

文章编号: 1000-6893(2006)05-0835-07

机动飞行时航空发动机转子系统的振动特性

祝长生, 陈拥军

(浙江大学 电气工程学院, 浙江 杭州 310027)

Vibration Characteristics of Aeroengine's Rotor System During Maneuvering Flight

ZHU Chang-sheng, CHEN Yong-jun

(College of Electrical Engineering, Zhejiang University, Hangzhou 310027, China)

摘要: 利用 Lagrange 方程建立飞机在任意机动飞行条件下具有多盘、多质量和多轴承的不平衡柔性转子系统运动微分方程的一般表达式, 然后以一个双盘悬臂柔性转子系统为例用数值方法研究飞机的典型机动飞行对转子系统动力特性的影响。结果表明: 机动飞行将使转子运动轨迹的中心偏离原来的轴线, 转子系统的振动明显增大, 从而可能使转子与定子之间发生局部的碰磨。因此, 飞机作机动飞行时, 必须考虑机动飞行因素对转子动力特性的影响。

关键词: 转子动力学; 机动飞行; 柔性转子; 基础运动

中图分类号: V231; TH133 **文献标识码:** A

Abstract: The general differential equations of motion of an unbalance flexible rotor system with multi-rigid-disk, multi-lumped-mass and multi-bearing are developed by using Lagrange's equation during any maneuvering flight which include three translational and three rotational components of the motion of the aircraft. The influences of different maneuvering flights on the dynamic characteristics of a rotor system are numerically studied in a double-disk cantilever flexible rotor system. It is shown that the maneuvering flight makes the center of motion orbit of the rotor system greatly shift and the rotor's vibration significantly increases, which may result in the particle impact between the rotor and the stator. The influence of the maneuvering flight on the dynamic characteristics of a rotor system must be considered in the design of aeroengine's rotor system.

Key words: rotor dynamics; maneuvering flight; flexible rotor; base motion

飞机的机动飞行特性是评价飞机, 特别是军用飞机性能的一个重要指标。飞机在机动飞行时, 会在发动机的转子上产生附加载荷, 从而影响航空发动机转子系统的振动特性, 甚至出现坠机事故。传统航空发动机转子系统动力特性的分析一般是在基础固定的条件下进行的, 然而实际中航空发动机的转子系统是在基础运动条件下工作的, 因而有必要研究飞机在机动飞行条件下发动机转子系统的动力特性。广义地讲, 飞机的机动飞行对转子系统动力特性的影响可以看成一种基础激励。虽然基础激励对转子系统振动特性的影响已开展了一些研究, 但主要集中在转子系统的地震随机响应方面^[1-3], 而对航空发动机转子系统在飞机机动飞行过程中产生的附加激励的研究还很少。徐敏等人^[4,5]通过分析飞机作水平盘旋或俯冲拉起两种特殊机动飞行时在转子上所产生的附加离心力和陀螺力矩, 讨论了飞机水平盘旋

和俯冲拉起过程中转子系统的动力学特性。林富生和孟光^[6,7]在他们开展的飞机机动飞行对转子系统动力特性影响的研究中, 不仅采用了简单的 Jeffcott 转子模型, 而且也只研究了飞机在垂直或水平平面内以恒定角速度或恒定加速度机动飞行对航空发动机转子系统动力特性的影响。可见飞机在作任意机动飞行条件下复杂转子系统的动力学问题还不清楚, 有待进一步研究。本文首先利用 Lagrange 方程建立了飞机在作任意机动飞行时具有多盘、多集中质量和多轴承的不平衡柔性转子系统的运动微分方程, 然后以一个双盘悬臂柔性转子系统为例, 用数值方法研究了飞机的典型机动飞行对转子系统动力特性的影响。

1 飞机机动飞行时转子系统的运动方程

1.1 基本假设和系统坐标系

航空发动机在飞机上的位置有多种形式。对于装有单个发动机的飞机, 发动机一般位于机身

的重心位置;对于装有多个发动机的飞机,发动机一般都对称地安装在水平翼和垂直翼上。图1为带有两个发动机飞机的一般布局及常用坐标。由于带有单个发动机的飞机对机动性能的要求较高,这里仅研究单发飞机的机动飞行对转子系统动力特性的影响。并假设发动机安装在飞机的重心位置,转子的一端与飞机的重心位置重合。

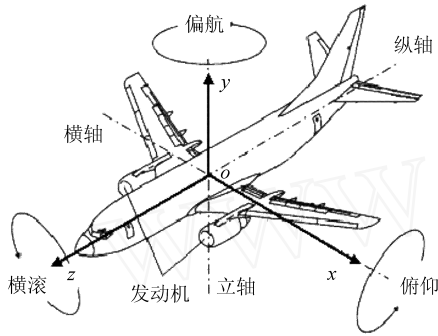


图1 发动机在飞机上的位置和坐标系

Fig. 1 Position of aeroengine in airplane and coordinate system

为了分析方便,采用了地面固定坐标系和转子坐标系。位于地面上的固定参考坐标系 $OXYZ$ 是用来描述飞机的重心位置、飞行速度和飞行加速度。转子坐标系 $oxyz$ 是固连在飞机机体上的直角坐标系,如图1所示,分别以飞机的重心、转子的静变形位置为 oz 、 ox 和 oy 轴的原点。 $oxyz$ 与 $OXYZ$ 坐标系之间的相互关系如图2所示。

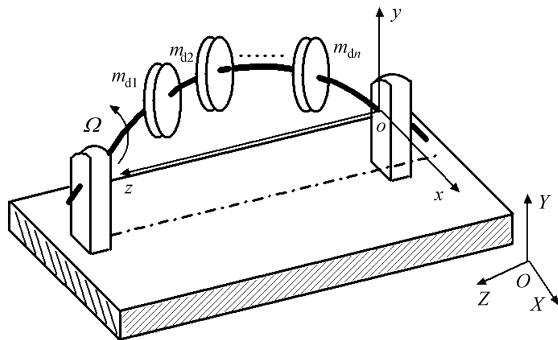


图2 转子机体坐标系示意图

Fig. 2 Schematic diagram of rotor and airframe coordinate system

由于假设发动机固定在飞机的重心位置,发动机的转轴与飞机上的纵轴相重合,所以转子坐标系同样也是机体相对坐标系,用来描述飞机的转动特性。飞机绕盘旋中心轴水平盘旋机动飞行瞬时,机体的偏航角速度和飞机在水平面内的盘旋角速度相等;飞机绕爬升中心轴在垂直平面内垂直爬升机动飞行瞬时,机体的俯仰角速度和爬升角速度相等;飞机横滚机动飞行时横滚中心轴

就是飞机的纵轴,所以横滚角速度就是飞机绕机体纵轴的滚转角速度。

1.2 转子系统的能量与广义力

为了分析方便,作如下假设:发动机转子被简化为图2所示的离散结构,它由若干个圆盘、集中质量、轴承和无质量的弹性轴组成;只考虑转子的弯曲振动,忽略扭转和轴向振动的影响。柔性轴沿轴向的刚度很大,轴向的变形忽略不计;圆盘为刚性,圆盘的不平衡量始终位于一个平面内;转子的旋转转速为常数;轴承的轴颈作为集中质量处理。

首先,分析柔性轴上具有一个圆盘的情况。转子在稳态旋转时,设某圆盘的中心相对于转子的坐标系 $oxyz$ 的位移为 (x_i, y_i) 。圆盘的动能 T_i 由平动动能 $T_{t,i}$ 和转动动能 $T_{r,i}$ 两部分组成:

$$T = T_{t,i} + T_{r,i} = \frac{1}{2} m_i v_a^T \cdot v_a + \frac{1}{2} \sum_{j=1}^3 I_j \dot{\theta}_j^2 \quad (1)$$

式中: m_i 为圆盘的质量; I_j 和 $\dot{\theta}_j$ 分别为圆盘在 $oxyz$ 坐标系中关于各自坐标轴的转动惯量和角速度; v_a 为圆盘中心的绝对速度向量。

v_a 由圆盘中心的相对速度向量、飞机的牵连速度向量以及由动坐标系 $oxyz$ 的转动引起的速度向量3部分组成,其表达式为

$$v_a = v_B + \dot{r} + \omega \times r \quad (2)$$

式中: v_B 为飞机的牵连速度向量; r 为圆盘中心相对与 $oxyz$ 坐标系的相对位移向量; ω 为圆盘的角速度向量。

则圆盘动能的平动部分 $T_{t,i}$ 可表示为^[8]

$$T_{t,i} = \frac{1}{2} m_i (v_B^T \cdot v_B + \dot{r}^T \cdot \dot{r} - \dot{r}^T \cdot \tilde{\omega} \cdot r + 2\dot{r}^T \cdot \tilde{\omega} \cdot r + 2v_B^T \cdot \dot{r} + 2v_B^T \cdot \tilde{\omega} \cdot r) \quad (3)$$

式中: $v_B = \begin{Bmatrix} \dot{X}_B \\ \dot{Y}_B \\ \dot{Z}_B \end{Bmatrix}$; $r = \begin{Bmatrix} x_i + e_i \cos(\theta_i + \theta_{i,0}) \\ y_i + e_i \sin(\theta_i + \theta_{i,0}) \\ z_i \end{Bmatrix}$;

$\tilde{\omega} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{B,z} & \omega_{B,y} \\ \omega_{B,z} & 0 & -\omega_{B,x} \\ -\omega_{B,y} & \omega_{B,x} & 0 \end{bmatrix}$; $\omega_{B,x}$ 、 $\omega_{B,y}$ 和 $\omega_{B,z}$ 分别

为飞机在 $oxyz$ 坐标系中关于 x 、 y 和 z 坐标轴的角速度分量; z_i 为圆盘在 $oxyz$ 坐标系上的相对位置; e_i 为圆盘的偏心距; $\theta_{i,0}$ 为不平衡量的初始位置角。

圆盘在 $oxyz$ 坐标系中关于各自坐标轴的角速度 ω_j 用欧拉角 (ϕ, ψ, θ) 来表示,则有

$$\begin{cases} 1 \\ 2 \\ 3 \end{cases} = \begin{bmatrix} \cos \phi_x & \cos \phi_y & \sin \phi_z & 0 \\ -\cos \phi_x & \sin \phi_y & \cos \phi_z & 0 \\ \sin \phi_x & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{cases} \phi_x \\ \phi_y \\ \phi_z \end{cases} \quad (4)$$

式中: ϕ_x, ϕ_y, ϕ_z 分别为转子绕 x, y, z 轴的转角。

则圆盘动能的转动部分 $T_{r,i}$ 为

$$T_{r,i} = \frac{1}{2} \sum_{j=1}^3 I_{j,i} \dot{\phi}_j^2 = \frac{1}{2} I_{d,i} (\dot{\phi}_x^2 \cos^2 \phi_y + \dot{\phi}_y^2) + \frac{1}{2} I_{p,i} (\dot{\phi}_x^2 \sin^2 \phi_y + \dot{\phi}_z^2 + 2\dot{\phi}_x \dot{\phi}_z \sin \phi_y) \quad (5)$$

式中: $I_{d,i}$ 和 $I_{p,i}$ 分别为圆盘的直径和极转动惯量。

假定欧拉角是小量的情况下,圆盘的欧拉角可以用飞机的角位移 (β_x, β_y) 和柔性轴相对于 $oxyz$ 坐标系的转动角 (α_x, α_y) 来表示,有

$$\phi_x = \alpha_x + \beta_x; \quad \phi_y = \alpha_y + \beta_y; \quad \phi_z = \alpha_z \quad (6)$$

所以,圆盘的总动能为

$$T = \frac{1}{2} m_i \left(\mathbf{v}_B^T \cdot \mathbf{v}_B + \dot{\mathbf{r}}^T \cdot \dot{\mathbf{r}} - \mathbf{r}^T \cdot \ddot{\mathbf{r}} + 2\dot{\mathbf{r}}^T \cdot \ddot{\mathbf{r}} + 2\mathbf{v}_B^T \cdot \dot{\mathbf{r}} + 2\mathbf{v}_B^T \cdot \ddot{\mathbf{r}} \right) + \frac{1}{2} I_{d,i} [(\dot{\alpha}_x + \dot{\beta}_x)^2 + (\dot{\alpha}_y + \dot{\beta}_y)^2] + \frac{1}{2} I_{p,i} [\dot{\alpha}_z^2 + 2(\dot{\alpha}_y + \dot{\beta}_y)(\dot{\alpha}_x + \dot{\beta}_x)] \quad (7)$$

固定在发动机上的相对坐标系 $oxyz$ 以转子的静变形位置为原点,所以转子的重力与轴的初始弹性恢复力相平衡,圆盘处柔性轴的弹性势能为

$$V = \frac{1}{2} \mathbf{q}^T \mathbf{K} \mathbf{q} \quad (8)$$

式中: $\mathbf{q} = \{x_i, y_i, x_{s,i}, y_{s,i}\}^T$ 为广义坐标; \mathbf{K} 为圆盘位置处轴的刚度矩阵,其一般形式为

$$\mathbf{K} = \begin{bmatrix} k_{11,i} & k_{12,i} & k_{13,i} & k_{14,i} \\ k_{21,i} & k_{22,i} & k_{23,i} & k_{24,i} \\ k_{31,i} & k_{32,i} & k_{33,i} & k_{34,i} \\ k_{41,i} & k_{42,i} & k_{43,i} & k_{44,i} \end{bmatrix} \quad (9)$$

如果系统中存在线性阻尼,系统的耗散能量可由瑞利耗能函数表示为

$$D = \frac{1}{2} \dot{\mathbf{q}}^T \mathbf{C} \dot{\mathbf{q}} \quad (10)$$

式中: $\dot{\mathbf{q}} = \{\dot{x}_i, \dot{y}_i, \dot{x}_{s,i}, \dot{y}_{s,i}\}^T$ 为广义速度; \mathbf{C} 为圆盘处的阻尼矩阵,其一般形式为

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} c_{\alpha,i} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & c_{\alpha,i} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & c_{r,i} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & c_{r,i} \end{bmatrix} \quad (11)$$

式中: $c_{\alpha,i}$ 和 $c_{r,i}$ 分别为圆盘的平动和转动阻尼系数。

如果盘处的阻尼为非线性阻尼,则按照广义力来处理。作用在圆盘上的广义力由转子上的轴承、阻尼器、密封等引起。它可能是线性的,也可能是非线性的。为了使模型具有通用性,设圆盘上的广义力为 $\mathbf{F}_{G,i} = \{f_{G,x}, f_{G,y}, f_{G,x}, f_{G,y}\}^T$, 即有

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} Q_x \\ Q_y \\ Q_x \\ Q_y \end{bmatrix} = \mathbf{F}_{G,i} = \begin{bmatrix} f_{G,x} \\ f_{G,y} \\ f_{G,x} \\ f_{G,y} \end{bmatrix} \quad (12)$$

1.3 系统的运动方程

对于非保守的动力系统, Lagrange 方程为

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{q}_i} \right) - \frac{\partial L}{\partial q_i} + \frac{\partial D}{\partial \dot{q}_i} = Q_i \quad (i = 1, 2, 3, 4) \quad (13)$$

式中: $L = T - V$ 为系统的 Lagrange 函数; T, V 和 D 分别为系统的动能、势能和耗散能; q_i 为第 i 个广义坐标; Q_i 为在第 q_i 个自由度上的广义力。

将圆盘的动能 T 、势能 V 、耗散能 D 以及广义力 Q 代入式(13)后,就得到了任意机动飞行条件下某圆盘的运动微分方程为

$$M_i \ddot{\mathbf{q}}_i + (\mathbf{C}_i + \mathbf{G}_i + \mathbf{C}_{B,i}) \dot{\mathbf{q}}_i + (\mathbf{K}_i + \mathbf{K}_{B,i}) \mathbf{q}_i = \mathbf{F}_{u,i}(t) + \mathbf{F}_{G,i}(t) + \mathbf{F}_{B,i}(t) \quad (14)$$

式中:

$$\mathbf{M}_i = \begin{bmatrix} m_i & 0 & 0 & 0 \\ 0 & m_i & 0 & 0 \\ 0 & 0 & I_{d,i} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I_{p,i} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{G}_i = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I_{p,i} \\ 0 & 0 & -I_{p,i} & 0 \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{C}_{B,i} = \begin{bmatrix} 0 & -2m_i \dot{\beta}_{B,z} & 0 & 0 \\ 2m_i \dot{\beta}_{B,z} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{F}_{u,i}(t) = \begin{cases} m_i e^{i\omega t} \cos(\omega t + \alpha_{i,0}) \\ m_i e^{i\omega t} \sin(\omega t + \alpha_{i,0}) \\ 0 \\ 0 \end{cases},$$

$$\mathbf{K}_{B,i} = \begin{bmatrix} -m_i(\ddot{\beta}_{B,y} + \ddot{\beta}_{B,z}) & m_i(\ddot{\beta}_{B,x} \beta_{B,y} - \ddot{\beta}_{B,z}) & 0 & 0 \\ m_i(\ddot{\beta}_{B,x} \beta_{B,y} + \ddot{\beta}_{B,z}) & -m_i(\ddot{\beta}_{B,x} + \ddot{\beta}_{B,z}) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{F}_{B,i}(t) =$$

$$\begin{cases} -m_i(\ddot{X}_B - \ddot{\beta}_{B,z} \dot{Y}_B + \dot{\beta}_{B,z} \ddot{Z}_B) - m_i Z_i(\ddot{\beta}_{B,x} \beta_{B,z} + \ddot{\beta}_{B,y}) \\ -m_i(\ddot{Y}_B + \dot{\beta}_{B,z} \ddot{X}_B - \dot{\beta}_{B,x} \ddot{Z}_B) - m_i Z_i(\dot{\beta}_{B,y} \beta_{B,z} - \ddot{\beta}_{B,x}) \\ -I_i \ddot{\beta}_{B,x} - I_{p,i} \ddot{\beta}_{B,y} \\ I_{p,i} \ddot{\beta}_{B,x} - I_i \ddot{\beta}_{B,y} \end{cases}$$

M_i, G_i, C_i 和 K_i 分别为圆盘的质量矩阵、陀螺矩阵、阻尼矩阵和刚度矩阵; $F_{u,i}(t)$ 和 $F_{G,i}(t)$ 分别为圆盘的不平衡力矢量和广义力矢量; $C_{B,i}, K_{B,i}$ 和 $F_{B,i}(t)$ 分别为由飞机的机动飞行在圆盘上引起的附加阻尼效应矩阵、附加刚度效应矩阵和附加外激励力矢量; \dot{X}_B, \dot{Y}_B 和 \dot{Z}_B 及 X_B, Y_B 和 Z_B 分别为飞机在 X, Y 和 Z 方向上的飞行速度及飞行加速度。

对式(14)进行必要的简化或采用上述相同的步骤可以得到飞机在任意机动飞行条件下某集中质量的运动微分方程为

$$M_i \ddot{q}_i + (C_i + C_{B,i}) \dot{q}_i + (K_i + K_{B,i}) q_i = F_{u,i}(t) + F_{G,i}(t) + F_{B,i}(t) \quad (15)$$

$$\text{式中: } q_i = \begin{bmatrix} x_i \\ y_i \end{bmatrix}; M_i = \begin{bmatrix} m_i & 0 \\ 0 & m_i \end{bmatrix}; C_i = \begin{bmatrix} c_{i,1} & 0 \\ 0 & c_{i,2} \end{bmatrix};$$

$$K_i = \begin{bmatrix} k_{11,i} & k_{12,i} \\ k_{21,i} & k_{22,i} \end{bmatrix}; F_{u,i}(t) = \begin{bmatrix} m_i e_i^2 \cos(t + i,0) \\ m_i e_i^2 \sin(t + i,0) \end{bmatrix};$$

$$F_{G,i}(t) = \begin{bmatrix} f_{G,x} \\ f_{G,y} \end{bmatrix}; C_{B,i} = \begin{bmatrix} 0 & -2m_i \dot{B}_{B,z} \\ 2m_i \dot{B}_{B,z} & 0 \end{bmatrix};$$

$$K_{B,i} = \begin{bmatrix} -m_i(\ddot{B}_{B,y} + \ddot{B}_{B,z}) & m_i(\dot{B}_{B,x} \dot{B}_{B,y} + \ddot{B}_{B,z}) \\ m_i(\dot{B}_{B,x} \dot{B}_{B,y} + \ddot{B}_{B,z}) & -m_i(\ddot{B}_{B,x} + \ddot{B}_{B,x}) \end{bmatrix},$$

$$F_{B,i}(t) =$$

$$\begin{bmatrix} -m_i(\ddot{X}_B - \dot{B}_{B,z} \dot{Y}_B + \dot{B}_{B,y} \dot{Z}_B) - m_i z_i(\dot{B}_{B,x} \dot{B}_{B,z} + \ddot{B}_{B,y}) \\ -m_i(\ddot{Y}_B + \dot{B}_{B,z} \dot{X}_B - \dot{B}_{B,x} \dot{Z}_B) - m_i z_i(\dot{B}_{B,y} \dot{B}_{B,z} - \ddot{B}_{B,x}) \end{bmatrix}$$

从上面的推导容易得到多盘、多集中质量和多轴承的柔性转子系统的运动微分方程为

$$M\ddot{U} + (C + G + C_B)\dot{U} + (K + K_B)U = F_u(t) + F_G(t) + F_B(t) \quad (16)$$

$$\text{式中: } U = \begin{bmatrix} q_1 \\ \dots \\ q_n \end{bmatrix}; M = \begin{bmatrix} M_1 & 0 & 0 \\ 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & M_n \end{bmatrix};$$

$$C = \begin{bmatrix} C_1 & 0 & 0 \\ 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & C_n \end{bmatrix}; G = \begin{bmatrix} G_1 & 0 & 0 \\ 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & G_n \end{bmatrix};$$

$$C_B = \begin{bmatrix} C_{B,1} & 0 & 0 \\ 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & C_{B,n} \end{bmatrix}; K_B = \begin{bmatrix} K_{B,1} & 0 & 0 \\ 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & K_{B,n} \end{bmatrix};$$

$$F_u(t) = \begin{bmatrix} F_{u,1}(t) \\ \dots \\ F_{u,n}(t) \end{bmatrix}; F_G(t) = \begin{bmatrix} F_{G,1}(t) \\ \dots \\ F_{G,n}(t) \end{bmatrix};$$

$$F_B(t) = \begin{bmatrix} F_{B,1}(t) \\ \dots \\ F_{B,n}(t) \end{bmatrix};$$

U 为柔性转子系统的广义坐标向量; M, G, C 和 K

分别为柔性转子系统的广义质量、陀螺、阻尼和刚度矩阵; $F_u(t)$ 和 $F_G(t)$ 分别为转子系统的不平衡力矢量和广义力矢量; M_i, C_i 和 G_i 分别为第 i 个圆盘或集中质量的质量、阻尼和陀螺矩阵; $F_{u,i}(t)$ 和 $F_{G,i}(t)$ 分别为第 i 个圆盘或集中质量上的不平衡力矢量及广义力矢量。转子系统的 M, G, C 和 K 以及 $F_u(t)$ 与基础固定时转子系统对应的矩阵完全相同。 C_B, K_B 和 $F_B(t)$ 分别为由机动飞行引起的转子系统的附加阻尼效应矩阵、附加刚度效应矩阵和附加外激励力矢量; $C_{B,i}, K_{B,i}$ 和 $F_{B,i}(t)$ 分别为由机动飞行在第 i 个圆盘或集中质量上产生的附加阻尼效应矩阵、附加刚度效应矩阵和附加外激励力矢量。

2 飞机机动飞行的类型及特点

一般情况下,飞机改变飞行速度、飞行方向和飞行高度的机动飞行是一个三维空间中的运动,通常称为空间机动飞行,它不仅有3个坐标位置、速度和加速度的变化,而且还伴随着一定的转动运动。飞机在作机动飞行时,转子系统实际上是在转子自身不平衡力和飞机机动飞行引起的附加激励力联合作用下的强迫振动。飞机的空间机动飞行对航空发动机转子系统动力特性的影响比较复杂,通常研究飞机在水平和垂直平面内的平面机动飞行和横滚机动飞行对航空发动机转子系统动力特性的影响。

飞机在垂直平面内的机动飞行是指飞机的纵向对称面始终与包含飞行速度矢量的垂直平面相重合的无横滚飞行,它包括平飞加速或减速、爬升、俯冲和筋斗。一般情况下,飞机在垂直平面内机动飞行时, $\ddot{B}_{B,x} = 0, \dot{B}_{B,x} = 0, \dot{Y}_B, \dot{Z}_B, Y_B$ 和 Z_B 发生改变,而其他飞行参数为零。

飞机在水平平面内的机动飞行是指飞机不断地改变飞行方向而飞行高度保持不变的一种无横滚运动。通常把飞机的航向改变大于或等于360°的飞行称之为盘旋,把飞机的航向改变小于360°的飞行称之为拐弯。一般情况下,飞机在水平平面内机动飞行时, $\ddot{B}_{B,y} = 0, \dot{B}_{B,y} = 0, \dot{X}_B, \dot{Z}_B, X_B$ 和 Z_B 发生改变,而其他飞行参数为零。

横滚机动飞行是指飞机沿航迹切线方向绕纵轴滚动的机动飞行,其特点是运动方向和高度改变很小。一般情况下,横滚机动飞行时 $\ddot{B}_{B,z} = 0, \dot{B}_{B,z} = 0, \dot{Z}_B = 0$, 而其他飞行参数为零。

3 数值算例及结果分析

为了研究机动飞行对航空发动机转子系统动

力特性的影响,以图 3 所示航空发动机中常用的双盘悬臂柔性转子系统为研究对象。该转子左端刚性支撑,中间弹性轴承支撑。转子的基本参数分别为: $l_1 = 0.2 \text{ m}$, $l_2 = 0.15 \text{ m}$, $l_3 = 0.1 \text{ m}$;无质量柔性轴的半径为 0.03 m ;盘 1 的半径为 0.15 m ,盘厚为 0.05 m ;盘 2 的半径为 0.09 m ,盘厚为 0.03 m ;两个盘的偏心距均为 0.1 mm ;材料的杨氏弹性模量 $E = 2.0 \times 10^{11} \text{ N/m}^2$,质量密度 $= 7850 \text{ kg/m}^3$;弹性轴承支撑的集中质量为 2 kg ,转子的稳态工作转速为 5000 r/min ,飞机的飞行速度为 200 m/s 。在工作转速条件下,弹性轴承的刚度系数分别为 $k_{xx} = 1.89 \times 10^6 \text{ N/m}$, $k_{yy} = 1.87 \times 10^6 \text{ N/m}$, $k_{xy} = k_{yx} = 4.10 \times 10^5 \text{ N/m}$;阻尼系数分别为 $c_{xx} = 160 \text{ N/m} \cdot \text{s}^{-1}$, $c_{yy} = 150 \text{ N/m} \cdot \text{s}^{-1}$, $c_{xy} = c_{yx} = 200 \text{ N/m} \cdot \text{s}^{-1}$ 。

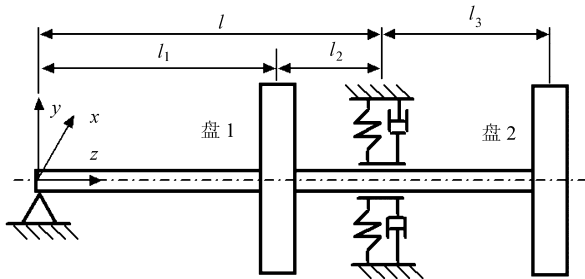


图 3 双盘悬臂柔性转子系统简化模型

Fig. 3 Schematic diagram of a simplified double-disk cantilever rotor system model

该转子被简化为一个带有两个刚性盘和一个集中质量的无质量的弹性轴,系统具有 10 个自由度。利用前面的推导,容易写出机动飞行时转子系统的运动微分方程,然后利用定步长的四阶 Runge-Kutta 法得到转子系统的稳态响应。由于本文主要讨论飞机的定常机动分析对转子系统稳态动力特性的影响,所以在计算中要选择足够的积分时间以保证计算结果中由积分初值引起的瞬态响应已全部衰减。为了解决事先难以准确估计系统达到稳态所需要的积分周期的问题,在对转子系统的运动微分方程进行时间向前数值积分时,对积分结果作 Poincaré 映射,以消除转子运动过程中的过程效应。如果积分过程中两次 Poincaré 映射点在一定的误差范围内,认为系统达到了稳态,计算结束;否则继续进行积分,直到出现满足要求的映射点为止^[9]。这样不仅可以大大减小盲目计算的时间,而且还易于计算机自动进行处理。

图 4 为转子在不同转速下的位移响应曲线,它是通过计算不同转速下转子的稳态振幅得到

的。大多数情况下盘 2 的不平衡响应较盘 1 大。位移响应曲线上的峰值分别在 $2350, 3025$ 和 4625 r/min 处,对应转子系统的前三阶临界转速。飞机在恒速平飞时,在不平衡力的作用下转子以其静变形位置为中心作强迫振动,由于轴承的刚度和阻尼在 x 和 y 方向不完全相同,所以转子系统的稳态运动轨迹是以 $(x, y) = (0, 0)$ 为中心的椭圆。稳态工作转速下盘的运动轨道如图 5 所示。

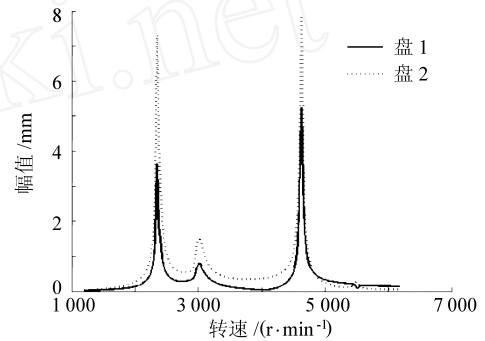


图 4 转子系统的不平衡响应

Fig. 4 The unbalance response of the rotor system

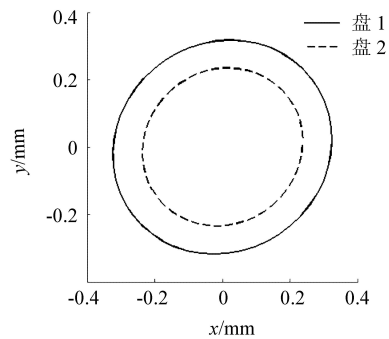


图 5 平飞条件下盘的运动轨道

Fig. 5 The motion orbits of disks without maneuvering flight

图 6 为飞机沿 Y 方向以加速度 $\ddot{Y}_B = 5 \text{ m/s}^2$ 和绕 x 轴的角速度 $\dot{\gamma}_{B,x} = -0.5 \text{ rad/s}$ 作定常爬升飞行时,转子系统的稳态运动轨迹。结果表明了在飞机作爬升飞行时,转子轴心运动轨迹的大小未发生改变,但运动轨迹的中心在 y (垂直) 的负方向发生了明显的偏移。其原因在于飞机作爬升飞行时,在 y 的方向上产生了一个附加刚度效应项和恒定的附加外激励力。由于 x 与 y 方向上的耦合作用使转子轴心运动轨迹中心在 x 的正方向上也发生了一定的偏移。转子上任意盘或集中质量运动轨道中心的偏移方向是相同的,但偏移的大小随其位置参数而变化,如盘 2 轴心运动轨迹中心线的偏离程度比盘 1 大得多。虽然转子轴心运动轨迹的中心发生了偏移,但是转子轴心运动轨道的大小并未发生明显地改变,转子轴

心运动轨迹仍然为椭圆。垂直平面内的俯冲飞行是垂直平面内爬升飞行的反向飞行,图7给出了飞机沿Y方向(垂直)以加速度 $\dot{Y}_B = -5 \text{ m/s}^2$,绕x轴的角速度 $\dot{\theta}_{B,x} = 0.5 \text{ rad/s}$ 作定常俯冲飞行时转子系统的稳态运动轨迹。结果表明转子运动轨道的中心向y的正方向发生了明显的偏移。飞机在垂直平面内作机动飞行时,虽然转子轴心运动轨道的大小没有改变,但由于轨道运动轨道的中心发生了明显的偏移,转子的实际振动明显增大,可能会引发转子与定子在上方向部的局部范围内出现碰磨。

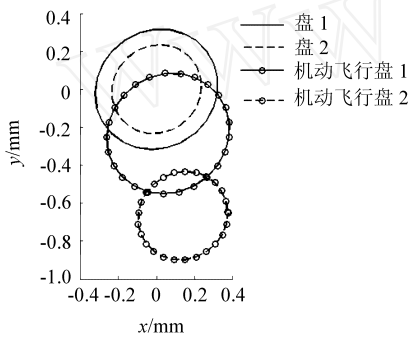


图6 垂直爬升飞行时转子的运动轨迹

Fig. 6 The motion orbits of the rotor in climbing flight

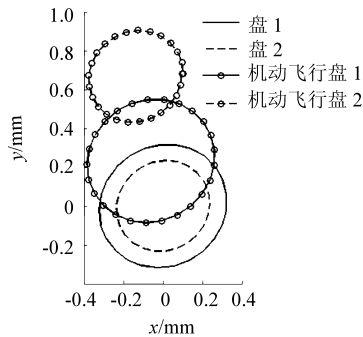


图7 垂直俯冲飞行时转子的运动轨迹

Fig. 7 The motion orbits of the rotor in diving flight

图8为飞机沿X方向以加速度 $\dot{X}_B = 5 \text{ m/s}^2$ 和绕y轴的角速度 $\dot{\theta}_{B,y} = 0.5 \text{ rad/s}$ 作定常水平盘旋飞行时转子系统的稳态运动轨迹。飞机在水平面上作盘旋飞行时,转子轴心运动轨道的大小也未发生改变,但运动轨迹的中心在x(水平)的负方向上发生了明显的偏移。同样由于x与y方向上的耦合作用使转子轴心运动轨迹的中心在y的正方向上也发生了一定的偏移。转子轴心运动轨迹中心在x轴上偏移的方向与飞机盘旋的方向有关。当盘旋的角速度 $\dot{\theta}_{B,y}$ 为正时,转子轴心运动轨迹中心沿x轴的负方向偏移;当盘旋的角速度 $\dot{\theta}_{B,y}$ 为负时,转子轴心运动轨迹中心沿x轴的正方向偏移。实际上,转子轴心运动轨迹中心

的偏移方向始终与飞机飞行的离心加速度的方向相同。同样转子轴心运动轨迹中心偏移的大小不仅与飞机盘旋角速度的大小有关,而且还与其在转子上的位置有关。飞机作水平盘旋飞行时,由于转子中心运动轨道中心在水平方向发生了明显的偏移,所以会引起转子与定子水平方向的局部范围内出现碰磨。

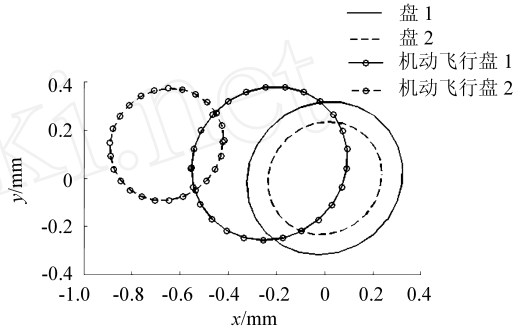
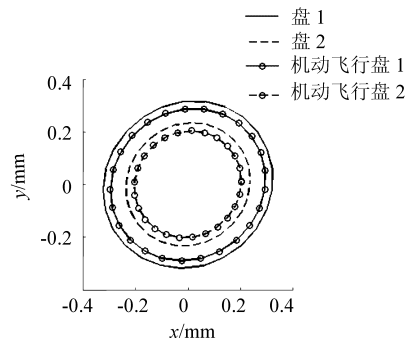


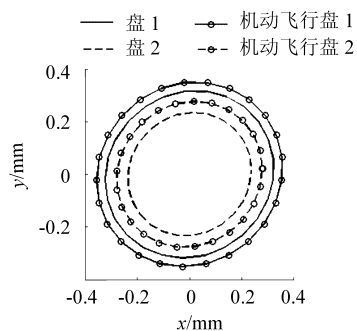
图8 水平盘旋飞行时转子的运动轨迹

Fig. 8 The motion orbits of the rotor in hovering flight

当飞机绕其纵轴以恒定的角速度作横滚机动飞行时,横滚机动飞行只在转子的平动自由度方向上产生了附加阻尼效应项和附加刚度效应项,但并未产生附加外激励力,所以转子轴心运动轨迹的中心将不会发生改变,但转子运动轨道的大小会随着横滚角速度的变化按照相同的变化律增大或减小。图9给出了飞机绕自身轴分别以角速



(a) 正向横滚



(b) 反向横滚

图9 横滚飞行时转子的运动轨迹

Fig. 9 The motion orbits of the rotor in rolling flight

度 $\dot{\beta}_{B,z} = 5 \text{ rad/s}$ 和 $\dot{\beta}_{B,z} = -5 \text{ rad/s}$ 作匀角速度横滚机动飞行时转子的稳态运动轨迹。当横滚方向与转子的旋转方向一致时,转子轴心的稳态运动轨迹缩小;当横滚方向与转子的旋转方向相反时,稳态运动轨迹增大。这是由于正向横滚使转子的相对角速度减小,反向横滚使转子相对角速度增大的缘故。

4 结 论

(1) 利用 Lagrange 方程建立了飞机在任意机动飞行条件下多盘、多集中质量和多轴承柔性转子系统运动方程的一般形式,为深入研究飞机机动飞行对转子系统动力特性的影响提供了基础。

(2) 机动飞行将对转子系统产生附加阻尼效应、附加刚度效应和非周期性附加外激励力。飞机机动飞行过程中,虽然转子运动轨道的大小可能并没有发生明显的变化,但由于转子运动轨道中心明显的偏移轴线,从而使转子与定子发生局部碰撞的可能性增大。因此,飞机在作机动飞行时,必须考虑机动飞行对转子动力特性的影响。

(3) 飞机在垂直平面或在水平平面内作定常机动飞行不会改变转子运动轨道的大小,但转子运动轨道的中心将会发生偏移。不同位置上转子轴心运动轨迹中心偏移的大小不仅与机动飞行加速度和角速度的大小有关,而且还与其位置有关。

(4) 当飞机以角速度作定常横滚机动飞行时,转子系统的轴心运动轨迹的中心不会发生偏移,只是转子运动轨道的大小随横滚角速度变化。

参 考 文 献

- [1] Srinivasan V, Soni A H. Seismic analysis of rotating mechanical system—a review[J]. The Shock and Vibration Digest, 1982, 14(6): 13-19.
- [2] Srinivasan V, Soni A H. Seismic analysis of a rotor-bearing system[J]. Earthquake Engineering and Structural Dynamics, 1984, 12: 287-311.
- [3] Suarez L E, Singh M P, Rohanimanesh M S. Seismic response of rotating machines[J]. Earthquake Engineering and Structural Dynamics, 1992, 21: 21-36.

- [4] 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.
Xu M, Liao M F, Liu Q Z. The vibration performance of the double-disk cantilever rotor in flight mission[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(1): 105-109. (in Chinese)
- [5] 徐敏,廖明夫. 机动飞行条件下带挤压油膜阻尼器的 Jeffcott 转子的振动特性[J]. 航空动力学报, 2003, 18(3): 394-401.
Xu M, Liao M F. The vibration performance of the Jeffcott rotor system with SFD in maneuvering flight[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(3): 394-401. (in Chinese)
- [6] 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 F S, Meng G. Dynamics of a maneuvering rotor in constant acceleration and deceleration[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2002, 23(4): 356-359. (in Chinese)
- [7] Lin F S, Meng G. Study on the dynamics of a rotor in a maneuvering aircraft[J]. Journal of Vibration and Acoustics, 2003, 125: 324-327.
- [8] 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.
Gao J, Zhu P S, Gao Z H. The advanced flight dynamics [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2004. (in Chinese)
- [9] 祝长生. 非线性挤压油膜阻尼器柔性转子系统中的周期分叉特性[J]. 振动工程学报, 1997, 10(3): 211-217.
Zhu C S. Periodic bifurcation behaviors of the flexible rotor system with nonlinear squeeze film damper[J]. Journal of Vibration Engineering, 1997, 10(3): 211-217. (in Chinese)

作者简介:



祝长生(1963 -) 男,陕西乾县人,浙江大学电气学院教授、博士、博士生导师。主要从事转子动力学、磁悬浮技术、机电一体化等方面的研究工作。E-mail: cszhu@hotmail.com, 联系电话: 0571-87983515。

陈拥军(1976 -) 男,四川资中人,浙江大学电气学院博士研究生。主要从事振动主动控制和自动化方面的研究工作。E-mail: yjchenec@hotmail.com, 联系电话: 0571-87931065

(责任编辑:李铁柏)