

文章编号:1000-8055(2013)12-2790-07

常数机动载荷对航空发动机转子系统 振动特性的影响

侯 磊, 陈予恕

(哈尔滨工业大学 航天学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 考虑了一个带有非线性弹性支承的偏置圆盘 Jeffcott 转子系统, 研究了常数机动载荷对该系统振动特性的影响. 通过数值计算发现: 常数机动载荷取不同值时, 系统的幅频特性曲线可能出现滞后区变窄、消失以及二次跳跃现象; 频率比不同值时, 系统振幅与常数机动载荷关系曲线差别较大, 在特定转速下, 先将常数机动载荷缓慢增加至一定值, 再缓慢降低至零, 可能引起系统由小振幅稳态解跳跃至大振幅稳态解而无法恢复; 转子轴心偏移量随着常数机动载荷增加而增大, 受系统工作转速影响不大.

关 键 词: 常数机动载荷; 水平盘旋; 俯冲拉起; 航空发动机; Jeffcott 转子系统

中图分类号: V23

文献标志码: A

Effect of constant maneuver load on vibration characteristics of aero-engine's rotor system

HOU Lei, CHEN Yu-shu

(School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: An asymmetric placed Jeffcott rotor system with nonlinear elastic support was considered, and the influences of constant maneuver load on the dynamics of the rotor system were studied numerically. By setting different constant maneuver loads, it was found that the relationship between the amplitude and the excitation frequency may lead to different phenomena including: hysteresis region narrowing, disappearance and secondary jump. With the variation of the frequency ratio, the relationship between the amplitude and the constant maneuver load is changed significantly. Under certain excitation frequency, if the constant maneuver load crosses a critical value, the amplitude of the system can jump from a small level to a large one, and not drop down even though the load is reduced to zero. In addition, the offset of the rotor's axis is not closely related to the excitation frequency, but mainly depended on the amount of the constant maneuver load.

Key words: constant maneuver load; hovering; dive-hike; aero-engine;
Jeffcott rotor system

航空发动机转子系统中存在大量的振动问题以及由于非线性振动造成的故障^[1]. 对于飞行表

演, 由于发动机经常工作在机动飞行工况下, 其振动问题更为突出. 林富生、孟光^[2-7]分析了机动飞行

收稿日期: 2012-11-08

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20131111.1602.021.html>

基金项目: 国家自然科学基金重点项目(10632040)

作者简介: 侯磊(1987-), 男, 吉林梅河口人, 博士生, 主要从事航空发动机非线性转子动力学研究.

时发动机转子系统等变速运动的动力学特性,并讨论了转子初弯和刚度不对称、重力以及挤压油膜阻尼器(SFD)的影响,研究了碰摩、裂纹等故障。

战斗机在转弯时,飞行员时常能感觉到剧烈的振动,这是由于机动载荷引起的。祝长生、陈拥军^[8-9]利用 Lagrange 方程建立了飞机在空间任意机动飞行情况下航空发动机转子系统运动方程的数学模型,表明空间机动飞行条件下转子系统会产生附加惯性力、附加阻尼效应以及附加刚度效应。特别地,在匀速水平盘旋或俯冲拉起时,航空发动机转子系统所受的机动载荷可简化为常数。

魏海涛等人^[10]首先建立了飞机在水平盘旋及俯冲拉起时由转弯角速度及转弯半径表示的机动载荷表达式,采用传递矩阵法分析了双转子系统在机动飞行条件下的振动响应,表明在机动载荷作用下,圆盘中心位置发生平移。其后,多位学者采用该机动载荷形式,研究转子系统在不同工况下的振动特性。徐敏等人^[11]研究了带挤压油膜阻尼器的 Jeffcott 转子系统在机动飞行条件下的振动响应,表明挤压油膜阻尼器能够有效抑制机动飞行条件下的瞬态振动,起到快速稳定系统的作用。杨永锋等人^[12-13]研究了刚性支承的裂纹转子在机动飞行条件下的非线性特性,发现了响应通向混沌的道路。于渊博^[14]研究了弹性支承的裂纹转子在机动飞行条件下的非线性特性,表明飞机机动飞行时产生的附加力对转子系统的非线性有明显的影响。然而这些研究中采用的机动载荷均是一种特定情况,没有考虑载荷大小改变对系统幅频特性以及轴心偏移情况的影响。

本文采用 Lagrange 方程建立具有非线性弹性支撑的 Jeffcott 转子系统在空间任意机动飞行情况下的运动微分方程,以水平盘旋机动飞行为例,将机动载荷简化为常数,分析其对转子系统振动特性的影响,数值计算结果表明:不同常数机动载荷下系统的幅频特性(A-Ω)曲线可能出现滞后区变窄、消失以及分岔现象,不同频率比时系统的振幅与常数机动载荷关系(A-G)曲线有较大差别,此外,转子轴心偏移量随着常数激励增加而增大,受系统工作转速影响不大。

1 转子系统模型

考虑一个带有非线性弹性支撑和偏置圆盘的 Jeffcott 转子系统,其模型示意图如图 1 所示。

首先给出各能量表达式^[15]

平动动能

$$T_t = \frac{1}{2} m \{ [\omega_{B,y}(z + e \sin \omega t) - \omega_{B,z}(y + e \cos \omega t) + \dot{x}_B]^2 + [\dot{y} + \dot{y}_B - \omega e \sin \omega t + \omega_{B,z}x - \omega_{B,x}(z + e \sin \omega t)]^2 + [\dot{z} + \dot{z}_B + \omega e \cos \omega t - \omega_{B,x}(y + e \cos \omega t) - \omega_{B,y}x]^2 \} \quad (1)$$

转动动能

$$T_r = \frac{1}{2} J_p \omega^2 + \frac{1}{2} J_d [(\dot{\theta}_y + \omega_{B,y})^2 + (\dot{\theta}_z + \omega_{B,z})^2] - J_p \omega(\dot{\theta}_z + \omega_{B,z})\theta_y \quad (2)$$

弹性势能

$$V = \frac{1}{2} k [(y - l_1 \theta_z)^2 + (y + l_2 \theta_z)^2 + (z - l_1 \theta_y)^2 + (z + l_2 \theta_y)^2] + \frac{1}{4} \alpha [(y - l_1 \theta_z)^2 + (z - l_1 \theta_y)^2]^2 + \frac{1}{4} \alpha [(y + l_2 \theta_z)^2 + (z + l_2 \theta_y)^2]^2 \quad (3)$$

耗散能

$$D = \frac{1}{2} c [(\dot{y} + l_1 \dot{\theta}_z)^2 + (\dot{y} - l_2 \dot{\theta}_z)^2 + (\dot{z} - l_1 \dot{\theta}_y)^2 + (\dot{z} + l_2 \dot{\theta}_y)^2] \quad (4)$$

式中 e 为圆盘的偏心距; c 为阻尼; ω 为转子的转速; α 为非线性刚度; k 为线性刚度; J_p 为圆盘极转动惯量; J_d 为圆盘直径转动惯量; $\dot{x}_B, \dot{y}_B, \dot{z}_B$ 分别为飞机的飞行速度矢量在转子坐标系三个坐标轴的分量; $\omega_{B,x}, \omega_{B,y}, \omega_{B,z}$ 分别为飞机的角速度矢量在转子坐标系关于三个坐标轴的分量。

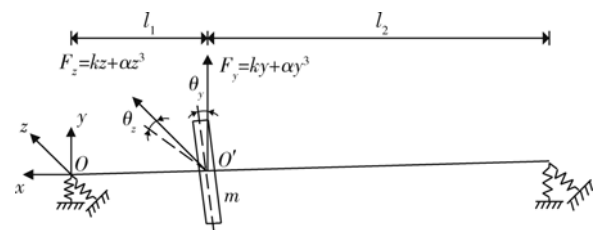


图 1 转子系统模型示意图

Fig. 1 Schematic of rotor system model

根据 Lagrange 方程可得系统运动微分方程如下:

$$m \ddot{y} + k(2y + l_1 \theta_z - l_2 \theta_z) + c(2\dot{y} + l_1 \dot{\theta}_z - l_2 \dot{\theta}_z) + \alpha [(y + l_1 \theta_z)^2 + (z - l_1 \theta_y)^2] (y + l_1 \theta_z) + \alpha [(y - l_2 \theta_z)^2 + (z + l_2 \theta_y)^2] (y - l_2 \theta_z) = m \omega^2 e \cos \omega t - m(\omega_{B,y} \omega_{B,z} - \dot{\omega}_{B,x})z + m(\omega_{B,x}^2 + \omega_{B,z}^2)y + 2m\omega_{B,x} \dot{z} - m(\ddot{y}_B + \omega_{B,z} \dot{z}_B - \omega_{B,x} \dot{z}_B + \omega_{B,x} \omega_{B,y} x + \dot{\omega}_{B,z} x) \quad (5)$$

$$m\ddot{z} + k(2z - l_1\theta_y + l_2\theta_z) + c(2\dot{z} - l_1\dot{\theta}_y + l_2\dot{\theta}_z) + \alpha[(y + l_1\theta_z)^2 + (z - l_1\theta_y)^2](z - l_1\theta_y) + \alpha[(y - l_2\theta_z)^2 + (z + l_2\theta_y)^2](z + l_2\theta_y) = m\omega^2 e \sin \omega t - m(\omega_{B,y}\omega_{B,z} + \dot{\omega}_{B,x})y + m(\omega_{B,x}^2 + \omega_{B,y}^2)z + 2m\omega_{B,x}\dot{y} - m(\ddot{z}_B - \omega_{B,y}\dot{x}_B + \omega_{B,x}\dot{y}_B + \omega_{B,x}\omega_{B,z}x - \dot{\omega}_{B,y}x) \quad (6)$$

$$J_d\ddot{\theta}_y + k[-(z - l_1\theta_y)l_1 + (z + l_2\theta_y)l_2] - \alpha[(y + l_1\theta_z)^2 + (z - l_1\theta_y)^2](z - l_1\theta_y)l_1 + \alpha[(y - l_2\theta_z)^2 + (z + l_2\theta_y)^2](z + l_2\theta_y)l_2 + c[-(z - l_1\dot{\theta}_y)l_1 + (z + l_2\dot{\theta}_y)l_2] - J_p\omega\dot{\theta}_z = -J_p\omega\omega_{B,z} - J_d\dot{\omega}_{B,y} \quad (7)$$

$$J_d\ddot{\theta}_z + k[-(y + l_1\theta_z)l_1 + (y - l_2\theta_z)l_2] - \alpha[(y + l_1\theta_z)^2 + (z - l_1\theta_y)^2](y + l_1\theta_z)l_1 + \alpha[(y - l_2\theta_z)^2 + (z + l_2\theta_y)^2](y - l_2\theta_z)l_2 + c[-(y + l_1\dot{\theta}_z)l_1 + (y - l_2\dot{\theta}_z)l_2] - J_p\omega\dot{\theta}_y = J_p\omega\omega_{B,y} - J_d\dot{\omega}_{B,z} \quad (8)$$

取无量纲参数 $e_0 = \frac{mg}{k}, q_1 = \frac{y}{e_0}, q_2 = \frac{z}{e_0},$

$q_3 = \frac{(l_2 + l_1)\theta_y}{e_0}, q_4 = \frac{(l_2 + l_1)\theta_z}{e_0},$ 设 $\tau = \omega_1 t,$ 其

中 $\omega_1 = \sqrt{\frac{2k}{m}},$ 将方程无量纲化, 得

$$q_1'' + q_1 + a_1 q_1 + a_2 q_1' + a_3 q_1' + a_4 (q_1^3 + q_1 q_2^2) + a_5 (2q_1 q_2 q_3 + 3q_1^2 q_1 + q_2^2 q_1) + a_6 (q_1 q_3^2 + 3q_1 q_4^2 + 2q_2 q_3 q_1) + a_7 (q_3^2 q_4 + q_4^3) = E\Omega^2 \cos \Omega \tau + c_1 q_1 + c_3 q_2 + c_5 q_2' + G_1 \quad (9)$$

$$q_2'' + q_2 + a_1 q_3 + a_2 q_2' + a_3 q_3' + a_4 (q_1^2 q_2 + q_2^3) + a_5 (q_1^2 q_3 + 2q_1 q_2 q_4 + 3q_2^2 q_3) + a_6 (2q_1 q_3 q_4 + 3q_2 q_3^2 + q_2 q_4^2) + a_7 (q_3^3 + q_3 q_4^2) = E\Omega^2 \sin \Omega \tau + c_2 q_2 + c_4 q_1 + c_5 q_1' + G_2 \quad (10)$$

$$q_3'' + \omega_2^2 q_3 + b_1 q_2 + b_2 q_3' + b_3 q_4' + b_4 q_2' + b_5 (q_1^2 q_2 + q_2^3) + b_6 (q_1^2 q_3 + 2q_1 q_2 q_4 + 3q_2^2 q_3) + b_7 (2q_1 q_3 q_4 + 3q_2 q_3^2 + q_2 q_4^2) + b_8 (q_3^3 + q_3 q_4^2) = G_3 \quad (11)$$

$$q_4'' + \omega_2^2 q_4 + b_1 q_1 + b_2 q_4' - b_3 q_3' + b_4 q_1' + b_5 (q_1^3 + q_1 q_2^2) + b_6 (2q_1 q_2 q_3 + 3q_1^2 q_4 + q_2^2 q_4) + b_7 (q_1 q_3^2 + 3q_1 q_4^2 + 2q_2 q_3 q_4) + b_8 (q_3^2 q_4 + q_4^3) = G_4 \quad (12)$$

以上方程中各参数表达式如下:

$$a_1 = \frac{k(l_2 - l_1)}{m\omega_1^2(l_1 + l_2)}, a_2 = \frac{2c}{m\omega_1},$$

$$a_3 = \frac{c(l_2 - l_1)}{m\omega_1(l_1 + l_2)}, a_4 = \frac{2e_0^2\alpha}{m\omega_1^2},$$

$$a_5 = \frac{e_0^2\alpha(l_2 - l_1)}{m\omega_1^2(l_1 + l_2)}, a_6 = \frac{e_0^2\alpha(l_1^2 + l_2^2)}{m\omega_1^2(l_1 + l_2)^2},$$

$$a_7 = \frac{e_0^2\alpha(l_2^3 - l_1^3)}{m\omega_1^2(l_1 + l_2)^3}, E = \frac{e}{e_0},$$

$$\Omega = \frac{\omega}{\omega_1}, c_1 = \frac{\omega_{B,x}^2 + \omega_{B,z}^2}{\omega_1^2},$$

$$c_2 = \frac{\omega_{B,x}^2 + \omega_{B,y}^2}{\omega_1^2}, c_3 = \frac{\dot{\omega}_{B,x} - \omega_{B,y}\omega_{B,z}}{\omega_1^2},$$

$$c_4 = \frac{-\dot{\omega}_{B,x} - \omega_{B,y}\omega_{B,z}}{\omega_1^2}, c_5 = \frac{2\omega_{B,x}}{\omega_1},$$

$$G_1 =$$

$$-\frac{\ddot{y}_B - \omega_{B,z}\dot{x}_B + \omega_{B,x}\dot{z}_B - \omega_{B,x}\omega_{B,y}x - \dot{\omega}_{B,z}x}{\omega_1^2 e_0},$$

$$G_2 =$$

$$-\frac{\ddot{z}_B + \omega_{B,y}\dot{x}_B - \omega_{B,x}\dot{y}_B - \omega_{B,x}\omega_{B,z}x + \dot{\omega}_{B,y}x}{\omega_1^2 e_0},$$

$$\omega_2^2 = \frac{(l_1^2 + l_2^2)k}{J_d \omega_1^2}, b_1 = \frac{k(l_2^2 - l_1^2)}{J_d \omega_1^2},$$

$$b_2 = \frac{c(l_1^2 + l_2^2)}{J_d \omega_1}, b_3 = \frac{J_p}{J_d},$$

$$b_4 = \frac{c(l_2^2 - l_1^2)}{J_d \omega_1}, b_5 = \frac{e_0^2\alpha(l_2 - l_1^2)}{J_d \omega_1^2},$$

$$b_6 = \frac{e_0^2\alpha(l_1^2 + l_2^2)}{J_d \omega_1^2}, b_7 = \frac{e_0^2\alpha(l_2^3 - l_1^3)}{J_d \omega_1^2(l_1 + l_2)},$$

$$b_8 = \frac{e_0^2\alpha(l_1^4 + l_2^4)}{J_d \omega_1^2(l_1 + l_2)^2},$$

$$G_3 = \frac{(l_1 + l_2)(-J_p\omega\omega_{B,z} - J_d\dot{\omega}_{B,y})}{J_d \omega_1^2 e_0},$$

$$G_4 = \frac{(l_1 + l_2)(-J_p\omega\omega_{B,y} - J_d\dot{\omega}_{B,z})}{J_d \omega_1^2 e_0}$$

2 转系统参数及机动飞行条件

2.1 转子系统参数

取圆盘质量 $m=20\text{ kg}$, 半径 $R=0.12\text{ m}$, 其他结构参数^[16-17]如表 1 所示。

表 1 转子系统主要结构参数

Table 1 Main structural parameters of rotor system

参数	数值
l_1/m	0.25
l_2/m	0.5
$k/10^6\text{ (N/m)}$	1.57
$\alpha/10^{12}\text{ (N/m}^3\text{)}$	3.8
$c\text{ (N}\cdot\text{s/m)}$	90
$e/10^{-5}\text{ m}$	3
$\omega\text{ (r/min)}$	4500

2.2 机动飞行条件

在文献[1,3-7]中,机动飞行条件均采用匀速的水平盘旋或俯冲拉起动作,一方面这两个动作具有普遍意义;另一方面,在这两个动作下,附加外激励力可以简化为常数机动载荷,形式简单,便于理论分析.本文以匀速水平盘旋为例,探讨常数机动载荷对系统振动特性的影响.

根据式(5)~式(8)当飞机在水平面内做水平盘旋运动时,转子的附加激励力 F_1 为

$$F_1 = \begin{bmatrix} 0 \\ m\omega_{B,y} \dot{x}_B \\ 0 \\ J_p \omega \omega_{B,y} \end{bmatrix} \quad (13)$$

在文献[3]中,水平盘旋情况下的附加载荷 F'_1 表达式为

$$F'_1 = \begin{bmatrix} 0 \\ m\Omega_2^2 R_2 \\ 0 \\ J_p \omega \Omega_2 \end{bmatrix} \quad (14)$$

式中 Ω_2 为水平盘旋角速度, R_2 为水平盘旋轨迹的半径,事实上,在飞行速度 \dot{x}_B 恒定的情况下, $\Omega_2 = \omega_{B,y}$, 因此, F'_1 与 F_1 在形式上是一致的.

在式(9)~式(12)中, c_1, c_2, c_3, c_4, c_5 均为 0, 转子的无量纲附加激励力为

$$\begin{bmatrix} G_1 \\ G_2 \\ G_3 \\ G_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{\omega_{B,y} \dot{x}_B}{\omega_1^2 e_0} \\ 0 \\ \frac{J_p \omega \omega_{B,y} (l_1 + l_2)}{J_d \omega_1^2 e_0} \end{bmatrix} \quad (15)$$

设飞机的飞行速度 \dot{x}_B 恒为 100 m/s,则常数机载载荷 G_2 和 G_4 与盘旋角速度 $\omega_{B,y}$ 成正比,且

$$G_4 = -\frac{J_p \omega (l_1 + l_2)}{J_d \dot{x}_B} G_2 \quad (16)$$

例如,设转子工作转速为 4500 r/min, $\omega_{B,y}$ 取 0.196 rad/s 时, $G_2 = 1.0, G_4 = -7.0$. 根据式(16),当飞机匀速水平盘旋时, G_2 和 G_4 对转子系统的作用简化为常数.

3 数值计算结果

取不同的常数机动载荷,应用 Matlab 软件对式(9)~式(12)进行了数值试验,发现了一些有趣现象,下面对试验结果进行总结.

3.1 常数机动载荷对系统幅频特性的影响

通过数值试验发现:当常数机动载荷 G_2 取不

同值时, q_2 自由度上的幅频关系曲线(下文简称 A- Ω 曲线,图中 $A(q_2)$ 表示幅值, Ω 表示频率)有不同结构,图 2 所示为四种典型情况.

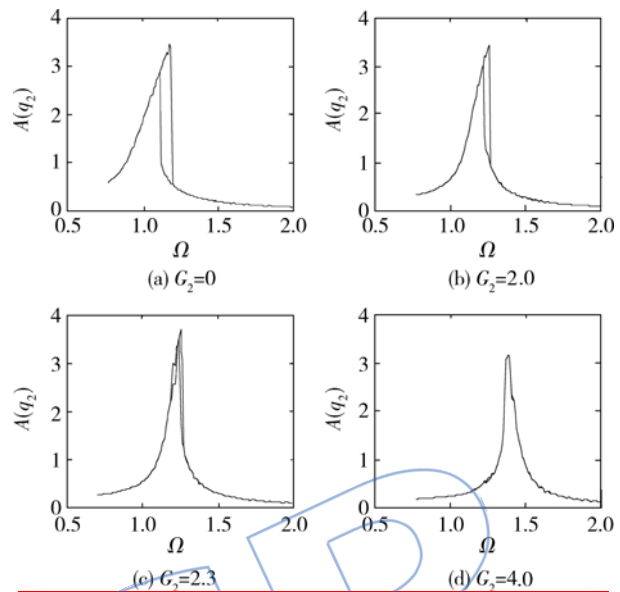


图 2 不同常数机动载荷下 q_2 的 A- Ω 曲线
Fig. 2 A- Ω curves of q_2 under varies constant maneuver loads

当 $G_2 = 0$ 时,由于非线性弹性支撑的作用,转子系统在 q_2 自由度上的 A- Ω 曲线存在跳跃滞后现象(图 2(a));增大 G_2 时, A- Ω 曲线形状不变,但滞后区变窄(图 2(b));当 $G_2 = 3.0$ 时,出现二次跳跃现象(图 2(c)); $G_2 = 4.0$ 时,跳跃滞后以及二次跳跃现象均消失(图 2(d)). 与 q_2 自由度相比, G_2 取不同数值时,在 q_1 自由度上系统的 A- Ω 曲线形状相同,均存在跳跃滞后现象,只是滞后区大小不同.图 3 给出了 G_2 分别取 $G_2 = 1.5, G_2 = 2.0, G_2 = 3.0$ 及 $G_2 = 4.0$ 时 q_1 的 A- Ω 曲线.

3.2 常数机动载荷对轴心偏移量的影响

将转子系统运动时轴心轨迹中心的位置定义为轴心偏移量,如图 4 所示.其中图 4(a)为机动载荷取 0 时的轴心轨迹,此时轴心轨迹为圆,圆心在轴心,轴心偏移量为 0;图 4(b)为 $G_2 = 1.0$ 时的轴心轨迹,该轴心轨迹变为椭圆,椭圆中心即为轴心轨迹中心,轴心偏移量(轴心轨迹中心在 y 轴和 z 轴的坐标)分别用 $C(q_1)$ 和 $C(q_2)$ 表示,此时 $C(q_1) = 0, C(q_2) = 0.93$. 下面考察 G_2 取不同值时 $C(q_2)$ 与频率 Ω 的关系.

图 5 给出了常数机动载荷分别取 $G_2 = 1.5, G_2 = 2.0, G_2 = 3.0$ 及 $G_2 = 4.0$ 时 $C(q_2)$ 与 Ω 的关系.

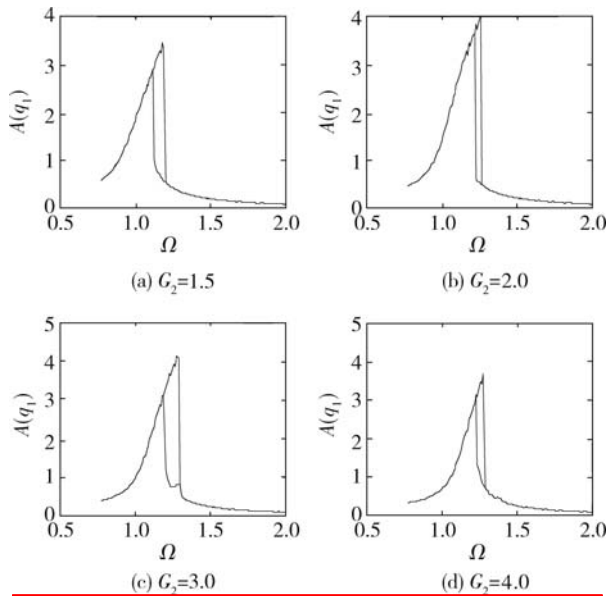


图 3 不同常数机动载荷下 q_1 的 A- Ω 曲线
 Fig. 3 A- Ω curves of q_1 under varies constant maneuver loads

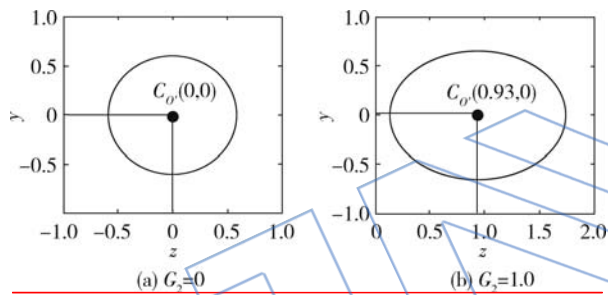


图 4 轴心轨迹
 Fig. 4 Shaft orbits

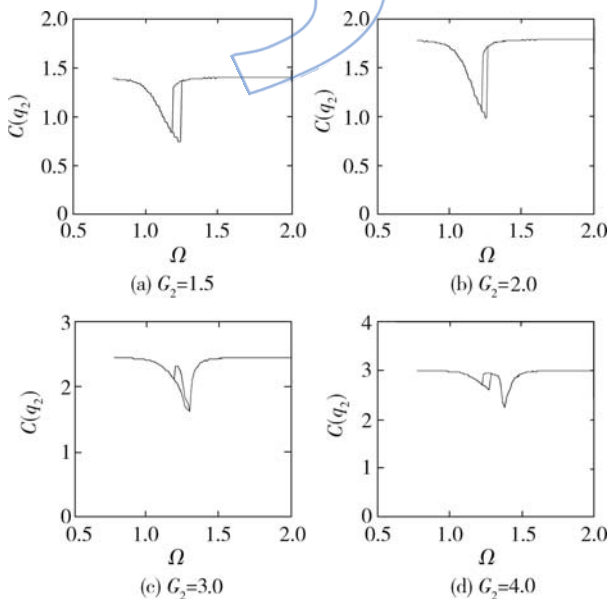


图 5 不同常数机动载荷下转子轴心偏移量与频率的关系
 Fig. 5 Offset of the shaft versus frequency under varies constant maneuver loads

根据图 5,在非共振区, $C(q_2)$ 大小只与 G_2 有关,不随频率变化而改变,而在共振区, $C(q_2)$ 有所降低,并且 G_2 取不同值时 $C(q_2)$ 与 Ω 关系曲线的形状有所不同.

3.3 不同频率比时振幅与常数机动载荷的关系

在数值试验中发现不同频率比时振幅与常数机动载荷的关系曲线(下文简称 A-G 曲线)有较大区别,以 $\Omega=1.00, \Omega=1.20, \Omega=1.25, \Omega=1.28, \Omega=1.30, \Omega=1.50$ 为例,如图 6 所示.

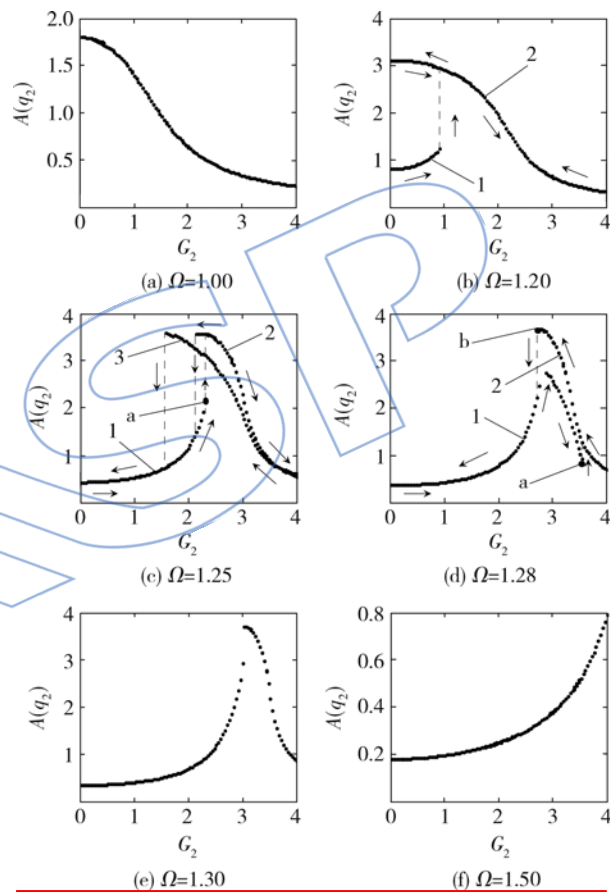


图 6 不同频率比下的 A-G 曲线
 Fig. 6 A-G curves under different frequency ratios

根据图 6,不同频率比下的 A-G 曲线差别较大, $\Omega = 1.00$ 时幅值随 G_2 单调递减,而 $\Omega = 1.50$ 时幅值随 G_2 单调递增; $\Omega = 1.30$ 时幅值随 G_2 先增大后减小,在 $G_2 = 3.0$ 时达到最大; $\Omega = 1.20$ 时,有两条曲线,若从曲线 1 出发, G_2 从 0 开始缓慢增加,幅值沿曲线 1 单调递增,当 G_2 增加到 1.0 时,幅值跳跃至曲线 2,此时即使减小 G_2 ,幅值也不会跳回曲线 1,而是沿着曲线 2 变化; $\Omega = 1.25$ 及 $\Omega = 1.28$ 时, A-G 曲线有着更为复杂的变化形式,图中用箭头表示.

3.4 不同频率比时转子轴心偏移量与常数机动载荷的关系

不同频率比时 $C(q_2)$ 与 G_2 的关系曲线如图 7 所示。

由图 7, 总体上 $C(q_2)$ 随 G_2 的增加而增大, 而不同频率比时变化过程略有不同, 存在跳跃现象以及部分区间段单调递减现象。

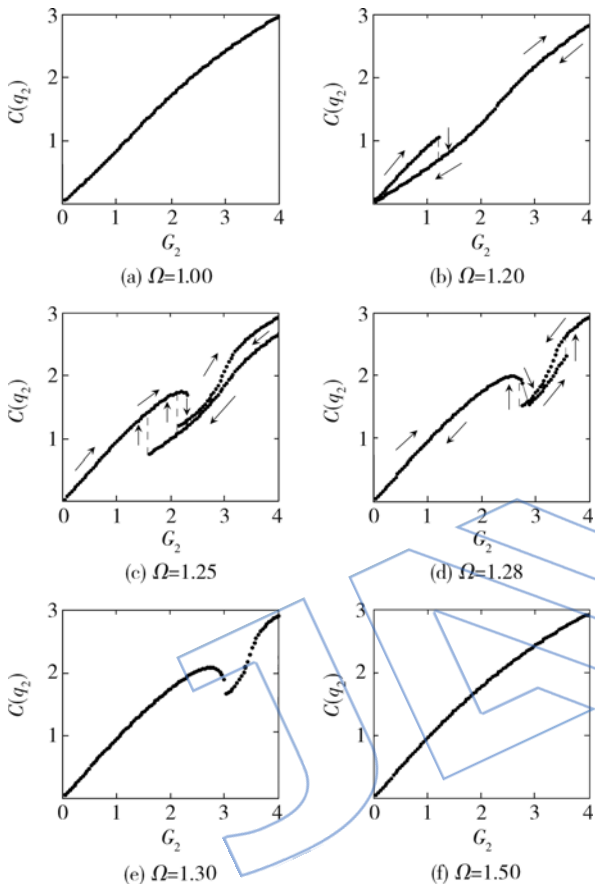


图 7 不同频率比时 $C(q_2)$ 与 G_2 的关系曲线
Fig. 7 Relationship curves of $C(q_2)$ and G_2 under different frequency ratios

4 结 论

本文对飞机在水平盘旋时航空发动机转子系统的振动特性进行了研究, 通过建模将水平盘旋机动飞行条件对转子系统的作用简化为常数, 探讨了常数机动载荷对转子系统振动特性的影响, 根据计算结果, 得出如下结论:

系统的 A- Ω 曲线与 G_2 大小有关, G_2 取不同值时, 系统的 A-G 曲线可能出现滞后区变窄、消失以及二次跳跃现象, 即表现出不同的分岔特性, 因此, 采用解析方法研究系统解的拓扑结构与 G_2 的关系是有必要的. 采用两变量奇异性理论可对

常数机动载荷下周期解分岔特性的产生机理做出较好的解释, 该成果将另文发表。

不同频率比时系统的 A-G 曲线差别较大, 当系统工作转速低于临界转速时, 振幅随 G_2 单调递减; 当系统工作转速超过共振区时, 振幅随 G_2 单调递增; 当系统工作转速在共振区内时, 振幅与 G_2 的关系复杂, 存在跳跃滞后等现象. 特别地, 在特定转速下, 先将 G_2 缓慢增加至一定值, 再缓慢降低至零, 可能引起系统由小振幅稳态解跳跃至大振幅稳态解而无法恢复, 这与非线性弹簧的软特性有一定相似性。

转子轴心偏移量随着 G_2 的增加而增大, 受系统工作转速影响不大, 可见随着 G_2 的增加转子系统发生局部碰摩的可能性会大大增加, 这也是一个值得研究的方向。

参考文献:

- [1] 陈予恕, 张华彪. 航空发动机整机动力学研究进展与展望[J]. 航空学报, 2011, 32(8): 1371-1391.
CHEN Yushu, ZHANG Huabiao. Review and prospect on the research of dynamics of the aero-engine system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(8): 1371-1391. (in Chinese)
- [2] 林富生, 孟光. 飞行器机动飞行时发动机转子等变速运动的动力学特性研究[J]. 航空学报, 2002, 23(4): 356-359.
LIN Fusheng, MENG Guang. Dynamics of a maneuvering rotor in constant acceleration and deceleration[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2002, 23(4): 356-359. (in Chinese)
- [3] 林富生, 孟光. 机动飞行飞行器内具有初始弯曲和刚度不对称的转子运动模型[J]. 航空动力学报, 2002, 17(5): 610-614.
LIN Fusheng, MENG Guang. Mathematical modeling of a maneuvering asymmetric rigidity rotor with initial bending[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(5): 610-614. (in Chinese)
- [4] 林富生, 孟光. 重力对具有初弯和不对称刚度机动转子特性的影响[J]. 机械强度, 2002, 24(3): 320-326.
LIN Fusheng, MENG Guang. Influence of gravity on the dynamics of a maneuvering rotor with initial bending and asymmetry[J]. Journal of Mechanical Strength, 2002, 24(3): 320-326. (in Chinese)
- [5] 林富生, 孟光. 飞行器内 SFD-转子系统的动力学特性研究[J]. 振动工程学报, 2004, 17(4): 403-407.
LIN Fusheng, MENG Guang. Study on the dynamic characteristics of SFD-rotor system in aircrafts[J]. Journal of Vibration Engineering, 2004, 17(4): 403-407. (in Chinese)
- [6] 林富生, 孟光. 飞行器内碰摩转子模型的光滑处理及非线性研究[J]. 振动工程学报, 2004, 17(2): 184-189.
LIN Fusheng, MENG Guang. Study on the nonlinear char-

- acteristics of a maneuvering rotor system with smoothly treated step impact-rubbing forces[J]. *Journal of Vibration Engineering*, 2004, 17(2): 184-189. (in Chinese)
- [7] 林富生, 孟光. 飞行器渐变加速对裂纹转子系统非线性响应的影响[J]. *机械强度*, 2005, 27(5): 594-597.
LIN Fusheng, MENG Guang. Study on nonlinear characteristics of a rotor system with transverse crack in an asymptotic accelerating aircraft [J]. *Journal of Mechanical Strength*, 2005, 27(5): 594-597. (in Chinese)
- [8] 祝长生, 陈拥军. 机动飞行时航空发动机转子系统的振动特性[J]. *航空学报*, 2006, 27(5): 835-841.
ZHU Changsheng, CHEN Yongjun. Vibration characteristics of aero-engine's rotor system during maneuvering flight [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2006, 27(5): 835-841. (in Chinese)
- [9] 祝长生, 陈拥军. 机动飞行时发动机转子系统动力学统一模型[J]. *航空动力学报*, 2009, 24(2): 371-377.
ZHU Changsheng, CHEN Yongjun. General dynamic model of aero-engine's rotor system during maneuvering flight [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2009, 24(2): 371-377. (in Chinese)
- [10] 魏海涛, 范晓明. 机动飞行中双转子系统的振动响应分析 [C]// 中国航空学会第十届航空发动机结构强度与振动会议论文集. 安徽 黄山: 中国航空学会, 2001: 315-320.
- [11] 徐敏, 廖明夫. 机动飞行条件下带挤压油膜阻尼器的 Jeffcott 转子系统的振动特性[J]. *航空动力学报*, 2003, 18(3): 394-401.
XU Min, LIAO Mingfu. The vibration performance of the Jeffcott rotor system with SFD in maneuver flight [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2003, 18(3): 394-401. (in Chinese)
- [12] 杨永锋, 任兴民, 秦卫阳. 水平盘旋下裂纹转子的非线性响应[J]. *航空动力学报*, 2007, 22(6): 1007-1012.
YANG Yongfeng, REN Xingmin, QIN Weiyang. Study of nonlinear response of cracked Jeffcott rotor in hovering state [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2007, 22(6): 1007-1012. (in Chinese)
- [13] 杨永锋, 任兴民, 秦卫阳. 俯冲拉起下裂纹转子的非线性 [J]. *振动与冲击*, 2007, 26(4): 21-24.
YANG Yongfeng, REN Xingmin, QIN Weiyang. Nonlinear response analysis of a cracked Jeffcott rotor in action of dive-hike [J]. *Journal of Vibration and Shock*, 2007, 26(4): 21-24. (in Chinese)
- [14] 于渊博. 航空发动机裂纹转子系统的非线性特性研究 [D]. 西安: 西安工业大学, 2009.
YU Yuanbo. Research on aero-engine non-linear characteristics of cracked rotor systems [D]. Xi'an: Xi'an Technological University, 2009. (in Chinese)
- [15] 高洁, 朱培申, 高正红. 高等飞行动力学 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2004.
- [16] 钟一鄂, 何衍宗, 王正, 等. 转子动力学 [M]. 北京: 清华大学出版社, 1984.
- [17] ZHANG Huabiao, CHEN Yushu, LI Jun. Bifurcation on the synchronous full annular rub of a rigid-rotor elastic-support system [J]. *Applied Mathematics and Mechanics*, 2012, 33(7): 812-827.