

# 航空发动机碰摩故障识别可视化技术

李旭鹏<sup>1</sup>, 陈果<sup>1</sup>, 李成刚<sup>2</sup>, 胡伟<sup>2</sup>

(1. 南京航空航天大学 民航学院 江苏 南京 211106; 2. 中国航空工业集团公司 沈阳发动机设计研究所 辽宁 沈阳 110015)

**摘要:** 通过将计算机图形可视化技术引入碰摩故障识别, 进行航空发动机碰摩故障识别技术研究。对航空发动机转子叶片和机匣等关键部件进行可视化建模, 根据转子和机匣的振动位移, 进行转静碰摩部位检测, 对碰摩时产生的火花进行模拟, 以直观展现碰摩故障。利用有限元碰摩故障仿真实验, 进行航空发动机转静碰摩故障识别和模拟验证, 结果表明了方法可以有效地识别出碰摩故障, 并直观地显示出碰摩效果。

**关键词:** 航空发动机; 转静碰摩; 故障模拟; 可视化技术

**中图分类号:** O242      **文献标识码:** A      **文章编号:** 1671-654X(2014)01-0061-03

## Visualization Technology of Aero-engine Rotor-Stator Rubbing Fault Recognition

LI Xu-peng<sup>1</sup>, CHEN Guo<sup>1</sup>, LI Cheng-gang<sup>2</sup>, HU Wei<sup>2</sup>

(1. College of Civil Aviation College Nanjing University of Aeronautics and Astronautics Nanjing 210016 China;  
2. Shenyang Aero-engine Design Institute AVIC Shenyang 110015. China)

**Abstract:** Computer graphics visualization technology is introduced to rubbing fault recognition for the research on aircraft engine rubbing fault recognition. First of all, visual graphic models of aero-engine key components such as rotor blade and casing are established; then according to the displacement of the vibration of the rotor and the casing, rubbing positions are detected; finally rubbing sparks when rubbing fault appears are simulated so that the rubbing fault can be showed intuitively. Finite element simulation experiments of rubbing fault are used to verified the new method, and the results show that this method can effectively identify the rubbing fault and intuitively show the rubbing effect.

**Key words:** aero-engine; rotor-stator rubbing; fault simulation; visualization

## 引言

在现代航空发动机设计中, 为了提高发动机性能, 增加推重比, 采取的重要措施之一就是缩小转子与静子之间的间隙<sup>[1]</sup>, 从而导致了转静子之间碰摩的可能性急剧增大。转静碰摩将直接导致航空发动机整机振动超标, 引发严重的飞行事故, 造成重大经济损失。

目前, 许多研究者对航空发动机转静碰摩故障的诊断进行了理论和实验研究。理论分析的主要目的是碰摩故障建模, 利用动力学仿真分析得到碰摩故障的特征和规律<sup>[2]</sup>。实验研究是基于转子实验台进行碰摩故障实验, 通过信号分析的方法提取出故障的特征, 发现其规律<sup>[3-4]</sup>。众所周知, 转静碰摩是一个动态变化的过程, 其碰摩部位取决于转子和机匣的运动轨迹, 因此, 如果能将转静子间的运动直接用动画显示出来, 则诊断碰摩故障是否产生、以及产生的部位将变得非常

容易和直观。

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换为图形图像展现出来。在国外, 可视化技术已经被应用于振动分析领域, 例如 ANSYS、NASTRAN、ABAQUS 等著名的有限元软件已经具有较强的图形及动画显示能力。在国内, 许多研究者对可视化技术进行了研究。文献[5]通过可视化技术实现了航空发动机总体性能的仿真。文献[6]有效地结合了可视化技术与网络算法, 开发了航空发动机内流空气系统通用分析软件。

然而, 将图形可视化技术应用于碰摩故障识别尚不多见, 有鉴于此, 本文将计算机图形可视化技术引入碰摩故障识别, 提出一种新的碰摩故障识别方法。在该方法中使用了可视化技术对航空发动机关键部件和整机进行了建模, 实现了转静碰摩位置的识别与碰摩火花的模拟, 最后用两组仿真数据进行了验证分析。

收稿日期: 2013-08-30      修订日期: 2013-12-13

基金项目: 国家安全重大基础研究项目资助(613139)

作者简介: 李旭鹏(1988-), 男, 山西阳城人, 硕士研究生, 主要研究方向为航空发动机可视化建模。

### 1 某型双转子航空发动机结构

本文以某型双转子航空发动机为可视化对象,该航空发动机的结构包括低压压气机转子、低压压气机叶片(3级)、低压涡轮转子、低压涡轮叶片(2级)、高压转子、高压压气机叶片(9级)、高压涡轮叶片、前支板、中支板、后支板、拉杆、风扇机匣、中介机匣、外机匣及内涵机匣。其中,低压压气机转子通过支点1和支板支承在风扇机匣上,通过支点2和支板支承在中介机匣上,低压压气机转子和低压涡轮转子通过套齿联轴器联接。低压涡轮转子通过支点5和后支板支承在内涵机匣上,内涵机匣与外涵机匣间通过拉杆连接。高压转子前支承端通过支点3和中支板支承在中介轴上,后端通过支点4(中介轴承)支承在低压涡轮转子上。

根据航空发动机转静碰摩过程,本文提出以下可视化目标:1)对航空发动机部件建模及显示;2)对航空发动机整机建模及显示;3)对航空发动机转静碰摩部位检测以及火花模拟。

### 2 系统架构

在本文中采用了面向对象的编程思想。通过建立航空发动机整机模型,用三维建模来动画显示航空发动机。其中通过数据导入,使用振动数据调用 OpenGL 库函数来驱动仿真模型产生动画,系统架构如图1所示。

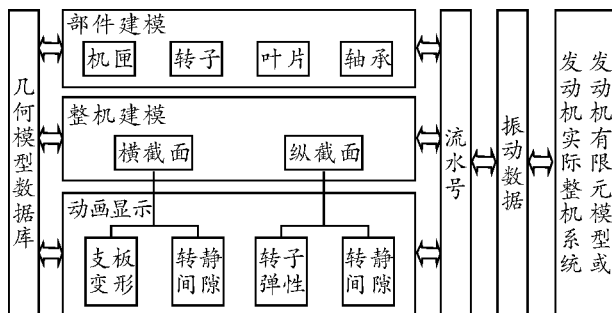


图1 系统架构图

航空发动机主要由机匣、支板、转子、叶片、轴承组成。本文建立了一个航空发动机三维图形模型,首先建立单部件模型,并保存于几何模型数据库。当系统输入模型部件后,根据部件的相对坐标有机地组合为一个模型整体,通过各个部件的位置矢量,以流水号建立图形模型与有限元模型的联系,将模型数据与计算数据一一对应起来。振动数据则直接从数据文件读出,并保存在内存中,驱动模型产生动画显示。

### 3 主要部件三维可视化建模

航空发动机主要由机匣、支板、转子、叶片、轴承组

成。本文针对其中的机匣与转子建模过程进行介绍。

#### 3.1 机匣模型建模

航空发动机机匣建模方法如下:

1) 机匣考虑为空心圆柱模型如图3所示,机匣建模参数为:截面1直径为 $2R_1$ (表1内容),通过计算获取机匣各个截面圆周上的离散点。

设半径为 $r$ 的圆周上均匀离散 $N$ 个点,圆周的圆心为 $(x_0, y_0, z_0)$ ,则圆周上离散的点坐标可以由式(1)计算得出。

$$\begin{cases} x_i = x_0 + r\cos(2\pi i/N) \\ y_i = y_0 + r\sin(2\pi i/N) \\ z_i = z_0 \end{cases} \quad (i=1, 2, \dots, N) \quad (1)$$

2) 根据计算获得的离散点,使用 OpenGL 中的 GL\_POLYGON 函数绘制表面。通过多次拟合即可绘制出机匣模型。其中航空发动机机匣建模结果如图2所示。

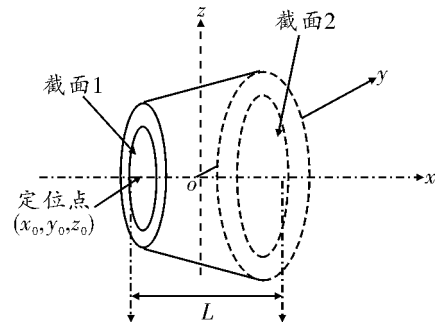


图2 机匣模型示意图

表1 机匣建模参数

截面1直径	截面1厚度	机匣长度	截面2直径	截面2厚度	定位点坐标
$2R_1$	$t_1$	$L$	$2R_2$	$t_2$	$(x_0, y_0, z_0)$

#### 3.2 转子模型建模

航空发动机转子模型建模方法如下:

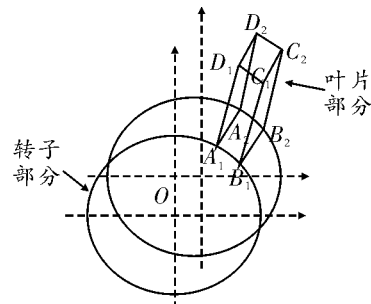


图3 转子模型示意图

1) 转子模型如图3所示,模型由转子部分与叶片部分组成,转子建模参数同上。通过数学模型获取转子部分与叶片部分的离散点坐标。

a) 叶片部分建模计算

转子模型中,叶片厚度的一半为  $t$ ,叶片高度为  $h$ ;图 3 中截面  $A_1 B_1 C_1 D_1 R_0$  代表叶片端点  $D_1$  距离平面中心的距离  $R_l$  代表叶片根部点  $A_1$  距离平面中心的距离。假设叶片个数为  $N$  则第  $i$  个叶片中心线对应的角度  $\alpha$ 。由图 3 可知  $R_l = R_1$ ,  $R_0 = \sqrt{(R_1 + h)^2 + t^2}$ 。

表 2 转子建模参数

长度	截面 1 直径	截面 1 厚度	截面 2 的直径	截面 2 的厚度	叶片数	叶片高度	叶片厚度	定位点坐标
$L$	$2R_1$	$2t_1$	$2R_2$	$2t_2$	$N$	$h$	$2t$	$(x_0, y_0, z_0)$

设  $\theta_1$  为  $OD_1$  与叶片中心线的夹角,  $\theta_2$  为  $OA_1$  与叶片中心线的夹角。 $\theta_1, \theta_2$  计算如公式 (2):

$$\begin{cases} \theta_1 = \arcsin(t/R_0) \\ \theta_2 = \arcsin(t/R_l) \end{cases} \quad (2)$$

根据公式 (2) 得到的结果,根据公式 (3)、(4) 可以得到的  $A_1, D_1$  的坐标:

$$\begin{cases} x_{A1} = x_0 + R_l \cos(\alpha + \theta_2) \\ y_{A1} = y_0 + R_l \sin(\alpha + \theta_2) \end{cases} \quad (3)$$

$$\begin{cases} x_{D1} = x_0 + R_0 \cos(\alpha + \theta_1) \\ y_{D1} = y_0 + R_0 \sin(\alpha + \theta_1) \end{cases} \quad (4)$$

根据公式 (2)、(3)、(4) 可以获取  $C_1, D_1, A_2, B_2, C_2, D_2$  的坐标。

b) 转子部分建模计算可以参考机匣建模方法进行建模。

2) 根据计算获得的离散点,使用 OpenGL 中的 GL\_POLYGON 函数绘制模型。

4 碰摩检测

航空发动机在整机振动过程中,转静子间存在间隙,同时转子和静子均产生动态位移,当转静子间的相对位移大于转静间隙时,碰摩故障将发生。碰摩火花是航空发动机转静碰摩可视化重要部分。当出现碰摩现象后,检测到相应的碰摩位置,需要模拟生成碰摩火花,对碰摩结果进行验证。碰摩火花的实现是运用 OpenGL 中的粒子系统。

在粒子系统中生成碰摩火花,具体实现步骤如下:

- 1) 初始化粒子,并赋予粒子相应的属性;
- 2) 判断粒子是否超过粒子系统最大值如果超过则结束,没有超过最大值则开始绘制粒子;
- 3) 判断该粒子生命值,并计算其相应轨迹;
- 4) 在粒子运行过程中会删除满足死亡条件的粒子,并返回判断如果粒子个数小于最大粒子则会产生新的粒子。

在粒子系统中,碰摩部位为粒子源中心,所有粒子都由粒子源产生,为了使更加真实地模拟碰摩发生时粒子的运动状况,通过随机函数 rand 对粒子系统运动轨迹进行扰动,解决火花产生呈规律化状态的问题。

5 应用实例

航空发动机模型整机结构的三维剖面图如图 4 所示。利用航空发动机整机振动动力学模型计算了某航空发动机碰摩故障响应,分别计算了高压涡轮 HPT 碰摩和高压压气机第 4 级叶片 HPC4 碰摩的情况。其计算条件为: HPT 碰摩,转静间隙: 0.03 mm。低压转子转速  $N1 = 8\ 081\ \text{r/min}$ ; 高压转子转速  $N2 = 14\ 066\ \text{r/min}$ ; 从图 5 可以看出,根据碰摩火花可以直观看出来碰摩发生的位置。

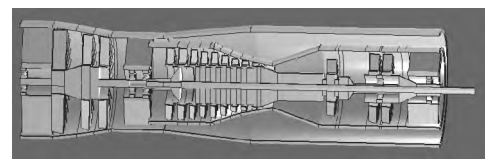


图 4 航空发动机模型整机振动图

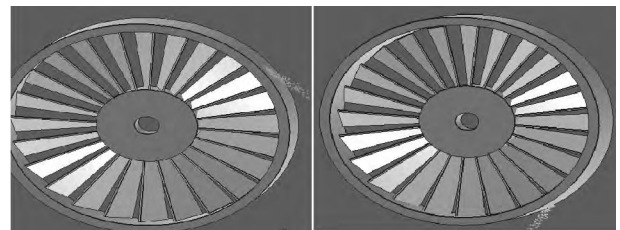


图 5 高压涡轮 HPT 与机匣碰摩火花模拟

6 结束语

本文基于面向对象的思想,建立了航空发动机转子和机匣可视化三维模型,研究了碰摩火花产生模型和转静碰摩检测方法,利用 OPENGL 函数实现了碰摩故障可视化,包括转子、机匣部件显示,碰摩检测,碰摩火花模拟等功能。最后用仿真数据进行了验证,结果表明本文方法很直观地再现了碰摩过程,为识别碰摩故障提供了新的方法和思路。

参考文献:

[1] Chupp R E, Hendricks R C, Lattime S B, et al. Sealing in Turbo Machinery [J]. Journal of Propulsion and Power, 2006, 22(2): 313 - 349.

(下转第 72 页)

分别计算 CRTF 和 CF6 - 80C2 风扇结果的分析讨论, 可得出如下结论:

1) 三种经验模型分别预测传统风扇( CF6 - 80C2 风扇) 进出口管道声压级的计算结果表明, H-W 模型的计算结果与 Heidmann 模型和 K-J-G 模型有一定差异, 只从实验结果出发无法判断哪个模型在低频部分更精确; 在高频部分三种模型趋势一致, 且都与实验值比较接近。

2) 三种经验模型分别预测对转风扇进出口管道声压级的计算结果表明, Heidmann 模型和 K-J-G 模型预测结果较为一致, H-W 模型预测结果与两者有一定差别。

3) 通过对转风扇噪声和传统风扇噪声的对比来看, 对转风扇相对传统风扇有效降低了叶尖线速度和转速, 但是两者的噪声水平相差不大。可以认为, 虽然对转风扇叶尖线速度减小有利于降低噪声, 但是对转风扇相对于传统风扇多了一个转子, 由此带来更加复杂的交互噪声, 使得两者噪声水平相差不大, 对转风扇

对于降低噪声并没有预想的效果好, 对转风扇相对于传统风扇在降噪方面并没有明显优势。

#### 参考文献:

- [1] 乔渭阳. 航空发动机气动声学 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2010.
- [2] 季路成, 权晓波, 徐建中. 一个 1+1 对转涡轮的初步设计 [J]. 工程热物理学报, 2001, 22(4): 438 - 440.
- [3] 蔡睿贤. 有关对转涡轮基本设计与应用的进一步思考 [J]. 航空动力学报, 2001, 16(3): 193 - 198.
- [4] Pempie P, Ruet L. Counter-rotating Turbine Designed for Turbopump Rocket Engine [R]. AIAA - 2003 - 4768: 2003.
- [5] Sharma P B, Jain Y P, Jha N K, et al. Stalling Behavior of a Counter-rotating Stage [C]. 7th International Symposium on Air Breathing Engines, 85 - 7087.
- [6] 李杰, 余锦涛. 新概念发动机: 对转涡轮发动机 [J]. 航空制造技术, 2012, 55(11): 58 - 61.
- [7] 武兆伟, 乔渭阳. 航空发动机风扇噪声经验预测方法分析 [J]. 噪声与振动控制, 2008, 28(4): 112 - 114.

(上接第 63 页)

- [2] Chen G, Li C G, Wang D Y. Nonlinear Dynamic Analysis and Experiment Verification of Rotor-Ball Bearing-Support - Stator Coupling System for Aeroengine with Rubbing Faults [J]. ASME Journal of Engineering for Gas Turbine and Power, 2010, 132. 022501 - 1 - 022501 - 9.
- [3] Chu F L, Lu W X. Experimental Observation of Nonlinear Vibrations in a Rub-impact Rotor System [J]. Journal of Sound and Vibration, 2005, 283: 621 - 643.

(上接第 67 页)

- [6] 周瑞祥, 苏新兵, 王建平, 等. 飞机燃油管路切断阀关闭时水锤压力的影响因素分析 [J]. 液压与气动, 2003(10): 24 - 26.
- [7] 马良. 海底管道在水流作用时诱发的振动效应 [J]. 中国海洋平台, 2000, 15(2): 30 - 34.
- [8] 蒲家宁. 管道水击分析与控制 [M]. 北京: 机械工业出版社, 1991: 54 - 255.

- [4] 于明月, 陈果, 李成刚, 等. 基于小波分析和支持向量机的转静碰摩部位识别 [J]. 航空动力学报, 2013, 28(1): 46 - 53.
- [5] 王波, 唐海龙, 仲如浩. 可视化航空发动机性能仿真 [J]. 航空动力学报, 2009, 24(3): 602 - 607.
- [6] 吕亚国, 刘振侠. 航空发动机内流空气系统通用分析软件设计 [J]. 计算机仿真, 2009, 26(7): 99 - 103.

- [9] 焦宗夏. 飞机液能源管路系统的振动特性分析 [J]. 北京航空航天大学学报, 1997, 23(3): 316 - 321.
- [10] 黄佑. 飞机液压系统脉动仿真及压力脉动和导管脉动应力控制技术研究 [J]. 航空工程, 2000(3).
- [11] 伊建玉, 杨维群, 袁庆禄, 等. 压缩机气体管道的振动原因及消振方法 [J]. 压缩机技术, 2002, 9(4): 38 - 39.