

编号_____

南京航空航天大学

毕业设计

题目 航空发动机转静间隙场测试
方法及可视化研究

学生姓名

陈长瑞

学号

071230317

学院

民航学院

专业

民航机务工程

班级

0712303

指导教师

陈果 教授

二〇一六年六月

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）（题目：_____）是本人在导师的指导下独立进行研究所取得的成果。尽本人所知，除了毕业设计（论文）中特别加以标注引用的内容外，本毕业设计（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。

作者签名：_____年 月 日

（学号）：_____

航空发动机转静间隙场测试方法及可视化研究

摘 要

本文采用电涡流位移传感器，对航空发动机转子实验器的转静间隙进行了测量，探究了航空发动机转静间隙测量及可视化方法。

首先总结了国内外对航空发动机转静间隙的测量工作，详细介绍了电涡流传感器的工作原理，再结合实验室航空发动机转子实验器的实际情况，提出了基于转静子弹性线的转静间隙测量方法，并对该种方法的测量原理进行了详细的介绍，同时，对碰摩危险系数进行了定义。其次，通过使用 MATLAB 软件中的 GUI (Graphical User Interfaces) 功能，进行了可视化研究，多角度地对转静间隙进行分析，形象地展示实验器运行的监测结果。最后，对带机匣的航空发动机转子实验器进行转静间隙测试，并对测试结果进行了可视化处理，根据对实验数据的碰摩危险系数的计算，找到了实验器运行时的危险截面及碰摩危险点。

基于测试转静子弹性线的原理对转静间隙进行测量，可以实现对旋转机械的转静间隙的监测，利用碰摩危险系数，可以有效地预防碰摩故障，这对真实航空发动机的安全运行和性能设计有参考价值。

关键词： 航空发动机，转静间隙场测试，电涡流位移传感器，弹性线，可视化

The studies of blade tip clearance field measurement and visualization on aero-engine

Abstract

The article explores the measurement and visualization of blade tip clearance field on aero-engine, and completes the test on aero-engine rotor experimental device with the eddy current displacement sensor.

Firstly, this paper summarize others' work of blade tip clearance measurement on aero-engine, introduce the work principle of eddy current displacement sensor in detail and propose a method for blade tip clearance field measurement which is based on measuring the elastic line combination of the aero-engine rotor experimental device's operation condition. Than, this paper also introduce the principle of the method in detail and define a coefficient of rub-impact risking level. Secondly, the article explores the visualization for the data with GUI function in Matlab. Finally, this paper finishes the test on aero-engine rotor experimental device by the method.

Based on measuring the elastic line, this article achieves the measurement for blade tip clearance field on aero-engine, which is helpful for the blade tip clearance's monitoring on rotating machinery. With the use of the coefficient of rub-impact risking level, we can effectively prevent from the rub-impact fault, which is significative to monitor the blade tip clearance on the real aero-engine.

Key words: Blade tip clearance; measurement; eddy current sensor; elastic line; visualization

目 录

摘 要.....	i
Abstract.....	ii
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.....	1
1.3 本文主要内容.....	4
第二章 基于电涡流位移传感器的转静间隙场测试理论.....	5
2.1 电涡流传感器.....	5
2.1.1 电涡流传感器工作原理.....	5
2.1.2 电涡流传感器选择.....	7
2.2 转静间隙测试原理.....	7
2.2.1 转静间隙测试模型.....	7
2.2.2 旋转机械轴心轨迹.....	11
2.2.3 转静子弹性线.....	11
2.3 本章小结.....	12
第三章 转静间隙仿真及实验数据的可视化.....	13
3.1 MATLAB 的简介.....	13
3.2 GUI 界面设计.....	13
3.2.1 GUI 基本控件及菜单简介.....	13
3.2.2 界面设计思路.....	14
3.3 GUI 可视化界面.....	15
3.3.1 MATLAB 仿真数据 GUI 界面.....	15
3.3.2 实验数据 GUI 界面.....	18
3.4 本章小结.....	18
第四章 带机匣的航空发动机转子实验器的转静间隙场测试.....	19
4.1 航空发动机转子实验器简介.....	19

4.2 测量系统简介.....	19
4.3 实验方案.....	20
4.4 实验结果及分析.....	22
4.4.1 实验结果.....	22
4.4.2 实验结果分析.....	22
4.4.3 实验结果可视化.....	24
4.5 本章小结.....	30
第五章 总结与展望.....	31
5.1 总结.....	31
5.2 展望.....	31
参考文献.....	32
致谢.....	33

第一章 绪 论

1.1 研究背景及意义

对旋转机械来说，转子与静止部件之间的碰摩故障是一种常见的故障类型，它通常是由不平衡、基础松动、不对中、油膜涡动和振荡引起的二次故障。随着对航空发动机高推重比、高效率的要求，发动机转、静件间隙被不断缩小，这就加剧了转静间的碰摩可能性，其中叶片—机匣间的碰摩尤其突出。转、静碰摩故障的严重后果将使转、静子的间隙增大、轴承磨损、叶片折断直至机械失效。这对航空发动机的安全运行是十分不利的，往往会引发灾难性后果。另一方面，有关文献报道：叶尖间隙每增加叶片长度的 1%，效率约降低 1.5%，而效率每降低 1%，耗油率约增加 2%^[1]。Chivers J.W.H 的论文指出：现代大型燃气涡轮发动机高压压气机的叶尖间隙每增加 0.125mm，压气机效率降低 0.5%，发动机耗油率增加 0.2%^[2]。

因此，有效测试发动机的转静间隙，监控转静间隙的变化规律，对预防碰摩故障的发生有重要意义。同时，对于发现转静间隙的影响因素和发动机研制过程中的优化设计，提高航空发动机的性能，也能够提供大量的数据支持。

发动机在旋转时，其转子的叶片极其靠近静止的机匣，发动机转子叶片顶端与机匣内壁之间的距离称为叶尖间隙。近些年来，为了实现对航空发动机叶尖间隙的准确测量，国内外科研机构和专家学者提出一系列的间隙测试方法。我国航空发动机制造起步晚，技术不完善，研究间隙测量方法，对提高发动机的性能和预测发动机故障等都有实际的工程应用价值。因此，我们希望通过实验室的带机匣航空发动机转子实验器的转静间隙进行测量，研究出一种合理的测量方法，并对测量结果进行一定程度的可视化处理。

1.2 国内外研究现状

航空发动机叶尖间隙的测试方法很多，目前的研究主要分为两种：一种是理论研究即通过数值计算分析的方法对叶尖间隙进行理论分析；另一种是实际测试即采用不同的测试方法对发动机样件叶尖间隙进行测试取得实测数据进行分析。由于发动机实际的工作条件与理论研究不同，计算结果往往与实验结果不一致，因此，需要通过实验测量来精确获得发动机叶

尖间隙的数据。目前国内与发达国家相比差距较大，国外经常采用的测试方法主要有：放电探针法、微波测量法、光学探针法、光纤法、X射线法、电容法、电涡流法等。

放电探针法最初由德国的 Davidson 等人开发用来测量燃机的间隙，随后用于测定叶片与机匣间隙以及叶片研磨加工中的叶片半径。根据尖端放电原理，当高压探针与叶尖微米距离时，发生放电，探针的行程与初始安装间隙（静态时探针到机匣内表面的距离）之差为叶尖间隙，据 Sheard 报道，这种方法的总测量精度可达到 $\pm 0.025\text{mm}$ ^[3]^[6]。其典型代表是英国的 RCMS4 和 Rotatip 系列叶尖间隙测量仪^[4]。以英国 ROTADATA 公司的 Rotatip 叶尖间隙测量仪为例，其测量分辨力可达到 $10\mu\text{m}$ ，重复性可达 $\pm 50\mu\text{m}$ ，适合工作在温度 600°C 以下，转速 6000r/min 以下的情况。据报道，美国曾使用放电探针法对高温涡轮发展装置进行了实验。实验中，探针的最高工作温度达到了 1400°C ，最后实验精度达到 $\pm 25\mu\text{m}$ ^[5]。

放电探针法适用于导电材料的叶片，不受叶尖端面形状的影响，能在高温高压环境下工作，但只能测量叶片的最小叶尖间隙。

微波测量法：联合技术研究中心（UTRC）的 Richard Grzybowski 等人研究了用于燃气涡轮的微波叶尖间隙测量系统，该系统是一个以 TE001 方式下激励的装满介质的圆柱形微波空腔谐振器为基础的探针。在空腔谐振器前面没有叶尖时，产生最低的频率谐振，当叶尖正中对着空腔谐振器前面时，将产生最高的频率谐振。根据最高谐振频率和最低谐振频率的差值，就能够得到叶尖和发动机壳体间的间隙^[7]。

山东大学盖轶冰等研究了自动微波测量系统，该系统实现了阻抗参数、微波网络参数合衰减量等参数的自动测量^[8]。

微波法测量的传感器有内在自校功能，不受温度和叶片磨损情况的影响，也不受电缆振动及长度变化的影响，有效运行时设计温度可超过 1093F ，但是工作时要求极高的谐振频率。

光导探针法 M.J.Ford,R.A.Rooth,J.P.Barranger,G.L.Poppel 等人对基于光学三角法的测量技术进行了研究，当叶尖间隙发生变化时，由于反射的光返回路径不同，在光电接收器上的光点的位置发生变化，其变化量经过计算即得出转子叶尖的间隙。该方法不受叶片本身材料限制，适用于精度高、频响快、高温涡轮叶尖间隙测量，能在恶劣环境下工作，成本低、探头体积小、易安装等。但需要保护光学系统，防止污染和仪器损坏^[9-12]。

光纤法的测试原理是将光投射到叶片叶尖表面，用光纤接收叶尖表面的散射光，根据光强随传感器探头与叶尖之间的间隙变化来测量叶尖间隙。

济南大学马玉真等设计了一种新型的光纤传感器，采用单光纤传光、多组光纤束接收散射光的结构，当叶片转速在 0-12000r/min 之间变化时，叶尖间隙的测量范围为 0-3mm，测量精度为 $25\mu\text{m}$ ^[13]。

济南大学马玉真等采用三组接收光纤的强度调制型光纤传感器优化了测量方案，使传感器可以消除光源波动、叶尖表面反射率变化对测量结果的影响，同时也减小了叶尖表面不平整度对测量结果的影响^[14]。

光纤法有探头体积小，结构比较简单，分辨力与灵敏度较高，频带宽，动态响应好，抗干扰能力强等特点，但易受环境影响，对传感器安装有很高的要求^[5]。

X 射线法，据文献报道，国外科学家在载荷模拟实验器上采用 X 射线装置测量叶尖间隙。它能够观察机匣或部件的变形和位移，能够精确测量发动机承受 21g 过载时内部部件的间隙，但系统复杂，且系统太昂贵，也需要对 X 射线恰当处理^[15]。

电容法的原理是基于测量探头和叶片尖端间的电容，安装在机匣上的测头构成可变电容器的一级，叶片尖端构成电容的另一级，根据电容大小是两级间距离的函数可以测量出叶尖间隙^{[16] [17]}。

D.Muller 等人开发了一套以调频式电容技术为基础的叶尖间隙测量系统，经过多台发动机上的实验得出：发动机测量间隙不确定度优于 $\pm 0.06\text{mm}$ ^[15]。

电容法的灵敏度高，固有频率高，频带宽，动态响应性能好，功率小，阻抗高，但对绝缘有较高的要求，当材料性能不好时，其绝缘电阻会随温度和湿度变化，从而引起传感器输出产生缓慢的零位漂移。

电涡流法是利用叶片经过涡流线圈时引起涡流损耗变化的原理。

Hood Technology Corporation 研究人员根据要求设计了一种不用在机匣上开孔的电涡流传感器^[18]。

电涡流法测量结构简单，频率响应范围宽，灵敏度高，测量范围大，抗干扰能力强，但要求叶片材质具有导电性，叶尖端面必须有一定厚度，此外传感器的耐热性能较差（400℃左

右)。

此外，近些年来出现了基于激光技术的激光多普勒频移法^[19]和基于视觉检测技术的数字离子图像测速法^[20]等新的测量方法，并取得一定的研究成果。

1.3 本文主要内容

本文以带机匣的航空发动机转子实验器为实验对象，研究了一种对旋转机械运行时的转静间隙场的测量方法，从而为航空发动机实际的转静间隙监测提供借鉴，预防航空发动机碰摩故障的发生，降低碰摩引起的后果。

第一章，简单论述了课题的研究背景及意义，总结了国内外对航空发动机转静间隙的测量工作。

第二章，介绍了电涡流传感器的工作原理，然后对本文采用的测量方法进行了详细的介绍，为后续章节提供了理论依据。

第三章，对转静间隙数据的可视化进行了 GUI 界面设计，并在 MATLAB 中进行了数据仿真，验证了 GUI 界面的实用性。

第四章，以带机匣的航空发动机转子实验器为对象，进行了转静间隙测试实验，并对实验数据进行了可视化。

第五章，对本文的工作进行了总结，同时对后续工作进行了展望，为后续工作的展开提供铺垫。

第二章 基于电涡流位移传感器的转静间隙场测试理论

旋转机械在高速旋转过程中，转轴不可避免地产生很大的涡动。同时，转子系统的振动也导致了静子系统的被迫振动。这些因素都将导致旋转设备转静间隙的变化。一般而言，对转静间隙的测量是通过安装在静子系统上的传感器直接测量转子叶片叶尖的位移变化量而获取的。本文通过对转子的轴心轨迹、静子的形心轨迹进行测量，根据对测量结果的进数据挖掘来获取转静间隙值。同时通过对碰摩危险系数的定义，寻找碰摩危险截面及碰摩危险点。

2.1 电涡流传感器

2.1.1 电涡流传感器工作原理

电涡流传感器能在静态和动态下高线性度、非接触、高分辨率地测量被测对象与探头表面的距离，它是一种非接触的线性化的计量工具。电涡流传感器可以精准地测量被测对象与探头断面之间静态和动态的相对位移变化。在高速旋转机械和往复式运动机械的状态分析、振动研究、分析测量中需要对非接触的高精度振动、位移信号进行准确地测量，并要求能连续精确地采集到转子振动状态的多种参数，如轴的径向振动、振幅及轴向位置。电涡流传感器能直接非接触测量转轴的状态，对转子的不对中、不平衡、轴承磨损、轴裂纹及碰磨等机械问题的早起判定，可提供关键的信息。电涡流传感器以其工作可靠性好、测量范围宽、灵敏度高、分辨率高、响应速度快、抗干扰力强、不受油污等介质的影响、结构简单等优点，在大型旋转机械状态的在线监测与故障诊断中得到了很广的应用。

电涡流传感器是根据被测对象扫过传感器探头中的涡流线圈引起涡流损耗的变化而进行测量的。电涡流传感器的核心是探头内的检测线圈，由铜制导线绕制而成，如图 2.1 所示。测量装置主要由探头和检测电路组成。检测电路包括振荡器、检波器和放大器等如图 2.2 所示。

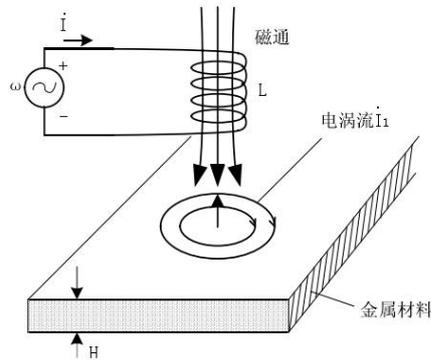


图 2.1 电涡流传感器原理图

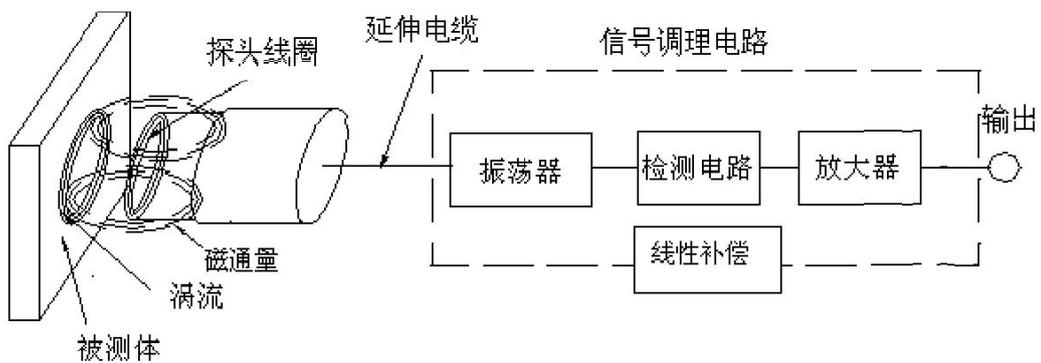


图 2.2 电涡流传感器结构图

当线圈内通高频交变电流时，线圈周围会形成交变的磁场 H_1 ，被测对象处于交变磁场 H_1 中，表面会产生感应电流，而感应电流自行闭合，称为涡流。由于楞次定律，交变的涡流也会产生相应的交变磁场 H_2 ，并且方向和 H_1 相反，受磁场 H_2 的影响，探头线圈中的电流大小和相位会发生变化，这一变化和被测金属体的磁导率、电导率、线圈的几何形状、几何尺寸、电流频率及探头线圈离导体表面的距离等参数有关，并且该变化导致探头线圈的等效电感、等效电阻及品质因素 Q 均发生变化。

一般来说，假定被测金属导体材质均匀且性能是线性和各项同性，那么探头线圈和被测金属导体系统的物理性质就由被测金属导体的电导率 σ 、磁导率 ξ 、尺寸因子 τ 、头部体线圈与被测金属导体表面的距离 D 、电流强度 I 和频率 ω 参数来描述。从而，探头线圈受被测金属导体涡流影响时的等效阻抗 Z 可用下面的函数表示：

$$Z = f(\sigma, \xi, \tau, D, I, \omega) \quad (2-1)$$

通常，我们能做到控制 σ 、 ξ 、 τ 、 I 、 ω 这几个参数在一定范围内不变，那么探头线圈的等效阻抗 Z 就变成了距离 D 的线性单值函数，尽管该函数从整体看是非线性的，函数特征

近似为“S”曲线，如图 2.3 所示，但是可以选取其近似为线性的一段，对其进行电路调理，将探头线圈等效阻抗 Z 的变化，即探头线圈与被测金属导体表面的距离 D 的变化转化成电压或电流的变化。最终输出信号的大小随探头线圈与被测金属导体表面之间的间距而变化。电涡流传感器就是根据这个原理实现对金属物体的位移、振动等参数的测量。

2.1.2 电涡流传感器选择

基于电涡流传感器的工作原理，结合本次测量实验的要求，选择了南京东大测振仪器厂的 SE 系列电涡流传感器，如图 2.4 所示，传感器主要由探头、延伸电缆和前置器构成。

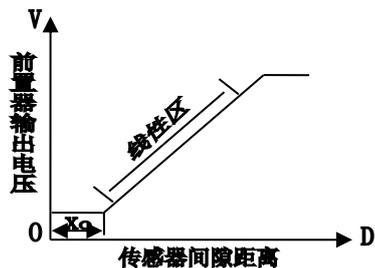


图 2.3 电涡流传感器输出特性曲线



图 2.4 SE 系列传感器

所选传感器采用-24VDC 电源供电，输出电压为-4-20VDC。根据被测对象的直径 $\phi 25\text{mm}$ 不能比探头的直径小 3 倍以上的要求，选择探头的直径为 $\phi 8\text{mm}$ ，传感器的量程为 2mm，初始间隙不小于 0.1mm，线性度 $\leq 2\%$ ，SE 系列电涡流传感器的灵敏度为 $8\text{mV}/\mu\text{m}$ ，灵敏度误差 $\leq 3\%$ ，电压分辨率 0.1V，测量精度为 $12.5\mu\text{m}$ 。因此所选的传感器能够满足测量精度要求。

2.2 转静间隙测试原理

2.2.1 转静间隙测试模型

研究表明，发动机叶尖间隙主要受以下四种主要因素的影响：

(1)加工和装配精度。主要是指转子的同心度、机匣、轮盘、动静叶尖的椭圆度等，这些方面都是人为因素，通过精密加工等途径就可以尽量减小该因素引起的过大间隙。

(2)发动机工作时的部件变形。比如机匣的翘曲变形、转子的弯曲变形、飞机作机动飞行时所产生的陀螺力矩导致转轴的变形、气动力引起的各种变形等等，有一些是非常规情况下所引起的变形。

(3)发动机工作时产生的振动。比如转子动平衡精度不够引起的振动、柔性转子在起动时通过临界转速所发生的振动等。

(4)发动机工作部件的径向伸长量。由于转子的离心力和动、静部件的热膨胀量的不同所引起的径向变形的不同，这必然导致径向间隙的变化^[21]。

基于本文实验采用的航空发动机转子实验器，对转子和静子机匣的物理形态分析可知，转静间隙在实验器高速运行过程中是一个变化量，其影响因素很多。结合实验器机匣壁厚达4mm左右的实际情况，可认为壁厚很厚，在所研究的转速范围内，实验器运行时机匣的径向变形量很微弱，由此，可将机匣视为刚体。另一方面，压气机盘、涡轮盘及所有叶片在实验器高速运行时的变形量也很微弱。转静间隙的变化量大部分取决于转轴和机匣之间的振动情况。同时，本文着重研究转轴涡动对转静间隙的影响。

本文对航空发动机转子实验器的转静间隙作如下定义：航空发动机转子实验器运行时，在某一时刻的转静间隙值 D 等于该时刻所有叶片叶尖与机匣内壁的最近距离，转静间隙的方向是由距离最近的两点组成的直线与水平方向的夹角。由此，可以根据测得的不同截面的转静间隙值判断转子与静子发生碰磨的可能性，并得到碰磨危险截面及碰磨危险点，为预防碰磨发生提供有效的数据支持。

转轴涡动导致了转轴圆心和机匣圆心这两点相对位置的变化，因此可以根据这种物理状态的变化提取出转静间隙的数学物理方程。

在转子实验器系统上随机选取某一截面，如下图2.5所示，在Y、Z方向分别放置两只位移传感器，用于对转轴、机匣运动的监测。

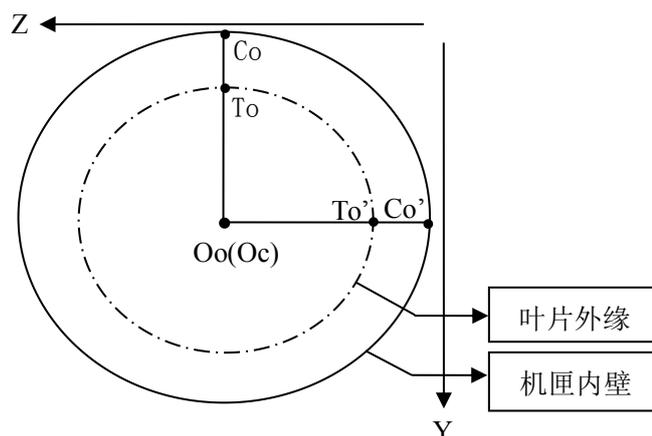


图 2.5 待测截面图

图 2.5 中，外圆周表示机匣内壁，内圆周表示由叶片外缘组成的近似轮廓， O_o 表示转轴轴心， O_c 表示机匣截面形心， To 、 To' 表示叶片叶尖， Co 、 Co' 表示机匣内壁。

根据刚体假设，转子和机匣不存在变形。转轴轴心 O_o 、叶片叶尖 T_o 、叶片叶尖 T_o' 三者的运动情况相同；机匣截面形心 O_c 、机匣内壁 C_o 、机匣内壁 C_o' 三者的运动情况相同。因此，可以将对叶片叶尖和机匣内壁之间的间隙值的测量转化为对转轴轴心、机匣截面形心运动情况的测量。

本文进行试验时，将电涡流位移传感器的测量耦合方式设定为 AC 模式，显示的是被测对象当前时刻相对于绝对时刻即零时刻时的位移变化量。实验器开始运行的时刻为零时刻，以该时刻为计时基准。Z 方向上，叶尖 T_o 的位移变化量记为 dz_{T_o} ，机匣 C_o 的位移变化量记为 dz_{C_o} ，Y 方向上，叶尖 T_o 的位移变化量记为 dy_{T_o} ，机匣 C_o 的位移变化量记为 dy_{C_o} 。其中 dz_{T_o} 、 dy_{T_o} 可由转轴对应截面上的电涡流位移传感器读出， dz_{C_o} 、 dy_{C_o} 可由机匣对应截面上的电涡流位移传感器读出。

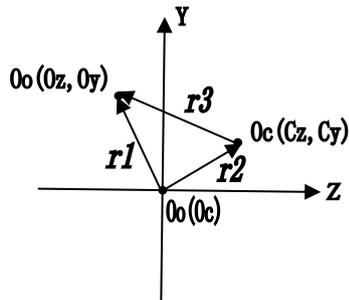


图 2.6 位移图

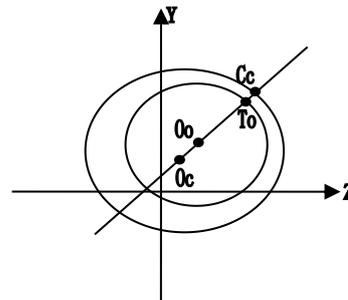


图 2.7 转静间隙截面图

如图 2.6 所示，零时刻时， O_o 和 O_c 位于坐标原点； t 时刻， O_o 和 O_c 的位置分布如图所示， $\overline{r1}$ 表示转轴轴心的运动情况， $\overline{r2}$ 表示机匣截面形心的运动情况， $\overline{r3}$ 表示了转静间隙的变化量。如图 2.7 所示， t' 时刻，内圆圆心 O_o 表示转轴轴心，内圆圆周表示由叶片外缘组成的近似轮廓；外圆圆心 O_c 表示机匣形心，外圆圆周表示机匣内壁。当两圆位置关系为内含时，两圆圆周最接近的点位于同时通过两圆圆心的直线上。根据该特征， \overline{ToCc} 即为转静间隙 D ， \overline{ToCc} 的模表示转静间隙的值， \overline{ToCc} 的方向表示直线 $ToCc$ 与水平方向 +Z 的夹角。

$$\overline{r3} = \overline{r1} - \overline{r2} \quad (2-2)$$

其中： $\overline{r3}$ ： O_o 点相对于 O_c 点的位移。 $\overline{r1}$ ： O_o 点相对于基准时刻处的位移。 $\overline{r2}$ ： O_c 点相对于基准时刻处的位移。 $|\overline{r3}|$ 表示转子相对于静子机匣的位移变化量大小； $\overline{r3}$ 的方向表示转子相对于静子机匣的位移变化量方向，以 +Z 方向为 0 度，逆时针方向取正。其方向与 \overline{ToCc} 方

向相同。

$$\overline{ToCc} = \overline{Rc} - \overline{Ro} - \overline{r3} \quad (2-3)$$

其中： \overline{ToCc} ：转静间隙。 \overline{Rc} ：外圆半径，方向表示该半径与水平方向+Z 的夹角。 \overline{Ro} ：内圆半径，方向表示该半径与水平方向+Z 的夹角。 \overline{Rc} 、 \overline{Ro} 与 $\overline{r3}$ 同相位，将 $\overline{Rc} - \overline{Ro}$ 记为：初始间隙圆。

初始间隙圆反映了转子实验器系统对转静间径向振动的容忍程度，转静间径向振动量越接近初始间隙圆表示转子与静子机匣发生碰摩故障的可能性越大，转静间径向振动量相对于初始间隙圆越小表示转子与静子机匣发生碰摩故障的可能性越小。

根据上述定性关系，对碰摩危险系数 Ru 作如下定义：

$$Ru = \frac{|\overline{r3}|}{|\overline{Rc} - \overline{Ro}|} \quad (2-4)$$

通过计算每个截面上每一时刻 Ru 的大小，将同一时刻不同截面上的碰摩危险系数 Ru 连接起来，形成一条折线，就可以从中看出转子实验器运行时转静间隙场的变化情况。通过比较就能得到碰摩危险截面及碰摩危险点。

根据上述对碰摩危险系数的定义，本文以转子与静子机匣的靠近程度为主进行可视化，通过不同截面转子相对于静子机匣的振动量和对应初始间隙圆的相对大小关系，形象地看出转子和静子机匣的靠近程度。

如图 2.8 所示，在极坐标中， $\overline{r3}$ 的位置分布情况是： O_c 位于极点位置， O_o 的极径是 ρ ，极角是 θ 。

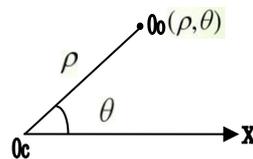


图 2.8 极坐标图

根据极坐标系与笛卡尔坐标系的转化关系可知，在笛卡尔坐标系中， $\overline{r3}$ 可表示为：

$$\overline{r3} = \overline{r1} - \overline{r2} \quad (2-5)$$

$$Z = \rho \times \cos(\theta) \quad (2-6)$$

$$Y = \rho \times \sin(\theta) \quad (2-7)$$

其中： $\rho = |\overline{r3}| = \sqrt{(O_y - C_y)^2 + (O_z - C_z)^2}$ ， $O_y = dy_To$ ， $O_z = dz_To$ ， $C_y = dy_Co$ ， $C_z = dz_Co$ ， θ 可由直线 $OoOc$ 的斜率计算得到。

同理，初始间隙圆上的点可表示为：

$$Z' = \rho \times \cos(\theta') \quad (2-8)$$

$$Y' = \rho \times \sin(\theta') \quad (2-9)$$

其中： $\rho = |\overline{Rc - Ro}|$ ， $\theta' \in \theta$ 。

根据式(2-6)、(2-7)、(2-8)和(2-9)，可实现对转子与静子机匣的靠近程度的可视化，从中可以看出每一时刻的 $\overline{r3}$ 和 $\overline{Rc - Ro}$ 的相对关系，从而判断碰摩危险截面及碰摩危险点。

2.2.2 旋转机械轴心轨迹

转子在轴承中高速旋转时不仅围绕自身的中心在旋转，同时也环绕某一中心作涡动运动。涡动运动的原因可能是转子不平衡、联轴器不对中、转定子碰摩、油膜振荡等。我们将转子回转中心涡动运动的轨迹称为轴心轨迹。根据检测到的轴心轨迹形状，可以了解到造成涡动的原因，得到故障的前期征兆，对预防故障恶化及排除故障有很大的意义^[22]。

在旋转机械故障诊断中，轴心轨迹是指轴心上一点相对于轴承座的运动而形成的轨迹。通常在转轴径向安装两个在同一平面内、相隔为90度的位移传感器，将这两个传感器测得的转轴位移量作为平面X-Y坐标系上的x、y坐标画点，随着转子的转动，该点形成的轨迹即转轴轴心轨迹。

本文中， dy_To 、 dz_To 和 dy_Co 、 dz_Co 是在地面坐标系下的位移变化量，则 dy_To 、 dz_To 在Z-Y坐标系上的轨迹即为转轴轴心轨迹， dy_Co 、 dz_Co 在Z-Y坐标系上的轨迹即为机匣截面形心轨迹。

2.2.3 转静子弹性线

航空发动机在工作状态下，转子由于振动而产生的空间边形曲线，我们称为转子弹性线。它反映了转子各截面的轴心运动轨迹以及振动大小，从转子弹性线可以看出实际振动中所出现的振型。

本文中，弹性线包括转子弹性线和静子弹性线。转子弹性线指实验器运行状态下，将转

轴各研究截面的轴心轨迹按照时间先后顺序重新连接而成的三维空间曲线。静子弹性线指实验器运行状态下，机匣发生振动，将机匣各研究截面的轴心轨迹按照时间先后顺序重新连接而成的三维空间曲线。弹性线反映了转轴、机匣不同截面位置的振动位移大小，由此，可得到实验器运行状态下在所研究截面处的转静间隙。如下图 2.9 所示：

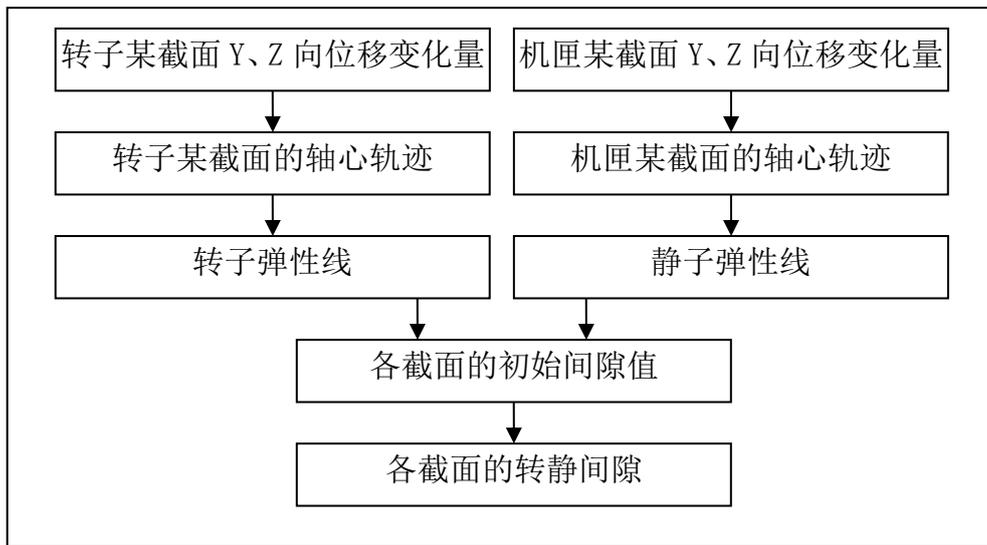


图 2.9 转静间隙测量流程图

2.3 本章小结

对本文提出的基于转静子弹性线的转静间隙测量方法作了详细的介绍，描述了轴心轨迹的测量方法和弹性线的绘制方法，为下文进行的可视化设计和转静间隙测量试验提供了理论依据。

第三章 转静间隙仿真及试验数据的可视化

科学计算可视化技术是运用计算机图形学将科学计算中或计算后结果转化为图形图像展现出来。根据科学计算可视化技术的理念，本章采用 MATLAB 软件中的 GUI 功能对试验数据进行可视化设计，实现了简单的人机交互功能。通过对 MATLAB 的仿真数据进行可视化，验证了所设计的 GUI 界面的实用性，为后续对试验数据的可视化做铺垫。

3.1 MATLAB 的简介

MATLAB 是一种面向科学与工程计算的高级计算机语言，具有科学计算、符号运算、数据可视化等功能。在数据可视化方面提供了强大的工具，它可以把数据用二维、三维乃至四维图形表现出来，并通过对图形的线型、立面、色彩、光线及视角等属性的处理，将数据的特性较好地表现出来。

图形用户界面 GUI 是 MATLAB 提供的能够实现用户根据需要定制的交互方式，以此达到友好的人机交互效果。通过设计 GUI 界面，实现对转静间隙仿真及试验数据的可视化。

3.2 GUI 界面设计

3.2.1 GUI 基本控件及菜单简介

GUI 基本控件有：命令按钮 (Push Button)、切换按钮 (Toggle Button)、无线电按键 (Radio Button)、复选框 (Check Box)、可编辑文本框 (Edit Text)、静态文本框 (Static Text)、滑标 (Slider)、列表框 (Listboxes)、弹出式菜单 (Pop-up Menu)、轴 (Axes)、组件盘 (Panel)、表格 (Table)。本文主要用的控件如下：

(1) 复选框

复选框有个标志文本，在标志文本的左边有一个小方框。它对于用户进行大量的独立选择很有用。

(2) 可编辑文本框

当需要输入文本时，可以使用可编辑文本框。用户可以方便地输入或修改已经存在的文本串。

(3) 命令按钮

命令按钮是一个矩形的凸出对象。单击命令按钮后，按钮会凹下。

(4)滑标

滑标的功能类似于滚动条，由滚动槽、滚动槽内的指示条和滚动槽两端的箭头组成。用户在选中指示条后通过鼠标拖动指示条，可以改变滑标的值。

GUI 也配置了菜单条(Menu Bar)、工具条(Tool Bar),用户可以方便地配置菜单和工具图标。

3.2.2 GUI 界面设计思路

GUI 界面的设计大体上包括两个方面：界面草图绘制、组件回调函数编写。首先根据用户功能的具体需求，完成基本界面的绘制。此时，界面中的各个组件还不具备相应的“工作能力”。然后，根据每个组件要实现的功能，编写相应的回调函数，使其具备“工作能力”。

为了实现试验数据的可视化界面设计，本章先对 MATLAB 的仿真数据进行了可视化，确定了可视化界面的主体结构 and 主要功能，然后对其进行细微修正，完成了对试验数据的可视化界面设计。具体 GUI 界面设计思路如下：

i. MATLAB 仿真数据 GUI 界面设计思路

设计思路的结构功能图如下图 3.1 所示：

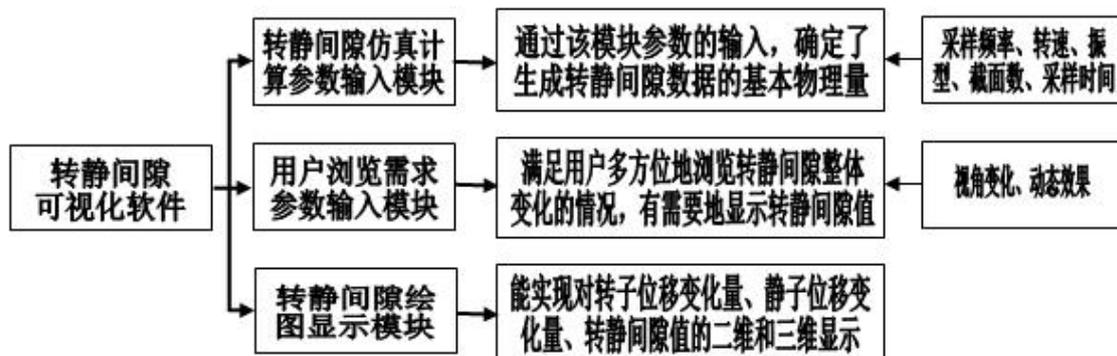


图 3.1 结构功能图

其中，MATLAB 仿真数据的生成流程如下图 3.2 所示：

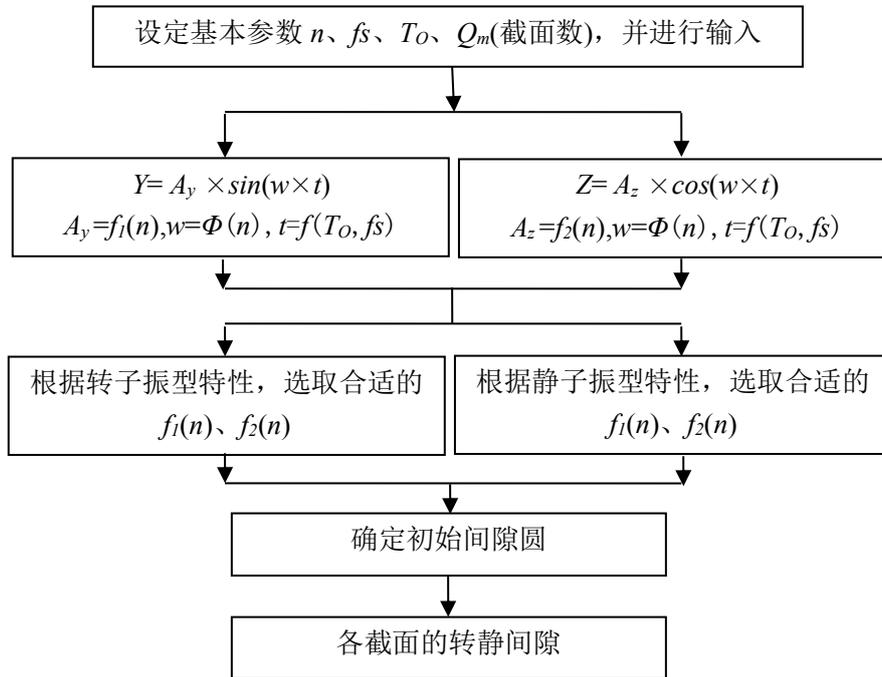


图 3.2 仿真数据生成流程图

ii. 试验数据 GUI 界面设计思路

设计思路的结构功能图如下图 3.3 所示：

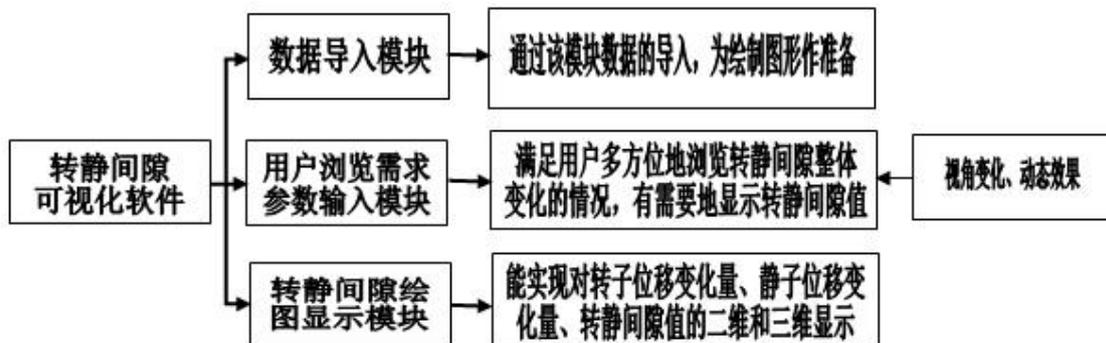


图 3.3 结构功能图

3.3 GUI 可视化界面

3.3.1 MATLAB 仿真数据 GUI 界面

根据 MATLAB 仿真数据 GUI 界面设计思路，设计了如下图 3.4 所示的 GUI 可视化界面。在界面中包含了五个工作区：工具条区、基本参数设定区、视角选择区、动态显示区和绘图区。

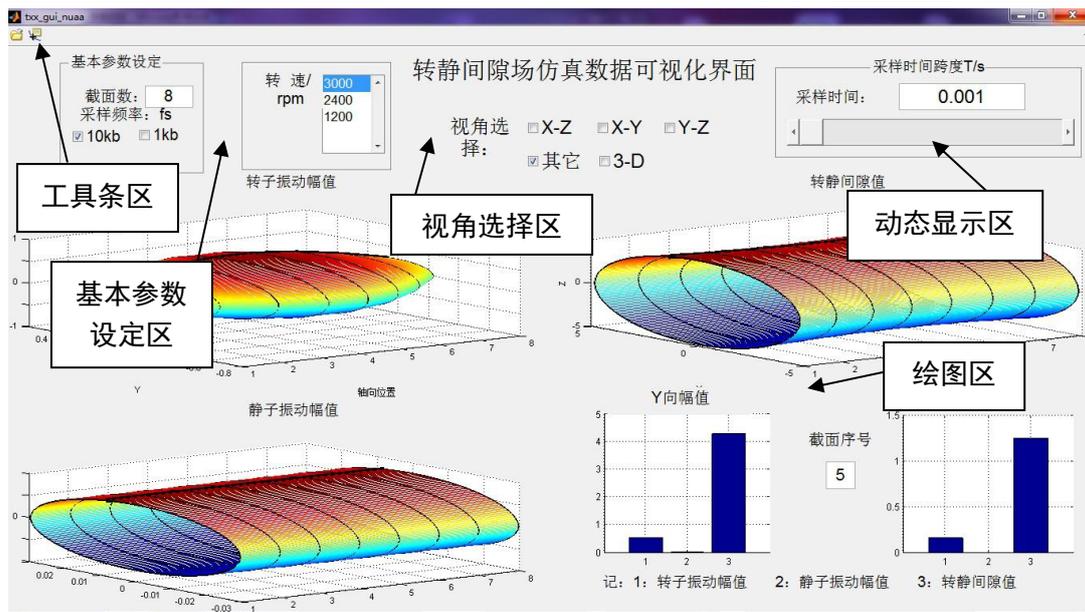


图 3.4 仿真数据 GUI 界面图

在工具条区，设置有两个按钮：Open File、Data Cursor。Open File 按钮可以实现对其它的 GUI 界面的调用功能。Data Cursor 按钮可以读取绘图区中点的数据。

在动态显示区，主要有：采样时间、滑标。通过鼠标移动滑标中的滑块位置，实现对该位置对应的采样时刻的显示及对绘图区该时刻曲线的动态显示。

在视角选择区，主要有五个按钮。分别实现从不同视角显示绘图区图像的效果。当选择 Y-Z 按钮时，可视化界面如下图 3.5 所示：

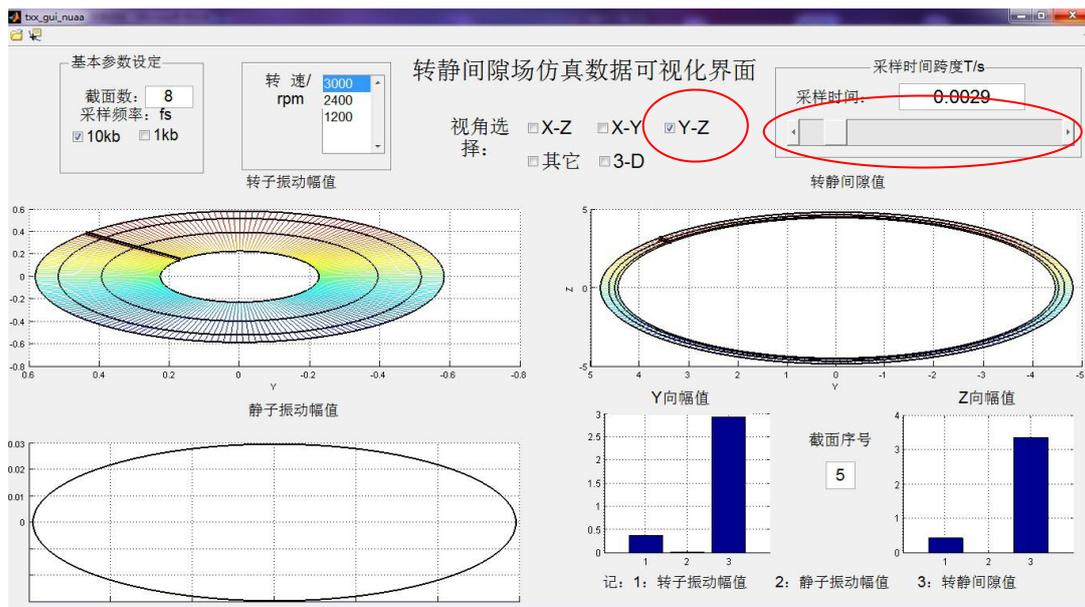


图 3.5 仿真 GUI 界面图

当选择 X-Z 按钮时，可视化界面如下图 3.6 所示：

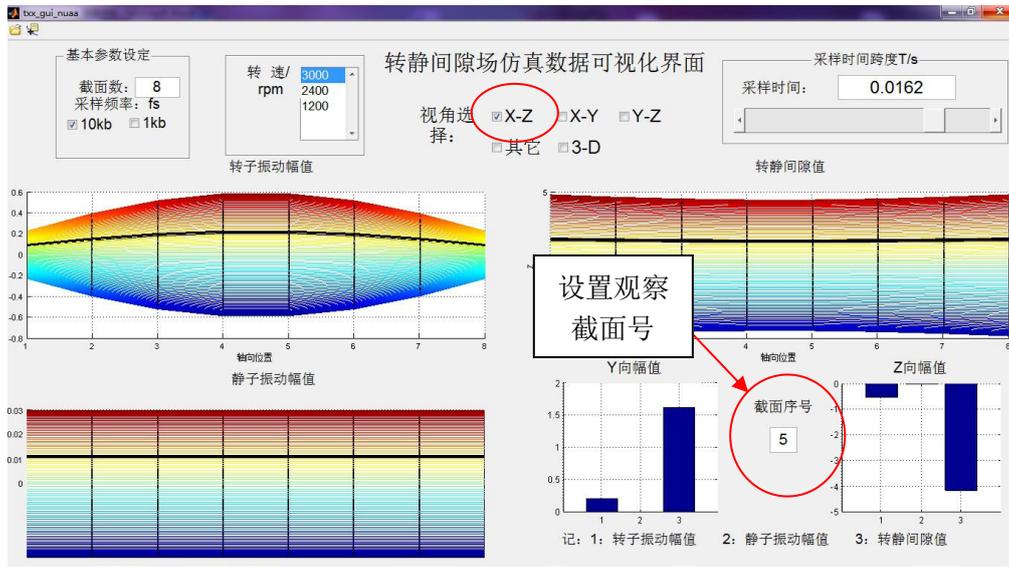


图 3.6 仿真数据 GUI 界面图

在绘图区中，主要有五个画图区。转子振动幅值图表示转子弹性线的空间显示。静子振动幅值图表示静子弹簧线的空间显示。转静间隙值图表示不同截面上的转静间隙值的空间显示。Y 向幅值图表示所选时刻的转子振动幅值、静子振动幅值和转静间隙值的 Y 向大小。Z 向幅值图表示所选时刻的转子振动幅值、静子振动幅值和转静间隙值的 Z 向大小。通过选择截面序号，可以实现对所选截面 Y 向、Z 向振动幅值的动态显示。

在基本参数设定区，可以对采样频率 f_s 、转速 n 和截面数 w 的值进行设定。

当 $w=5$ 、 $n=2400\text{rpm}$ 、 $f_s=1\text{kb}$ 时，可视化界面如下图 3.7 所示：

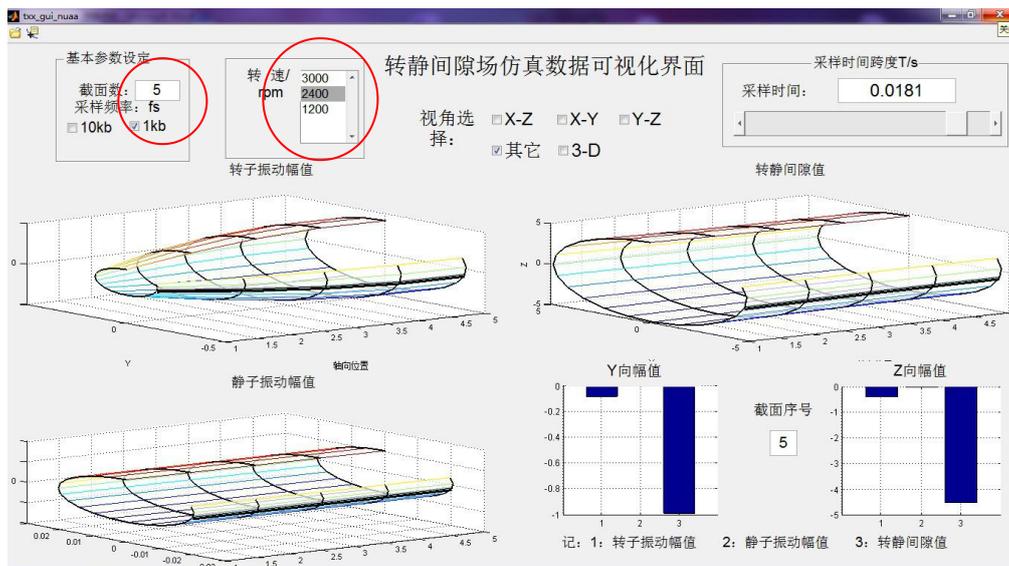


图 3.7 仿真数据 GUI 界面图

3.3.2 试验数据 GUI 界面

在 MATLAB 仿真数据 GUI 界面的基础上，对基本参数区进行了修改，得到如下图 3.8 所示的试验数据 GUI 界面。转速值为试验时转子试验器的实际转速。碰摩危险截面和碰摩危险点角度是经过对试验数据处理得到的。

结合试验器实际运行情况，在转速不超过 3000rpm 时，转轴很难发生弯曲变形，即转轴轴向各点的振动幅值随轴向位置而呈现出一定的线性关系。静子机匣由于不发生旋转，自身产生的轴向变形也十分微弱。因此，根据最小二乘解的求取思想，对试验数据进行拟合，得到多截面的振动幅值数据。

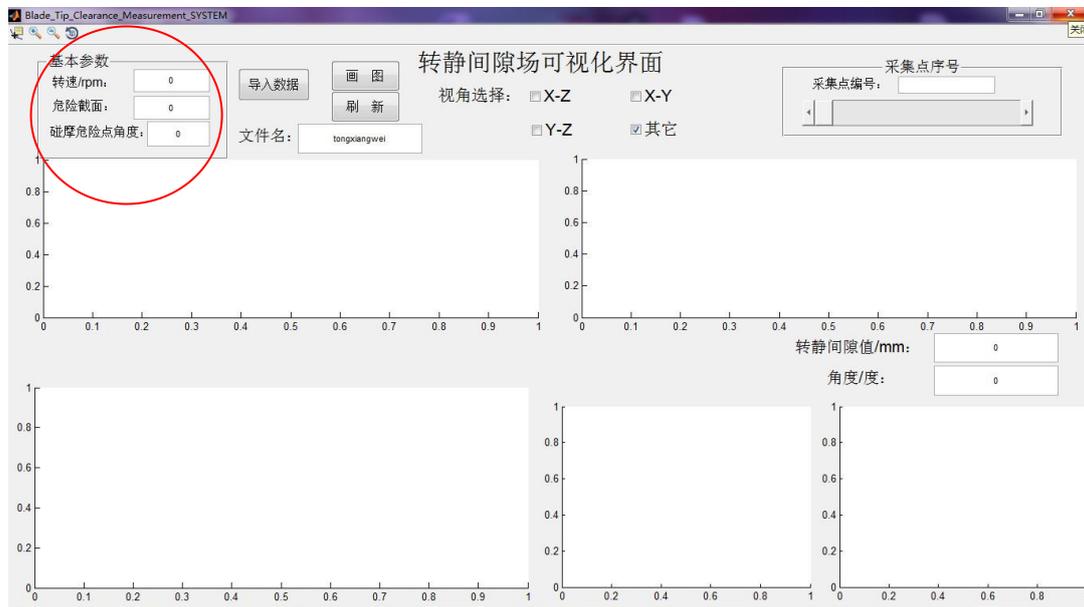


图 3.8 试验数据 GUI 界面图

3.4 本章小结

本章根据可视化设计思路，针对 MATLAB 仿真的转静间隙数据进行了可视化界面设计，实现了相应的功能，具有一定的动态显示效果和简单的人机交互功能。在此基础上，进行了试验数据的可视化界面，为下一章试验数据的可视化做准备。

第四章 带机匣的航空发动机转子实验器的转静间隙场测试

4.1 航空发动机转子实验器简介

该实验器采用电机驱动，是一个单转子系统模型。在结构设计上，首先考虑在外形上与发动机核心机的机匣一致，尺寸缩小为原尺寸的 1/3，多级压气机简化为单级的盘片结构，叶片简化为斜置平面形状，轴为实心按刚性设计，最大转速为 7000r/min。该实验器的实物图如图 4.1 所示，剖面图如图 4.2 所示。



图 4.1 航空发动机转子实验器

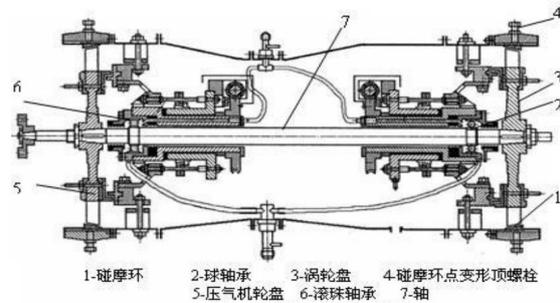


图 4.2 航空发动机转子实验器剖面图

4.2 测量系统简介

本试验采用 NI 公司的 NI USB-9234 数据采集卡进行数据采集，并利用实验室自主开发的故障诊断系统 EVAFD 对采集的数据进行实时监控。数据采集器前端有 4 个信号通道口，根据对通道口的需要，可以选用机座将多个数据采集卡并联在一起使用，如图 4.3 所示



图 4.3 采集系统图

本试验采用的数据采集及信号处理的软件为故障诊断系统 EVAFD。通过运用倒频谱分析、频谱分析、时域同步平均分析、多重相关分析、倍频分析、轴心轨迹分析、小波变换等技术，组建了集特征提取、旋转机械转子和滚动轴承故障信号采集、状态检测与故障诊断为一体的智能诊断系统。该软件在 Windows98/2000/XP 平台下，由 VC++6.0 作为前台开发工具，Microsoft Access 2000 作为后台数据库支承的 Windows 应用软件，采用 VC 与 Matlab 的动态链接库技术实现接口。

4.3 试验方案

(1) 试验原理

航空发动机转子实验器转静间隙测试原理如图 4.4 所示。转子实验器由电动机带动，转速是通过检测位于电机与实验器连接处的电涡流位移传感器的脉冲来获取的，转子和静子的位移信号是利用位于前后轴承处、正对前后叶片机匣表面处的水平和垂直方向的电涡流位移传感器来获取。模拟信号经过前置放大器放大后，由 NI USB-9234 数据采集卡实现模拟信号的数据采集。

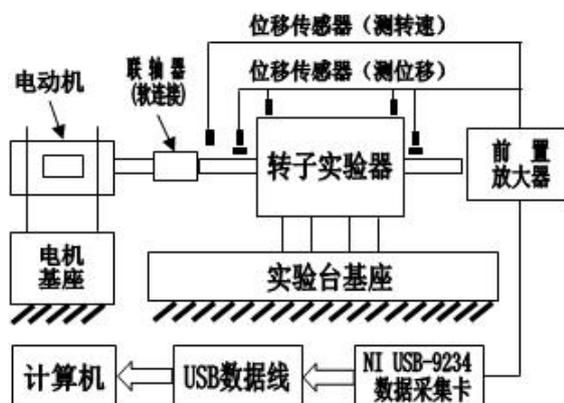


图 4.4 试验原理图

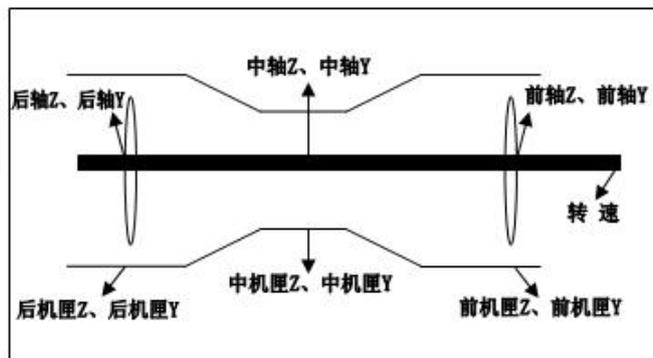


图 4.5 试验测点布置图

如图 4.5 所示，传感器测点位置分别为：转速测点、前轴 X 测点、前轴 Y 测点、前机匣 X 测点、前机匣 Y 测点、后轴 X 测点、后轴 Y 测点、后机匣 X 测点、后机匣 Y 测点。通过这些测点来监控转子实验器的运行状态，得到试验数据。

进行试验时，转轴与电机进行尼龙绳柔性连接，实验器整体上分为前、中、后共三个待测截面，每个截面用四个电涡流位移传感器分别测量机匣与转子 Y、Z 方向的位移变化量，使用电涡流传感器测量电机转速。如下图 4.6、图 4.7、图 4.8 所示：



图 4.6 压气机端转轴测点分布图



图 4.7 涡轮端转轴测点分布图

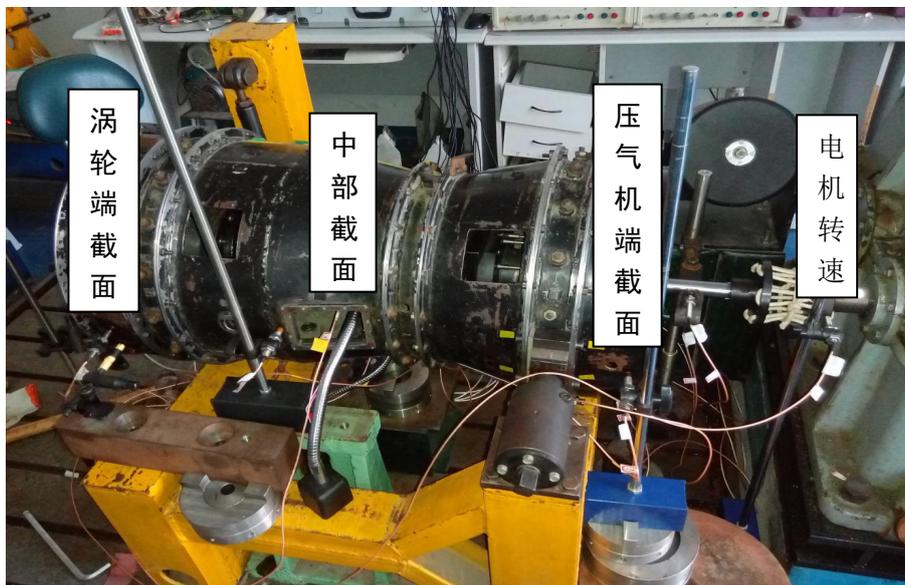


图 4.8 现场测试图

(2) 试验方案

i. 使用调控台对电机进行控制，平稳增加带机匣转子实验器转速，同时使用实验室自主研发航空器结构振动分析与故障诊断系统 EVAFD 实时监控各截面振动量的大小，选定合适转速进行试验。选定试验转速有如下原则：

- (a) 振动幅值量大小适中；
- (b) 振型明显，便于观察；
- (c) 振动幅值稳定，可以长时间停留；

ii. 在选定转速附近施加如下不平衡量分布，其中，规定电机法兰盘上键向位置为零度相位位置，测量其弹性线变化。

- (a) 压气机盘 $m_e=50g \cdot cm$ ，涡轮盘 $m_e=50g \cdot cm$ ，零度相位；

(b) 压气机盘 $m_e=50g\cdot cm$ ，涡轮盘 $m_e=50g\cdot cm$ ，压气机盘零度相位，涡轮盘 180 度相位；

4.4 试验结果及分析

4.4.1 试验结果

经过试验对比，当转速在 1900rpm 附近时，转子前截面与后截面振动位移量为 0.25mm 左右，出现明显平动振型，且振动幅值稳定，无明显跳动情况，故选择 1900rpm 为待测转速。

施加不平衡激励后的转子弹性线如下图所示。其中，左端为压气机端，右端为涡轮端。

(1) 压气机盘 $m_e=50g\cdot cm$ ，涡轮盘 $m_e=50g\cdot cm$ ，零度相位；

弹性线如图 4.9、图 4.10 所示：

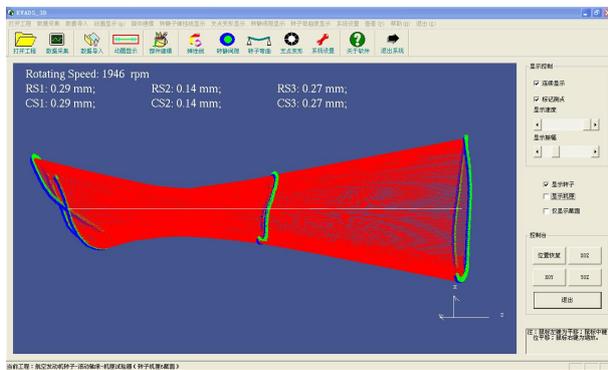


图 4.9 转子弹性线

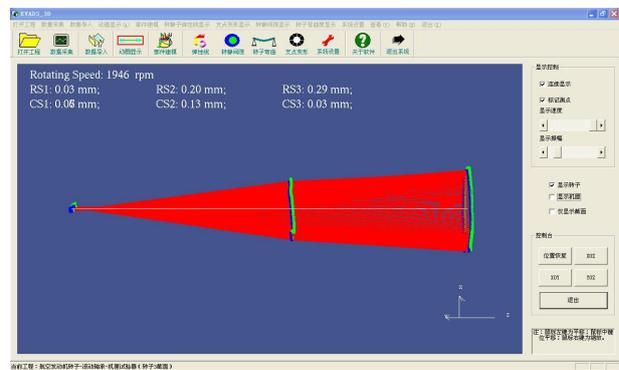


图 4.10 静子弹性线

(2) 压气机盘 $m_e=50g\cdot cm$ 。涡轮盘 $m_e=50g\cdot cm$ ，压气机盘零度相位，涡轮盘 180 度相位；

弹性线如图 4.11、图 4.12 所示：

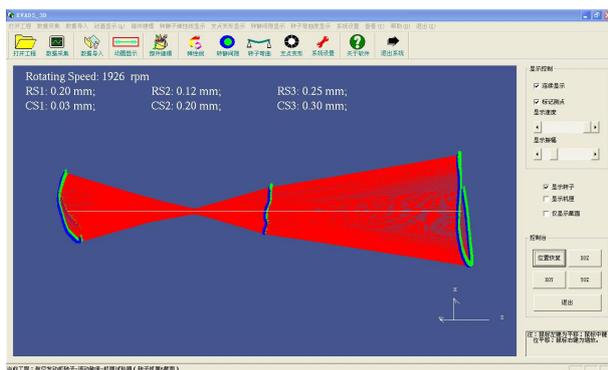


图 4.11 转子弹性线

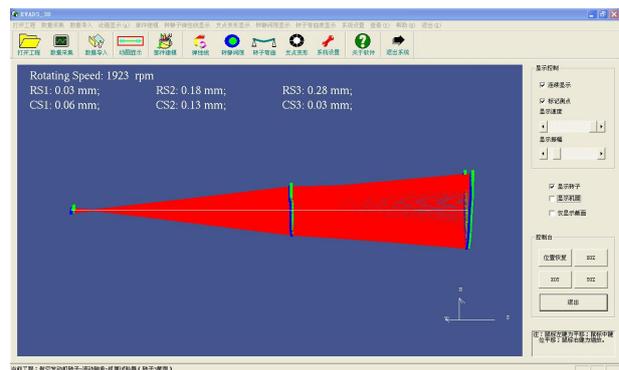


图 4.12 静子弹性线

4.4.2 试验结果分析

(1) 试验结论

由试验结果可知，当同相位施加不平衡激励时，同向的对称分布激起了对应的对称型固

有频率，即激起平动振型，而反相位的不平衡激励则是激起反对称固有频率，即俯仰振型。

(2)测量方法系统误差

i. 传感器安装相位差

根据 $\overline{ToCc} = \overline{Rc} - \overline{Ro} - \overline{r3}$ 和 $|\overline{r3}| = \sqrt{(O_y - C_y)^2 + (O_z - C_z)^2}$ 可知， O_y 、 O_z 、 C_y 和 C_z 是由位于水平向和垂向的电涡流位移传感器直接读出的，传感器安装相位的误差将影响 O_y 、 O_z 、 C_y 和 C_z 的值，进而影响到转静间隙的计算。

以试验选取的测量截面中任意截面为分析对象，如下图 4.13 所示，是转轴振动测量传感器的布置情况：

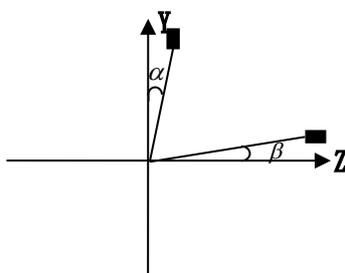


图 4.13 传感器安装误差截面图

在 $|\overline{r3}| = \sqrt{(O_y - C_y)^2 + (O_z - C_z)^2}$ 式中， O_z 是由位于水平方向的电涡流位移传感器测得的， O_y 是由位于垂直方向的电涡流位移传感器测得的。

在试验时，由于传感器的位置安装偏差，导致水平向传感器与 Z 轴的安装角是 β ，垂向传感器与 Y 轴的安装角是 α 度。

经过安装角误差修正后，实际的轴心位移变化量计算公式为：

$$O_y' = O_y \times \cos(\alpha) \quad (4-1)$$

$$O_z' = O_z \times \cos(\beta) \quad (4-2)$$

该种误差不影响初始间隙圆每个角度上的值，对 $|\overline{r3}| = \sqrt{(O_y - C_y)^2 + (O_z - C_z)^2}$ 的计算造成影响。

ii. 转子轴心、机匣形心在初始时刻时不同心

假定转子轴心相对与机匣形心的偏心角度为 α ，偏心距为 ε ，如下图 4.14 所示。

根据 $\overline{ToCc} = \overline{Rc} - \overline{Ro} - \overline{r3}$ 式， $\overline{Rc} - \overline{Ro}$ 表示初始间隙圆，转子轴心、机匣形心在初始时刻

如果不同心，那么初始间隙圆在每个角度上的值将等于下图阴影部分对应角度上的径向长度。

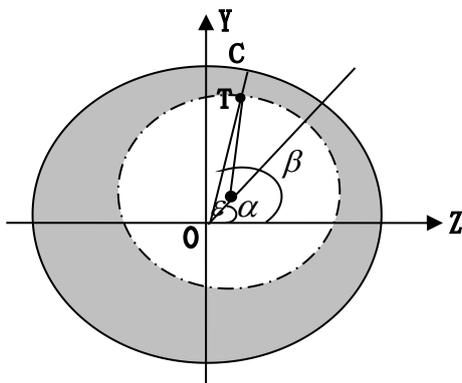


图 4.14 不同心误差截面图

对于任意给定时刻 t ，令 $\angle r_3 = \beta$ ，此时转静间隙 \overline{ToCc} 将不能根据 $\overline{ToCc} = \overline{Rc} - \overline{Ro} - \overline{r_3}$ 计算。经过误差修正后， \overline{ToCc} 的计算公式为：

记： $\angle OT = \angle CT = \overline{Rc} = \overline{Ro} = \beta$ ， $\angle \varepsilon = \alpha$ 。

当 $|\beta - \alpha| \in \{0, \pi\}$ 时：

$$\overline{ToCc} = \overline{Rc} - \overline{Ro} - \varepsilon - \overline{r_3} \quad (4-3)$$

当 $|\beta - \alpha| \in (0, \pi)$ 时：

$$\gamma = |\beta - \alpha| \quad (4-4)$$

当 $|\beta - \alpha| \in (\pi, 2\pi)$ 时：

$$\gamma = 2\pi - |\beta - \alpha| \quad (4-5)$$

$$|\overline{OT}|^2 = |\overline{Ro}|^2 - \varepsilon^2 + 2 \times |\overline{OT}| \times \varepsilon \times \cos(\gamma) \quad (4-6)$$

$$\overline{ToCc} = \overline{Rc} - \overline{OT} - \overline{r_3} \quad (4-7)$$

该种误差不影响转子相对于静子机匣振动量的值，对初始间隙圆每个角度上值的计算造成影响。

4.4.3 试验结果可视化

首先，对实验数据进行多项式拟合，得到多截面的振动幅值。然后再计算碰摩危险截面

及碰摩危险点。

根据(2-4)式，计算出每个截面每一时刻的 Ru 值。如下图 4.15 所示，得到实验器的碰摩危险截面及碰摩危险点。

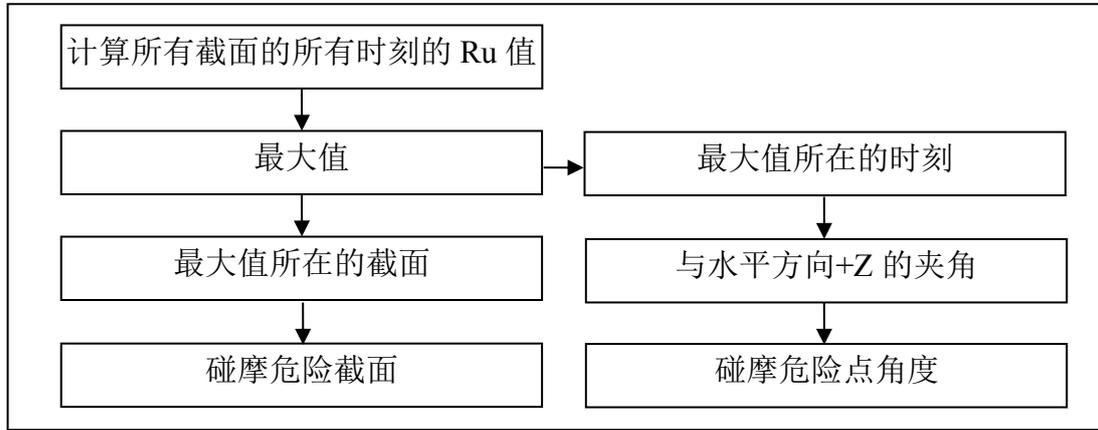


图 4.15 碰摩危险分析流程图

(1) 压气机盘 $m_e=50g \cdot cm$ ，涡轮盘 $m_e=50g \cdot cm$ ，零度相位；

i. 试验数据导入截面，如下图 4.16 所示：

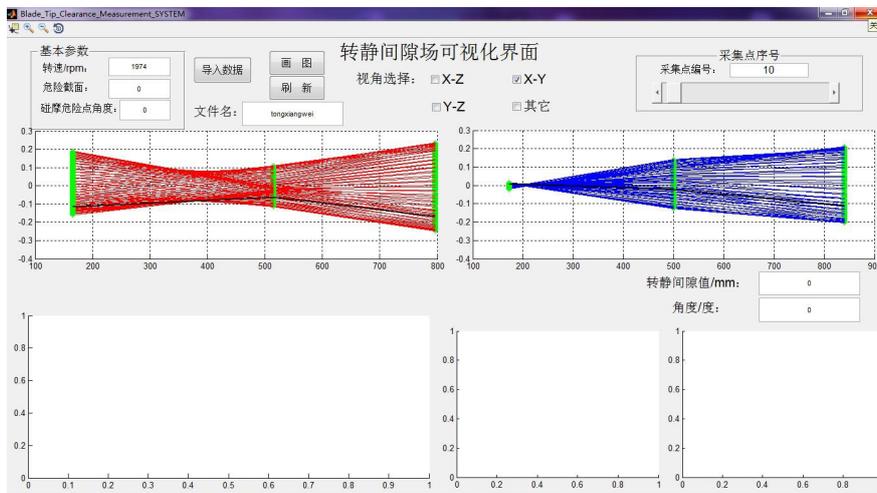


图 4.16 试验数据 GUI 界面图

ii. 振动幅值拟合结果，取任意时刻 t 的拟合结果如下图 4.17、图 4.18 所示：

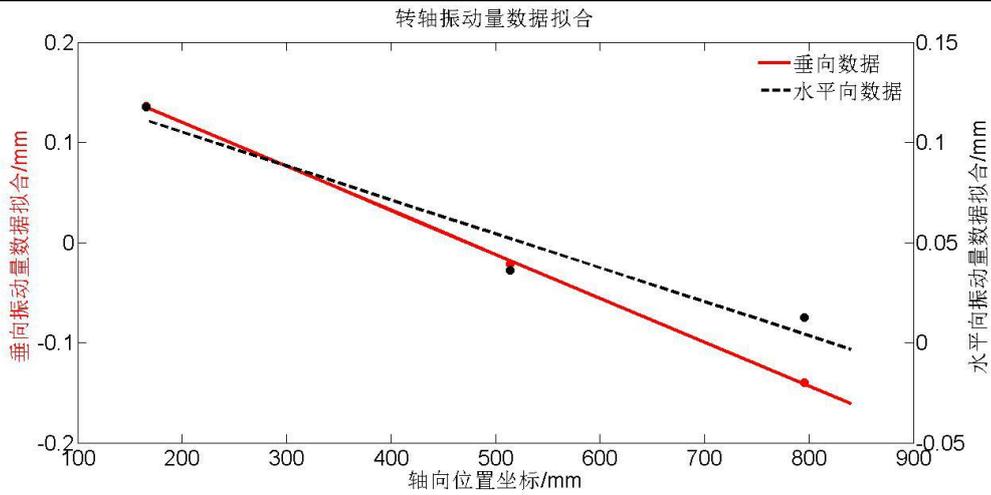


图 4.17 转子数据拟合曲线

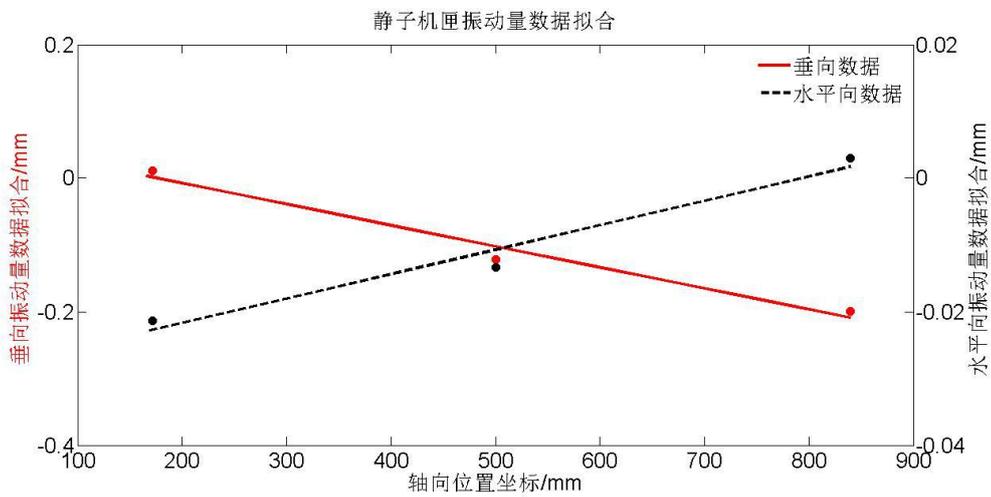


图 4.18 静子数据拟合曲线

iii. 转静间隙可视化界面，如下图 4.19:

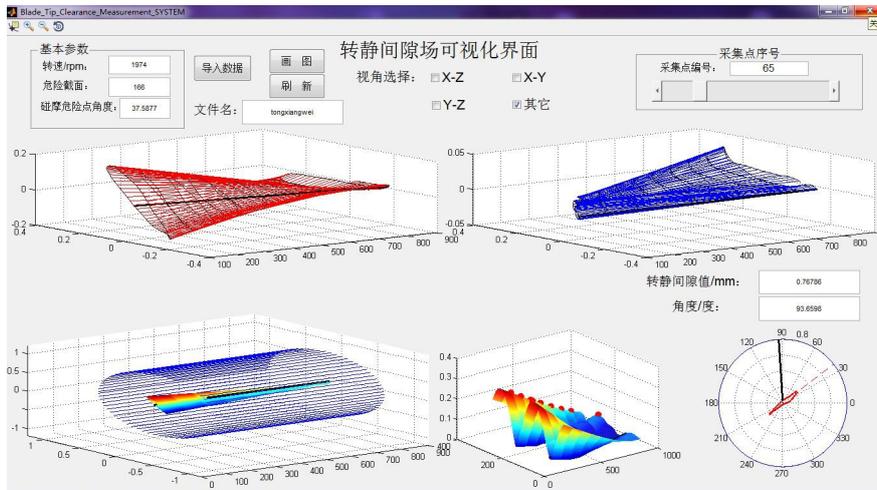


图 4.19 试验数据 GUI 界面图

iv. 碰摩危险截面及碰摩危险点，如图 4.20、图 4.21 所示：

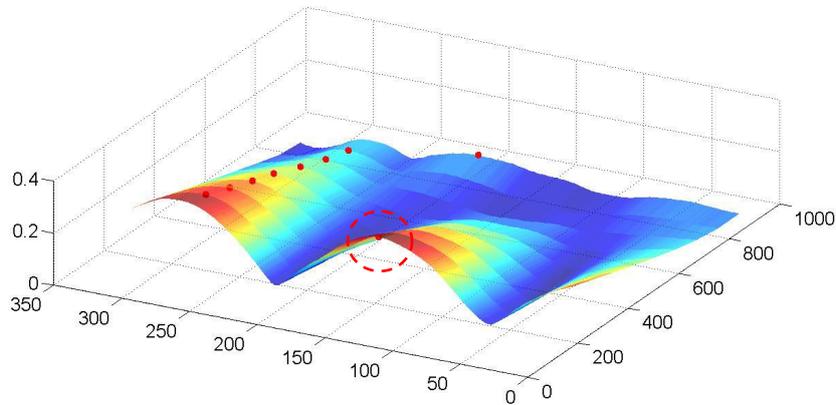


图 4.20 碰摩危险系数 R_u 曲线图

表 4.1 各截面 R_u 最大值统计表

截面轴向位置坐标/mm	166	250.25	334.5	418.75	503	587.25	671.5	755.75	840
Max(R_u) / 无单位	0.2842	0.2459	0.2169	0.1887	0.1612	0.1347	0.1105	0.0894	0.0967

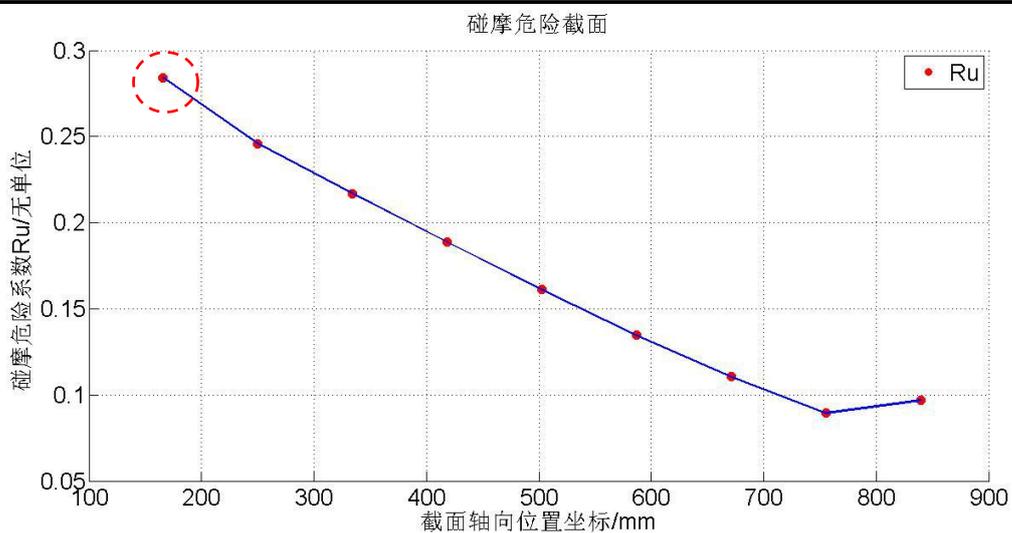


图 4.21 各截面 R_u 最大值曲线

通过观察表 4.1、图 4.21，可以很清晰地看出，轴向位置坐标为 166 mm 的截面 R_u 值远高于其它截面，因此，得出该截面为此次试验的碰摩危险截面。

表 4.2 各截面危险点角度分布统计表

截面轴向位置 坐标/mm	166	250.25	334.5	418.75	503	587.25	671.5	755.75	840
危险点角度/°	37.6	221.7	223.1	225.4	228.8	233.4	239.9	250.7	168.2

从上表 4.2 中可以看出，每个截面的碰摩危险点的周向角度，其中，碰摩危险截面的轴向位置坐标是 166 mm，该截面的碰摩危险点周向角度值是 37.6 度。

(2) 压气机盘 $m_e=50g\cdot cm$ 。涡轮盘 $m_e=50g\cdot cm$ ，压气机盘零度相位，涡轮盘 180 度相位；

i. 试验数据导入截面，如下图 4.22 所示：

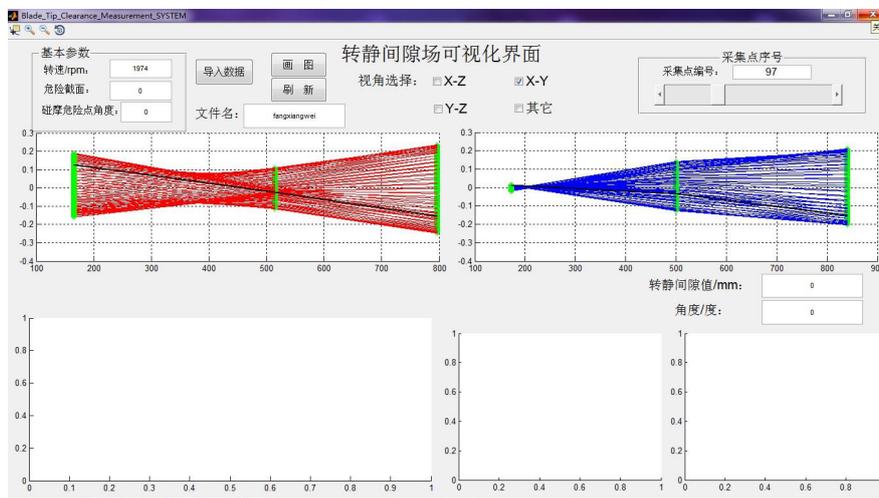


图 4.22 试验数据 GUI 界面图

ii. 振动幅值拟合结果，如下图 4.23、图 4.24 所示：

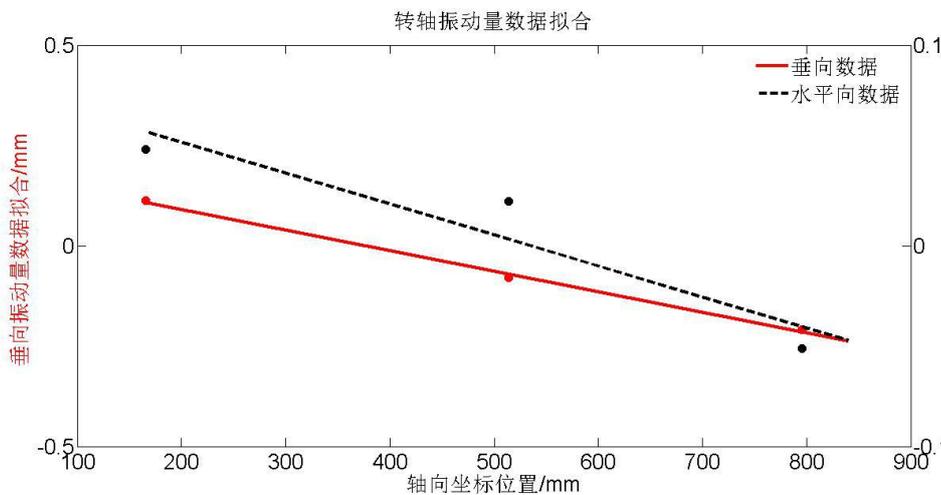


图 4.23 转子振动量数据拟合曲线

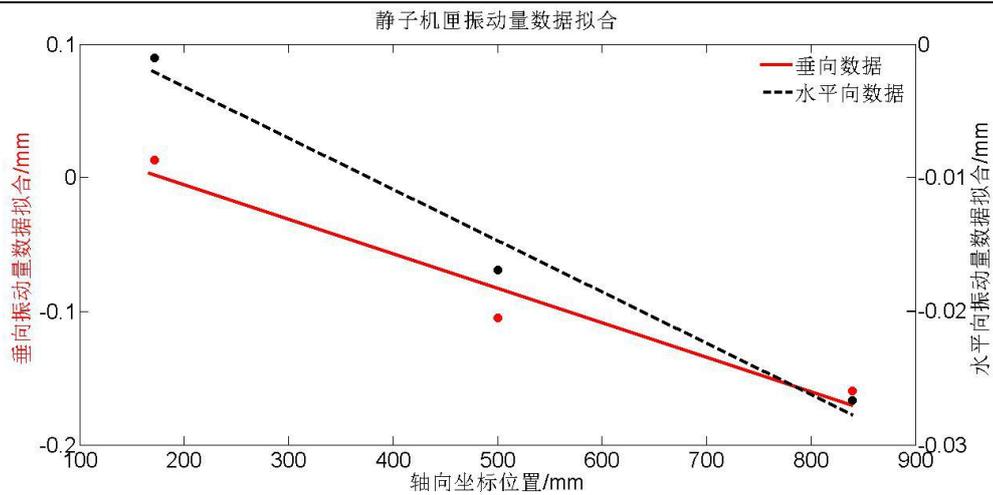


图 4.24 静子振动量数据拟合曲线

iii. 转静间隙可视化界面，如下图 4.25 所示：

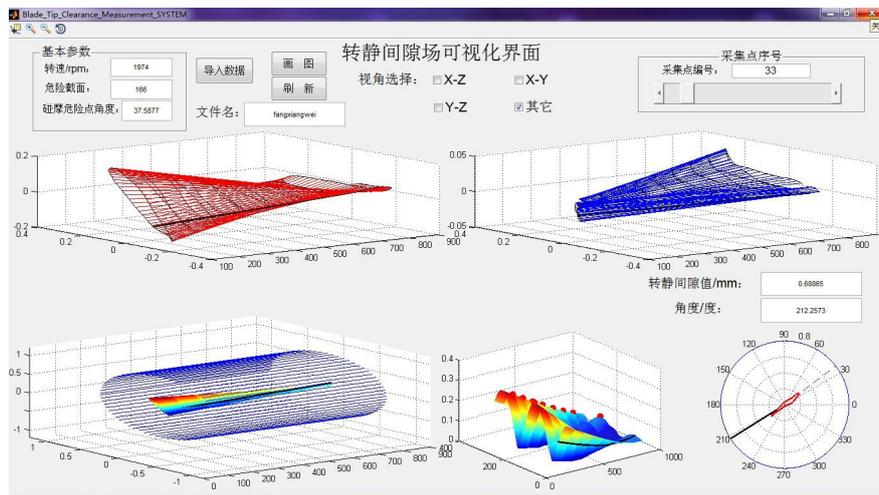


图 4.25 试验数据 GUI 界面图

iv. 碰摩危险截面及碰摩危险点，如图 4.26、图 4.27 所示：

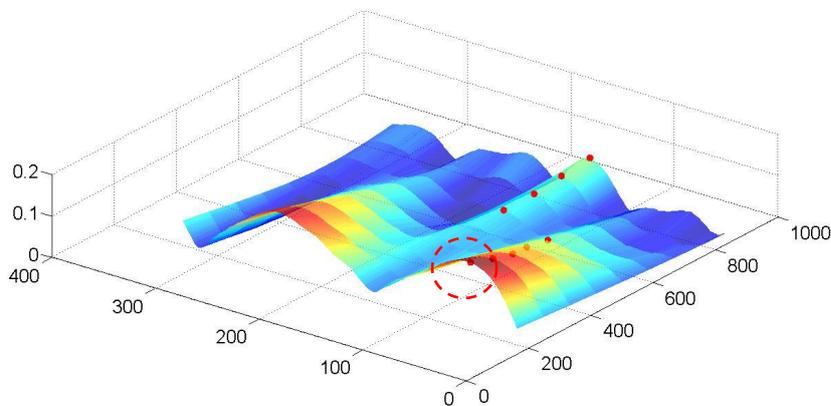


图 4.26 碰摩危险系数 R_u 曲线图

表 4.3 各截面 Ru 最大值统计表

截面轴向位置 坐标/mm	166	250.25	334.5	418.75	503	587.25	671.5	755.75	840
Max(Ru)/无单位	0.1852	0.1577	0.1315	0.1058	0.0852	0.0734	0.0823	0.0928	0.1044

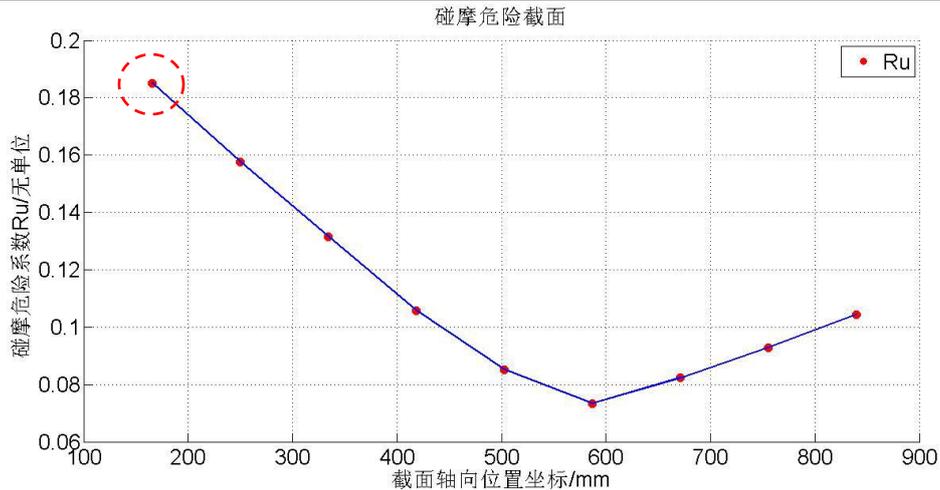


图 4.27 各截面 Ru 最大值曲线

通过观察表 4.3、图 4.27，可以很清晰地看出，轴向位置坐标为 166 mm 的截面 Ru 值远高于其它截面，因此，得出该截面为此次试验的碰摩危险截面。

表 4.4 各截面危险点角度分布统计表

截面轴向位置 坐标/mm	166	250.25	334.5	418.75	503	587.25	671.5	755.75	840
危险点角度/°	68.9	63.2	62.7	64.3	70.2	295.1	290.4	286.6	283.4

从上表 4.4 中可以看出，每个截面的碰摩危险点的周向角度，其中，碰摩危险截面的轴向位置坐标是 166mm，该截面的碰摩危险点周向角度值是 68.9 度。

4.5 本章小结

对带机匣的航空发动机转子实验器进行了转静间隙场测试，监控三个截面上转子和静子机匣位移量的变化，按照第二章的理论指导，得到各个截面的转静间隙值，并找到了实验器运行时的危险截面和碰摩危险点。最后，对试验数据进行了可视化。

第五章 总结与展望

5.1 总结

本文通过对带机匣的航空发动机转子实验器的转子弹性线、静子弹性线的测量，从中计算出了每个截面的转静间隙，通过定义碰摩危险系数，得到了实验器运行时的碰摩危险截面和碰摩危险点，为真实航空发动机转静间隙的监测和预防碰摩故障提供了参考。同时，利用 MATLAB 软件的 GUI 界面设计，对试验数据进行了一定程度的可视化研究，较为形象地将试验数据在三维空间中展现出来，并带有动画效果，初步实现了简单的人机交互。

5.2 展望

本文可视化界面还不具备在线采集显示功能。

文中基于测量弹性线的转静间隙测量方法，还存在下面一些缺陷：

(1)忽略了转子部件的径向变形量对转静间隙的影响；

(2)旋转机械的叶片不等长时，此种测量方法有待改进；

(3)本文的试验方案中，限于传感器和传感器安装支架的数量，在测量每个截面的轴心轨迹时布置了两个方向的位移传感器，可适当增加位移传感器数量，通过使用平均值，减小对轴心轨迹的测量误差；

基于上述缺陷，仍然有很多后续工作要完善。本文提出的转静间隙测量方法侧重于研究旋转机械转轴涡动对转静间隙的影响，为转静间隙的研究提供了一种新的测试思路。

参 考 文 献

- [1] 邱立新, 王振华. 航空发动机叶尖间隙测量研究[J]. 航空发动机, 2010年第4期.
- [2] Chivers J.W.H. A technique for the measurement of blade tip clearance in a gas turbine [D].Imperial College London(University of London),1989.
- [3] 郭伟, 周权. 航空发动机叶片间隙测量方法综述[C]. 第九届发动机试验与测试技术学术交流会论文集, 2008, 11:26-33.
- [4] 熊宇飞. 转子叶尖间隙测量在分散和压气机性能试验中的应用[J], 航空发动机, 2002(1):20-25.
- [5] 马标. 薄片电容式间隙测量技术研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学硕士学位论文, 2013.
- [6] 陈炳贻. 叶尖间隙对航空发动机性能的影响和测量技术[J]. 燃气涡轮试验与研究, 1996年, 第2期.
- [7] Richard Grzybowski,Hartwig Knoell,George Foyt,etc.Microwave Blade Tip Clearance Measurement System[J].ASME 96-GT-2,1996: 1~10.
- [8] 盖轶冰, 刘立国, 丁国文, 等. 自动微波测量系统的设计与实现[J]. 自动化仪表, 2005, 26(11):62-64.
- [9] M.J.Ford, R.E.Honeycatt, Advanced Optical Blade Tip Clearance Measurement System[R].NASA CR-159402, 1978.
- [10] R.A.Rooth,W.Hiemstra.A Fiber-Optic Tip-Shroud Deflection Measurement System[J].Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2001, Vol.123:359~362.
- [11] J.P.Barranger, M.J.Ford.Laser-optical blade tip clearance measurement system[R].Glenn Research Center, 1980.
- [12] G.L.Poppel, D.T.F.Marple.Optical tip clearance sensor for aircraft engine controls[J]AIAA 82-1131, 1982.
- [13] 马玉真, 段发阶, 曹素芝, 等. 叶片叶尖间隙测量的光纤传感器[J]. 光电工程, 2005, 32(7):85-88.
- [14] 马玉真, 段发阶, 王仲, 等. 光纤传感器在叶尖间隙测量中的应用[J]. 传感技术学报, 2007, 20(12): 2724-2727.
- [15] 马玉真. 旋转叶片叶尖间隙测量的关键技术研究[D]. 天津: 天津大学博士论文, 2006.
- [16] 郭伟, 周权. 航空发动机叶片间隙测量方法综述[C]. 第九届发动机试验与测试技术学术交流会论文集, 2008, 11:26-33.
- [17] Tibor Fabian,Friedrich B.Prinz,Georg Brasseur.Capacitive Sensor for Active Tip Clearance Control in a Palm-Sized Gas Turbine Generator[J].IEEE,2005,54:1133-1143
- [18] Cory Roeseler,Andy von Flotow,Peter Tappert,Monitoring Blade Passage in Turbomachinery Through the Engine Case (No Holes)[J], IEEE , 2002:6-3125~6-3130.
- [19] Pfister T,Büttner L,Czarske J,et al.Turbo machine tip clearance and vibration measurements using a fibre optic laser Doppler position sensor[J]. Measurement Science and Technology, 2006, 17(7): 1693.
- [20] John W.T.Tip-Clearance Vortex Characterized With Three-Dimensional Digital Particle Image Velocimetry[J].NASA, 2002.
- [21] 王宝官. 叶尖间隙随飞行状态变化的分析[C]. 中国工程热物理学会, 传质传热学术分会.
- [22] 赵利华. 旋转机械故障机理与轴心轨迹识别方法研究[D]. 大连: 大连理工大学, 2010.
- [23] 卢双龙. 卧螺离心机双转子系统动力特性研究[D]. 南京: 东南大学, 2010.

致 谢

本论文是在南京航空航天大学大学民航学院陈果教授的悉心指导下完成的。陈老师作为一名优秀的、经验丰富的教师，具有丰富的发动机故障诊断知识和多年教学经验，在整个论文实验和论文写作过程中，对我进行了耐心的指导和帮助，提出严格要求，引导我不断开阔思路，为我答疑解惑，鼓励我大胆创新，使我在这一段宝贵的时光中，既增长了知识、开阔了视野、锻炼了心态，又培养了良好的实验习惯和科研精神。在此，我向我的指导老师表示最诚挚的谢意！

在论文即将完成之际，我的心情久久无法平静，从开始选题到论文顺利完成，有不知多少可敬的师长、同学、朋友给了我无数的帮助。感谢实验室王海飞博士、屈美骄博士、刘彬彬学长、林桐学长和谢阶栋学长给予我丰富的专业知识和各个方面的关心和帮助，感谢阿如汗、蒋洪刚和焦郁昕同学的热心协助。同时也要感谢交通运输系民航机务 12 级 303 班全体同学，正是由于你们的帮助和支持，我才能一个一个克服困难，解明疑惑，直至本文顺利完成，在这里请接受我诚挚的谢意！最后我还要感谢培养我长大含辛茹苦的父母，谢谢你们！