

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

徐 敏, 廖明夫

(西北工业大学 航空动力与热力工程系, 陕西 西安 710072)

摘要: 建立了带挤压油膜阻尼器的 Jeffcott 转子系统的运动微分方程, 研究了机动飞行条件下转子系统的振动特性。结果表明, 机动飞行对转子系统振动的影响是明显的, 机动飞行所产生的附加离心力和附加陀螺力矩将改变挤压油膜阻尼器的受力; SFD 能够有效地抑制瞬态振动, 起到快速稳定系统的作用。

关键词: 航空、航天推进系统; 挤压油膜阻尼器; Jeffcott 转子; 机动飞行

中图分类号: V213.96

文献标识码: A

The Vibration Performance of the Jeffcott Rotor System with SFD in Maneuver Flight

XU Min, LIAO Ming-fu

(Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: This paper sets up the differential equations of motion of a Jeffcott rotor system with squeeze film damper (SFD) and investigates its dynamic performance under maneuver flight. The result shows that the influence of maneuver flight on rotor vibration is evident, the additional centrifugal force and gyroscopic moment caused by maneuver flight will change the force acted on SFD. SFD can attenuate the transient vibration and stabilize the rotor system rapidly.

Key words: aerospace propulsion system; squeeze film damper; Jeffcott rotor; maneuver flight

1 前言

众所周知, 航空发动机经常在机动飞行条件下运行。飞机机动飞行时, 发动机转子系统将受到很大的附加离心力和陀螺力矩的作用。在此作用下, 转子的振动特性要发生变化。文献[1]研究了机动飞行条件下双盘转子的振动特性。由于所取模型为线性系统, 故其结果表明, 机动飞行所产生的附加离心力和附加陀螺力矩除引起转子发生变形外, 并不影响转子振动的形态。本文研究带挤压

油膜阻尼器(Squeeze Film Damper, 缩写 SFD)的 Jeffcott 转子系统在机动飞行条件下的振动特性。附加离心力和附加陀螺力矩改变了转子系统的负荷, 因而就可能改变挤压油膜阻尼器的特性, 进而影响转子系统的振动。

2 Jeffcott 转子系统模型及其参数

本文取图 1 所示的带挤压油膜阻尼器的 Jeffcott 转子系统为研究对象。挤压油膜阻尼器的结构如图 2 所示。

转子的不平衡量设为 $e=0.00245\text{ mm}$, SFD 的径向间隙 $C=0.0245\text{ mm}$, SFD 的轴承参数为

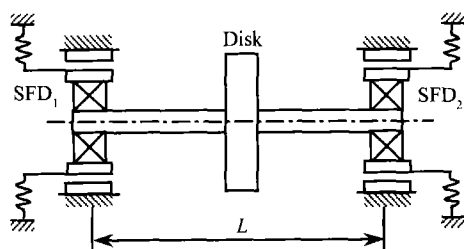


图 1 Jeffcott 转子

Fig. 1 Jeffcott rotor system

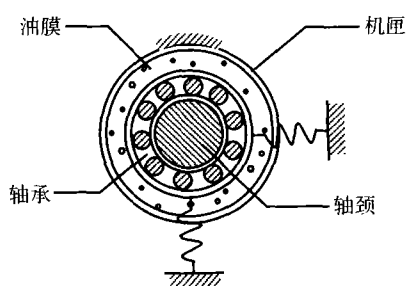
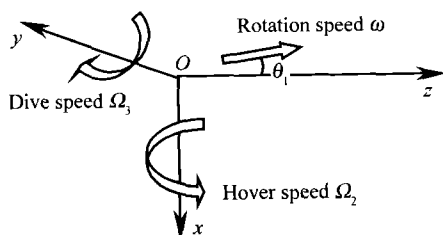


图 2 挤压油膜阻尼器

Fig. 2 Squeeze film damper

$$\Omega_2 = \begin{cases} 0 & 0 \leq t < 1000T \\ 1.5 \sin[p(t - 1000T)] & 1000T \leq t \leq 1081\frac{1}{4}T \\ 1.5 & 1081\frac{1}{4}T \leq t < 3000T \\ 1.5 \cos[p(t - 3000T)] & 3000T \leq t \leq 3081\frac{1}{4}T \\ 0 & 3081\frac{1}{4}T \leq t \end{cases}$$



(a)

$B_k = 0.1 (B_k = \mu R l^3 / m \omega_r C^3, R$ 为轴承半径, l 为 SFD 单承载区长度, m 为轴承质量, ω_r 为刚支下转子的临界转速), 轴承/转盘质量比 $M_r = 0.1$, 弹支/转轴刚度比 $K_r = 5$ 。

3 机动飞行的形式及其描述

本文研究下列两种机动飞行过程。

飞行过程 I: 匀速直线—变加速水平盘旋—恒角速水平盘旋—变减速水平盘旋—匀速直线。

飞行过程 II: 匀速直线—变加速俯冲拉起—恒角速俯冲拉起—变减速俯冲拉起—匀速直线。水平盘旋如图 3(a) 中 Ω_2 所示, 俯冲拉起如图 3(a) 中 Ω_3 所示。

3.1 飞行过程 I

本文研究的两种机动飞行过程与文献[1]所研究的相似, 只是根据后面求解非线性方程的需要, 对角速度分段函数作了相应的修正, 以水平盘旋角速度函数为例, 将水平盘旋角速度设为分段函数, 如式(1)所列。其中, p 为机动飞行加速度, T 为转子自转周期; $0 \leq t < 1000T$ 时, Ω_2 等于 0, 飞机进行匀速直线飞行; $t = 1000T$ 时, $\Omega_2 = 0$, $t = 1081(1/4)T$ 时, $\Omega_2 = 1.5\text{ rad/s}$, 其间, 飞机水平盘旋速度由 0 沿正弦加速至 1.5 rad/s ; $1081(1/4)T$

当: $0 \leq t \leq 1000T$

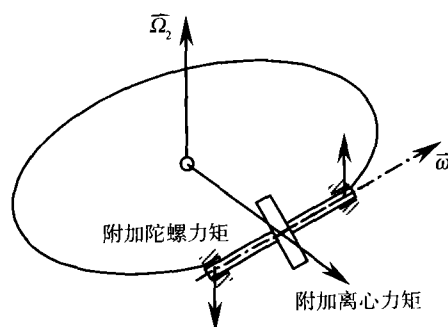
当: $1000T \leq t \leq 1081\frac{1}{4}T$

当: $1081\frac{1}{4}T \leq t < 3000T$

当: $3000T \leq t \leq 3081\frac{1}{4}T$

当: $3081\frac{1}{4}T \leq t$

(1)



(b)

图 3 机动飞行示意图

Fig. 3 Maneuver flight

$\leq t \leq 3000T$ 时, 飞机以 $\Omega_2 = 1.5 \text{ rad/s}$ 的恒角速度水平盘旋; $t = 3000T$ 时, $\Omega_2 = 1.5 \text{ rad/s}$, $t = 3081(1/4)T$ 时, $\Omega_2 = 0$, 其间, 飞机水平盘旋速度由 1.5 rad/s 沿余弦减速至 0; 之后, 飞机继续作匀速直线飞行。

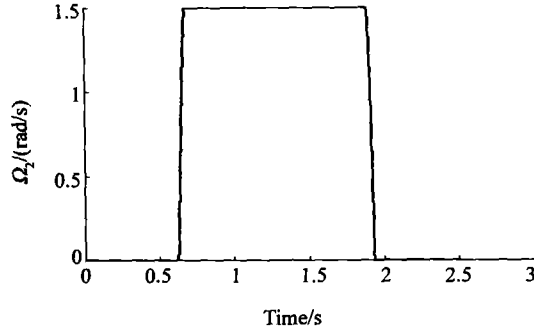


图 4 水平盘旋机动角速度函数

Fig. 4 Hover speed function

文献[1,2]中指出, 当飞机绕 x 轴水平盘旋时, 转子将受到附加离心惯性力 F_2 的作用:

$$F_2 = M_{\text{disk}} \cdot R_2 \cdot \Omega_2^2$$

作用在 YOZ 平面(如图 3(b)所示), 与发动机工作转速 ω 无关。

转子的自转角速度 ω 与水平盘旋角速度 Ω_2 的夹角 $\theta = 90^\circ - \theta_1$, 因 θ_1 一般很小, 故:

$$\cos\theta = 0, \quad \sin\theta = 1$$

则附加陀螺力矩为:

$$M_2 = I p_{\text{disk}} \vec{\omega} \times \vec{\Omega}_2$$

作用在 XOZ 平面(如图 3(b)所示), 与发动机工作转速 ω 有关。

3.2 飞行过程 II

当飞机绕 y 轴俯冲拉起的时候, 转子将受到附加离心惯性力 F_3 :

$$F_3 = M_{\text{disk}} \cdot R_3 \cdot \Omega_3^2$$

作用在 XOZ 平面, 与发动机工作转速 Ω 无关。

因机动飞行而产生的附加陀螺力矩为:

$$M_3 = I p_{\text{disk}} \vec{\omega} \times \vec{\Omega}_3$$

作用在 YOZ 平面, 与发动机工作转速 ω 有关。

4 转子系统运动微分方程及其解

取如图 3 所示的坐标系, x_d, y_d 表示盘的位移, α 和 β 表示盘的摆角, x_b 和 $y_b (i=1,2)$ 分别表示两个挤压油膜阻尼器中轴颈的位移。转子系统的运动微分方程可列为:

$$M_{\text{disk}} \ddot{x}_d + d \dot{x}_d + k_s \left(x_d - \frac{x_{b1} + x_{b2}}{2} \right) = M_{\text{disk}} e \omega^2 \cos(\omega t) \quad (2)$$

$$M_{\text{disk}} \ddot{y}_d + d \dot{y}_d + k_s \left(y_d - \frac{y_{b1} + y_{b2}}{2} \right) = M_{\text{disk}} e \omega^2 \sin(\omega t) \quad (3)$$

$$I_d \ddot{\alpha} + I_p \omega \beta + k_q \left[\alpha - \left(\frac{x_{b1} - x_{b2}}{L} \right) \right] = M \quad (4)$$

$$I_d \ddot{\beta} + I_p \omega \alpha + k_q \left[\beta - \left(\frac{y_{b1} - y_{b2}}{L} \right) \right] = M \quad (5)$$

$$M_{\text{bear1}} \ddot{x}_{b1} + k_b x_{b1} - \frac{1}{2} k_s \left(x_d - \frac{x_{b1} + x_{b2}}{2} \right) - \frac{k_q}{L} \left[\alpha - \left(\frac{x_{b1} - x_{b2}}{L} \right) \right] = F_{x1} \quad (6)$$

$$M_{\text{bear1}} \ddot{y}_{b1} + k_b y_{b1} - \frac{1}{2} k_s \left(y_d - \frac{y_{b1} + y_{b2}}{2} \right) - \frac{k_q}{L} \left[\beta - \left(\frac{y_{b1} - y_{b2}}{L} \right) \right] = F_{y1} \quad (7)$$

$$M_{\text{bear2}} \ddot{x}_{b2} + k_b x_{b2} - \frac{1}{2} k_s \left(x_d - \frac{x_{b1} + x_{b2}}{2} \right) - \frac{k_q}{L} \left[\alpha - \left(\frac{x_{b1} - x_{b2}}{L} \right) \right] = F_{x2} \quad (8)$$

$$M_{\text{bear2}} \ddot{y}_{b2} + k_b y_{b2} - \frac{1}{2} k_s \left(y_d - \frac{y_{b1} + y_{b2}}{2} \right) - \frac{k_q}{L} \left[\beta - \left(\frac{y_{b1} - y_{b2}}{L} \right) \right] = F_{y2} \quad (9)$$

其中, k_s 为转轴在置盘处(中点)的弯曲刚度, k_q 为转轴在置盘处(中点)的偏摆刚度, k_b 为弹支刚度, 下标“d”表示转盘, 下标“b”表示挤压油膜阻尼器, M 为作用在转盘上的力矩, F_{xi} 和 $F_{yi} (i=1,2)$ 分别表示作用在轴颈上的油膜反力。方程组无量纲化后为:

$$x_d'' + \frac{2D}{\Omega} x_d' + \frac{1}{\Omega^2} \left(x_d - \frac{x_{b1} + x_{b2}}{2} \right) = U \cos(\omega t) \quad (10)$$

$$y_d'' + \frac{2D}{\Omega} y_d' + \frac{1}{\Omega^2} \left(y_d - \frac{y_{b1} + y_{b2}}{2} \right) = U \sin(\omega t) \quad (11)$$

$$\alpha'' + 2\beta' + \frac{1}{\Omega^2} \frac{k_q M_{\text{disk}}}{k_s I_d} \left[\alpha - \left(\frac{x_{b1} - x_{b2}}{L_n} \right) \right] = \bar{M} \quad (12)$$

$$\beta'' + 2\alpha' + \frac{1}{\Omega^2} \frac{k_q M_{\text{disk}}}{k_s I_d} \left[\beta - \left(\frac{y_{b1} - y_{b2}}{L_n} \right) \right] = \bar{M} \quad (13)$$

$$x_{b1}'' + \frac{K_r}{\Omega^2 M_r} x_{b1} - \frac{1}{2M_r \Omega^2} \left(x_d - \frac{x_{b1} + x_{b2}}{2} \right) - \frac{1}{L\Omega^2} \frac{k_q M_{\text{disk}}}{k_s I_d} \left[\alpha - \left(\frac{x_{b1} - x_{b2}}{L_n} \right) \right] = \frac{2B_k f_{x1}}{\Omega} \quad (14)$$

$$y_{b1}'' + \frac{K_r}{\Omega^2 M_r} y_{b1} - \frac{1}{2M_r \Omega^2} \left(y_d - \frac{y_{b1} + y_{b2}}{2} \right) - \frac{1}{L\Omega^2} \frac{k_q M_{\text{disk}}}{k_s I_d} \left[\beta - \left(\frac{y_{b1} - y_{b2}}{L_n} \right) \right] = \frac{2B_k f_{y1}}{\Omega} \quad (15)$$

$$x_{b2}'' + \frac{K_r}{\Omega^2 M_r} x_{b2} - \frac{1}{2M_r \Omega^2} \left(x_d - \frac{x_{b1} + x_{b2}}{2} \right) - \frac{1}{L\Omega^2} \frac{k_q M_{\text{disk}}}{k_s I_d} \left[\alpha - \left(\frac{x_{b1} - x_{b2}}{L_n} \right) \right] = \frac{2B_k f_{x2}}{\Omega} \quad (16)$$

$$y_{b2}'' + \frac{K_r}{\Omega^2 M_r} y_{b2} - \frac{1}{2M_r \Omega^2} \left(y_d - \frac{y_{b1} + y_{b2}}{2} \right) - \frac{1}{L\Omega^2} \frac{k_q M_{\text{disk}}}{k_s I_d} \left[\beta - \left(\frac{y_{b1} - y_{b2}}{L_n} \right) \right] = \frac{2B_k f_{y2}}{\Omega} \quad (17)$$

其中:

$$'' = \frac{d}{d\tau}, \quad \tau = \omega t$$

式中: D 为阻尼比, U 为无量纲不平衡量 (e/C), ω 为转子的自转角速度, Ω 为转速比 (ω/ω_r), L_n ($L_n = L/C$) 为无量纲长度。其它参数见 Jeffcott 转子模型参数说明。

无量纲挤压油膜力为:

$$f_x = -\frac{x_b f_r - y_b f_t}{\sqrt{x_b^2 + y_b^2}}$$

$$f_y = -\frac{y_b f_r + x_b f_t}{\sqrt{x_b^2 + y_b^2}}$$

式中的径向油膜力为:

$$f_r = C_r \epsilon' + C_n \epsilon \psi'$$

周向油膜力为:

$$f_t = C_r \epsilon' + C_n \epsilon \psi'$$

$C_r, C_{r'}, C_n$ 和 C_n 为油膜阻尼系数^[4];

$$\begin{bmatrix} \epsilon \psi' \\ \epsilon' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi \\ \sin \psi & \cos \psi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} y_b' \\ x_b' \end{bmatrix}$$

机动飞行时,在受力方向的对应方程中加入 3.1 和 3.2 中所描述的附加离心力和附加陀螺力矩。

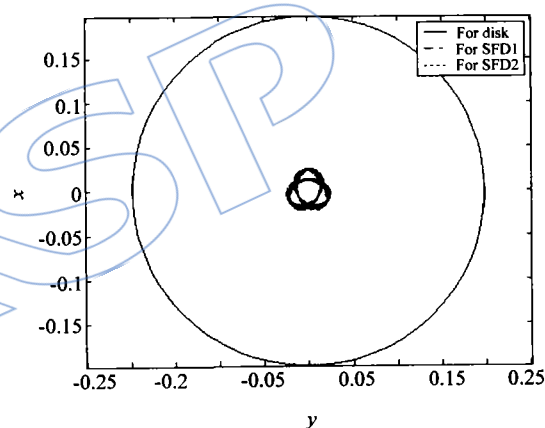
将方程(10)~(17)变换成一阶微分方程组,然后用标准四阶龙格-库塔法进行数值积分求解。

5 计算结果分析

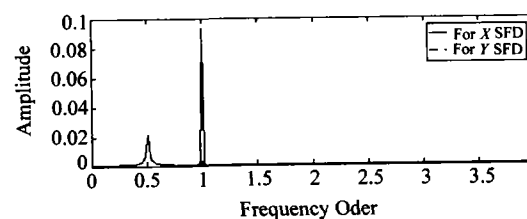
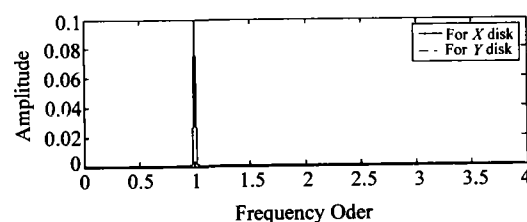
由于本文重点关注机动飞行条件下 SFD 的振动特性,为了避免机动飞行时转子与静子、油膜轴颈与油膜外环发生硬接触,特将弹支/转轴刚度比取得较大 ($K_r=5$), SFD 的无量纲

5.1 匀速直线飞行

由图 5 可知,飞机作匀速直线飞行时,由于弹



(a) 轴心轨迹

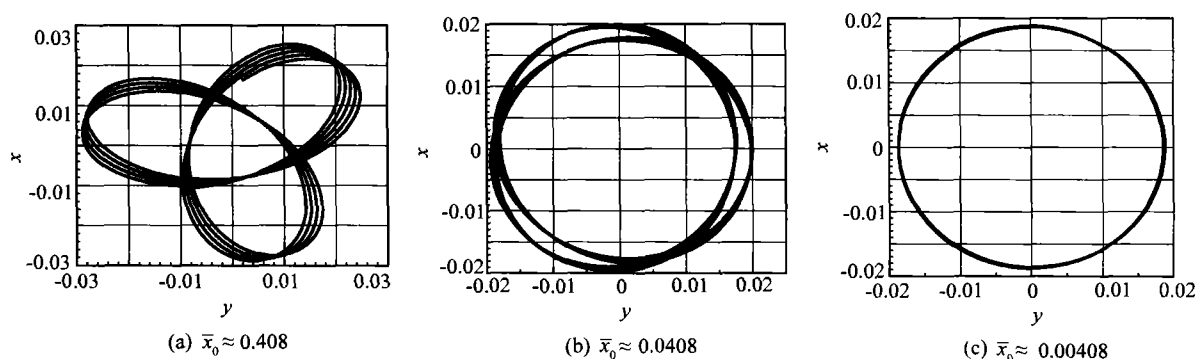


(b) FFT 分析

图 5 转速比为 $\Omega=1.35$ 的计算结果

Fig. 5 Calculation result (when $\Omega=1.35$)

支/转轴刚度比取得较大 ($K_r=5$), SFD 的无量纲

图 6 转速比为 $\Omega=1.35$ 时,不同初始条件下 SFD 的轴心轨迹Fig. 6 Vibration orbit of SFD under different initial condition (when $\Omega=1.35$)

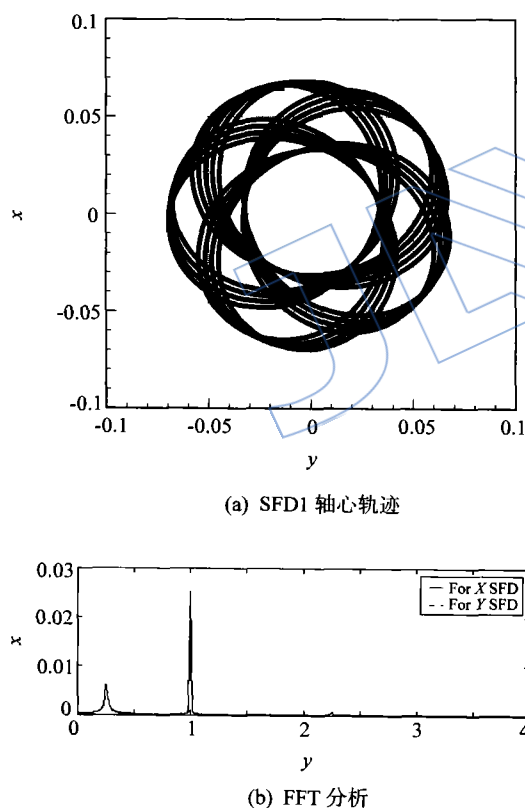
振幅很小,远小于转盘的振动。但从轴心轨迹和 FFT 分析可以看出,稳态下,转盘只有圆响应,而 SFD 的响应中含有 $1/2$ 倍频的次谐波分量。

的研究结果相吻合:当 SFD 的偏心率较大时,其非线性更明显,尤其当 $\epsilon > 0.4$,SFD 表现出强的非线性,SFD 轴颈的轴心轨迹将远偏离同心圆,甚至不为圆形^[3,4]。

如图 7 所示,当转速比为 2.0 时,出现了 $1/4$ 倍频。与图 5 比较可以发现,转速越高,轴颈的非协调响应越显著,次谐振动的幅值越大。

5.2 飞行过程 II

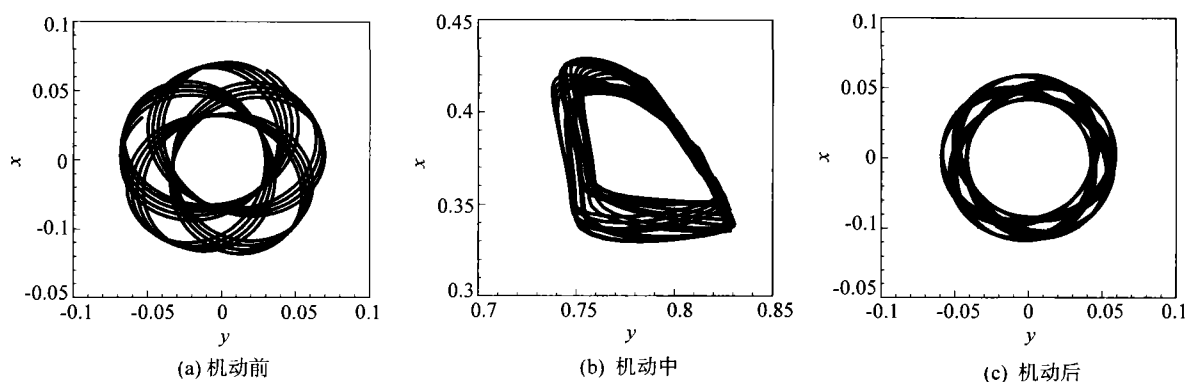
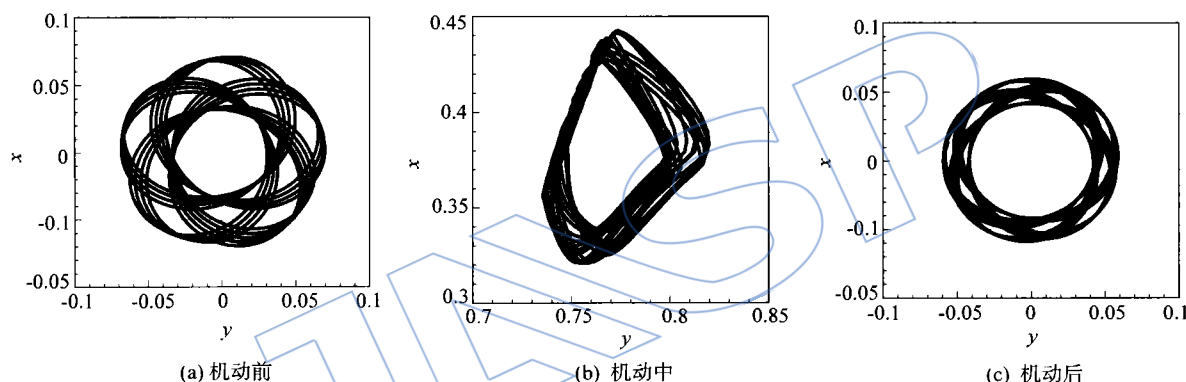
图 8 与图 9 是双 SFD 的轴颈轴心轨迹图。可以看出,机动前后,双 SFD 对应的轴心轨迹很相似,这是因为在匀速飞行时,作用在它们身上的外力是一致的。但它们机动中的轴心轨迹却有差别:机动飞行时,SFD1 和 SFD2 的 x 向偏移量大致相等,但 y 向的偏移量方向相反。这是由于俯冲拉起机动飞行时在 x 向产生的附加离心力由两 SFD 均分承担;而产生的附加陀螺力矩作用在转盘的 $yo z$ 平面上,使得转盘发生偏摆,转盘的偏摆将使得转轴作用在两个挤压油膜阻尼器上的力方向相反,从而产生不同的油膜反力,最后导致具有对称结构的 Jeffcott 转子两端轴颈振动方向相反。在附加陀螺力矩作用下,双 SFD 的 y 向偏移量很大,使得作用在油膜轴颈上的油膜力具有强的非线性,而且油膜力(x 向, y 向和 xy 耦合向)不均匀,所以机动中 SFD 的轴心轨迹几乎呈三角形。在图 10 中可以清楚地观察到机动开始后双 SFD 不同的运动轨迹。

图 7 转速比为 $\Omega=2.0$ 的计算结果Fig. 7 Calculation result (when $\Omega=2.0$)

由于带有挤压油膜阻尼器的转子系统是非线性系统,其振动特性会受到初值的影响。图 6 反映了不同初始条件下 SFD 的轴心轨迹。可以看出,当初始值较小时,响应更接近于圆响应;相反,初值较大时,就会有较明显的次谐波分量。这跟前人

从图 8 和图 9 中还可以看出,同一个 SFD 机动前后虽然受力相同,但轴心轨迹却不一样。这是因为,转子系统的运动微分方程为强非线性方程,其解与初始条件有关,如图 6 所示。机动飞行前轴颈的振动是在:

$$\begin{bmatrix} \bar{x}_{d(0)} & \bar{y}_{d(0)} & \bar{x}_{b1(0)} & \bar{y}_{b1(0)} & \bar{x}_{b2(0)} & \bar{y}_{b2(0)} \end{bmatrix} = \\ [0.408, 0.0408, 0.408, 0.0408, 0.408, 0.0408]$$

图 8 SFD1 轴心轨迹(转速比为 $\Omega=2.0$)Fig. 8 Vibration orbit of SFD1 (when $\Omega=2.0$)图 9 SFD2 轴心轨迹(转速比为 $\Omega=2.0$)Fig. 9 Vibration orbit of SFD2 (when $\Omega=2.0$)

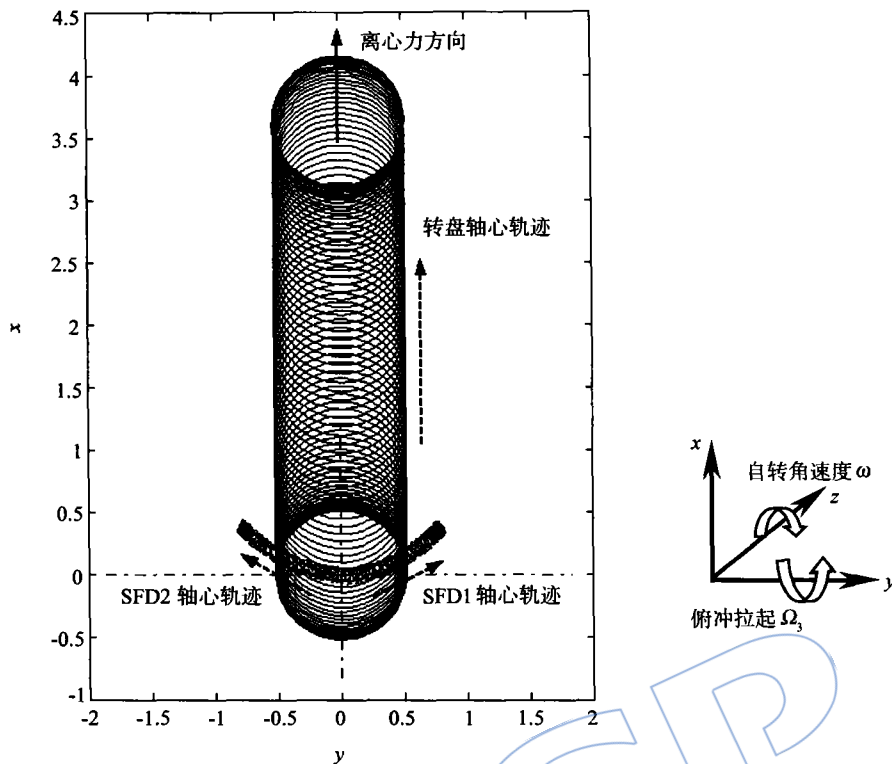
的初始条件下得到的。机动飞行大幅度地改变了轴颈的位置,即使机动飞行结束,其残余影响类似于改变了转子的初始条件,继续影响着转子机动飞行结束后的振动。

由图 8(b)、图 9(b)、图 10 和图 11 中可见,附加陀螺力矩使得 SFD 在机动飞行时的偏心率较大,在高的弹支/转轴刚度比情况下,仍有破坏油膜、致使油膜轴颈与油膜外环硬接触的危险。

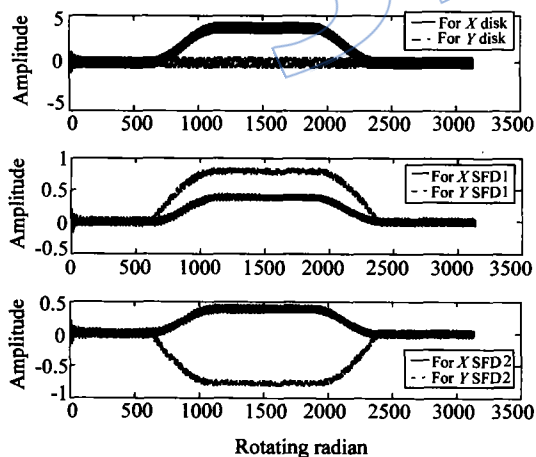
从图 8、图 9 和图 12 中还可以注意到一个有趣的现象,机动前、后出现次谐波响应时,机动中却为协调响应+微弱的超谐波响应,次谐波响应消失。这个现象与次谐波响应和超谐波响应的成因有关。文献[6,7]中指出,如果系统中包含了 n 次方非线性恢复力或阻尼力(如 Duffing 方程描述的非线性系统),当干扰力频率接近系统线性固有频率 ω_0 的 $1/n, 1/n^2, \dots$ 时,频率为 $n\omega_0, n^2\omega_0, \dots$ 的超谐波响应将变得很大,即出现超谐波共振;当

干扰力频率接近 ω_0 的 $n, n^2, \dots$ 时,频率为 $\omega_0/n, \omega_0/n^2, \dots$ 的次谐波响应将变得很大,即出现次谐波共振。无机动时,在转子不平衡力作用下 SFD 轴心偏移量 ϵ 很小(因为 $K_r=5, \epsilon$ 为 10^{-2} 数量级),系统中的非线性油膜力近似为 ϵ^2 或 ϵ 的函数,所以出现了 $1/4$ 倍频的次谐波响应。水平盘旋机动飞行时,在附加陀螺力矩和附加离心力的作用下,轴颈轴心轨迹的中心被拖离轴线 Δr 距离(图 13),计算结果发现, $C > \Delta r \gg \epsilon$ ($\Delta r/\epsilon$ 约为 $10:1$)。由于非线性系统的无等时性,系统的固有频率与振幅有关[6],机动时,转子和 SFD 的振幅都大幅度增加,使得系统的刚度,尤其是 SFD 的油膜刚度较大幅度的增加,从而导致系统的固有频率增大,所以在相同的转速下,原先发生次谐波响应的条件已不存在, SFD 进行谐波振动和微弱的超谐波振动。

将图 11 与文献[1]的结果比较还可以发现,

图 10 变加速机动过程中的轴心轨迹 (转速比为 $\Omega=2.0$)Fig. 10 Vibration orbit of jeffcott rotor system during speed-up maneuver flight (when $\Omega=2.0$)

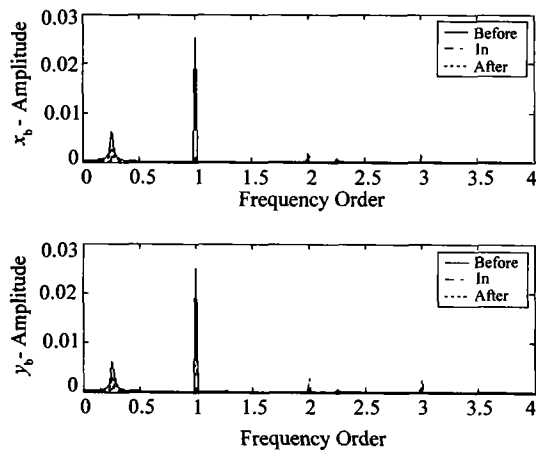
SFD 能够有效地抑制瞬态振动,起到快速稳定系统的作用。

图 11 时域波形 (转速比为 $\Omega=2.0$)Fig. 11 Vibration wave form in time-field
(when $\Omega=2.0$)

5.3 飞行过程 I

由于飞机实际作水平盘旋机动飞行时,总伴随着倾斜,即伴有水平与垂直两个方向的过载分

量,附加力和附加力矩比较复杂;而且真正机动过载最大的往往是俯冲拉起或筋斗时在垂直平面上的过载。因此,为了典型和简单起见,本文仅对飞行过程 II 进行了详细分析。此处就不再对飞行过程 I 赘述。

图 12 SFD 振动的 FFT 分析
(转速比为 $\Omega=2.0$)Fig. 12 FFT analyse of SFD vibration
(when $\Omega=2.0$)

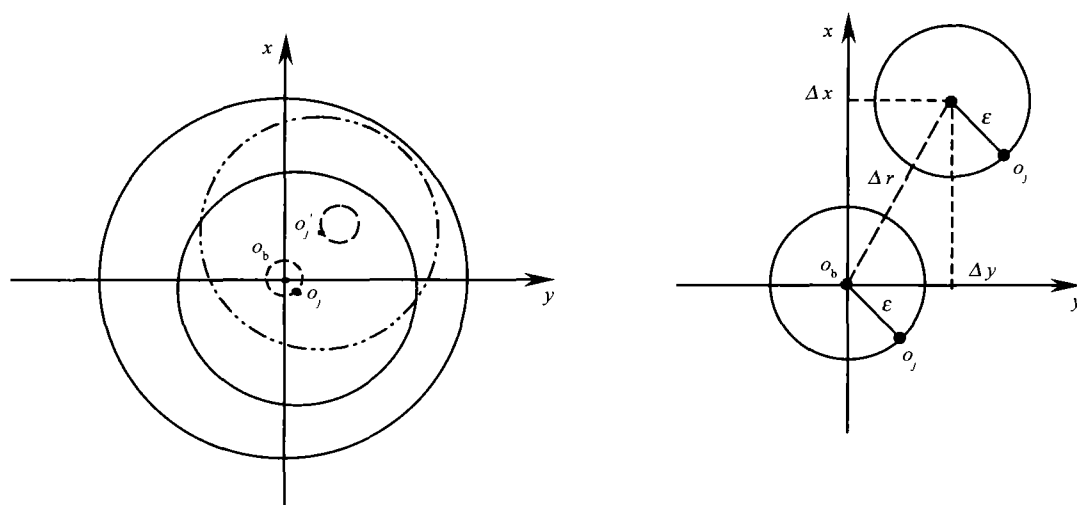


图 13 机动飞行时轴颈轴心轨迹偏移图示

Fig. 13 Displacement of shaft center orbit in maneuver flight

6 结 论

机动飞行对转子振动的影响是明显的。机动飞行所产生的附加离心力和附加陀螺力矩将改变挤压油膜阻尼器的受力,从而改变转子系统的振动特性;SFD 能够有效地抑制瞬态振动,起到快速稳定系统的作用。

参考文献:

- [1] 徐敏,廖明夫,刘启洲. 机动飞行条件下双盘悬臂转子的振动特性[J]. 航空动力学报,2002,17(1):105—109.

- [2] 魏海涛. 机动飞行中双转子发动机的振动响应分析[D]. 西安:西北工业大学,1999.
- [3] 晏砺堂. 航空燃气轮机振动和减振[M]. 北京:国防工业出版社,1991.
- [4] 闻邦椿,顾家柳,夏松波,等主编. 高等转子动力学—理论、技术与应用[M]. 北京:机械工业出版社,2000.
- [5] 庄表中,刘明杰. 工程振动学[M]. 北京:高等教育出版社,1989.
- [6] 朱因远,周纪卿. 非线性振动和运动稳定性[M]. 西安:西安交通大学出版社,1992.
- [7] Leonard Meirovitch. Fundamentals of Vibrations[M]. New York: McGraw-Hill Companies, USA, 2001.