


图 2.6ANSYS 中叶片裂纹位置示意图

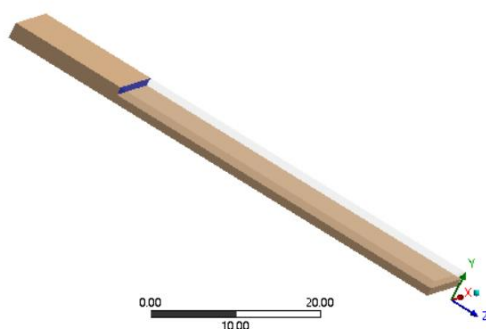


图 2.7 叶片裂纹接触面

之后，进行网格划分，确保在裂纹周围有足够的网格细化，以提高分析的精确性。本实验对叶片网格划分尺寸为 0.5mm，共计 53314 个节点，9600 个网格单元。为保证叶片仿真模型的准确性，本文对所有有限元网格质量进行了检查，各个模型的检查均合格，结果如表 2.1 所示：

表 2.1 单元网格检查结果

检查内容	坍塌比	雅可比	长宽比
标准	0-1	>0.7	<10
不合格网格比例	0	0	0

对于有限元网格而言，网格质量检查需要包括以上 3 点，它们的要求分别为：

(1) 溃缩比，表示有限元网格的溃缩程度，取值范围在 0.0~1.0 之间，当它的值等于 1 表示为正四面体，当它的值等于 0 时表示有限元网格的完全溃缩。

(2) 雅可比，代表有限元网格偏离程度雅可比比值越小，有限元网格偏离程度越大，根据有限元软件内部算法，当雅可比数值超过 0.7 时，判定有限元网格质量较高，可以奠定后续精确计算的基础，因此，根据有限元网格偏离程度越小，则有限元网格偏离程度越大。

(3) 长宽比，表示有限元网格塑形状况的长宽比例，其值等于有限元网格最长边与最短边之比。

## 2.2.不同裂纹深度叶片有限元模态计算

首先，计算并分析含裂纹叶片的一阶弯曲和二阶弯曲的固有频率和振型，保持叶片裂纹位置（距根部 25mm）不变，分析在叶片裂纹深度分别 5%、10%、20%、30%时的固有频率和振型。

得到一阶弯曲固有形态和频率如图 2.8 所示。

## 第二章 裂纹叶片模型及固有特性

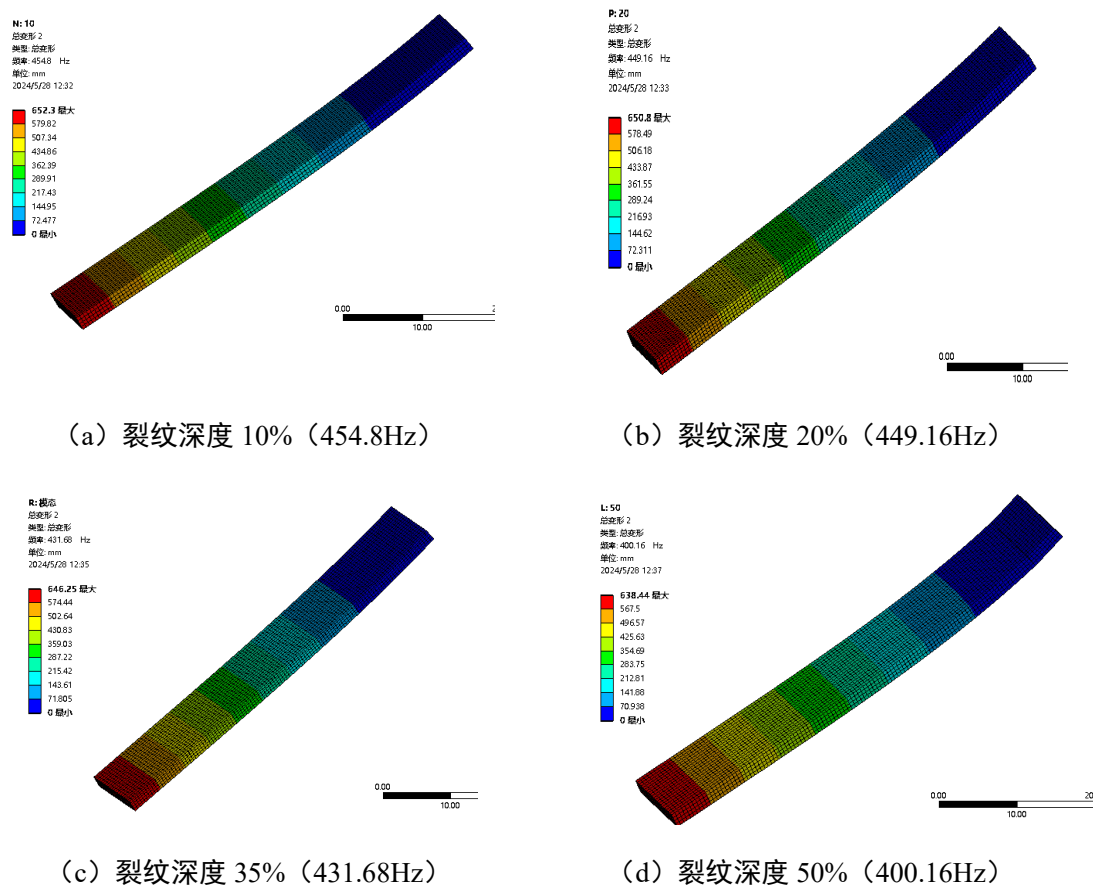
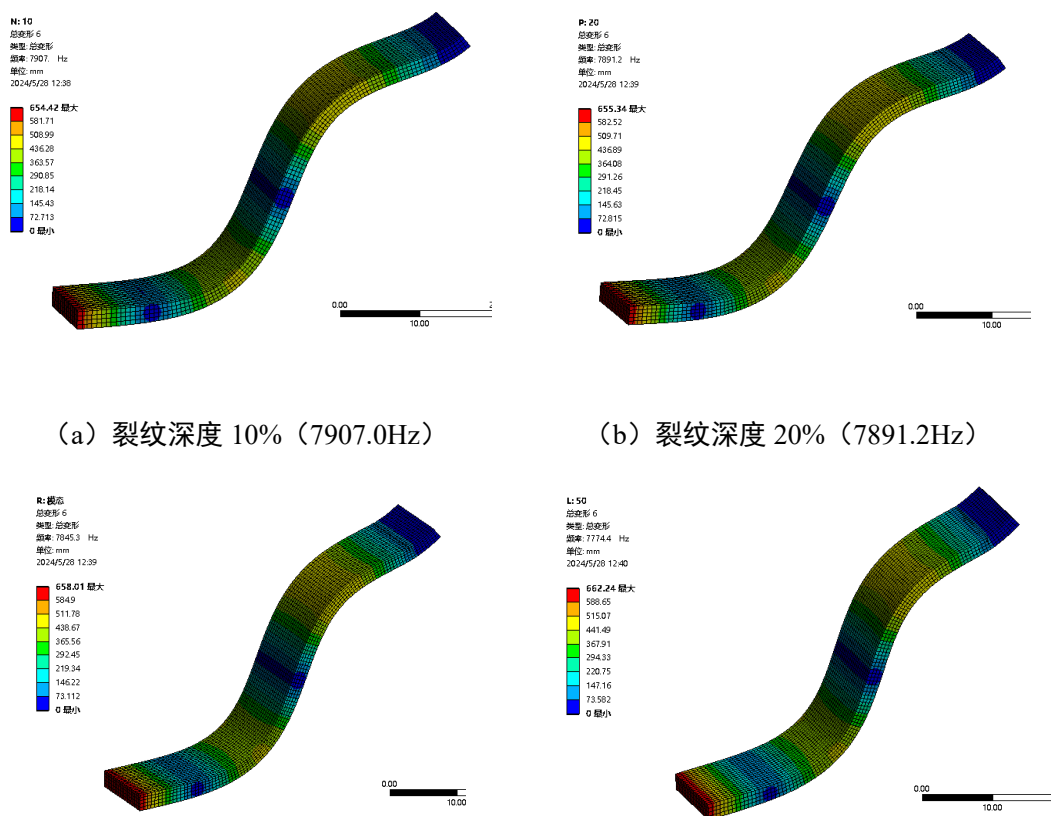


图 2.8 不同裂纹深度有限元计算结果（一阶弯曲）

计算得到不同裂纹位置叶片二阶弯曲的固有模型和频率如图 2.9 所示：



(c) 裂纹深度 35% (7845.3Hz)

(d) 裂纹深度 50% (7774.4Hz)

图 2.9 不同裂纹深度有限元计算结果（二阶弯曲）

得到不同裂纹深度对叶片的固有频率变化规律如表 2.2 所示。

表 2.2 不同裂纹深度叶片固有频率结果

裂纹深度/%	一阶弯曲固有频率/Hz	二阶弯曲固有频率/Hz
0	456.7	7915.1
10	454.8	7907.0
20	449.16	7891.2
30	431.68	7845.3
50	400.16	7774.4

计算分析在裂纹深度不断加深时，叶片一阶、二阶固有频率变化规律如图 2.10 所示：

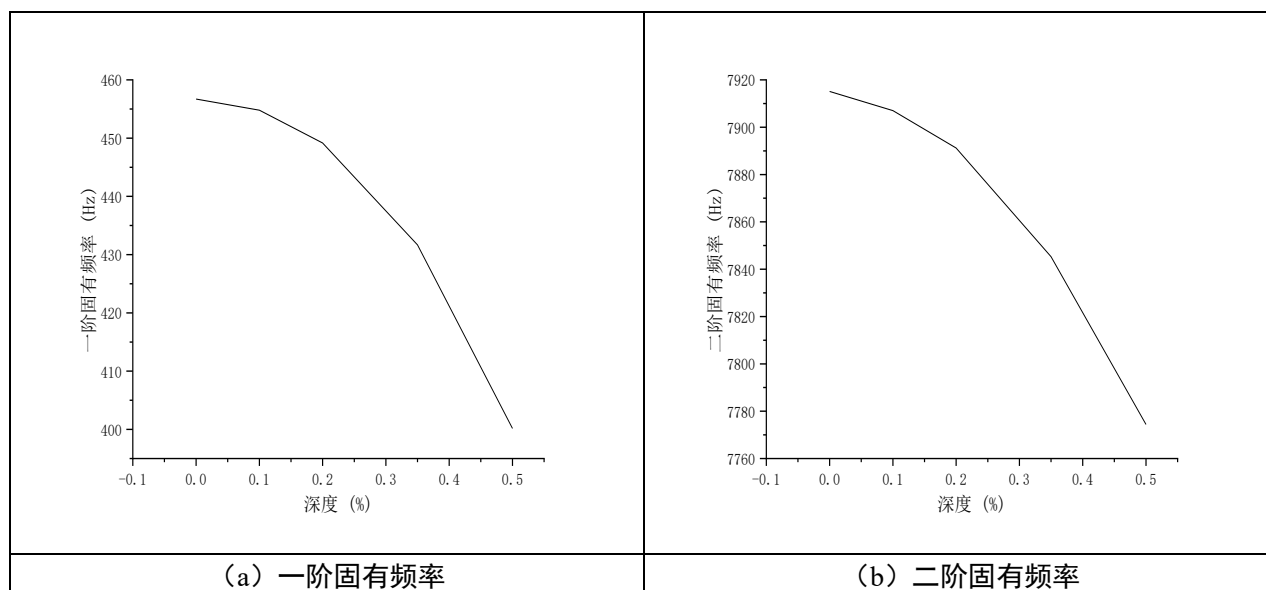


图 2.10 不同位置裂纹叶片固有频率

利用有限元分析，在保持叶片裂纹位置不变的前提下，改变叶片裂纹深度，随着裂纹深度的增加，含裂纹叶片的固有频率不断减小<sup>[41]</sup>。

### 2.3.不同裂纹位置叶片有限元模态计算

保持叶片裂纹的深度不变，改变裂纹距直板叶片根部的位置。保持裂纹的深度 1mm 不变，计算得到裂纹距离直板叶片固定端分别为 15mm、25mm、35mm、45mm 下，叶片的一阶弯曲和二阶弯曲的固有频率及振型，如图 2.11 所示。

## 第二章 裂纹叶片模型及固有特性

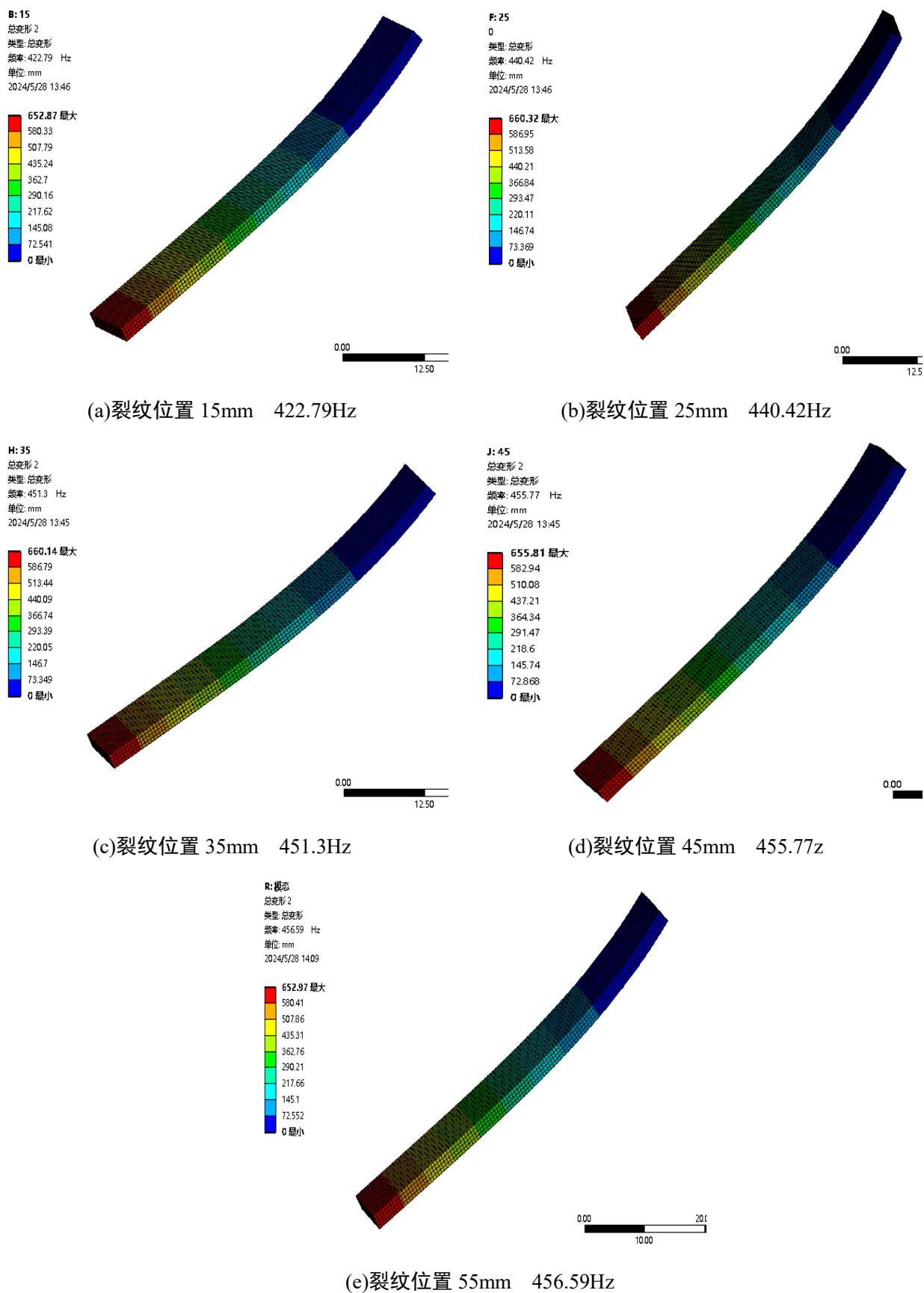
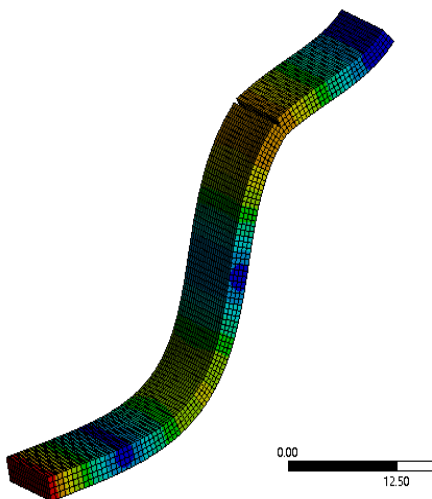
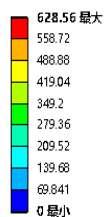


图 2.11 不同裂纹位置有限元计算结果（一阶弯曲）

计算得到不同裂纹位置叶片二阶弯曲的固有模型和频率如图 2.12 所示：

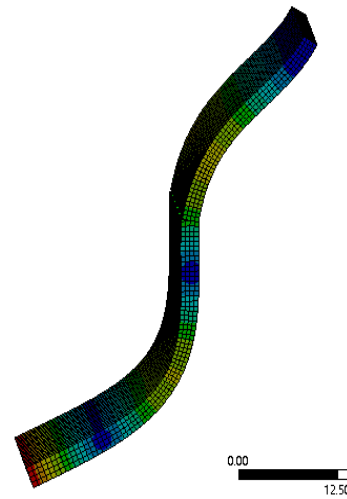
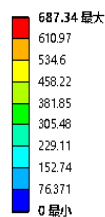


**B: 15**  
总变形 6  
类型: 总变形  
频率: 7498.7 Hz  
单位: mm  
2024/5/28 13:48



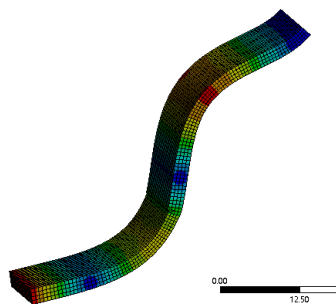
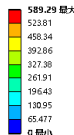
(a) 裂纹位置 15mm 7498.7Hz

**F: 25**  
总变形 6  
类型: 总变形  
频率: 7709.7 Hz  
单位: mm  
2024/5/28 13:49



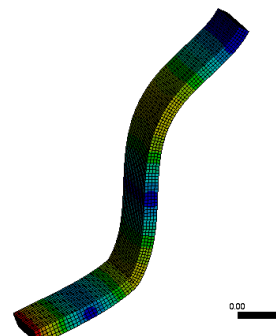
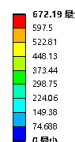
(b) 裂纹位置 25mm 7709.7Hz

**H: 35**  
总变形 6  
类型: 总变形  
频率: 7666.6 Hz  
单位: mm  
2024/5/28 13:49



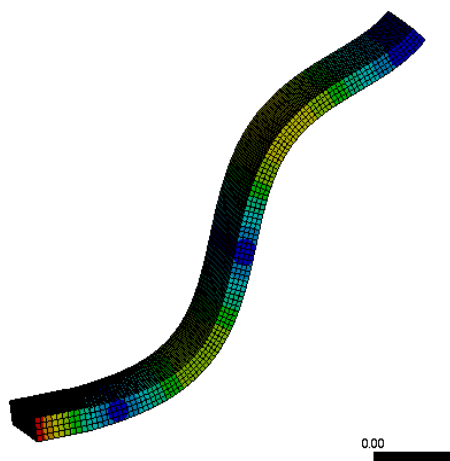
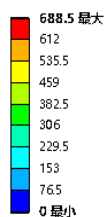
(c) 裂纹位置 35mm 7666.6Hz

**J: 45**  
总变形 6  
类型: 总变形  
频率: 7240.7 Hz  
单位: mm  
2024/5/28 13:50



(d) 裂纹位置 45mm 7240.7Hz

**R: 模态**  
总变形 6  
类型: 总变形  
频率: 7868.1 Hz  
单位: mm  
2024/5/28 14:11



(e) 裂纹位置 55mm 7868.1Hz

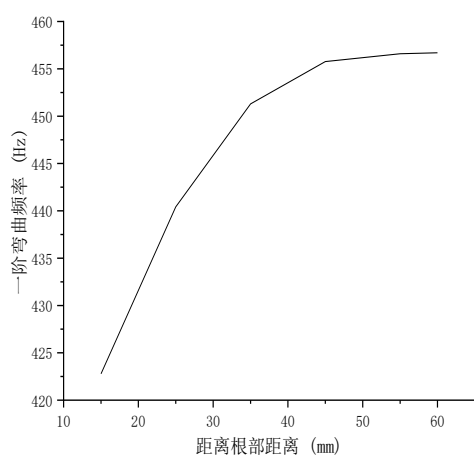
图 2. 12 不同裂纹位置有限元计算结果（二阶弯曲）

由此可以得到不同裂纹位置对叶片的固有频率变化规律如表 2.3 所示。

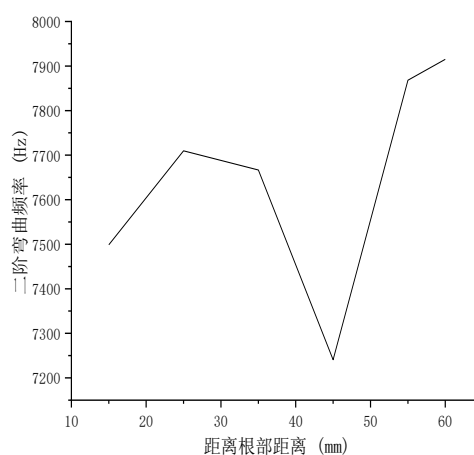
表 2.3 不同裂纹位置叶片固有频率结果



裂纹位置/mm	一阶弯曲固有频率/Hz	二阶弯曲固有频率/Hz
15	422.79	7498.7
25	440.42	7709.7
35	451.3	7666.6
45	455.77	7240.7
55	456.59	7868.1
60 (无裂纹)	456.7	7915.1



(a) 一阶固有频率



(b) 二阶固有频率

图 2.13 不同位置裂纹叶片固有频率

由图 2.13 可见，随着裂纹位置越靠近裂纹根部，叶片一阶弯曲形态固有频率呈现逐渐下降的趋势，而二阶弯曲形态的固有频率呈现先减少后增加的趋势。

## 2.4. 本章小结

本章通过对有/无裂纹叶片进行模态分析，以及对不同裂纹深度叶片、不同裂纹位置叶片及逆行研究。得出以下结论：

- (1) 裂纹会使叶片的模态频率降低，尤其是在裂纹附近的局部模态。
- (2) 在保证裂纹位置不变的情况下，随着裂纹逐渐加深，裂纹叶片一阶固有频率、二阶固有频率均持续下降。
- (3) 在保证裂纹深度不变的情况下，裂纹的位置越靠近叶片根部固定端，裂纹叶片一阶固有频率持续下降，但二阶固有频率呈现出先减后增的趋势。

### 第三章 含叶片裂纹的整机模型与振动特性

航空发动机整机模态分析在研究航空发动机叶片裂纹故障特征方面的应用是非常关键的。本小节主要介绍了发动机整机模型的建立，在进行整机模态分析的基础上，通过显示动力学分析，探究了无裂纹叶片整机模型的振动响应情况。进一步的，引入含裂纹叶片，通过显示动力学分析，分析了有无裂纹叶片状态下整机主要部件如：叶片、轴承座、转轴、腹板的位移相应和加速度响应。

#### 3.1. 整机模型的建立

在航空发动机设计和维护中，叶片是关键的结构组件，其完整性直接影响到发动机的性能和安全性。本研究通过有限元分析（FEA）对无裂纹叶片的航空发动机整机模型进行振动特性分析。旨在优化发动机设计，提升其可靠性和效率。研究采用 ANSYS 有限元分析软件对航空发动机进行显示动力学，模型材料为结构钢，模型包括发动机的转子、叶盘、叶片、机匣等主要部分。模型假定叶片无任何裂纹或缺陷，以评估理想状态下的振动特性。

航空发动机整机模型包括叶片、叶盘、转轴、支承及机匣等典型结构，如图 3.1 所示。根据真实航空发动机约束将整机模型进行简化约束，如图 3.2 所示。含裂纹叶片的整机模型与不含裂纹叶片的整机模型除了裂纹设置有所区别，其余设置均完全一致。

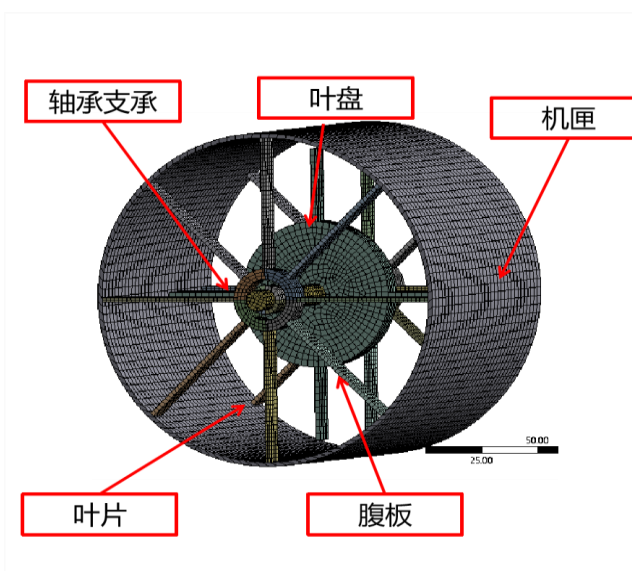


图 3.1 无裂纹叶片整机 ANSYS 有限元分析

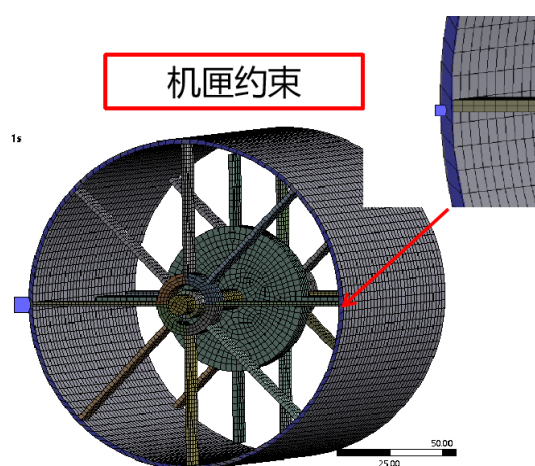


图 3.2 机匣模拟约束

叶盘与叶片、叶盘与转轴接触分别为共节点与绑定，有限元分析模型如图 3.3、图 3.4 所示。

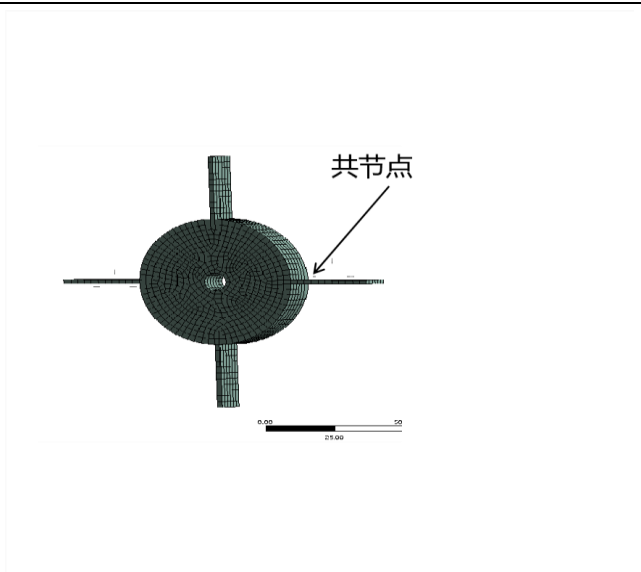


图 3.3 叶盘与叶片

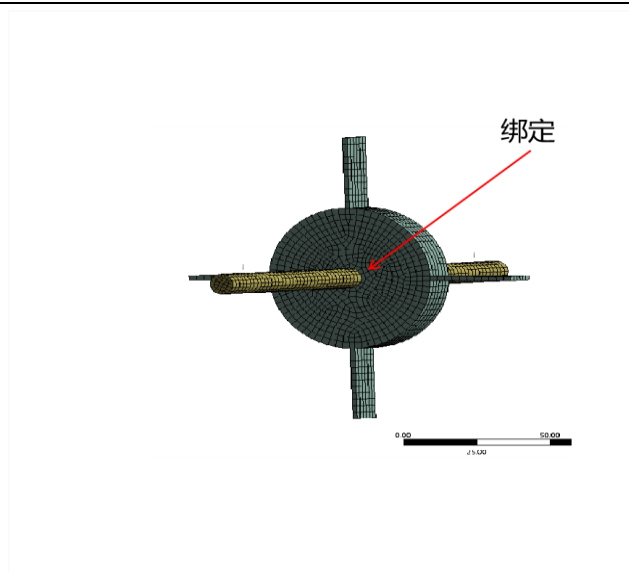


图 3.4 叶盘与转轴

在对不含裂纹发动机整机进行显示动力学分析时，对 X 方向上施加 10000r/min 的转速，如图 3.5。在轴承支承与轴承之间各在 Z、Y 方向上添加了四个连接副如图 3.6，两组共计八个，每个连接副纵向刚度均为 1000N/mm，纵向阻尼为 0.5N.S/mm，使得仿真模拟分析更接近实际发动机工作时轴承与轴承支承之间的工作状态。

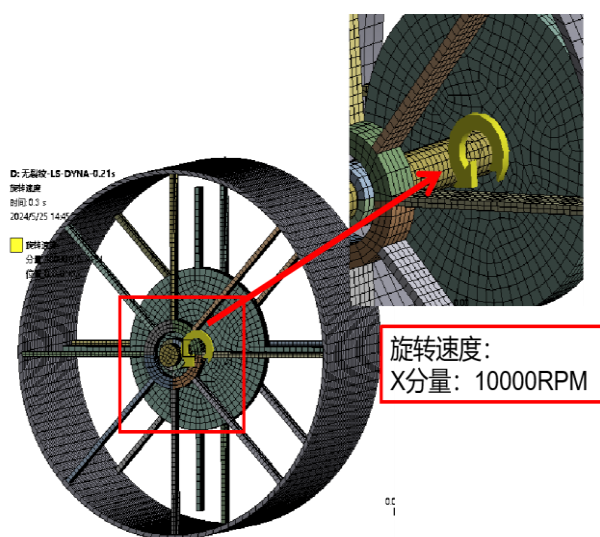


图 3.5 转速施加示意

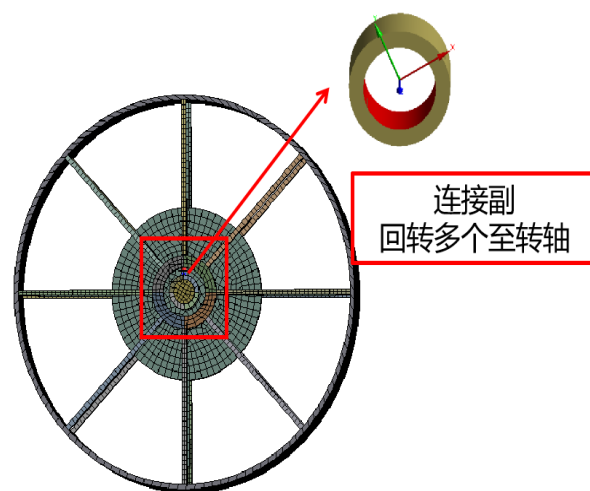
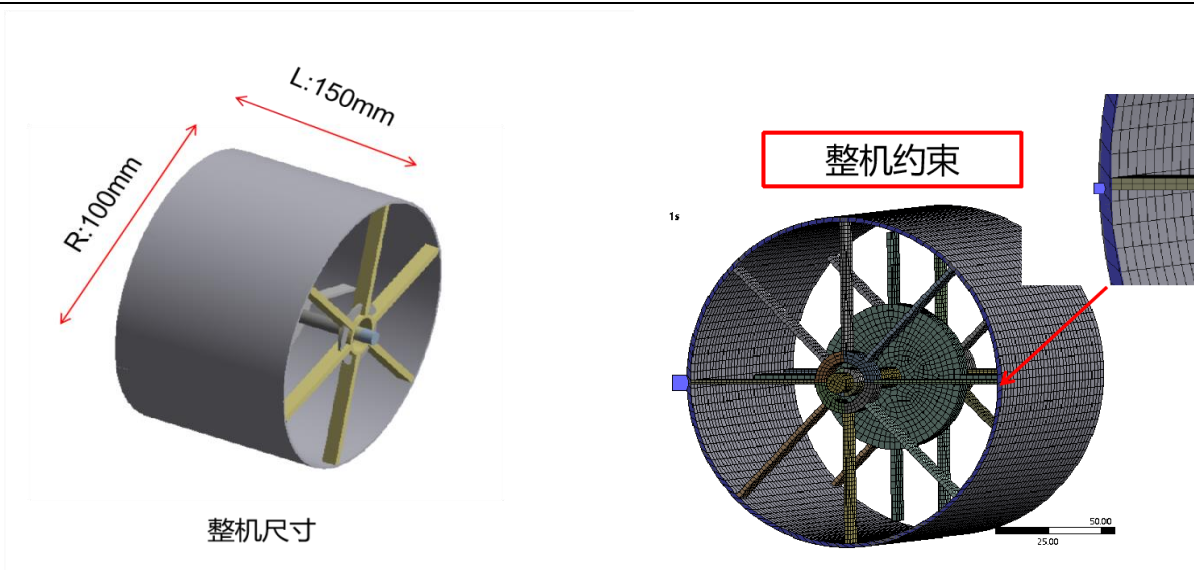


图 3.6 连接副添加示意

### 3.2. 整机模型固有属性

首先，对整机模型进行模态分析，求解整机的固有频率和振型。通过模态分析可以了解发动机整机的自由振动特性，包括主要的振动模态和固有频率。这里分析了半径为 100mm、宽度为 130mm 的航空发动机整机模型如图 3.7 所示，约束位置如图 3.8 所示。模态分析结果如图 3.9 所示：

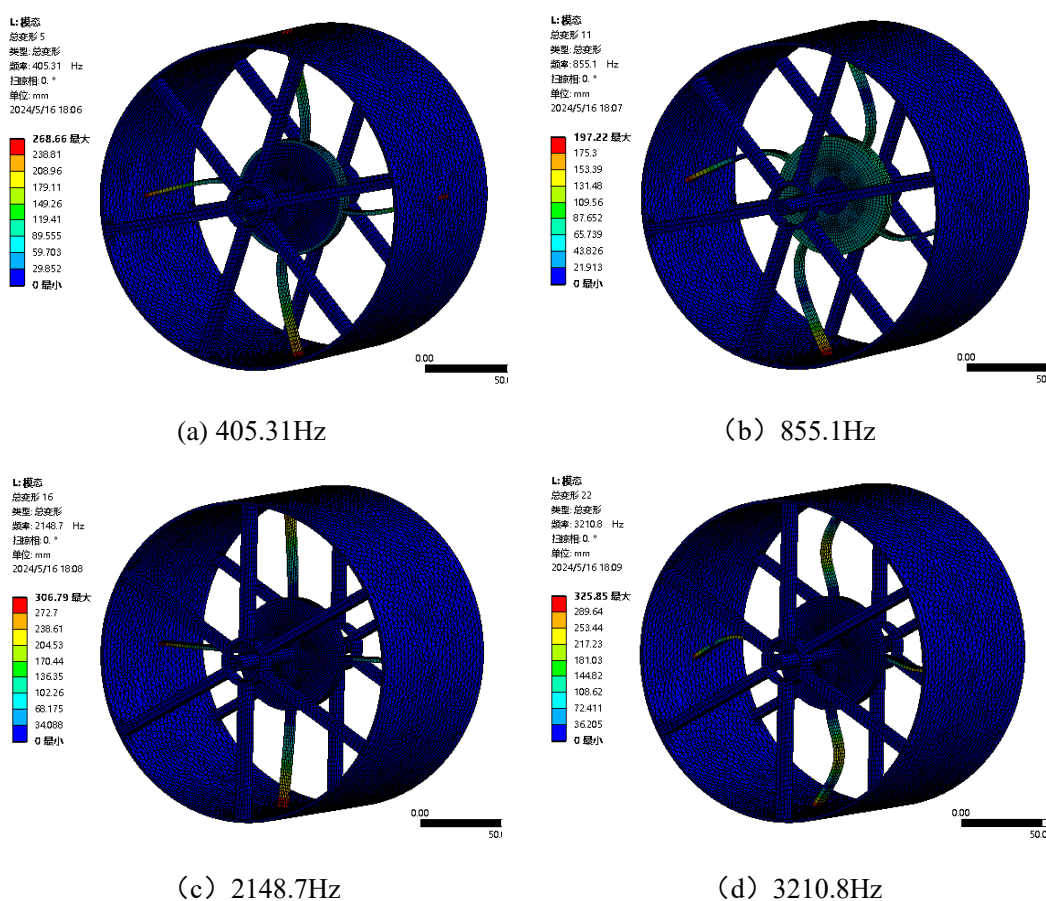


整机尺寸

整机约束

图 3.7 整机尺寸

图 3.8 整机约束



(a) 405.31Hz

(b) 855.1Hz

(c) 2148.7Hz

(d) 3210.8Hz

图 3.9 整机模态分析结果

### 3.3. 整机模型振动响应

整机振动位移响应如图 3.10 所示，可以看出转子与静子机匣的相对运动以及叶片、轴承

等部件的振动情况。为了更加具体的分析含裂纹叶片导致的整机振动响应不同，在下一节中将详细分析轴承座、发动机机匣、转子、叶片的振动响应。

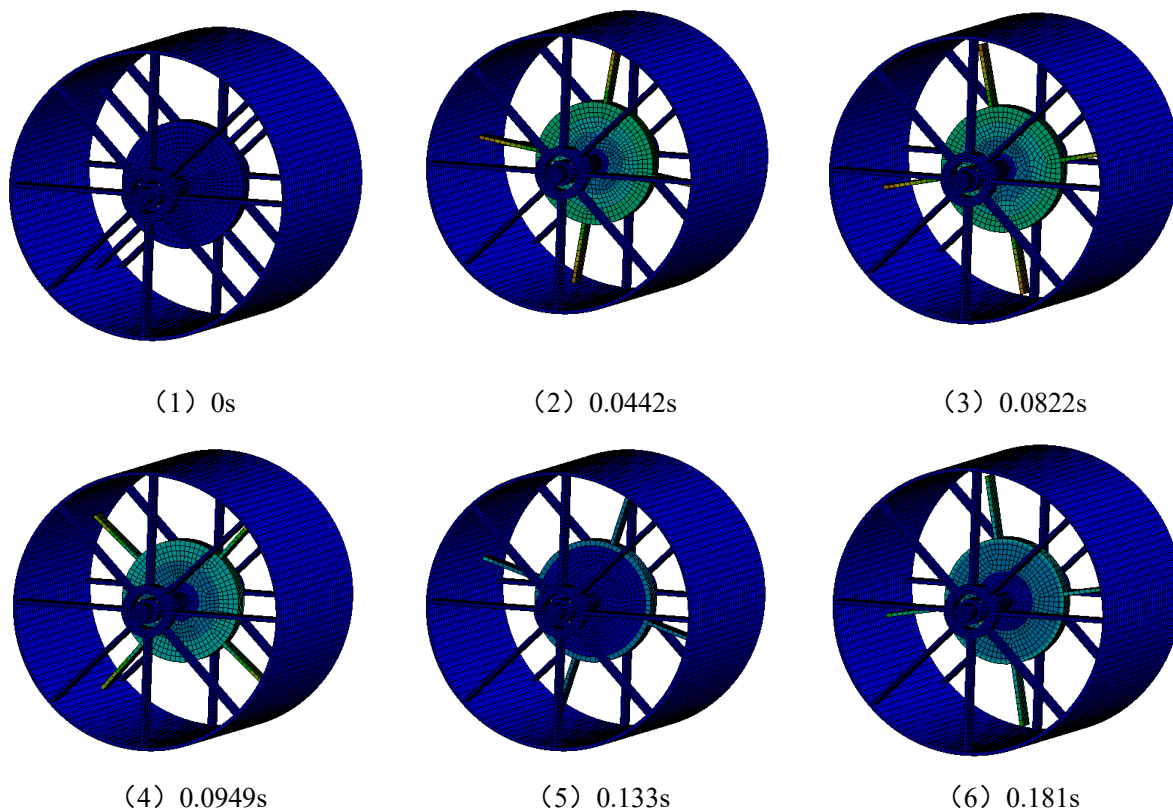


图 3.10 整机模型振型响应时变图

同时为了更好的判断整机的振动响应，实验中对叶盘（图 3.11、图 3.12、图 3.13）、叶片（图 3.15、图 3.16、图 3.17）、转轴（图 3.19、图 3.20、图 3.21）单独进行了部件整体震动特征的提取，并对其进行了 FFT 信号处理，得到叶盘（图 3.14）、叶片（图 3.18）、转轴（图 3.22）三个主要部件的频谱图。

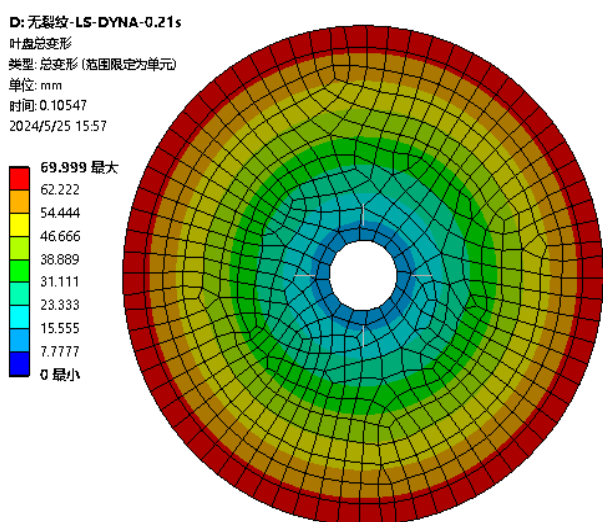


图 3.11 叶盘时变图 (0.1054s)

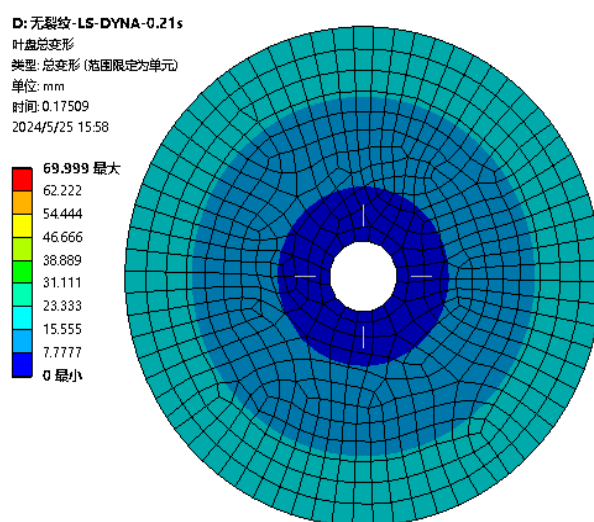


图 3.12 叶盘时变图 (0.1750s)

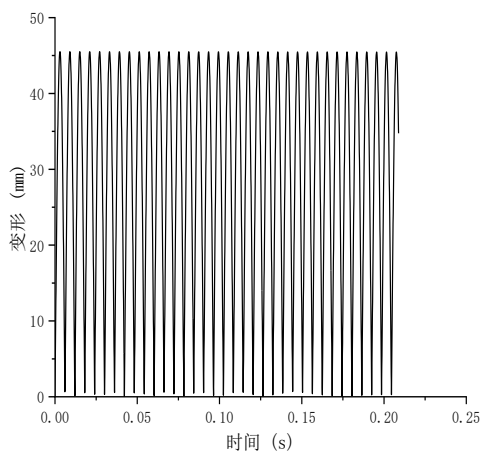


图 3.13 叶盘振动位移

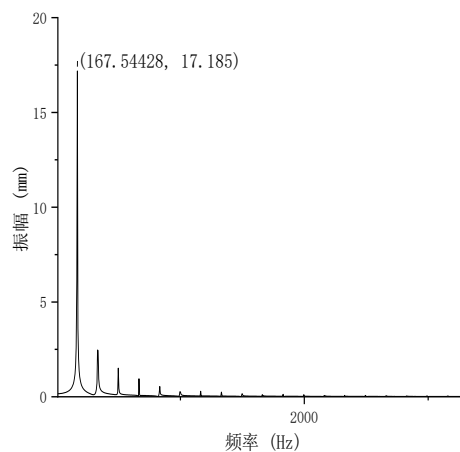


图 3.14 叶盘频谱图

D: 无裂纹-LS-DYNA-0.21s  
叶片总变形  
类型: 总变形 (范围限定为单元)  
单位: mm  
时间: 9.4926e-002  
2024/5/25 16:04

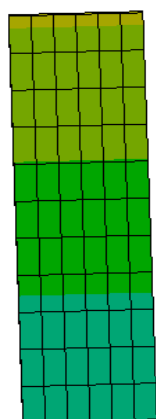
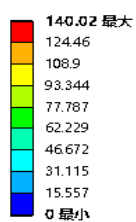


图 3.15 叶片时变图 (0.0949s)

D: 无裂纹-LS-DYNA-0.21s  
叶片总变形  
类型: 总变形 (范围限定为单元)  
单位: mm  
时间: 0.19618  
2024/5/25 16:07

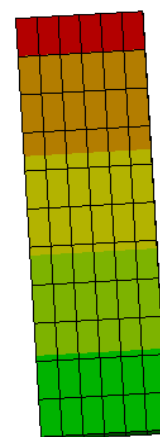
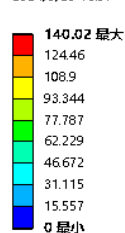


图 3.16 叶片时变图 (0.1961s)

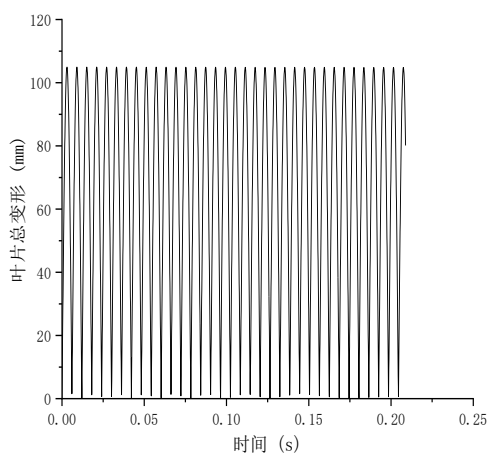


图 3.17 叶片总变形

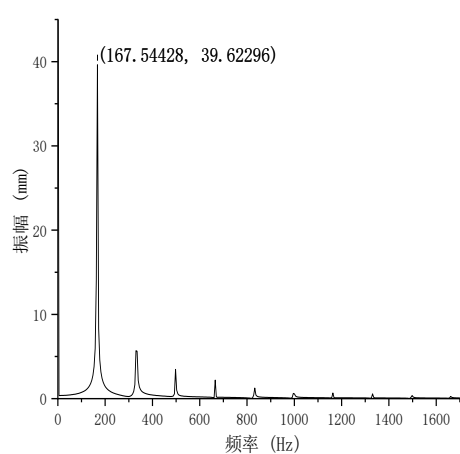


图 3.18 叶片频谱图

D: 无裂纹-LS-DYNA-0.21s  
 转轴变形  
 类型: 总变形  
 单位: mm  
 时间: 9.0707e-002  
 2024/5/25 16:10

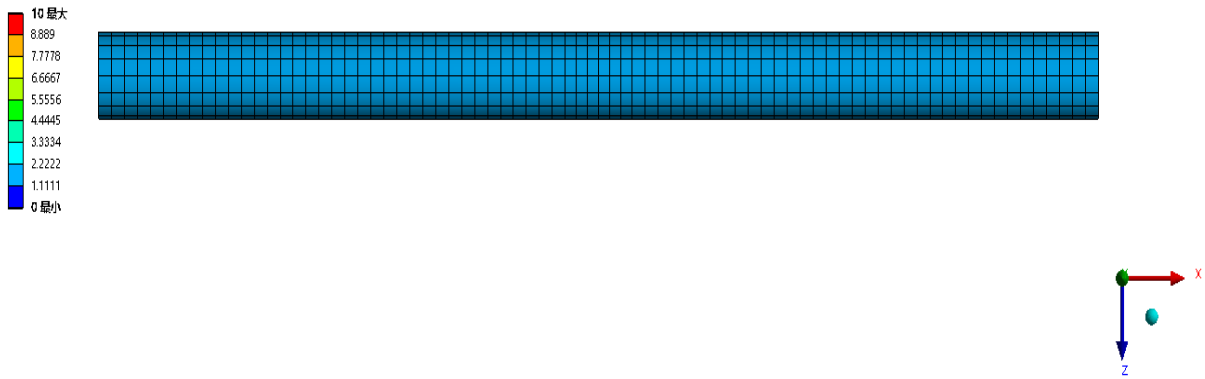


图 3.19 转轴时变图 (0.0907s)

D: 无裂纹-LS-DYNA-0.21s  
 转轴变形  
 类型: 总变形  
 单位: mm  
 时间: 0.16243  
 2024/5/25 16:11

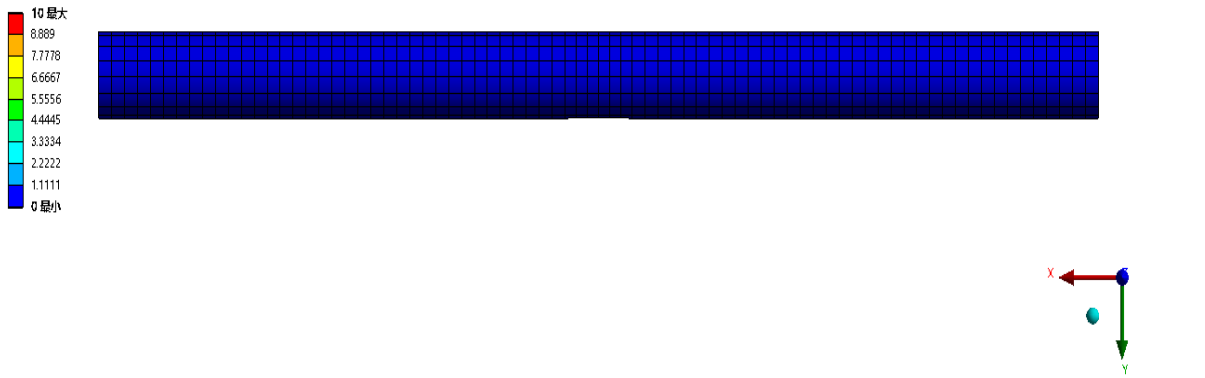


图 3.20 转轴时变图 (0.1624s)

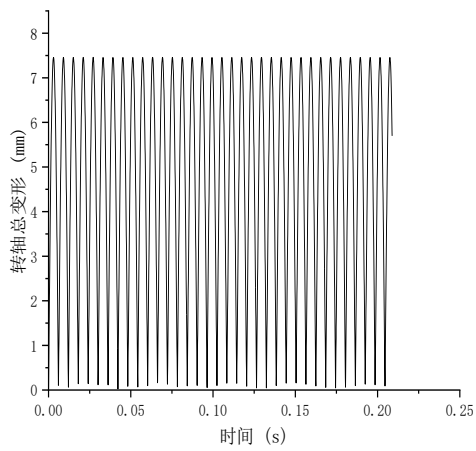


图 3.21 转轴总变形

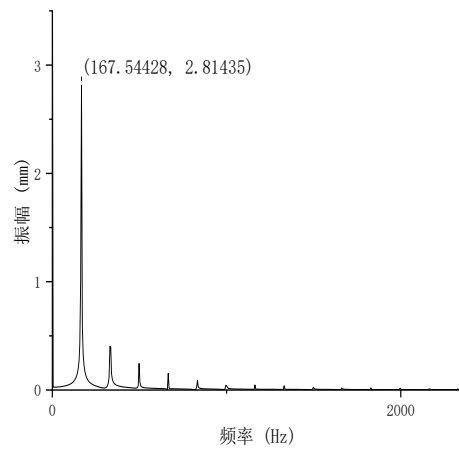


图 3.22 转轴频谱图



### 3.4.有/无裂纹叶片的整机模型响应特性对比研究

#### 3.4.1. 叶片振动响应对比结果

针对有无裂纹叶片的整机模型计算结果，提取相同叶片、相同位置的节点振动位移响应如图 3.23 所示。由于整机模型在转子轴向方向受到约束，因此叶片的振动主要产生在水平与垂直方向，分别提取了无裂纹叶片的叶尖位移振动响应与含裂纹叶片的叶尖位移振动响应，如图 3.24、图 3.25、图 3.26、图 3.27 所示。其轨迹分别如图 3.28、图 3.29 错误!未找到引用源。所示。从轴心轨迹上可以明显看出含裂纹叶片整机中的叶尖位移振动响应更加无序，为了更加清晰明了的看出含裂纹叶片整机中的叶尖位移振动响应与不含裂纹叶片整机中的叶尖位移振动响应得不同，需要将叶尖位移振动响应进行一些处理，去除旋转导致的形变量，结果如图 3.30、图 3.31、图 3.32、图 3.33 所示。经过处理后，可以明显的看到含裂纹叶片整机中的叶尖位移振动响应幅值要比不含裂纹叶片整机中的叶尖位移振动响应幅值大得多。有无裂纹叶片整机叶尖位移振动响应对比图如图 3.34 所示。

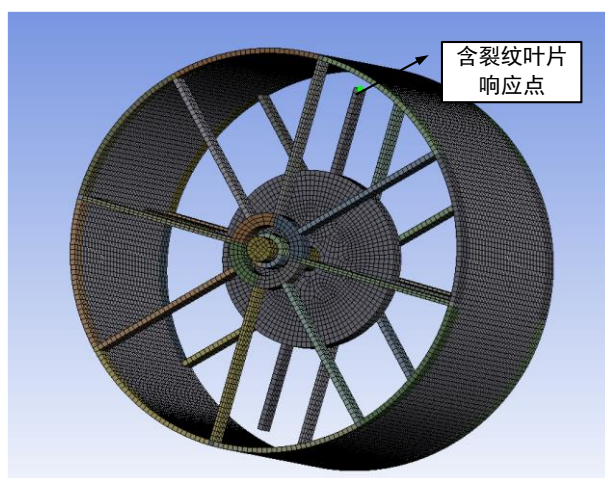


图 3.23 含裂纹叶片特征提取点

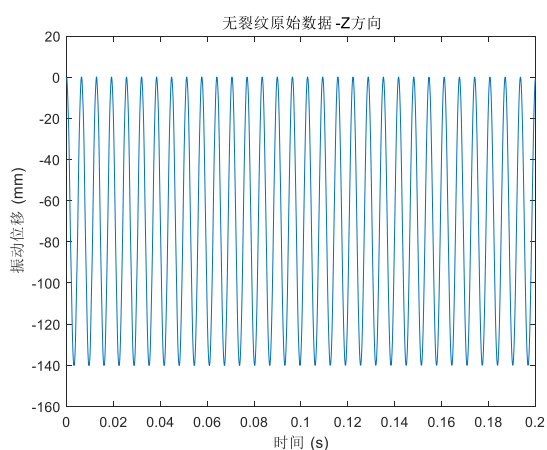


图 3.24 无裂纹—Z 方向

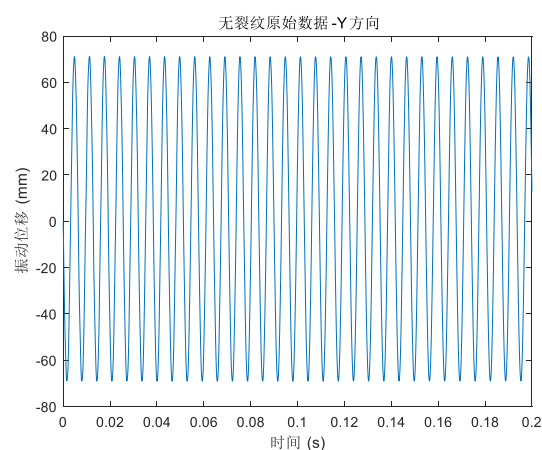


图 3.25 无裂纹—Y 方向

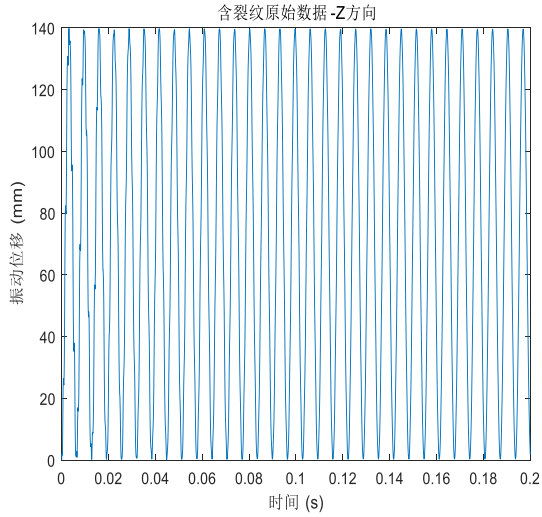


图 3.26 含裂纹—Z 方向

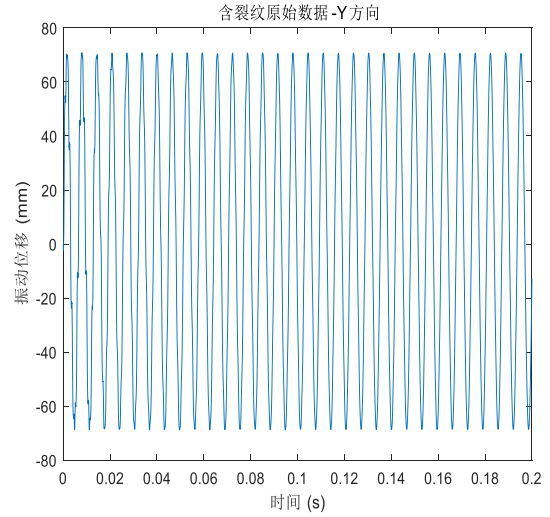


图 3.27 含裂纹—Y 方向

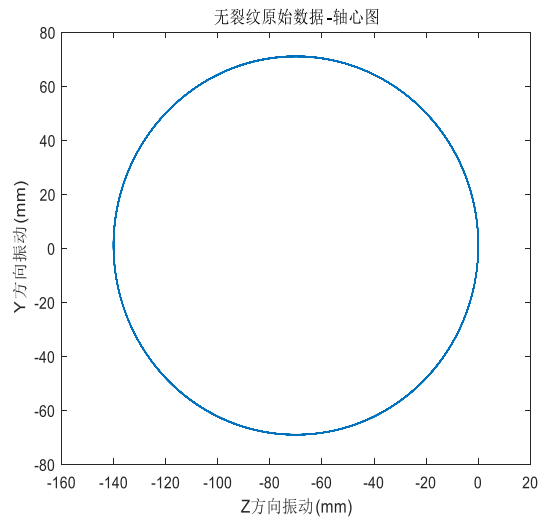


图 3.28 无裂纹叶片轴心轨迹图

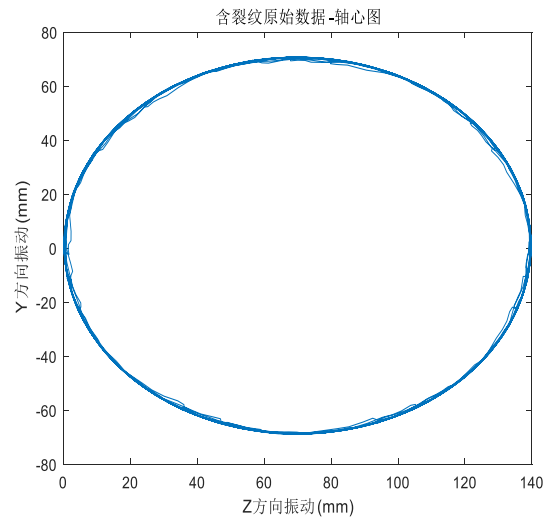


图 3.29 含裂纹叶片轴心轨迹图

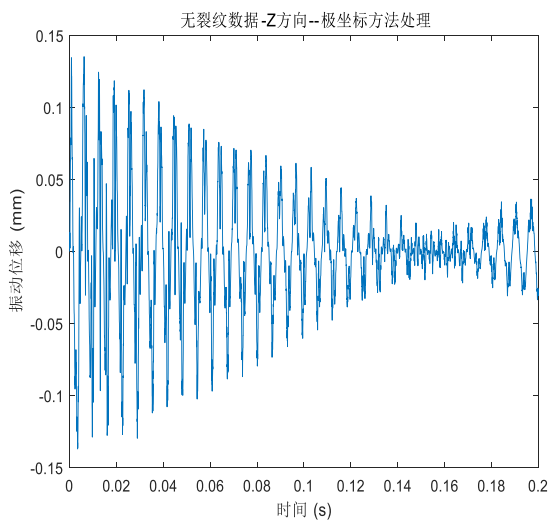


图 3.30 无裂纹—Z 方向

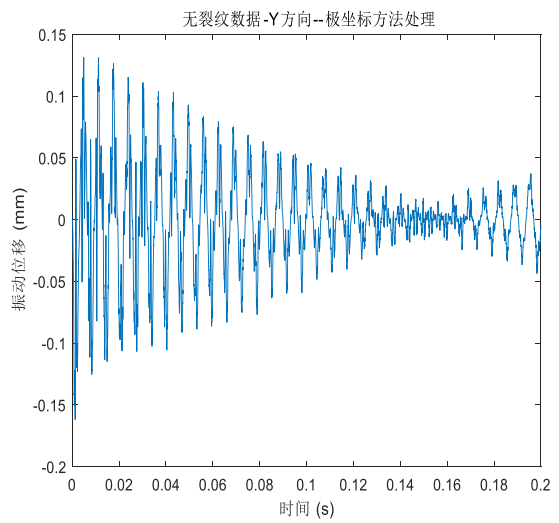


图 3.31 无裂纹—Y 方向

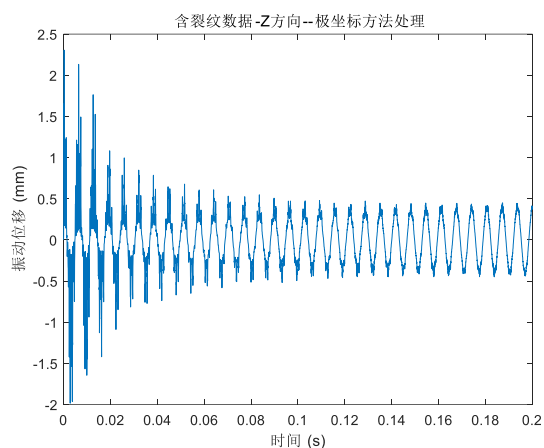


图 3.32 含裂纹—Z 方向

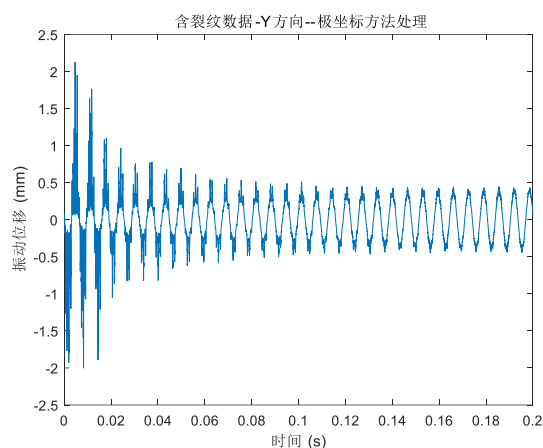


图 3.33 含裂纹—Y 方向

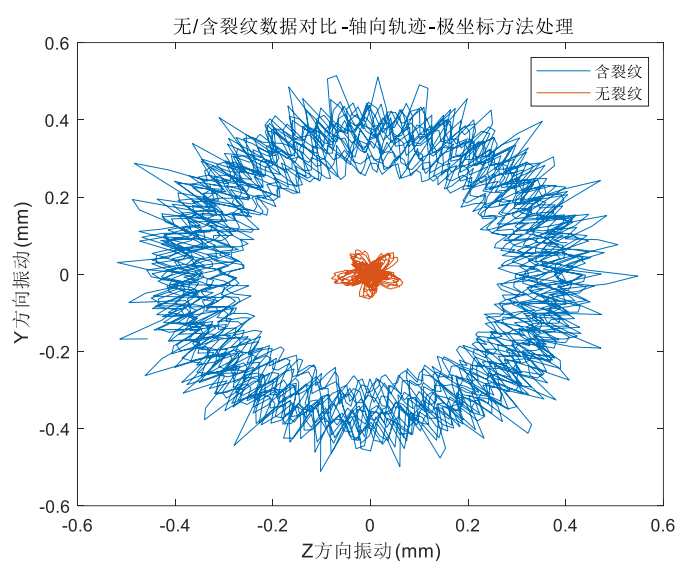


图 3.34 有/无裂纹叶片振动响应对比

### 3.4.2. 轴承座振动响应对比结果

同理，提取了有无裂纹叶片整机的轴承座振动响应数据进行了对比分析，如图 3.35 所示。振动响应结果如图 3.36、图 3.37 所示，随后对两组振动响应结果综合对比可以清晰的看出含裂纹叶片整机模型的轴承座位移与加速度振动响应均要比无裂纹叶片整机模型振动响应要大，如图 3.38 所示。

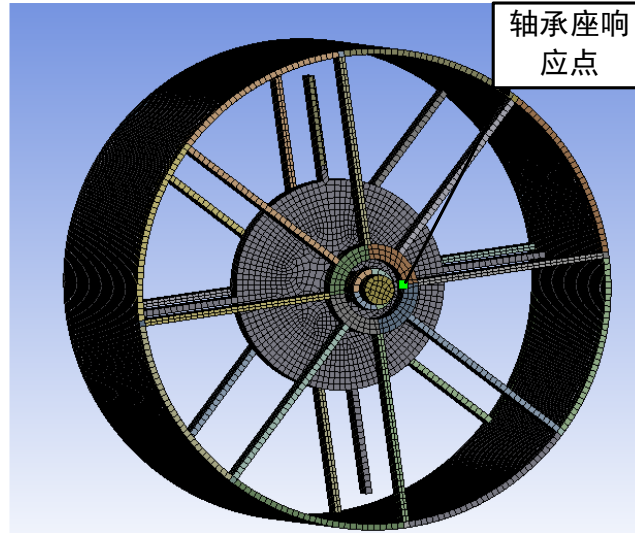
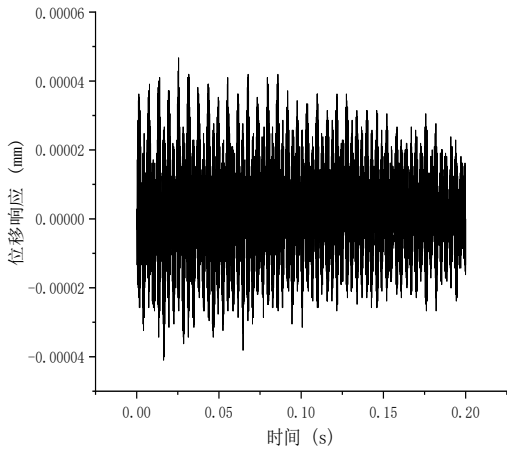
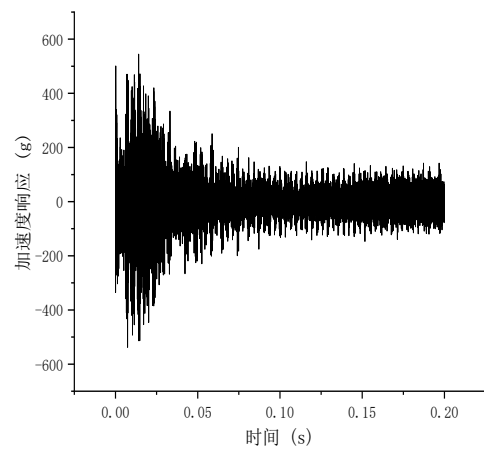


图 3.35 轴承座响应点

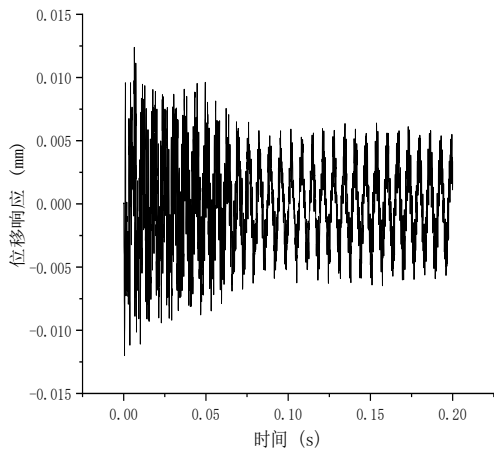


(a) 轴承座位移

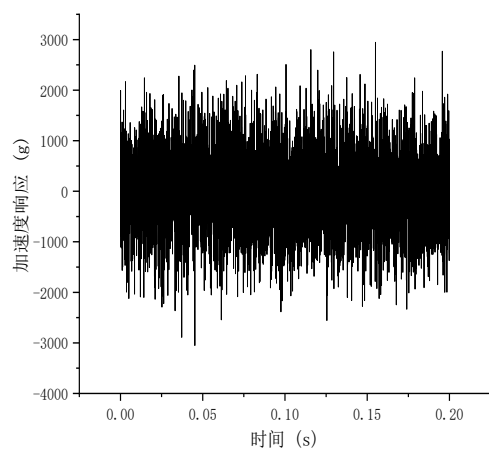


(b) 轴承座加速度

图 3.36 无裂纹轴承座支承振动特征提取结果

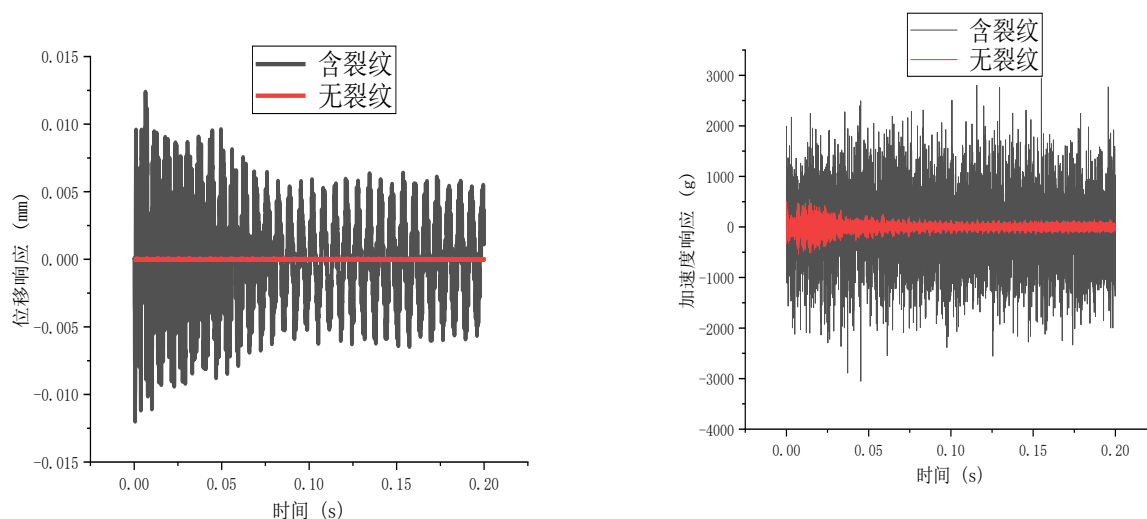


(a) 轴承座位移



(b) 轴承座加速度

图 3.37 含裂纹轴承座支承振动特征提取结果



(a) 轴承座位移

(b) 轴承座加速度

图 3.38 轴承座支承振动特性对比图

### 3.4.3. 转轴振动响应对比结果

如图所示，提取了相同节点的转轴振动响应数据进行了对比分析，响应点选取如图 3.39 所示。有无裂纹叶片转轴振动响应结果如图 3.40、图 3.41 所示。随后对有无裂纹叶片整机的转轴振动响应结果进行对比可以清晰的看出含裂纹叶片整机模型的转轴位移与加速度振动响应均要比无裂纹叶片整机模型振动响应要大，如图 3.42 所示。

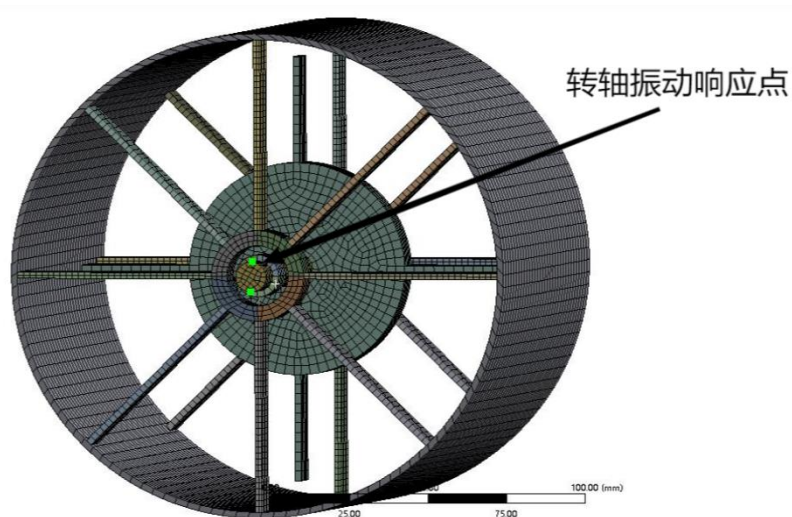


图 3.39 转轴响应点选取

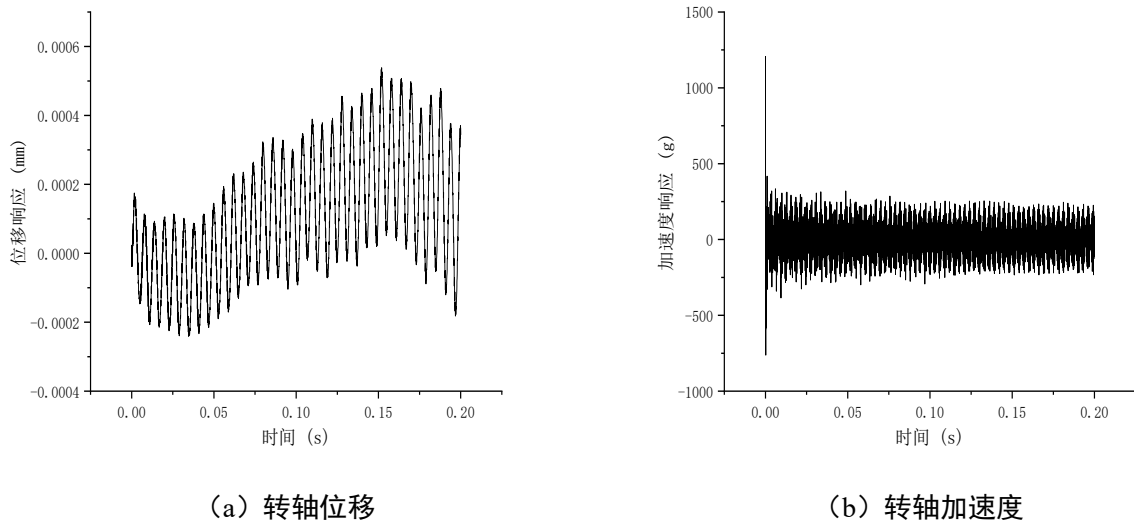


图 3.40 无裂纹转轴振动特征提取结果

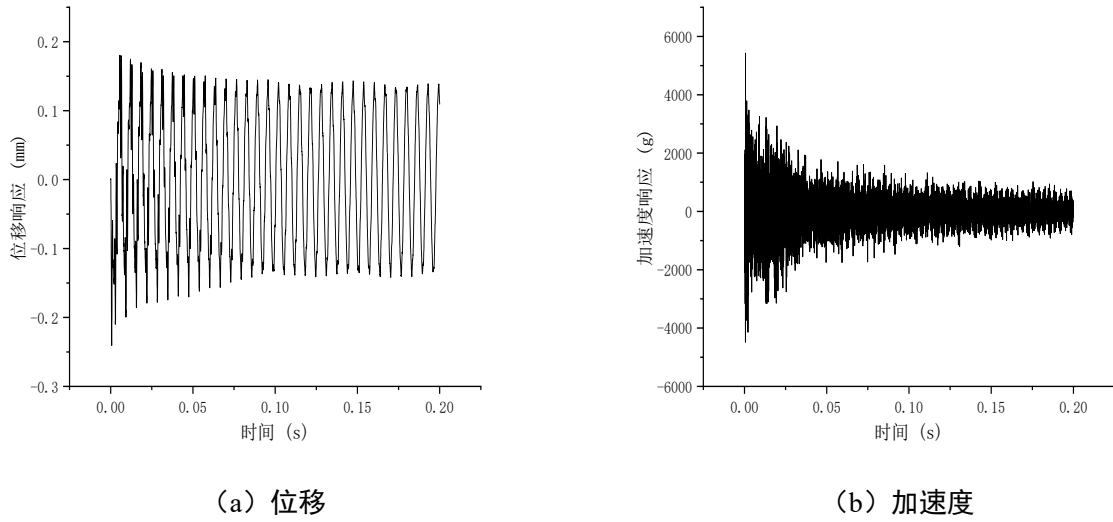


图 3.41 含裂纹叶片转轴振动特性提取图

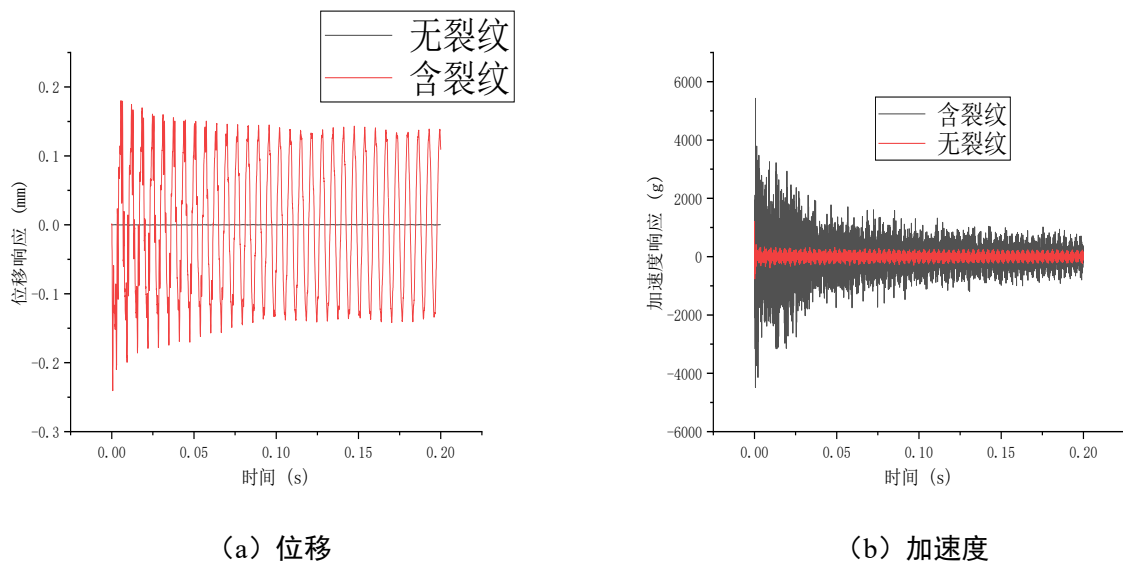


图 3.42 含/无裂纹叶片转轴振动特性对比图

### 3.4.4. 腹板振动响应对比结果

同理，提取了有无裂纹叶片整机的轴承座振动响应数据进行了对比分析，如图 3.43 所示。振动响应结果如图 3.44、图 3.45 所示，随后对两组振动响应结果综合对比可以清晰的看出含裂纹叶片整机模型的腹板位移与加速度振动响应均要比无裂纹叶片整机模型振动响应要大，如图 3.46 所示。

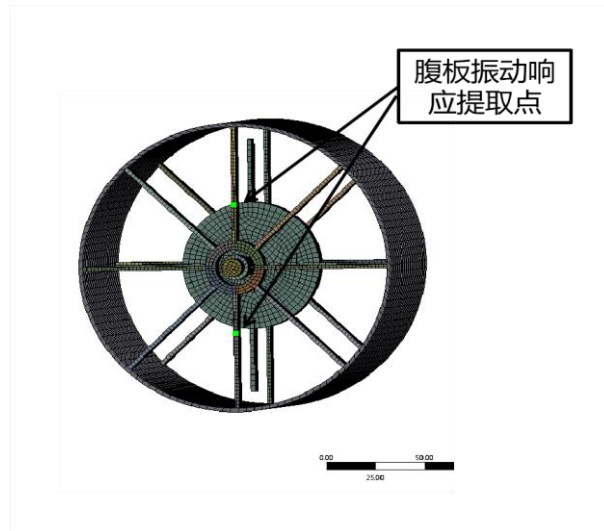


图 3.43 腹板响应点选取

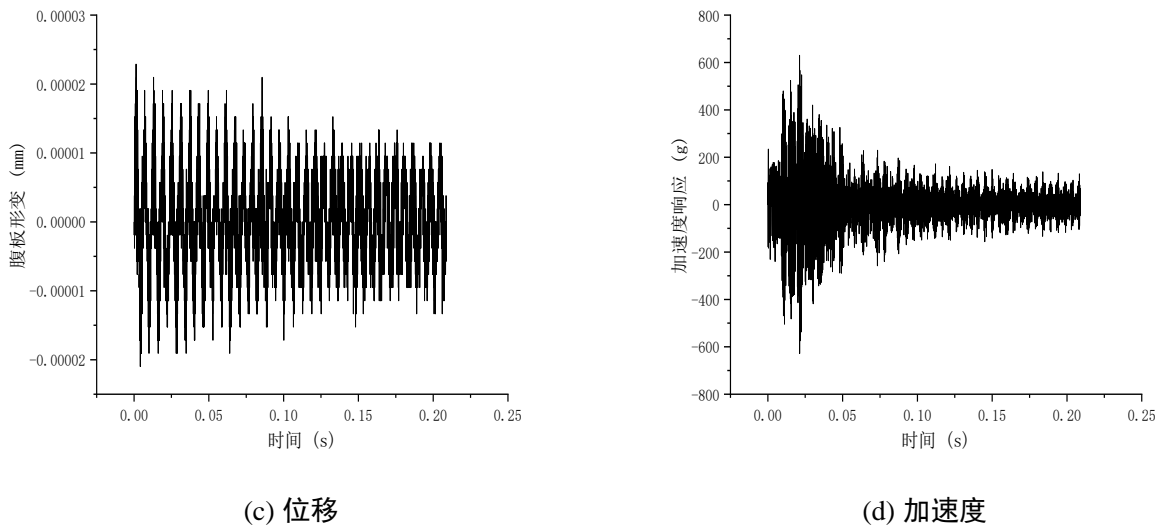


图 3.44 无裂纹腹板振动特征提取结果

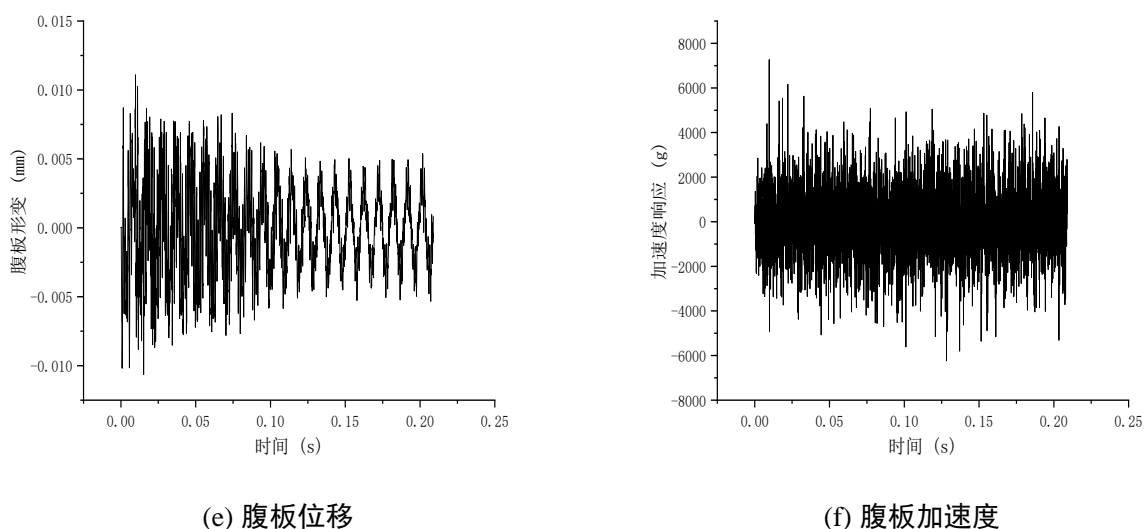


图 3.45 含裂纹腹板振动特征提取结果

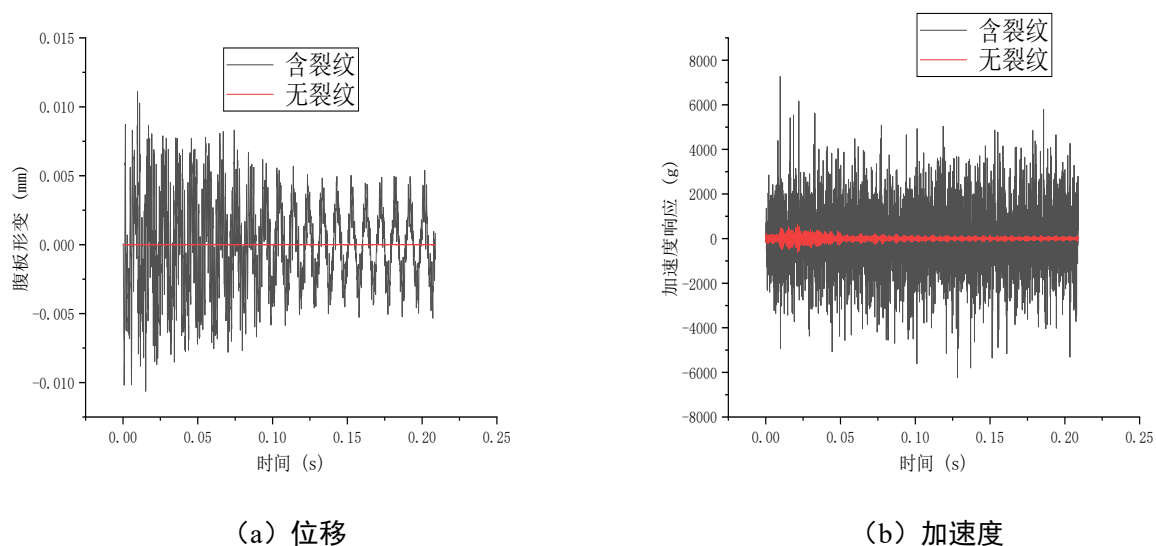


图 3.46 含/无裂纹叶片腹板振动特性对比图

通过有/无裂纹叶片整机转轴振动特性对比可知，无裂纹叶片的整机模型在多数操作条件下表现出较高的结构稳定性。通过计算叶片及其它关键组件的固有频率和振型，研究揭示了潜在的共振风险区域，并提供了避免这些风险的设计建议。尽管无裂纹状态是理想化的，但该模型提供了一个基线，用于比较实际应用中可能出现的裂纹或其他缺陷对振动特性的影响。此外，振动分析结果对于改进发动机叶片的设计材料和几何形状提供了科学依据，以增强其在极端条件下的性能和耐久性。



### 3.5. 本章小结

本小节首先详细介绍了整机模型的建立，包括整机模型的尺寸、部件大小、以及进行模态分析及显示动力学分析时整机模型参数设置。进行模态分析，了解发动机整机的自由振动特性，包括主要的振动模态和固有频率。随后又对模型进行了振动响应分析，包括叶片、叶盘、以及转轴的振动响应，频谱图。

然后，研究了有无裂纹叶片对发动机整机振动特性的影响，在对发动机模型进行显示动力学分析的基础上，分别提取了有/无叶片裂纹条件下，叶片、轴承座支承、转轴、腹板四个发动机主要部件的振动响应特性。研究表明，含裂纹叶片，对发动机振动特性有显著影响，即含裂纹叶片整机各个部件振动响应均明显大于无裂纹叶片整机各部件振动响应。具体差异指标如下所示。

（1）含裂纹叶片整机中，叶片 Z/Y 方向上的位移振动响应为无裂纹整机的 5 倍。

（2）含裂纹叶片整机的轴承座位移振动响应比正常整机模型结果大 10 倍，加速度响应比不含裂纹叶片整机平均大 12 倍。

（3）无裂纹整机转轴的位移响应在  $\pm 0.001\text{mm}$  左右，平均加速度为 300g，含裂纹时，含裂纹叶片整位移相响应为  $\pm 0.15\text{mm}$  左右，平均加速度响应在 500-2500g 之间。

（4）无裂纹时，腹板相位移响应为含裂纹时的 10% 左右，加速度响应约为含裂纹时整机加速度响应的二十五分之一。

## 第四章 总结与展望

### 4.1. 总结

在现代航空工业中，航空发动机的安全性和效率至关重要。本研究围绕“航空发动机裂纹叶片整机有限元分析与振动特性研究”展开，旨在通过有限元方法对发动机叶片的结构强度和振动特性进行全面分析，以预防故障的发生，提高发动机的可靠性和性能。

首先，本文通过建立发动机叶片的精确有限元模型，模拟叶片在实际工作中的应力状态和振动响应。模型考虑了叶片材料的物理属性和几何特性，确保了分析的准确性。此外，通过引入无裂纹假设，研究了叶片在完好无损状态下的理想工作性能，为后续的裂纹影响分析提供了基线数据。

然后，详细分析了裂纹所处位置和深度的不同对叶片固有频率的影响。研究发现，叶片的固有频率特性与裂纹深度的增加呈现减小的趋势，而在不同位置的裂纹叶片研究中，叶片一阶弯曲频率与二阶弯曲固有频率的变化符合预期。即在一阶形态中其固有频率随着裂纹位置靠近叶片根部，逐渐减小；而二阶固有频率则呈现出先减小后增加的趋势。振动分析显示，叶片的自然频率与发动机的运行频率密切相关，不当的频率匹配可能引起共振现象，严重威胁发动机的稳定运行。

最后，通过对比有/无裂纹叶片的整机模型振动特性，揭示了裂纹对发动机不同关键部件振动特性的影响。结果表明，即使是微小裂纹也会显著改变叶片的振动频率和振幅，进而影响整个发动机的振动行为。因此，及时监测和识别叶片裂纹的发展对于维护发动机的操作安全至关重要。

通过有限元分析和振动特性研究，本文为航空发动机叶片的设计和维修提供了科学的理论支持和实践指导，为航空发动机的安全运行和性能提升做出了贡献。

### 4.2. 展望

在未来的研究中，对于含裂纹叶片的航空发动机整机有限元分析与振动特性提取，通过进一步提高有限元模型的精度，包括更精细的网格划分、更准确的边界条件设定和材料属性描述。特别是在模拟叶片的振动行为时，考虑到实际运行中的复杂载荷和环境因素，如温度、压力变化等，对模型进行动态调整和优化。

开发基于振动特性的故障预测和健康监测技术，实时监控航空发动机叶片的运行状态，预测可能的裂纹发展趋势。结合物联网技术，实现叶片性能的远程实时监控，及时发现潜在问题，减少意外停机和维修成本。同时，在叶片设计和制造过程中考虑环境影响，研究更加环保的制造工艺和材料回收利用技术。例如，探索使用可回收或生物基材料的可行性，以减少对环境的负担。

总结来说，未来的研究应当着重于模型精细化、实验与仿真结合验证、故障预测技术以及绿色制造等方面，以全面提升航空发动机含裂纹叶片的故障检测与诊断。

## 参考文献

- [1] 刘占生,武新华.加快神经网络训练速度的方法在旋转机械故障诊断中的应用[J].航空动力学报, 1997, 12(3):4.DOI:doi:10.1007/BF02951625.
- [2] 王兵兵.液压传动型垂直轴风力机的仿真与实验研究[D].华北电力大学(北京),2016.
- [3] 聂勇军,罗敬东.齿轮失效模式形成分析[J].琼州学院学报, 2011, 18(2):4.DOI:10.3969/j.issn.1008-6722.2011.02.016.
- [4] 陈爱军,陈铨,章定国,等.高速旋转发动机叶片模型的断裂力学分析[J].航空动力学报, 2011, 26(9):5.DOI:CNKI:SUN:HKDI.0.2011-09-022.
- [5] 陆龙云,籍君平.多级轴流压缩机叶片的振动特性及材料综合抗振强度的对比分析[J].动力工程, 2005, 25(2):5.DOI:CNKI:SUN:DONG.0.2005-02-003.
- [6] 郑恒祥.不同强度脆性材料的复合裂纹断裂判据[J].郑州大学学报:理学版, 1996(S2):4.
- [7] 王信德,孙健国,李松林.神经网络在发动机自适应建模中的应用研究[J].航空动力学报, 2003, 18(6):5.DOI:10.3969/j.issn.1000-8055.2003.06.026.
- [8] 王兴刚.某型发动机主轴轴承失效分析及其改进的研究[D].哈尔滨工业大学[2024-05-30].DOI:10.7666/d.D276408.
- [9] 雷亚国,贾峰,孔德同,等.大数据下机械智能故障诊断的机遇与挑战[J].机械工程学报, 2018(5):11.DOI:10.3901/JME.2018.05.094.
- [10] 路振勇.航空发动机转子系统的动力学建模及非线性振动研究[D].哈尔滨工业大学,2017.DOI:10.7666/d.D01331747.
- [11] 胡绪腾.外物损伤及其对钛合金叶片高循环疲劳强度的影响[J].南京航空航天大学, 2009.
- [12] 陈亮.某航空发动机曲轴扭振特性及减振器失效分析[D].西南交通大学,2014.
- [13] 杨旭.航空发动机性能监测系统设计与验证[J].内燃机与配件, 2019(16):2.
- [14] Yu M, Feng Z, Huang J, et al. A new characteristic analysis method for aero-engine rotor - stator rubbing[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2018, 232(6): 1120-1133.
- [15] 牛广越,段发阶,周琦,等.基于微波相位差测距的叶尖间隙动态测量方法[J].航空学报, 2022, 43(9):1.DOI:10.7527/S1000-6893.2021.25396.
- [16] Gupta K, Kumar R, Tiwari M, et al. Effect of rotary inertia and gyroscopic moments on dynamics of two spool aero engine rotor. International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition, New York: ASME, New York, 1993: 114.
- [17] 陈果.双转子航空发动机整机振动建模与分析[J].振动工程学报, 2011, 24(6):14.DOI:10.3969/j.issn.1004-4523.2011.06.007.
- [18] 欧园霞.子结构传递矩阵法,有限元法,模态组合法应用于转子动力特性计算时的对比分析[C]//全国第三届转子动力学学术讨论会.0[2024-05-30].
- [19] 顾家柳.传递矩阵一直接积分法及其应用[J].航空学报, 1983, 000(004):48.
- [20] 何景峰.液压驱动六自由度并联机器人特性及其控制策略研究[D].哈尔滨工业大学,2007.DOI:10.7666/d.D274947.
- [21] 廖明夫,刘永泉,王四季,等.中介轴承对双转子振动的影响[J].机械科学与技术, 2013, 32(5):6.DOI:CNKI:SUN:JXKX.0.2013-05-005.
- [22] 肖忠会.转子-轴承-密封系统动力学建模及其特性研究[D].复旦大学,2006.DOI:10.7666/d.y955601.
- [23] 戚胜,潘路元,李想.双转子临界转数系统建模与方程的建立[J].当代化工研究, 2016(9):2.DOI:10.3969/j.issn.1672-8114.2016.09.018.
- [24] 桂乃磐,郭惠昕,罗佑新.功率循环型复合行星齿轮机构的功率流分析及效率与转矩的计算方法[J].湖南文理学院学报(自科版), 2000, 12(4).DOI:10.3969/j.issn.1672-6164.2000.04.008.

- [25] 张力,洪杰,马艳红.航空发动机转子系统建模方法和振动特性分析[J].北京航空航天大学学报, 2013.
- [26] 岳国金,晏砺堂,李其汉.转子碰摩的振动特征分析[J].航空学报, 1990, 11(010):499-502.
- [27] 黄太平.飞机性能工程[M].科学出版社,2005.
- [28] Hibner D H. Dynamic response of viscous-damped multi-shaft jet engines [J]. Journal of Aircraft, 2012, 12(4): 305-312.
- [29] 高庆水,张楚,邓小文,等.由轴颈扬度计算汽轮发电机组轴承载荷分布方法[J].机械工程学报, 2013, 49(11):5.DOI:10.3901/JME.2013.11.084.
- [30] 路振勇.航空发动机高压转子-空心轴裂纹系统动力学特性分析[D].哈尔滨工业大学,2013.DOI:10.7666/d.D416773.
- [31] 朱伟.基于 MR 阻尼器及并联机构的多维减振系统半主动控制研究[D].江苏大学,2007.DOI:10.7666/d.y1255362.
- [32] 常诚.基于有限元法的现浇箱梁偏心增大系数计算[J].重庆大学学报: 自然科学版, 2020, 43(5):9.DOI:CNKI:SUN:FIVE.0.2020-05-010.
- [33] 王家林.实体单元的转动位移分析及应用[C]//中国计算力学大会'2010(CCCM2010)暨第八届南方计算力学学术会议(SCCM8)论文集.中国力学学会, 2010.
- [34] 成万植,李书.有限元模型修正技术[J].飞机设计, 1994(4):4.DOI:CNKI:SUN:FJSJ.0.1994-04-000.
- [35] 胡家顺,冯新,周晶.呼吸裂纹梁非线性动力特性研究[J].振动与冲击, 2009, 28(1):6.DOI:10.3969/j.issn.1000-3835.2009.01.018.
- [36] 刘彬,丁桦,时忠民.基于柔度修正的局部刚体化结构动力模型简化方法[J].工程力学, 2007, 24(10):6.DOI:10.3969/j.issn.1000-4750.2007.10.005.
- [37] Varney P, Green I. Rotor dynamic analysis using the complex transfer matrix: an application to elastomer supports using the viscoelastic correspondence principle[J]. Journal of Sound &Vibration,2014,333(23): 6258-6272.
- [38] 胡荣.基于三维有限元模型对裂纹非对称转子振动及裂纹扩展控制研究[D].天津理工大学,2019.
- [39] 廖日东,左正兴,陈宏,et al.考虑旋转软化效应的涡轮叶片模态特性研究[J].内燃机学报, 2000, 018(001):77-79.
- [40] 郭隆清.基于固有频率的悬臂梁裂纹参数识别方法研究[J]. 2017.
- [41] 屈维,王维民,宋慧斌,等.汽轮机裂纹叶片的振动特征分析[C]//第十一届全国随机振动理论与应用学术会议.中国振动工程学会;中国力学学会;中国航空学会;中国机械工程学会;中国宇航学会, 2015.

## 致 谢

总觉来日方长，却不知岁月清浅，时节如流。

落其实者思其树，学其成者念吾师。首先要感谢我的指导老师陈果教授。从论文的选题到最终成文，感谢您陪我字斟句酌，倾尽所能的点播和指导我。不论是传道授业、未来规划还是生活琐事，感谢您的体谅、包容与关爱。还要感谢沈响响师兄，一条条批注，一条条语音，是师兄不厌其烦的指导我。还有其他帮助过我的师兄们，在这里也要表示最衷心的感谢。同时也要感谢学院里传授知识给我的每一位老师，给予我们追逐理想的勇气。

在此，我也要特别感谢我的初中班主任赵蕾老师，是您在我最叛逆，最迷茫的时候给予我积极的鼓励，为我指引前进的方向。在您班上的三年，是我成长道路上最难忘也是最快乐的记忆。

感谢我所有的家人们，感谢你们将所有的爱倾注给了我。多年来，在学业上默默地支持我，在生活中无微不至地关心我。在我遇到困难和挫折时，总是给予我力量，陪伴我度过难关，你们永远是我坚定前行的动力。

人世间山水迢迢，路遥马急。从一个怀揣理想的追梦少年，一路跌跌撞撞走到现在，对未来满怀热爱的我又要开始新的征程。回首在南京航空航天大学的这一千七百多天，感恩每个从我身边出现的人，正是有你们的善意和陪伴，才拼凑出我对这段旅程的不舍与热爱。祝福你们的未来如鲜花般灿烂，回首过往，不忘曾全力以赴的自己。