

DOI: 10.7652/xjtuxb201511011

机动飞行下挤压油膜阻尼器对 碰摩故障转子系统的影响

张俊红^{1,2}, 马梁^{1,2}, 鲁鑫¹, 王俊², 林杰威³

(1. 天津大学内燃机燃烧学国家重点实验室, 300072, 天津; 2. 天津大学仁爱学院, 300000, 天津;
3. 英国南安普顿大学振动噪声学院, SO17 1BJ, 英国南安普顿)

摘要: 飞机飞行时, 航空发动机的故障对于飞机的安全性有着重要影响。针对这个问题, 基于 Lagrange 方程, 建立了飞机在空间进行机动飞行时发动机转子系统的动力学模型; 同时基于库伦定律, 建立了转子碰摩故障模型; 基于雷诺方程, 建立了挤压油膜阻尼器的模型; 对模型进行综合建模, 得到不同机动飞行条件下转子-滚动轴承-挤压油膜阻尼器(SFD)系统非线性动力学微分方程, 通过龙格库塔数值解法进行求解得到不同机动飞行状态下碰摩故障状态的系统振动响应, 得到了不同机动飞行状态下碰摩故障转子系统的运动分岔图, 同时利用典型转速(1 400 rad/s, 2 000 rad/s)下转子系统的频谱图、庞加莱图、时域图和轴心轨迹图研究系统的动力学特性。研究结果表明: 在高转速下, SFD 能够显著提高系统的稳定性, 抑制系统的非线性特征, 但是在低转速下可能损害系统稳定性; 不同机动飞行状态下, SFD 对于转子系统非线性特征的影响大小也不同。

关键词: 转子-滚动轴承系统; 机动飞行; 碰摩故障; 挤压油膜阻尼器

中图分类号: TH133.3 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2015)11-0062-09

Effect of Squeeze Film Damper on Rotor System with Rub-impact Fault under Maneuvering Flight Conditions

ZHANG Junhong^{1,2}, MA Liang^{1,2}, LU Xin¹, WANG Jun², LIN Jiewei³

(1. State Key Laboratory of Engine, Tianjin University, Tianjin 300072, China; 2. Ren'ai College, Tianjin University, Tianjin 300000, China; 3. Institute of Sound and Vibration Research, University of Southampton, Southampton SO17 1BJ, UK)

Abstract: Aeroengine faults have crucial effect on the safety of aircraft flying. A model of aeroengine rotor system was presented by using the Lagrange equation during maneuvering flight, a model of rub-impact faults was built according to the Coulomb's friction, and a model of squeeze film damper (SFD) was built according to the Reynolds equation. The dynamic responses of rotor-SFD-ball-bearing system during different maneuvering flights under rub-impact faults were studied. The system equations were numerically integrated to obtain the vibration responses by Runge-Kutta method. The Bifurcation diagrams of the rotor system with rub-impact faults in different maneuvering flights, as well as the time-domain diagram, Poincare map, spectrum diagram and orbit plot of rotor system under typical rotating speeds (1 400 rad/s, 2 000 rad/s), were obtained to analyze the dynamic characteristics. The results show that the stability of the rotor system can be improved by SFD at high speed, and the non-linear characteristics of the

收稿日期: 2015-05-15。 作者简介: 张俊红(1962—), 女, 教授, 博士生导师。 基金项目: 国家自然科学基金委员会与中国民用航空局联合资助项目(U1233201)。

网络出版时间: 2015-09-11

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/61.1069.T.20150911.1110.006.html>

system are weakened, but SFD may reduce the stability at low speed. Suppression of the non-linear response of the system by SFD depends on maneuvering flight conditions.

Keywords: rotor-ball bearing system; maneuvering flight; rub-impact fault; squeeze film damper

挤压油膜阻尼器(SFD)对轴承有着显著的减振效果,且结构简单,制造简便,故广泛应用于航空发动机的振动控制中^[1]。SFD 特性对转子系统动力学行为的影响一直是转子动力学领域的一个重要课题。碰摩故障是航空发动机运行过程中常见的故障,对航空发动机的整机振动性能和安全性有着重要的影响。目前国内外许多专家学者对于碰摩故障机理有着较深的研究,但研究主要集中于静止状态下碰摩故障对转子系统动力学特性的影响,对于机动飞行状态下碰摩故障转子系统动力学行为的研究较少。

孟光等对带挤压油膜轴承 Jeffcott 转子系统的油膜机理以及系统动力学特性等进行了全面的研究,提出系统在获得最小振幅的同时也得到了较好的传递率参数组合^[2-3];Moraru 等建立带双间隙 SFD 的转子动力学模型,并且通过数值模拟方法研究阻尼器的振动特性^[4-5];周海仑等通过仿真和实验对比,研究浮环挤压油膜阻尼器的振动特性^[6]。但是,以上研究都是建立在转子系统静止基础平台状态下,而实际中航空发动机是在机动飞行条件下运行,在此情况下转子系统会受到附加激励力的作用。祝长生根据 Lagrange 方程建立了飞机在任意空间机动飞行时发动机任意位置条件不平衡多盘、质量和轴承线性及非线性柔性转子系统动力学的统一模型,并研究转子在机动飞行下的动力学响应^[7-8],但未考虑 SFD 的作用;徐敏等研究了机动飞行条件下 Jeffcott 转子以及带挤压油膜阻尼器转子的振动特性^[9-11],但并未考虑碰摩故障。

本文在文献[8]的基础上,研究了 SFD 在不同机动飞行条件下对碰摩故障转子系统动力学行为的影响。

1 系统模型与基本理论

1.1 转子动力学微分方程

航空发动机转子试验台模型可简化为如图 1 所示的转子-轴承-SFD 系统, m_{rp} 、 m_{bl} 、 m_s 分别为盘的集中质量、轴在轴承处的集中质量、轴承外圈质量; c_{rp} 、 c_{bl} 为盘的阻尼系数和阻尼器处的阻尼系数; k_p 、 k_a 、 k_r 为轴的刚度、支承刚度和碰摩刚度; e 为盘的偏心距。整个系统在静止基础平台状态下的运动微

分方程为

$$\left. \begin{aligned} m_{rp}\ddot{x}_{rp} + c_{rp}\dot{x}_{rp} + k_p(x_{rp} - x_{bl}) &= m_{rp}e\Omega^2 \cos(\Omega t) + F_{rx} \\ m_{rp}\ddot{y}_{rp} + c_{rp}\dot{y}_{rp} + k_p(y_{rp} - y_{bl}) &= m_{rp}e\Omega^2 \sin(\Omega t) + F_{ry} - m_{rp}g \\ m_{bl}\ddot{x}_{bl} + c_{bl}\dot{x}_{bl} + 0.5k_p(x_{bl} - x_{rp}) &= F_{blx} \\ m_{bl}\ddot{y}_{bl} + c_{bl}\dot{y}_{bl} + 0.5k_p(y_{bl} - y_{rp}) &= F_{bly} - m_{bl}g \\ m_s\ddot{x}_s + 0.5k_a x_s &= F_{sx} - F_{blx} \\ m_s\ddot{y}_s + 0.5k_a y_s &= F_{sy} - F_{bly} - m_s g \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

式中: Ω 为转子转动角速度; F_{rx} 、 F_{ry} 为转子碰摩故障力; F_{blx} 、 F_{bly} 为滚动轴承支反力; F_{sx} 、 F_{sy} 为挤压油膜阻尼器的油膜力。

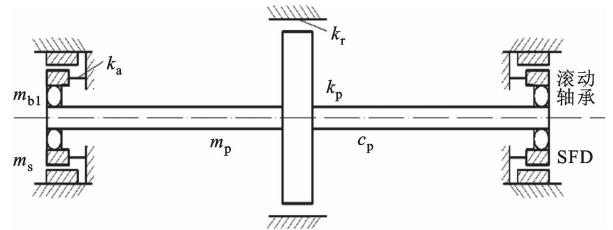


图 1 转子-轴承系统简化模型

1.2 转子在机动飞行条件下的运动方程

当航空发动机在机动飞行条件下运行时,发动机机轮盘会产生附加激励力,对系统性能有重要的影响,在这里不考虑机动飞行对于轴承和挤压油膜阻尼器的影响,仅探讨机动飞行对于盘的影响。

1.2.1 机动飞行下飞机坐标系 一般来说,飞机的发动机常常安装在机身或机翼上,坐标系如图 2 所示。飞机绕 x 轴的运动称之为俯仰运动,绕 z 轴的运动称之为横滚运动,绕 y 轴的运动称之为盘旋运动。

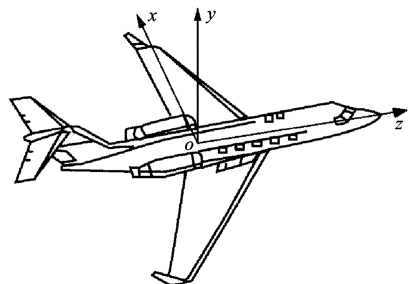


图 2 飞机机动飞行时的坐标系

在对转子进行分析时,采用地面固定坐标系、机体相对坐标系和转子坐标系这3个坐标系来表示机体和转子的空间状态,如图3所示。

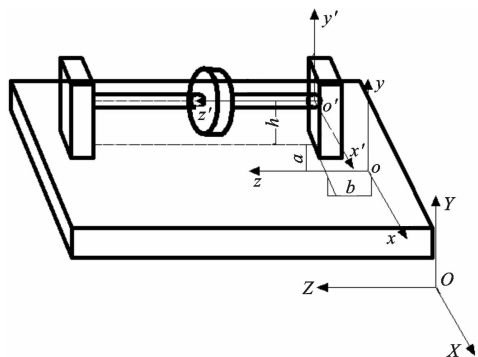


图3 转子坐标系示意图

图3中 OXYZ 坐标系位于地面,表示飞机的空间飞行状态,坐标系 oxyz 位于机体上,表示飞机自身的转动特性,坐标系 o'x'y'z' 位于转子上,表示与机体坐标系平行。

1.2.2 系统运动方程的推导 由图2可知,飞机在飞行时,运动可分为沿 x 、 y 、 z 轴的3个平动 $[v_x, v_y, v_z]$,以及绕3个轴的转动 $[\omega_x, \omega_y, \omega_z]$,轮盘的动能由平动和转动动能组成,即

$$T = T_t + T_r \quad (2)$$

式中: T 为盘总动能; T_t 为盘平动的动能; T_r 为盘的转动动能。

设盘在 xy 平面内转动时相对于转子坐标系的位移为 $[x_{rp}, y_{rp}]$ (轴向位移忽略不计),则可推知盘平动的动能为

$$T_t = \frac{1}{2} m_{rp} [\mathbf{v}^T \cdot \mathbf{v} + \dot{\mathbf{r}}^T \cdot \dot{\mathbf{r}} - \mathbf{r}^T \cdot \tilde{\boldsymbol{\omega}}^2 \cdot \mathbf{r} + 2 \dot{\mathbf{r}}^T \cdot \tilde{\boldsymbol{\omega}} \cdot \mathbf{r} + 2 \mathbf{v}^T \cdot \dot{\mathbf{r}} + 2 \mathbf{v}^T \cdot \tilde{\boldsymbol{\omega}} \cdot \mathbf{r}] \quad (3)$$

式中: $\mathbf{v}^T = \begin{bmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{bmatrix}$ 为飞机速度的转置向量;

$\mathbf{r}^T = \begin{bmatrix} x_{rp} + d \cos(\Omega t) - a \\ y_{rp} + d \sin(\Omega t) + h \\ z + b \end{bmatrix}$ 为盘中心相对于坐标系的

位移矢量,其中 d 为盘的偏心距, a 、 b 、 h 为发动机坐标系与飞机坐标系之间的空间距离;

$\tilde{\boldsymbol{\omega}} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix}$ 为角速度的叉乘矩阵。

为便于计算,将盘绕 ox 、 oy 、 oz 轴的转动角速度用欧拉角表示,设 ϕ 、 φ 、 γ 为转子绕 ox 、 oy 、 oz 轴的

转角,则旋转角速度为

$$\begin{bmatrix} \omega_{ox} \\ \omega_{oy} \\ \omega_{oz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\varphi \cos\gamma & \sin\gamma & 0 \\ -\cos\varphi \sin\gamma & \cos\gamma & 0 \\ \sin\varphi & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\varphi} \\ \dot{\gamma} \end{bmatrix} \quad (4)$$

设欧拉角是小量,则盘的转动动能为

$$T_r = \frac{1}{2} I_d [(\dot{\theta}_x + \omega_x)^2 + (\dot{\theta}_y + \omega_y)^2] + \frac{1}{2} I_p [\Omega^2 + 2\Omega(\dot{\theta}_y + \omega_y)(\dot{\theta}_x + \omega_x)] \quad (5)$$

式中: θ_x 、 θ_y 为柔性轴绕 $oxyz$ 坐标系的转动角; I_d 、 I_p 为盘的直径转动惯量和极转动惯量。

根据 Lagrange 方程对圆盘的动能求导,可得圆盘在机动飞行条件下的运动微分方程为

$$\mathbf{M}_{rp} \ddot{\mathbf{r}} + (\mathbf{C}_{rp} + \mathbf{C}_f) \dot{\mathbf{r}} + (\mathbf{K}_{rp} + \mathbf{K}_f) \mathbf{r} = \mathbf{F}_p + \mathbf{F}_f + \mathbf{F}_u \quad (6)$$

式中: $\mathbf{M}_{rp}$ 为盘的质量矩阵; $\mathbf{r} = \begin{bmatrix} x_{rp} \\ y_{rp} \end{bmatrix}$ 为盘的位移矢量; $\mathbf{C}_{rp}$ 为盘的阻尼系数矩阵; $\mathbf{C}_f$ 为由机动飞行引起的附加阻尼效应矩阵; $\mathbf{K}_{rp}$ 为盘的刚度系数矩阵; $\mathbf{K}_f$ 为由机动飞行引起的盘附加刚度矩阵; $\mathbf{F}_p$ 为碰摩力矢量; $\mathbf{F}_f$ 为机动飞行引起的附加激励力矢量; $\mathbf{F}_u$ 为盘的不平衡力矢量。

1.3 转子故障模型

假定转子已处于碰摩状态,由于碰撞发生的时间间隔非常短,可假设碰撞时定子的变形为线性变形,转子与定子的摩擦符合库仑定律^[12-13],如图4所示。

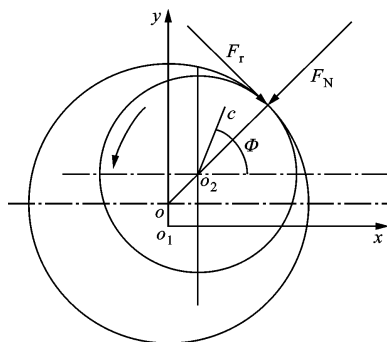


图4 轮盘碰摩示意图

设 e 为转子圆盘与机匣的径向相对位移, $e = (x_{rp}^2 + y_{rp}^2)^{1/2}$, σ 为静止时转子与定子的间隙。当 $e < \sigma$ 时,没有碰摩现象;当 $e \geq \sigma$ 时,碰摩发生。法向力 F_N 与切向摩擦力 F_T 可表示为

$$\left. \begin{aligned} F_T &= f F_N \\ F_N &= k_r (e - \sigma), \quad e \geq \sigma \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

式中: k_r 为碰摩刚度; f 为摩擦系数。

将碰摩力分解为

$$\begin{bmatrix} F_{rx} \\ F_{ry} \end{bmatrix} = -\frac{F_N}{e} \begin{bmatrix} 1 & -f \\ f & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{rp} \\ y_{rp} \end{bmatrix} \quad (8)$$

1.4 SFD 油膜力模型

SFD 的油膜力计算可以根据流体动压润滑理论求得,依据雷诺方程可以导出 SFD 油膜压力的分布,SFD 的瞬态雷诺方程为^[14]

$$\frac{1}{R^2} \frac{\partial}{\partial \theta} \left(h^3 \frac{\partial p}{\partial \theta} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(h^3 \frac{\partial p}{\partial z} \right) = -12\mu\dot{\varphi} \frac{\partial h}{\partial \theta} + 12\mu \frac{\partial h}{\partial t} \quad (9)$$

式中: R 为 SFD 的轴颈半径; h 为局部油膜厚度; p 为油膜压力分布; $\dot{\varphi}$ 为进动角速度; μ 为润滑油黏度; θ 为最大油膜厚度处角度; z 为轴颈轴线方向。

根据短轴承理论和 π 油膜假设,可以推导出 SFD 的油膜力^[15-16]为

$$\left. \begin{aligned} F_r &= \frac{\mu RL^3}{c^2} \left[\frac{2\dot{\varphi}\epsilon}{(1-\epsilon^2)^2} \epsilon + \frac{\pi}{2} \frac{1+2\epsilon^2}{(1-\epsilon^2)^{5/2}} \dot{\epsilon} \right] \\ F_t &= \frac{\mu RL^3}{c^2} \left[\frac{\pi\dot{\varphi}}{(1-\epsilon^2)^{3/2}} \epsilon + \frac{\pi\epsilon}{(1-\epsilon^2)^{3/2}} \dot{\epsilon} \right] \end{aligned} \right\} \quad (10)$$

式中: L 为轴颈长度; c 为油膜间隙; ϵ 为轴颈偏心率。求得油膜力在 x,y 方向上的分量为

$$\left. \begin{aligned} F_{sx} &= -\frac{1}{(x^2+y^2)^{1/2}} (xF_r - yF_t) \\ F_{sy} &= -\frac{1}{(x^2+y^2)^{1/2}} (yF_r + xF_t) \end{aligned} \right\} \quad (11)$$

1.5 滚动轴承模型

本研究所用的滚动轴承为深沟球轴承,由外圈、内圈、滚动体和保持架组成,如图 5 所示。设轴承中滚珠在内外滚道之间等距排列,滚珠与滚道之间为纯滚动,设滚珠与外圈接触点线速度为 v_o ,与内圈接触点线速度为 v_i ,轴承外圈旋转角速度为 ω_o ,内圈旋转角速度为 ω_i ,外滚道半径为 R_o ,内滚道半径为 R_i ,则有 $v_o = \omega_o R_o, v_i = \omega_i R_i$ 。

滚珠中心的线速度为 $v_c = \frac{v_o + v_i}{2}$,由于轴承外圈固定,有 $v_o = 0$,即 $v_c = \frac{v_i}{2}$,故保持架角速度为 $\omega_c = \frac{2v_c}{R_o + R_i} = \frac{\omega_i R_i}{R_o + R_i}$,内圈固定于轴上,故有 $\omega_i = \Omega$,轴承中滚珠的数目为 N ,设第 j 个滚珠的角位置为 θ_j ,则有

$$\theta_j = \omega_c t + \frac{2\pi}{N}(i-1), \quad i=1,2,3,\dots,N \quad (12)$$

设内圈中心的振动位移为 x,y ,轴承间隙为 Δr ,则第 j 个滚珠与滚道之间的接触变量 $\delta_j =$

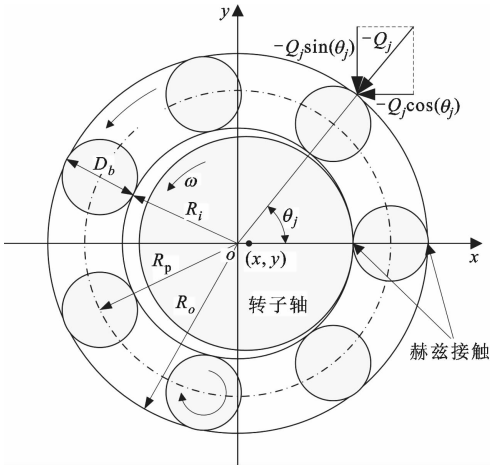


图 5 滚动轴承模型示意图

$x\cos\theta_j + y\sin\theta_j - \Delta r$,只有 $\delta_j > 0$ 才有作用力,根据赫兹接触理论可得

$$F_j = C_b (x\cos\theta_j + y\sin\theta_j - \Delta r)^{3/2} H(x\cos\theta_j + y\sin\theta_j - \Delta r) \quad (13)$$

式中: C_b 为赫兹接触刚度; H 为亥维赛函数; F_i 在 x,y 方向上的分量为

$$\left. \begin{aligned} F_{jx} &= F_j \cos\theta_j \\ F_{jy} &= F_j \sin\theta_j \end{aligned} \right\} \quad (14)$$

故滚动轴承产生的轴承力为

$$\left. \begin{aligned} F_{blx} &= \sum_{j=1}^N F_j \cos\theta_j \\ F_{bly} &= \sum_{j=1}^N F_j \sin\theta_j \end{aligned} \right\} \quad (15)$$

1.6 模型计算参数

根据以上模型建立微分方程,设置系统参数初始值,运用龙格库塔数值解法进行求解。系统各个部分的参数如表 1、表 2、表 3 所示。

表 1 转子系统参数值

转子系统参数	数值
m_{rp}	10 kg
m_{bl}	4 kg
m_s	2 kg
$k_p = k_a$	2.5×10^7 N/mm
c_p	1 050 N · s/m
c_{bl}	2 100 N · s/m
e	2×10^{-5} m

2 结果分析

飞机正常航行时,飞行速度、高度、方向这 3 个机动飞行参数在不断变化,同时伴随一定的转动运

表 2 SFD 参数值

SFD 参数	数值
润滑油黏度 μ	$5 \times 10^{-3} \text{ Pa} \cdot \text{s}$
轴颈半径 R	0.03 m
轴颈长度 L	$8.3 \times 10^{-3} \text{ m}$
油膜厚度 c	$3 \times 10^{-4} \text{ m}$

表 3 滚动轴承参数值

滚动轴承参数	数值
滚珠个数 N	7
滚珠直径 D_b	$8.731 \times 10^{-3} \text{ m}$
轴承接触角 α	0
当量接触刚度 C_b	$5 \times 10^9 \text{ N/mm}^{1.5}$
轴承间隙 Δr	$5 \times 10^{-6} \text{ m}$

动。飞机在机动飞行条件下,转子系统除受到自身的不平衡力之外,还受到机动飞行附加激励力,这对系统的动力特性有着重要的影响。根据飞机实际飞行状况,本研究选取起飞、水平盘旋、横滚机动这 3 种具有代表性的飞行状态,分别讨论对转子系统动力学响应的影响。

2.1 飞机起飞状态下转子动力响应分析

在起飞状态下,假设飞机在 x 方向无运动,沿 z 方向做匀加速运动(飞机从静止起飞),同时沿 y 方向进行匀加速爬升,此时飞机与 y 轴的夹角也在不断变化,对其进行简化,假设飞机绕 y 轴的角速度一定。设 $\dot{Z}=0, \ddot{Z}=15 \text{ m/s}^2, \dot{Y}=0, \ddot{Y}=10 \text{ m/s}^2, \dot{\alpha}_x=0.5 \text{ rad/s}$ 。

在起飞状态下,对于无 SFD 的系统,当碰摩故障发生时,系统盘的集中质量节点在 x 方向上的位移随转速变化的分岔图如图 6 所示。当转速在 $600 \sim 1\,782 \text{ rad/s}$ 之间时,系统以周期 1 形式运动;当转速到达 $1\,783 \text{ rad/s}$ 时,系统发生跳跃,并在 $1\,782 \sim 1\,830 \text{ rad/s}$ 间以拟周期形式运动;当转速在 $1\,830 \sim 2\,500 \text{ rad/s}$ 内,系统的主要运动形式是拟周期和混沌运动,并伴随多倍周期运动,并且在 $1\,970 \sim 2\,015, 2\,184 \sim 2\,224$ 和 $2\,426 \sim 2\,456 \text{ rad/s}$ 内出现了拟周期分岔。由此可知,系统在中低转速下运动形式较为稳定,但是当转速大于 $1\,782 \text{ rad/s}$ 时,系统运动出现混动拟周期形式。

对于带 SFD 的系统,在同样条件下计算,可得系统盘的集中质量节点在 x 方向上位移随转速变化的分岔图,如图 7 所示。当转速在 $600 \sim 1\,560 \text{ rad/s}$ 时,系统以拟周期运动;在 $1\,560 \sim 1\,654 \text{ rad/s}$ 间以周期 1 形式运动;在 $1\,654 \sim 1\,735 \text{ rad/s}$ 间以

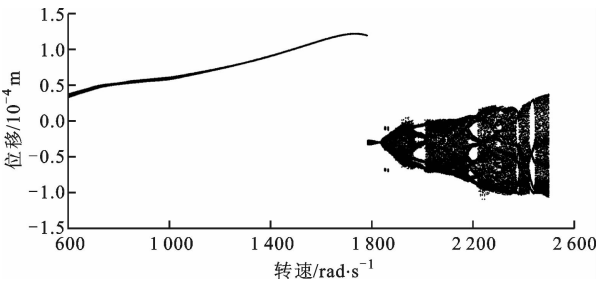


图 6 起飞状态下碰摩故障-无 SFD 转子位移响应分岔图

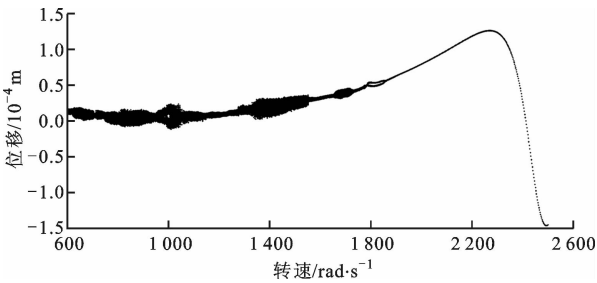


图 7 起飞状态下碰摩故障-带 SFD 转子位移响应分岔图

拟周期运动;在 $1\,735 \sim 1\,788 \text{ rad/s}$ 间以周期 1 形式运动;在 $1\,788 \text{ rad/s}$ 发生了分岔,并在 $1\,788 \sim 1\,868 \text{ rad/s}$ 以周期 2 形式运动;当转速大于 $1\,870 \text{ rad/s}$ 时,系统以周期 1 形式运动。

对典型转速下的转子运动形式分析可知:在 $1\,400 \text{ rad/s}$ 下,由图 8b 可知,无 SFD 碰摩故障下转子系统以周期 1 形式运动,由图 8c 可知,转子系统以 1 倍频为主,只有极小的 2 倍频,轴心轨迹较为规则;由图 9b 可知,系统以拟周期运动,从图 9c 可知,系统不仅 2 倍频增加,而且出现了一系列的分频谐波,轴心轨迹出现了复杂的网状结构。

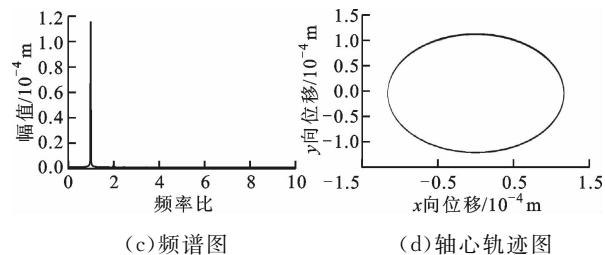
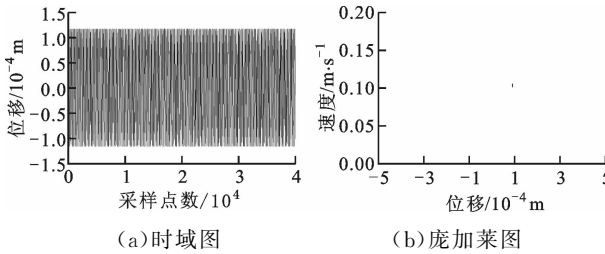


图 8 $\omega=1\,400 \text{ rad/s}$ 时起飞状态无 SFD-碰摩故障转子的系统图

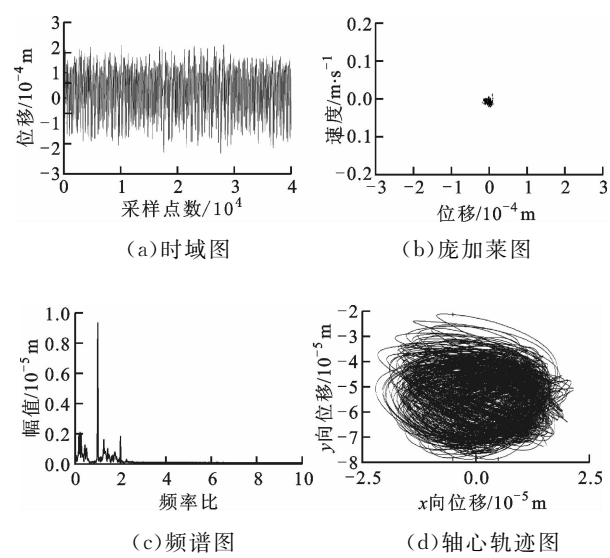


图 9 $\omega=1\,400\text{ rad/s}$ 时起飞状态下带 SFD-碰摩故障转子的系统图

在转速为 $2\,000\text{ rad/s}$ 时,由图 10 可知,无 SFD 碰摩系统以拟周期运动,并且出现 5 条分岔路径;系统出现了一系列分频谐波,而轴心轨迹则出现复杂的网状结构及碰摩折返现象;由图 11 可知,带 SFD 的碰摩转子系统以周期 1 的形式运动,只有 1 倍频,分频量消失。由此可见,在起飞状态下,SFD 使得转子系统在不同转速下的动力学行为发生较大改变,其中在 $1\,400\text{ rad/s}$ 时,系统的频谱成分更加丰富,运动轨迹更加复杂,但是在 $2\,000\text{ rad/s}$ 时,系统频谱分量简单,运动轨迹较为规则。

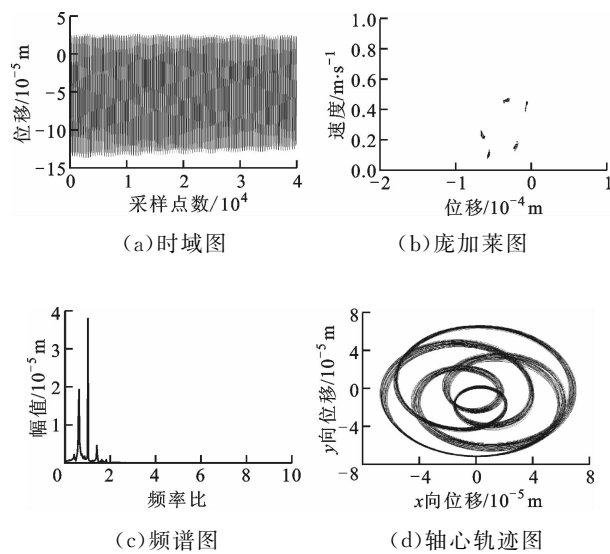


图 10 $\omega=2\,000\text{ rad/s}$ 时起飞状态下无 SFD-碰摩故障转子的系统图

2.2 横滚机动飞行状态下转子动力响应分析

飞机做横滚机动飞行时,机体绕 z 轴滚转,此时

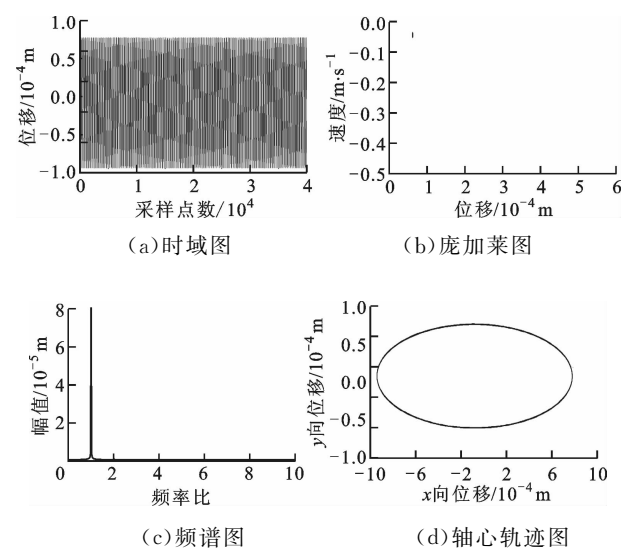


图 11 $\omega=2\,000\text{ rad/s}$ 时起飞状态下带 SFD-碰摩故障转子的系统图

飞机基本沿原方向运动,高度改变很小。在本研究中,假设飞机横滚机动时,沿 x 、 y 轴方向位移不改变,故假设 $\dot{Z}=200\text{ m/s}$, $\dot{\alpha}_z=1.5\text{ rad/s}$ 。

在横滚状态下,对于无 SFD-碰摩故障系统,系统盘的集中质量节点在 x 方向上的位移随转速变化的分岔图如图 12 所示。当转速在 $600\sim760\text{ rad/s}$ 时,系统为周期 1 运动;当转速在 $760\sim1\,032\text{ rad/s}$ 时,系统为拟周期运动;当转速在 $1\,032\text{ rad/s}$ 时,系统发生跳跃,并在 $1\,032\sim1\,928\text{ rad/s}$ 内以周期 1 形式运动;当转速到达 $1\,928\text{ rad/s}$ 时,系统发生跳跃,以倒分岔的形式在 $2\,068\text{ rad/s}$ 进入拟周期运动;转速在 $2\,068\sim2\,500\text{ rad/s}$ 时,系统主要以拟周期形式运动,中间出现多次分岔现象。

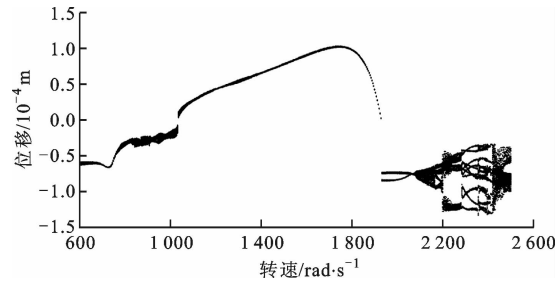


图 12 横滚状态下碰摩故障-无 SFD 转子系统分岔图

带 SFD-碰摩故障系统在横滚机动飞行条件下的位移随转速变化的分岔图如图 13 所示。系统在中低转速下以周期 1 的形式运动, $656\sim772$ 、 $1\,308\sim1\,432$ 、 $1\,484\sim1\,572$ 、 $1\,740\sim1\,936\text{ rad/s}$ 内以拟周期形式运动,在 $1\,936\sim2\,500\text{ rad/s}$ 内以周期 1 形式运动。

当转速为 $1\,400\text{ rad/s}$ 时,由图 14b 可知,在横

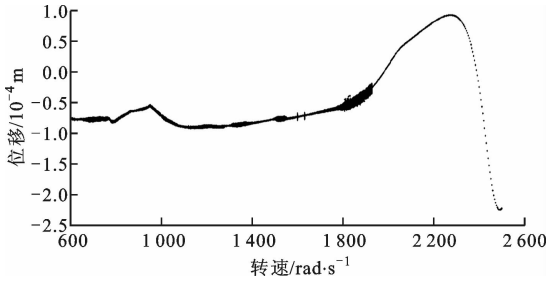


图 13 横滚状态下碰摩故障带 SFD 转子系统分岔图

滚状态下,无 SFD-碰摩故障转子系统以周期 1 形式运动,由图 14c 可知,系统除 1 倍频外,出现较小的 2 倍频,轴心轨迹较为规则,只有轻微的网状结构,

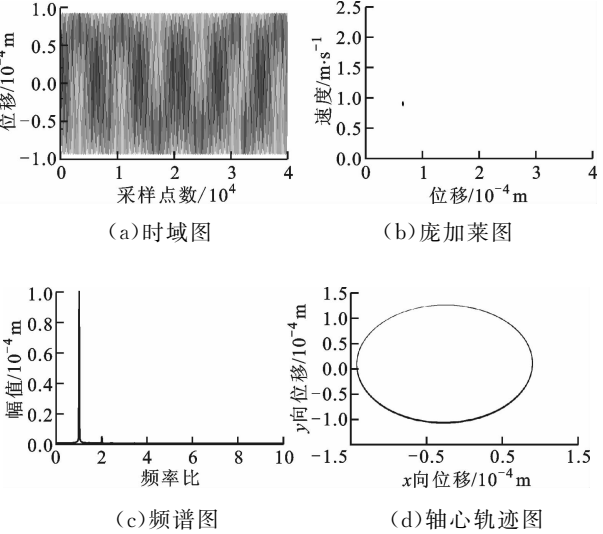


图 14 $\omega=1\ 400\ \text{rad/s}$ 时横滚状态下无 SFD-碰摩故障转子的系统图

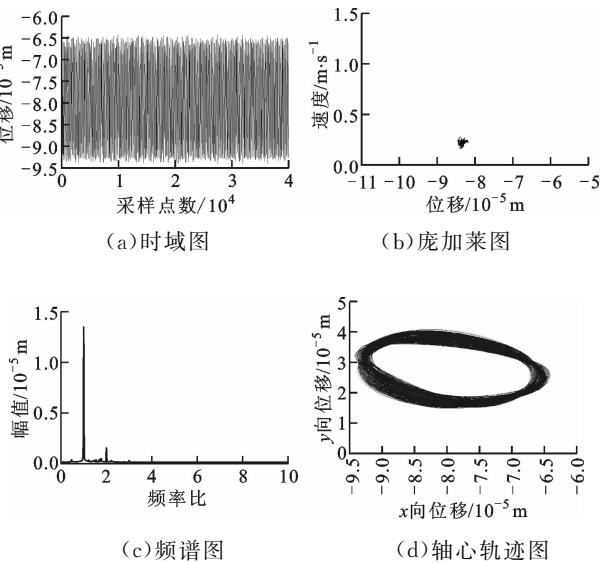


图 15 $\omega=1\ 400\ \text{rad/s}$ 时横滚状态下带 SFD-碰摩故障转子的系统图

由图 15b 可知,SFD-碰摩故障转子系统以拟周期运动,图 15c 中转子系统 2 倍频量增加,并且出现了微小的分频量,在图 15d 中系统轴心轨迹出现了明显的网状结构。

当转速为 $2\ 000\ \text{rad/s}$ 时,由图 16 可知,无 SFD-碰摩转子系统以周期 2 形式运动,此时系统出现了分频量,同时轴心轨迹出现不规则形状;由图 17 可知,同转速下 SFD-碰摩转子系统以周期 1 形式运动,系统的分频量已经消失,转子轴心轨迹形状规则。通过对比,SFD 对于不同转速下碰摩故障转子的动力学行为有重要的影响,在 $1\ 400\ \text{rad/s}$ 时,频谱成分和运动轨迹变复杂,但是相较于起飞状

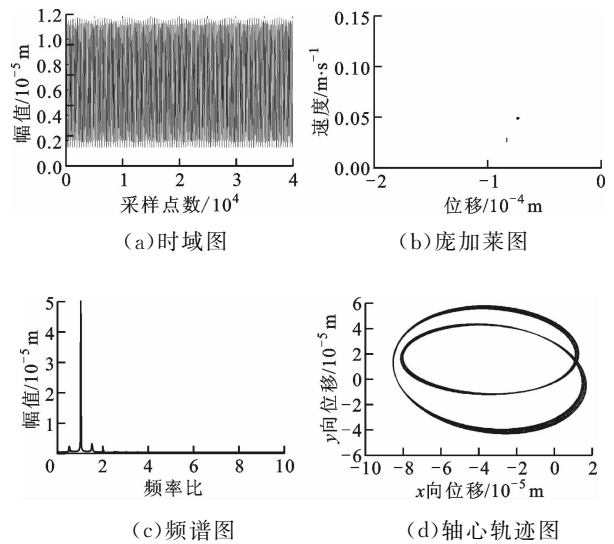


图 16 $\omega=2\ 000\ \text{rad/s}$ 时横滚状态下无 SFD-碰摩故障转子的系统图

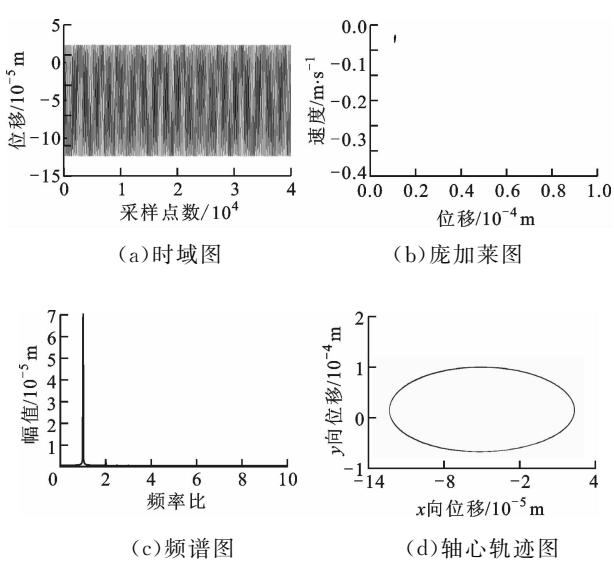


图 17 $\omega=2\ 000\ \text{rad/s}$ 时横滚状态下带 SFD-碰摩故障转子的系统图

态,对于转子系统频谱成分和运动轨迹的影响有所降低;在 2 000 rad/s 时,运动轨迹变规则,频谱成分简单。

2.3 飞机水平盘旋状态下转子动力响应分析

飞机做水平盘旋飞行时,飞机在 xz 平面内运动, y 方向无运动,可假设飞机 $\dot{z}=200\text{ m/s}$, $\dot{\alpha}_y=1\text{ rad/s}$, $\ddot{X}=0$, $\ddot{X}=5\text{ m/s}^2$

在水平盘旋状态下,对于碰摩故障-无 SFD 转子系统,系统盘的集中质量节点在 x 方向上的位移随转速变化的分岔图如图 18 所示。当转速在 600~950 rad/s 时,系统为拟周期运动;当转速在 950~1 190 rad/s 时,系统以周期 1 形式运动;当转速在 1 190~1 425 rad/s 时,系统以拟周期形式运动;当转速在 1 425 rad/s 时,系统发生了跳跃,并在 1 425~1 975 rad/s 内以周期 1 形式运动;系统在 1 975 rad/s 时发生分岔,在 1 975~2 155 rad/s 内以周期 2 形式运动;此后系统进入拟周期。

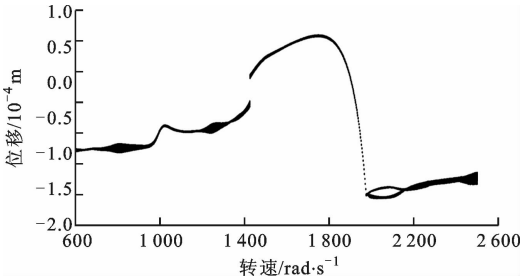


图 18 水平盘旋状态下碰摩故障-无 SFD 转子系统分岔图

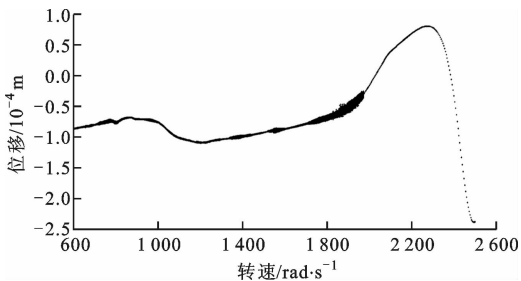


图 19 水平盘旋状态下碰摩故障-带 SFD 转子系统分岔图

在水平盘旋状态下,对于碰摩故障-带 SFD 转子系统,系统盘集中质量节点在 x 方向上位移随转速变化的分岔图如图 19 所示。当转速小于 1 705 rad/s 时,系统以周期 1 形式运动,在 710~810、1 340~1 450、1 520~1 610 rad/s 区间以拟周期运动;当转速到 1 705 rad/s,系统进入拟周期运动,当转速大于 1 980 rad/s 时,系统以周期 1 运动,直到 2 500 rad/s。

当转速为 1 400 rad/s 时,由图 20 可知,对于碰摩故障-无 SFD 转子系统,系统以拟周期运动,系统出现了 2 倍频分量和微小的分频分量,轴心轨迹出

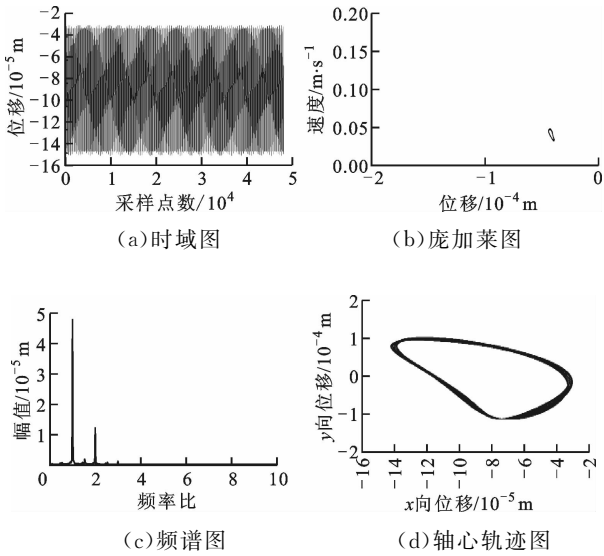


图 20 $\omega=1\ 400\text{ rad/s}$ 时水平盘旋状态下无 SFD-碰摩故障转子的系统图

现网状结构和不规则形状;由图 21 可知,对于碰摩故障-带 SFD 系统,转子系统以周期 1 形式运动,系统无 2 倍频和分频量,同时轴心轨迹形状规则,无网状结构。

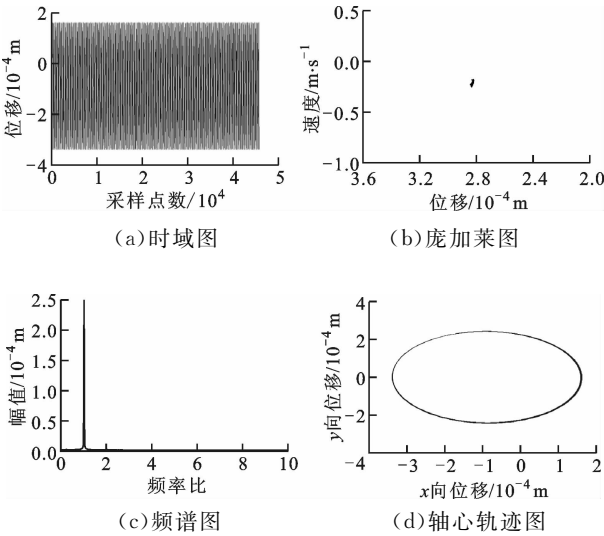


图 21 $\omega=1\ 400\text{ rad/s}$ 时水平盘旋状态下带 SFD-碰摩故障转子的系统图

由图 22 可知,当转速为 2 000 rad/s 时,对于碰摩故障-无 SFD 转子系统,转子系统以分岔形式运动,系统有微小的分频量,转子的轴心轨迹出现网状结构;对于碰摩故障-带 SFD 系统,由图 23 可知,系统以周期 1 形式运动,系统分频量消失,仅有微小的 2 倍频分量,轴心轨迹形状规则。通过对比可知,水平盘旋状态下,SFD 对于转子系统的稳定性有着重要影响,在不同转速下,转子系统的运动轨迹相比于起飞、横滚状态有了较大的改变。

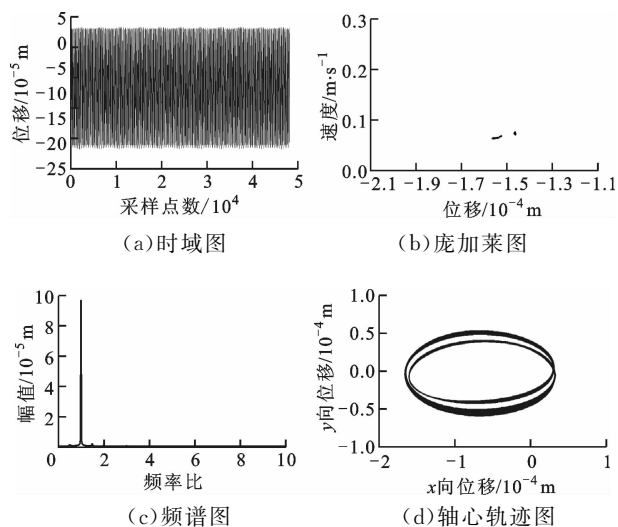


图 22 $\omega=2\ 000\ \text{rad/s}$ 时水平盘旋状态下无 SFD-碰摩故障转子的系统图

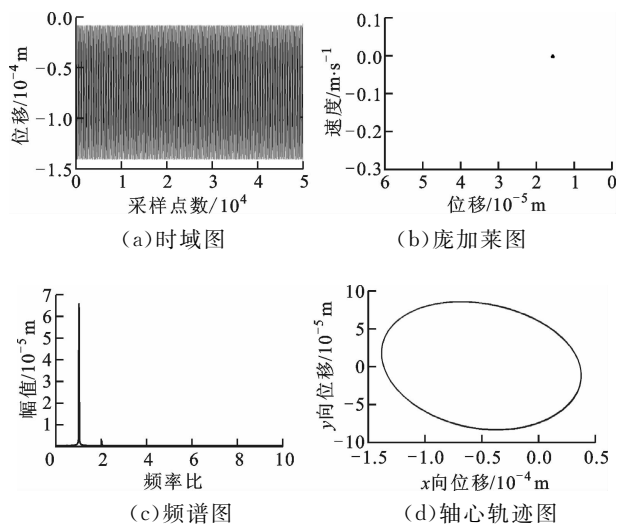


图 23 $\omega=2\ 000\ \text{rad/s}$ 时水平盘旋状态下带 SFD-碰摩故障转子的系统图

3 结 论

本文基于 Lagrange 方程建立了飞机在空间进行机动飞行时发动机转子系统的动力学模型,引入 SFD 并考虑转静碰摩故障,研究了不同机动飞行状态下 SFD 对故障系统动力学性能的影响,得出如下结论。

(1)在文献[11]的基础上,考虑了 SFD 对系统的影响和碰摩故障,建立了机动飞行条件下转子-SFD-碰摩故障的动力学模型,用龙格库塔法进行求解,得到一定条件下起飞、横滚、水平盘旋状态时无 SFD 和带 SFD 系统的动力学响应,通过对响应的分析发现,机动飞行状态对转子系统的动力学特性有着重要影响,对于不同参数机动飞行状态下转子系

统性能的研究有重要的指导意义。

(2)通过对不同机动飞行状态下无 SFD 与带 SFD 的转子碰摩故障转子系统运动分岔图的比较,发现在起飞、横滚状态下,带 SFD 系统在高转速下的系统稳定性有较大的提高,但是在中低转速下系统稳定性反而有所降低;在水平盘旋状态下,SFD 系统在大部分转速下系统的稳定性都有较大提高,并且 SFD 对于碰摩故障系统的动力学响应有较大的影响。因此,在不同状态下,选择合适的 SFD 参数对于提高系统的稳定性有重要的作用,这对于 SFD 的特性研究和性能优化有着一定的指导意义。

(3)通过对不同机动飞行条件无 SFD 和带 SFD 碰摩故障转子系统运动的时域图、频谱图、庞加莱图以及轴心轨迹图的比较,发现不同机动飞行条件下其运动轨迹有着较大的差别,这对机动飞行状态下故障转子-滚动轴承-SFD 系统的响应分析具有一定的指导意义。

参考文献:

- [1] SIEW C C, HILL M, HOLMES R. Evaluation of various fluid-film models for use in the analysis of squeeze film dampers with a central groove [J]. Tribology International, 2002, 35(8): 533-547.
- [2] 薛中擎, 孟光. 挤压油膜阻尼器减振机理若干问题 [J]. 航空动力学报, 1988, 3(4): 309-314.
XUE Zhongqing, MENG Guang. On damping mechanism of squeeze film [J]. Journal of Aerospace Power, 1988, 3(4): 309-314.
- [3] 孟光, 薛中擎, 祝长生. 柔性转子-非同心型挤压油膜阻尼器系统的非协调响应分析 [J]. 航空动力学报, 1987, 2(2): 122-126.
MENG Guang, XUE Zhongqing, ZHU Changsheng. Investigation on the non-synchronous responses of flexible rotor-uncentralized squeeze film damper bearing system [J]. Journal of Aerospace Power, 1987, 2(2): 122-126.
- [4] MORARU L. Numerical predictions and measurements in the lubrication of aeronautical engine and transmission components [D]. Toledo, USA: University of Toledo, 2005.
- [5] MORARU L, KEITH T G, DIMOFTE F, et al. Dynamic modeling of a dual clearance squeeze film damper: part I Test rig and dynamic model with one damper [J]. Tribology Transactions, 2003, 46(2): 170-178.

(下转第 141 页)