

文章编号: 1000-0887(2004) 10-1042-11

飞行器内裂纹转子系统的非线性 动力学特性研究*

林富生^{1,2}, 孟光¹, E·韩³

- (1. 上海交通大学 振动、冲击、噪声国家重点实验室, 上海 200030;
2. 武汉科技学院 机电工程系, 武汉 430073;
3. 新南威尔士大学 机械和制造工程系, 悉尼 2052, 澳大利亚)

(我刊原编委李骊推荐)

摘要: 在 Jeffcott 转子的开闭裂纹及方波模型基础上, 建立了飞行器内裂纹转子系统的运动模型。数值研究表明: 当飞行器以不同的等速度飞行时, 转子轴与水平面之间夹角的变化将造成重力分量的变化, 从而使转子运动在周期解、拟周期或混沌状态之间变化, 而且出现非线性现象的转速比、刚度变化比等参数的范围、进入和退出混沌的路径、响应中的频率成份也会发生变化。飞行器的飞行速度变化还会改变裂纹转子响应的稳定性。飞行器等速飞行后的加速过程将引起转子振幅的突升及其后的下降, 而且会使裂纹转子系统响应可能不同的非线性状态下交替改变。

关键词: 裂纹转子; 机动飞行器; 非线性响应; 故障诊断

中图分类号: O323 **文献标识码:** A

符号说明

c_m	圆盘质心	α	飞行器倾角, 即转子两支承连线与水平线的夹角
D	无量纲外阻尼比 ($= 2\varepsilon/\Omega$)	β	裂纹方向与偏心方向的夹角
e	不平衡偏心	ε	外阻尼系数 ($= c/2m\omega_c$)
K	无裂纹轴刚度	θ	动坐标系 (ξ, η, ζ) 的转角
K_η	裂纹方向刚度	θ_0	初始偏心角
ΔK_η	裂纹方向刚度变化值	φ_0	初始涡动角
ΔK	刚度变化比 ($= \Delta K_\eta/K$)	τ	$= \omega t$
m	圆盘质量	τ_1	转子转数, $\tau_1 = \tau/(2\pi)$
O_1	两支承连线中点	τ_r	涡动角 ($= \omega_r t$)

* 收稿日期: 2002_12_03; 修订日期: 2004_06_08

基金项目: 国家“863”项目 (2002AA412410); 国家自然科学基金资助项目 (10325209, 50335030)

作者简介: 林富生 (1965—), 男, 江苏东台人, 副教授, 博士 (E-mail: lfsfs@163.com);

孟光 (联系人, Tel: + 86_21_62932085(o), Fax: + 86_21_62932674; E-mail: gmeng@sjtu.edu.cn)。

O_3	圆盘盘心	ϕ	裂纹变化角, 即裂纹中心线与支承连线中心和圆盘盘心连线之间的夹角
r	圆盘盘心的扰动	ω	角速度
$r_{n \max}$	圆盘盘心每转最大振幅	ω_c	无裂纹轴临界角速度 ($= \sqrt{K/m}$)
r_v	轴静位移 ($= mg/K$)	ω_f	响应中的频率分量(rad/s)
t	时间	ω_r	涡动速度
U	不平衡参数 ($= e/r_v$)	(ξ, η, ζ)	旋转坐标系
(x, y, z)	惯性坐标系	(ξ', η', ζ')	平行于 (ξ, η, ζ) 的动坐标系
x, y, z	两支承连线中点在惯性坐标系 (x, y, z) 中的位移	Ω	转速比($= \omega/\omega_c$)
x_{n0}, z_{n0}	飞行器加速前的无量纲初始速度	Ω_f	无量纲响应频率分量 ($= \omega_f/\omega_c$)
$x_{np}, z_{np}, x_{np}, z_{np}$	飞行器的无量纲速度和加速度	\cdot	d/dt
$x_1, y_1, z_1,$	盘心在坐标系 $O_1X_1Y_1Z_1$ 中的 挠动和无量纲挠动($x_n = x_1/r_v,$	$'$	$d/d\tau$
x_{n1}, y_{n1}, z_{n1}	$y_n = y_1/r_v, z_n = z_1/r_v$)		
x_n	X_1 方向盘心位移的均值		

引 言

旋转机械发生事故的一个主要原因是转子轴中存在横向裂纹^[1]。近十年来有许多文献研究了等转速和等加速裂纹转子的非线性动力学特性, 还有许多学者研究了转子在各种不同支承下裂纹转子的动力特性^[2~4]。一些学者建立了不同的裂纹模型以便检测和预报转子中裂纹发展的振动行为变化。如 Sekhar^[5]通过转子系统的暂态响应来检测裂纹转子的状态, Prabhakar^[6]则利用转子_轴承系统的机械阻抗来检测裂纹。此外有的学者研究了在线检测裂纹转子的方法^[7]。对非线性裂纹转子的分叉和混沌也有许多研究^[8]。目前许多学者在其研究中利用开闭裂纹模型。早期 Gasch^[9]利用开闭裂纹模型研究了 Jeffcott 裂纹转子的动力学特性, 后来 Meng 等^[10]考虑了涡动转速的影响并建立了兼容重力占优与重力不占优两种情形的非线性裂纹模型, 而且适用于协调和非协调两种情况。

但是, 迄今所见研究都未涉及转子支承的运动对裂纹转子动力学特性的影响。实际中许多转子工作在支承运动的情形, 例如飞行器中的发动机转子。本文考虑了因置于机动飞行飞行器内而造成的转子支承的运动对裂纹转子系统响应的影响, 建立了相应的数学模型并进行了数值仿真分析。结果表明, 由于飞行器的机动飞行, 转子响应出现了许多复杂的行为。

1 数学模型

本文选择文献[8, 10]中的裂纹轴刚度模型, 研究裂纹转子在机动飞行的飞行器内的非线性行为, 所研究的转子为具有横向裂纹的单盘 Jeffcott 转子, 裂纹出现在圆盘的根部。考虑转子的两支承在垂直平面 XOZ 内等速运动和等加速运动两种情形, 即可假设转子系统置于在垂直的 XOZ 平面内匀速或匀加速运动的飞行器内, 如图 1 所示。不考虑裂纹对垂直于裂纹法线方向刚度变化的影响, 不考虑陀螺效应的影响。假设转子轴与飞行器机身纵轴同轴且航迹变化角 α 等于飞行器俯仰角, 转子轴与水平面夹角也等于 α 。相应的动坐标系如图 2 所示。

采用裂纹的开闭模型, 考虑转子涡动的影响. 由文献[8, 10], 裂纹方向的轴刚度为:

$$K_{\eta} = K - f(\psi) \Delta K_{\eta}, \quad (1)$$

其中

$$\psi = \omega t + \beta + \theta_0 - (\omega_r t + \varphi_0), \quad (2)$$

并且有

$$f(\psi) = \begin{cases} 1, & \text{当 } 0 \leq \psi \leq \frac{\pi}{2} \text{ 和 } \frac{3\pi}{2} \leq \psi \leq 2\pi, \\ 0, & \text{当 } \frac{\pi}{2} < \psi < \frac{3\pi}{2}, \end{cases} \quad (3)$$

因此,

$$f(\psi) = \frac{1}{2} + \frac{2}{\pi} \cos \psi - \frac{2}{3\pi} \cos 3\psi + \frac{2}{5\pi} \cos 5\psi - \dots \quad (4)$$

不失一般性, 同时为减少变量个数, 可设 $\theta_0 = 0$, $\varphi_0 = 0$, 则裂纹变化角为:

$$\psi = \omega t - \omega_r t + \beta. \quad (5)$$

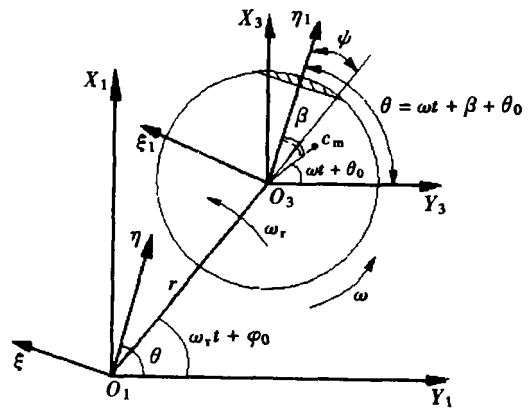
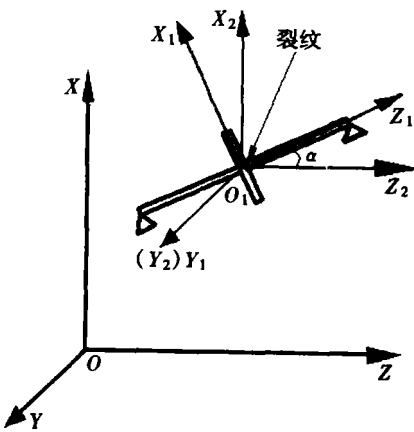


图1 裂纹转子系统在惯性坐标系中的示意图

图2 相对坐标系 $O_1X_1Y_1Z_1$ 中的裂纹轴

系统的无量纲运动方程为:

$$\begin{bmatrix} \ddot{x}_n \\ \ddot{y}_n \end{bmatrix} + \frac{2\varepsilon}{\Omega} \begin{bmatrix} \dot{x}_n \\ \dot{y}_n \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{1}{\Omega^2} - \alpha'^2 & 0 \\ 0 & \frac{1}{\Omega^2} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_n \\ y_n \end{bmatrix} - \frac{\Delta K f(\psi)}{2\Omega^2} \begin{bmatrix} 1 - \cos(2(\tau + \beta)) & \sin(2(\tau + \beta)) \\ \sin(2(\tau + \beta)) & 1 + \cos(2(\tau + \beta)) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_n \\ y_n \end{bmatrix} = U \begin{bmatrix} \sin \tau \\ \cos \tau \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} H \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (6)$$

其中:

$$H = \frac{1}{\Omega^2} \cos \alpha - U \alpha'^2 \sin \tau + x_n'' \cos \alpha - z_n'' \sin \alpha. \quad (7)$$

假设飞行器的航迹变化角 α 可由下式求得:

$$\alpha = \arctan(\dot{x}_n / \dot{z}_n), \quad (8)$$

则 α' 也可相应得到.

如果飞行器作等速飞行, 则方程(6)可简化为:

$$\begin{bmatrix} \ddot{x}_n \\ \ddot{y}_n \end{bmatrix} + \frac{2\varepsilon}{\Omega} \begin{bmatrix} \dot{x}_n \\ \dot{y}_n \end{bmatrix} + \frac{1}{\Omega^2} \begin{bmatrix} x_n \\ y_n \end{bmatrix} - \frac{\Delta K f(\phi)}{2\Omega^2} \begin{bmatrix} 1 - \cos(2(\tau + \beta)) & \sin(2(\tau + \beta)) \\ \sin(2(\tau + \beta)) & 1 + \cos(2(\tau + \beta)) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_n \\ y_n \end{bmatrix} = U \begin{bmatrix} \sin \tau \\ \cos \tau \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \frac{1}{\Omega^2} \cos \alpha \\ 0 \end{bmatrix}. \quad (9)$$

2 数值计算结果及讨论

由裂纹角 ϕ 的表达式可知系统运动方程为非线性的。本文运用四阶 Runge_Kutta 法数值求解了微分方程组(6), 并对系统响应周期性随系统参数变化而变的规律进行了研究。本文主要采用了响应的分叉图和 Poincaré 图来进行分析。运算中需要特别注意的是涡动角的计算:

$$\omega_{rt} + \varphi_0 = \begin{cases} \arctan(x_n/y_n), & \text{当 } y_n > 0, \\ \arctan(x_n/y_n) + \pi, & \text{当 } y_n < 0, \\ \pi/2, & \text{当 } y_n = 0, x_n > 0, \\ 3\pi/2, & \text{当 } y_n = 0, x_n < 0. \end{cases} \quad (10)$$

2.1 飞行器等速运动对裂纹响应的影响

考虑部分参数组合情形时系统的响应。首先假设飞行器等速飞行, 飞行器的倾角(参见图1)可由飞行器速度在垂直和水平方向的分量来决定, 如式(8)所示。事实上, 由方程(9)可见, 分析飞行器速度的影响可转为分析重力参数的影响。

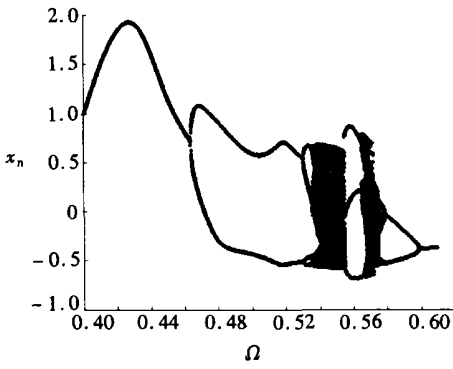
下面分别分析了 α 、 β 和 ΔK 的影响。假设所有情形中无量纲外阻尼系数 $\varepsilon = 0.02$, 圆盘盘心每转最大振幅为 $r_{n\max}$, 转子转数为 $\tau_1 = \tau / (2\pi)$ 。

1) 速度方向或重力参数的影响(即角度 α 的影响)

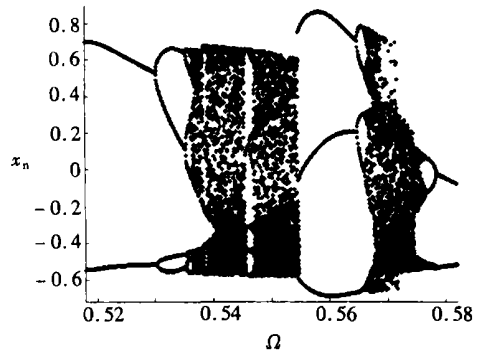
当 $U = 0.2$ 、 $\Delta K = 0.69$ 、 $\beta = \pi$ 时, 飞行器速度方向变化对裂纹转子系统响应的影响见图3(转子转速 $\Omega = 0.4 \sim 0.6$)。当 $\alpha = 0$ 时, 飞行器在水平方向匀速飞行, 系统响应见图3(a)、3(b)、3(c)。图3(a)是在所计算转速范围内圆盘盘心在 X_1 方向无量纲位移的分叉图, 图3(b)是图3(a)的局部放大图 ($0.5180 < \Omega < 0.5820$), 图3(c)是对应于图3(a)中 $\Omega = 0.5454$ 时响应的 Poincaré 图。由图3(c)可见, $\Omega = 0.5454$ 时系统响应为周期5。从图3(b)还可以看出, 当转速从0.5250开始增加时, 响应从周期2经过倍周期分叉进入混沌, 然后由混沌进入周期5(此时转速在0.5454附近, 而且范围很窄), 之后又再次进入混沌并从混沌进入周期3, 在 $\Omega = 0.5650$ 时响应从周期3又回到混沌, 最后通过倍周期分叉退出混沌并进入周期1。

图3(d)~图3(f)为 $\alpha = \pi/4$ (假设 $\dot{x}_n = \dot{z}_n = 100$) 时系统响应的分叉图和 $\Omega = 0.5700$ 时的 Poincaré 图。尽管 $\alpha = \pi/4$ 和 $\alpha = 0$ 时系统的动力学行为类似, 但它们之间的区别也是很明显的, 特别是进入和退出混沌的转速范围。 $\Omega = 0.5700$ 时的 Poincaré 图表明响应是典型的混沌响应。

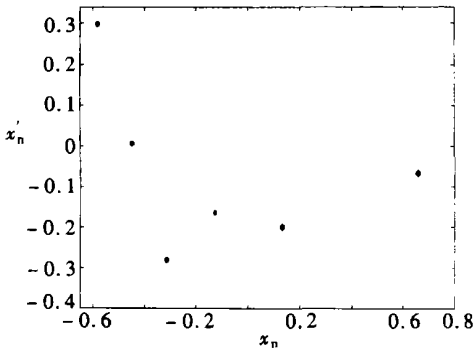
当参数改变后(如 $U = 0.1$, $\Delta K = 0.4$, $\beta = 0$), 同样可见动力学行为的变化(为节省篇幅, 图形未列出)。 $\alpha = 0$ 时, 响应在 $\Omega = 0.6300$ 之后由周期2变为周期1; 而当 $\alpha = \pi/4$ 时, 响应则为拟周期的($0.6178 < \Omega < 0.6246$), 其 Poincaré 图为封闭曲线。



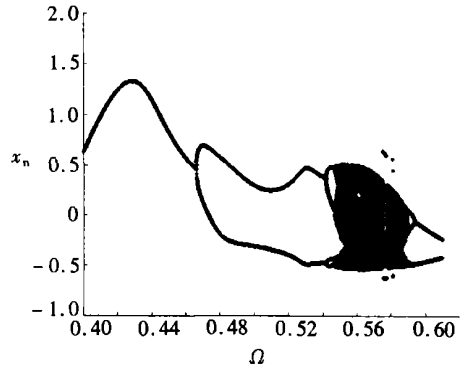
(a) 飞行器静止 ($\alpha = 0, \dot{x}_n = \dot{z}_n = 0$)



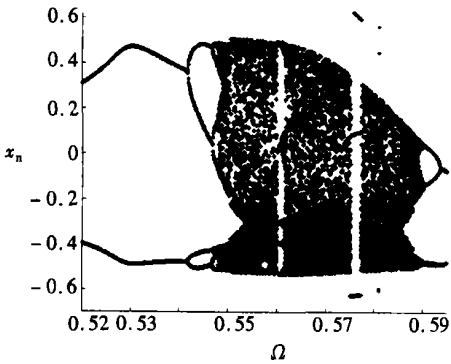
(b) 图(a)的细化



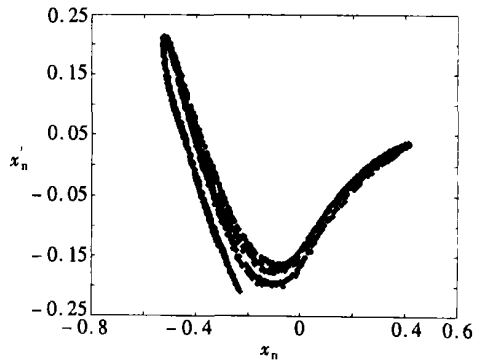
(c) 图(a)中 $\Omega = 0.5454$ 时的 Poincaré 图



(d) 飞行器运动 ($\alpha = \pi/4, \dot{x}_n = \dot{z}_n = 100$)



(e) 图(d)的细化



(f) 图(d)中 $\Omega = 0.5700$ 时的 Poincaré 图

($U = 0.2, \Delta K = 0.69, \beta = \pi, \varepsilon = 0.02$)

图3 飞行器等速运动对裂纹响应随转速比的影响

2) 裂纹中心线与不平衡方向间夹角 β 的影响

当 $U = 0.1, \Delta K = 0.62, \Omega = 0.4000 \sim 0.6000$ 时, β 从 $\pi/4$ 变化为 π , 不同的 α 对应不同的分叉图, 如图4所示. $\alpha = 0$ 对应于水平匀速飞行情形 ($x_n = 0$); $\alpha = 0.398\pi$ 则对应于 $x_n = 300, \dot{z}_n = 100$ 的情形. 比较图4(a)与4(c)、图4(b)与4(d), 可见 β 角明显影响了 α 不同时系统的动力学响应.

3) 刚度变化比 ΔK 的影响

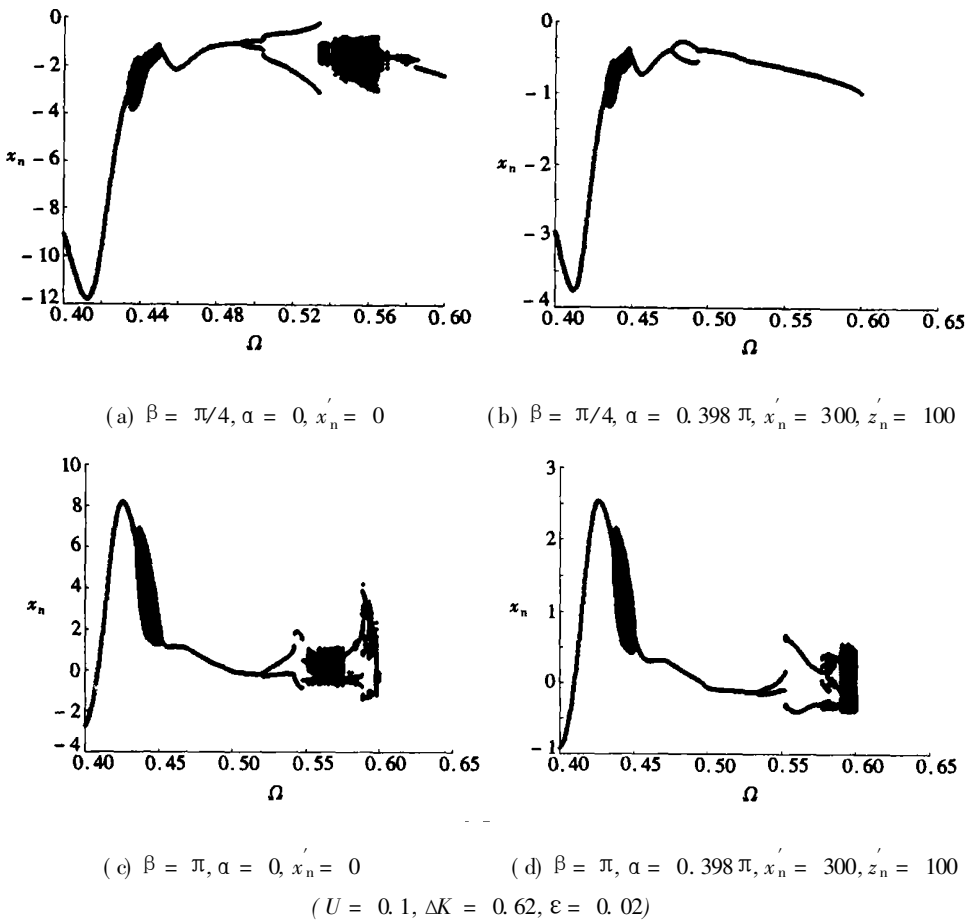
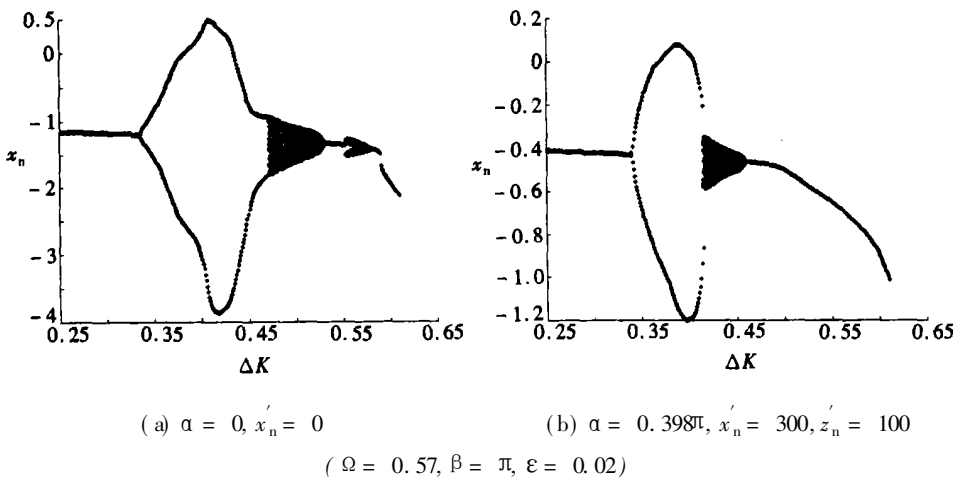
图 4 裂纹角 β 不同时飞行器等速运动对裂纹响应随转速比的影响

图 5 飞行器等速运动对裂纹响应随刚度变化比的影响

裂纹轴刚度变化比不同时飞行器倾角 α 对系统响应的影响也非常明显 ($U = 0.1, \Omega = 0.57, \beta = \pi, \varepsilon = 0.02, \Delta K = 0.25 \sim 0.61$)。如 α 取 3 个不同的值, 即 0 (对应于水平飞行)、 0.0628π (对应于 $\dot{x}_n = 100, \dot{z}_n = 500$) 和 0.398π (对应于 $\dot{x}_n = 300, \dot{z}_n = 100$), 随着 α 的增加, 响应中出现混沌、分叉或多周期解的参数值 ΔK 会变小, 而且 α 值大到一定程度后, 响应变成了

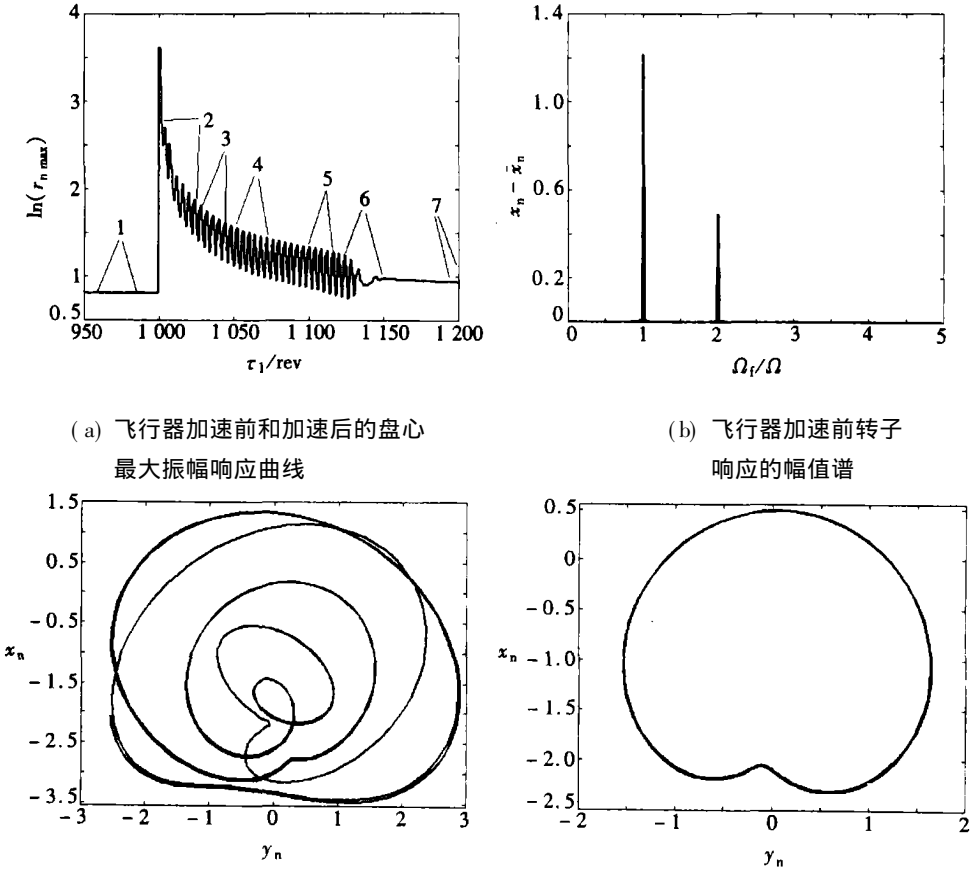
周期 1 解(图 5)。

4) 对系统响应稳定性的影响

运算结果表明,对一定的参数组合,原稳定的转子系统可能会变得不稳定。例如当 $U = 0.1$ 、 $\Omega = 0.64117$ 、 $\Delta K = 0.58$ 、 $\beta = 0$ 飞行器水平匀速飞行(即 $\alpha = 0$)时,系统响应稳定。但当 $\alpha = \pi/4$ (例如 $x_n = 100$ 、 $z_n = 100$)时,转子系统失稳。这说明由于飞行器的机动飞行可能使原稳定的转子系统变得不稳定。

2.2 飞行器等加速运动对裂纹响应的影响

以下分析了部分转子参数组合情形下飞行器等速飞行后突然加速至 $x_n = 50$ 、 $z_n = 200$ 时转子系统的响应。假设外阻尼系数 $\varepsilon = 0.02$, 不平衡参数为 $U = 0.1$ 。



(a) 飞行器加速前和加速后的盘心最大振幅响应曲线

(b) 飞行器加速前转子响应的幅值谱

(c) 对应于振幅响应曲线中第 5 段的盘心轨迹

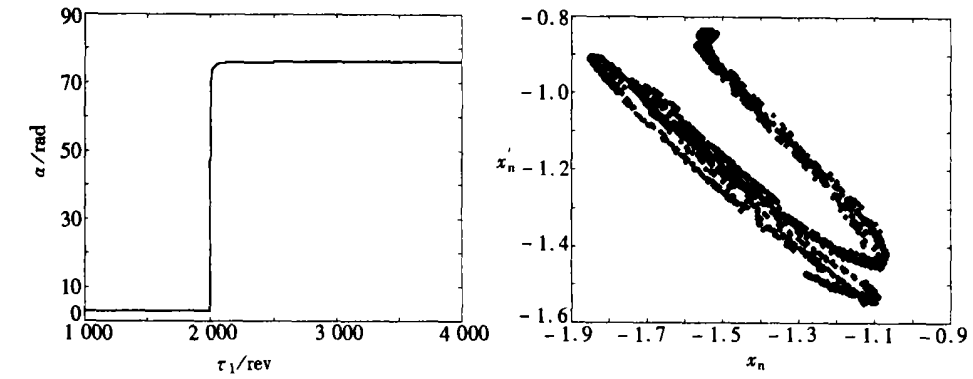
(d) 对应于振幅响应曲线中第 7 段的盘心轨迹

($\Omega = 0.60$ 、 $\Delta K = 0.6$ 、 $\beta = 0$ 、 $\varepsilon = 0.02$ 、 $x_{n0} = 500$ 、 $z_{n0} = 5000$ ($\alpha = 0.0317\pi$)、 $x_n = 50$ 、 $z_n = 200$)

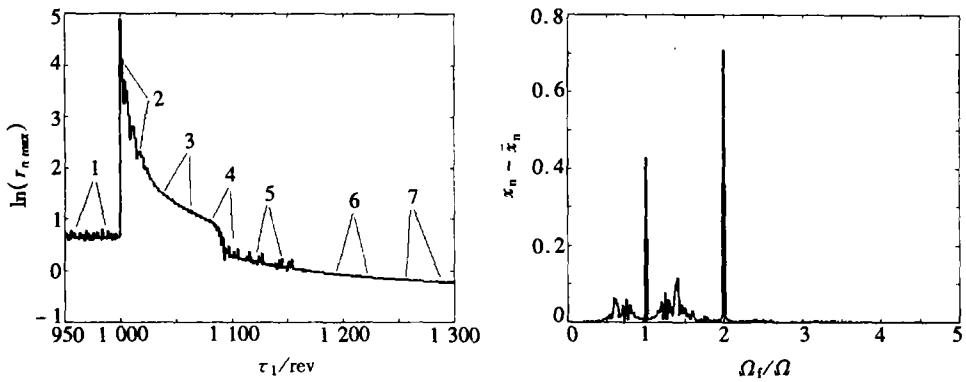
图 6 飞行器突加等加速运动对裂纹转子系统响应的影响

选定转子参数为 $\Omega = 0.6$ 、 $\Delta K = 0.6$ 和 $\beta = 0$, 飞行器原作等速飞行($x_{n0} = 500$ 、 $z_{n0} = 5000$), 之后突然加速至 $x_n = 50$ 、 $z_n = 200$, 转子系统响应如图 6 所示。图 6(a) 为飞行器加速前后盘心每转最大振幅的响应曲线(将其分为 7 个阶段), 图 6(b) 为对应于第一阶段即飞行器加速前转子系统响应的幅值谱, 图 6(d) 为对应于飞行器加速后转子转过 200 转后(对应于图 6(a) 中第 7 阶段)时盘心的运动轨迹。对系统参数相同的无裂纹转子系统的响应也进行了计算。为

节省篇幅, 本文没有列出相应图形. 比较后发现:

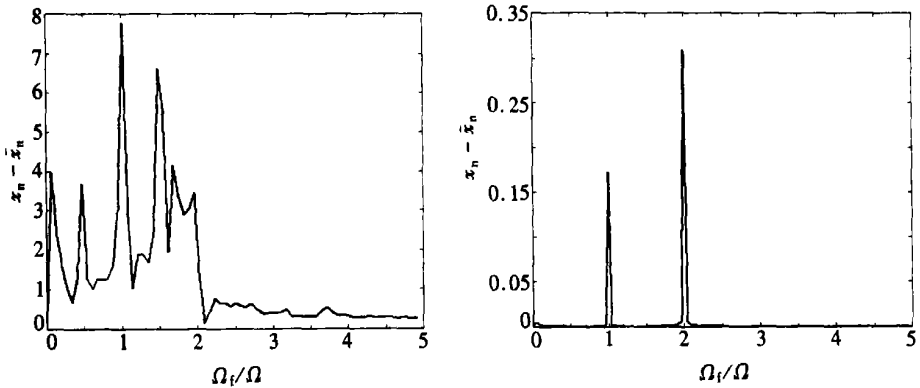


(a) 加速过程中 α 的变化 (b) 飞行器加速前转子响应的 Poincaré 图 ($\Omega = 0.62$)



(c) 飞行器加速前后盘心每转最大振幅响应

(d) 加速前转子响应的幅值谱



(e) 对应于图(c)中第2段响应的幅值谱

(f) 对应于图(c)中第7段响应的幅值谱

$$(\Omega = 0.5350, \Delta K = 0.62, \beta = \pi/4, \varepsilon = 0.02;$$

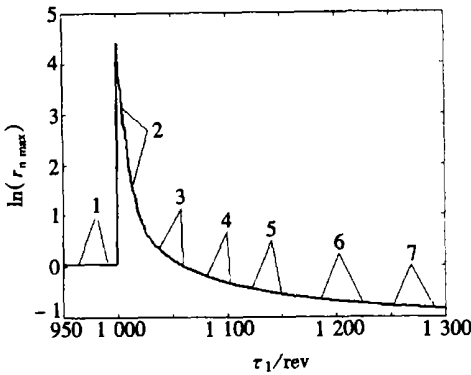
$$\text{加速前速度 } x_{n0} = 50, z_{n0} = 1000 (\alpha = 0.0159\pi), \text{ 加速度 } x_n'' = 200, z_n'' = 50)$$

图7 飞行器等加速运动对裂纹转子等速响应的影响

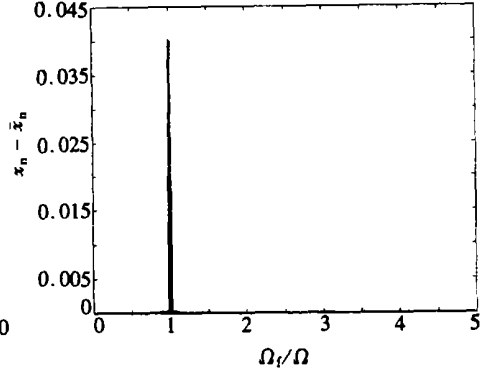
1) 没有裂纹的转子在飞行器突加速后振幅会大幅增加然后快速减小, 振幅曲线很快趋于稳定. 由于飞行器倾角 α 的持续变化, 系统振幅会持续降低;

2) 当转子轴存在裂纹时, 飞行器突然加速同样造成振幅大幅增加, 但比无裂纹轴振幅增加的幅度大, 而且在随后的振幅下降过程中振幅还会发生波动;

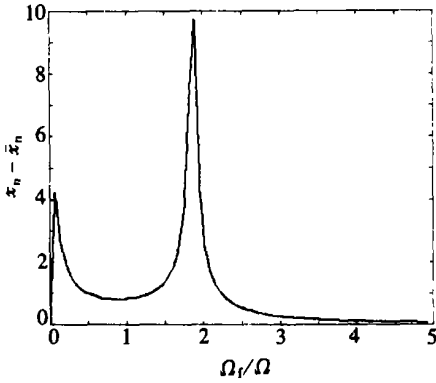
3) 系统参数相同时, 飞行器加速前后裂纹转子系统的动力学行为类似, 无论飞行器加速前的系统响应为周期、多周期、拟周期或混沌, 在飞行器加速一段时间后, 响应形态仍同加速前的形态。这是因为飞行器的倾角变化较小的缘故。



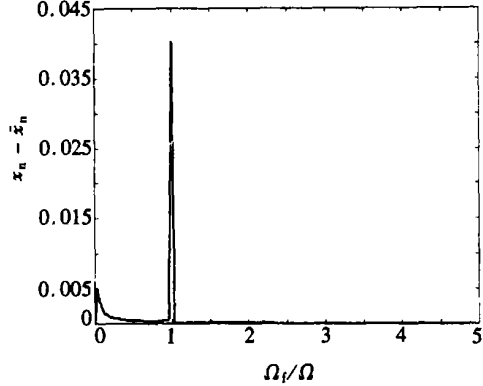
(a) 飞行器加速前后盘心每转最大振幅响应



(b) 飞行器加速前的无裂纹转子响应幅值谱



(c) 对应于图(a)中第2段响应的幅值谱



(d) 对应于图(a)中第7段响应的幅值谱

$$(\Omega = 0.5350, \Delta K = 0.62, \beta = \pi/4, \varepsilon = 0.02;$$

$$\text{加速前速度 } x_{n0} = 50, z_{n0} = 1000 (\alpha = 0.0159\pi); \text{ 加速度 } x_n'' = 200, z_n'' = 50)$$

图8 飞行器等加速运动对无裂纹转子等速响应的影响

以下的情形说明了垂直方向加速度分量较大时转子系统非线性各态历经的情况。此时飞行器的倾角变化较大。所选择的系统参数为 $\Omega = 0.5350, \Delta K = 0.62, \varepsilon = 0.02$ 和 $\beta = \pi/4$ 。在飞行器加速之前, 飞行器等速飞行 ($x_{n0} = 50, z_{n0} = 1000$), 然后飞行器突然瞬时加速, 加速度分量为 $x_n'' = 200, z_n'' = 50$ 。 α 的变化曲线如图7(a), α 的变化非常大, 接近 0.4π 。飞行器加速前对应于不同 α 角的转速范围包括 0.5350 的响应分叉图见图4(a)、4(b)。由图7(b)可知飞行器加速前转子系统响应为混沌解。图7(c)为飞行器加速前和加速过程中转子盘心每转最大振幅曲线, 图7(d)、7(e)和7(f)分别为对应于图7(c)中第1、第2和第7阶段响应的幅值谱。由此可知, 随着飞行器的机动飞行, 转子系统响应中出现了 $2X, 3X/2, 1X, X/2, 4X/3, 2X/3, 0X$ 和其它频率分量, 而且在不同阶段, 频率成分不同 ($0X$ 表示响应振幅在持续下降)。经过图7(c)的第3~第6阶段, 响应中的其它分量大幅减小。到第7阶段时响应中只剩下 $2X, 1X$ 和非常小的 $0X$ 分量, 对应于周期响应。显然, 当飞行器长时间加速造成倾角大幅变化时, 裂纹系

统的暂态响应中可能会出现不同的非线性现象, 频率成分也相应发生变化。

飞行器机动飞行对参数相同的无裂纹轴转子系统响应的影响见图 8, 其中图 8(b) 为飞行器加速前转子系统响应的幅值谱, 图 8(c) 和 8(d) 则分别为对应于图 8(a) 中第 2、7 阶段的幅值谱图。从图 8(c)、8(d) 可见响应中最大暂态频率分量在飞行器加速过程中会随时间而减小, 一阶共振频率逐渐成为主要分量。无裂纹系统的幅值谱图明显不同于图 7 中的裂纹转子系统响应的幅值谱图。

3 结 论

当飞行器作速度不同的等速飞行时, 转子轴与水平面间的夹角即飞行器倾角的变化将造成重力分量的变化, 裂纹转子系统的响应会在周期解、拟周期或混沌状态之间变化, 出现非线性现象如分叉、拟周期及混沌等现象的转速比、刚度变化比等参数的范围大小将发生变化和漂移, 进入和退出混沌的路径、响应中的频率成份也发生变化。飞行器不同运行速度造成的倾角变化还会改变裂纹转子响应的稳定性。

无论在飞行器作等加速运动前等速裂纹转子系统处于周期解、拟周期还是混沌状态, 飞行器加速后均将引起转子振幅的突升及其后振荡速度、幅度不同的下降过程。飞行器持续的加速过程会使裂纹转子系统响应可能在不同的非线性状态下交替改变, 响应中的频率成分也相应发生很大变化。

研究结果可应用于飞行器转子系统裂纹故障的在线检测。

[参 考 文 献]

- [1] Wauer J. On the dynamics of cracked rotors: A literature survey[J]. Applied Mechanics Reviews, 1990, 43(10): 13—17.
- [2] Wu M C, Huang S C. Vibration and crack detection of a rotor with speed dependent bearings[J]. International Journal of Mechanical Sciences, 1998, 40(6): 545—555.
- [3] Kicinski J, Ostachowicz W M. Nonlinear analysis of cracked rotors with multiple supports[J]. ASME, Design Engineering Division, 1995, 84(3): 1283—1292.
- [4] Prabhu B S, Sekhar A S. Severity estimation of cracked shaft vibrations within fluid film bearings [J]. Tribology Transactions, 1995, 38(3): 583—588.
- [5] Sekhar A S, Prabhu B S. Condition monitoring of cracked rotors through transient response[J]. Mechanism & Machine Theory, 1998, 33(8): 1167—1175.
- [6] Prabhakar S, Sekhar A S. Detection and monitoring of cracks using mechanical impedance of rotor bearing system[J]. Journal of the Acoustical Society of America, 2001, 110(5): 2351—2359.
- [7] Ratan S, Baruh H, Rodriguez J. On_line identification and location of rotor cracks [J]. Journal of Sound and Vibration, 1996, 194(1): 67—82.
- [8] Zheng J B, Mi Z, Meng G. Bifurcation and chaos of a nonlinear cracked rotor[J]. International Journal of Bifurcation and Chaos, 1998, 8(3): 597—607.
- [9] Gasch R. Dynamic behavior of a simple rotor with a cross sectional crack[A]. In: I Mech E Ed. Proceeding of the Conference on Vibration in Rotating Machinery [C]. London: University of Cambridge, 1976, 123—128.
- [10] Meng G, Gasch R. The nonlinear influences of whirl speed on the stability and response of a cracked rotor[J]. Journal of Machine Vibration, 1992, 4(2): 216—230.

Nonlinear Dynamics of a Cracked Rotor in a Maneuvering Aircraft

LIN Fu_sheng^{1,2}, MENG Guang¹, Eric Hahn³

(1. State Key Laboratory of Vibration, Shock and Noise, Shanghai Jiaotong University,
Shanghai 200030, P. R. China;

2. Department of Electromechanical Engineering, Wuhan University of Science and Engineering,
Wuhan 430073, P. R. China;

3. School of Mechanical and Manufacturing Engineering, The University of
New South Wales, Sydney 2052, Australia)

Abstract: The nonlinear dynamics of a cracked rotor system in an aircraft maneuvering with constant velocity or acceleration was investigated. The influence of the aircraft climbing angle on the cracked rotor system response is of particular interest and the results show that the climbing angle can markedly affect the parameter range for bifurcation, for quasi-periodic response and for chaotic response as well as for system stability. Aircraft acceleration is also shown to significantly affect the nonlinear behavior of the cracked rotor system, illustrating the possibility for on-line rotor crack fault diagnosis.

Key words: cracked rotor; maneuvering aircraft; nonlinear response; fault diagnosis