

机动转弯条件下转子有限元建模方法

张 鹏, 罗贵火, 王 飞

(南京航空航天大学 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016)

摘要:为了使机动转弯条件下转子动力学模型更加精确,考虑梁单元的转动惯量和剪切变形,对有限元 Timoshenko 梁模型的相关理论进行推导;考虑到机动转弯载荷对转子响应的影响,对机动转弯条件下梁单元、刚性圆盘单元的机动载荷向量和重力载荷向量进行推导。利用以上推导结果建立了 1 套机动转弯条件下转子有限元的建模方法,利用该方法建立的模型进行机动转弯过程中含弹性支承双盘转子的振动响应计算,结果表明:机动转弯产生的附加载荷会使转子模型产生一定的静位移。

关键词: 机动转弯;有限元;附加离心力;附加陀螺力矩;梁单元

中图分类号: V231.96

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2018.02.013

Study on Finite Element Modeling of Rotor under Maneuvering Turning Condition

ZHANG Peng, LUO Gui-huo, WANG Fei

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,
Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to make dynamic model of rotor more accurate under maneuvering turning condition, the related theory of beam element was deduced with the considering of moment of inertia and shear deformation. Considering the effect of load on the rotor response under maneuvering turning condition, the maneuvering load vector and gravity vector of rigid disk element and beam element were deduced. Based on the above results, a set of rotor finite element modeling method was established. The model was established by the method, which was used to calculate the vibration response of the double disk rotor including elastic support during maneuvering turning. The results show that the additional load of maneuvering turning could produce a static displacement to the rotor model.

Key words: maneuvering turning; finite element method; additional centrifugal force; additional gyroscopic moment; beam element

0 引言

机动性是飞机重要的战术性能指标,良好的机动性能为飞机带来优异的空中格斗和突防能力。机动飞行会使飞机转子系统承受附加离心力及附加陀螺力矩的影响,飞机转子动力特性也将发生改变。文献[1]考虑了圆盘自由度,利用柔度影响系数法建立了双盘悬臂转子的运动微分方程,研究了水平盘旋和俯冲拉起条件下转子的振动特性;文献[2]以 Jeff cot 转子为研究对象,利用 Lagrange 方程建立圆盘的运动微分方程,并对机动飞行下转子的非线性特性进行求解;目前诸多研究^[3-8]将圆盘和转子轴视为 2 个单元,利用柔度影响系数法或 Lagrange 方程进行建模,在保证

计算正确性的同时有效地减少了计算量,但由于转子简化后的自由度较少,计算得到的振型误差相对较大,难以获得转子轴上各位置的响应情况,有一定的局限性。

本文针对机动转弯飞行动作,利用能量法对各有限单元的矩阵进行推导,并对各单元的载荷向量进行推导,建立能够考虑转弯过载的转子有限元建模方法,为机动转弯条件下转子动力学研究提供 1 种新方法。

1 单元矩阵的推导

1.1 刚性圆盘单元

由文献[9]结论可得圆盘惯性矩阵 M_d 和陀螺矩阵 G_d 。

收稿日期:2017-08-13

作者简介:张鹏(1992),男,在读硕士研究生,研究方向为转子动力学;E-mail:zhangpengnuaaer@163.com。

引用格式:张 鹏,罗贵火,王 飞.机动转弯条件下转子有限元建模方法[J].航空发动机,2018,44(2):75-81.ZHANG Peng, LUO Guihuo, WANG Fei.Study on finite element modeling of rotor under maneuvering turning condition[J].Aeroengine, 2018, 44(2): 75-81.

$$M_{de} = \begin{bmatrix} m_d & 0 & 0 & 0 \\ 0 & m_d & 0 & 0 \\ 0 & 0 & I_d & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I_p \end{bmatrix}, G_{de} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I_p \\ 0 & 0 & -I_p & 0 \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中: m_d 为圆盘质量; I_d 为圆盘直径转动惯量; I_p 为圆盘极转动惯量。

1.2 线性弹簧单元

由文献[9]结论可得线性弹簧单元的刚度矩阵 K_{se} 和阻尼矩阵 C_{se}

$$K_{se} = \begin{bmatrix} k_{s1} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & k_{s2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, C_{se} = \begin{bmatrix} C_{s1} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & C_{s2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I_p \\ 0 & 0 & -I_p & 0 \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中: K_{s1} 、 K_{s2} 分别为线性弹簧在 x 、 y 正交方向的刚度系数; C_{s1} 、 C_{s2} 分别为线性弹簧在 x 、 y 正交方向的阻尼系数。

1.3 Timoshenko 梁单元

本文采用考虑剪切变形和转动惯量的 Timoshenko 梁单元建立转子模型。梁单元局部坐标如图 1 所示, 考虑剪切变形的梁单元如图 2 所示。

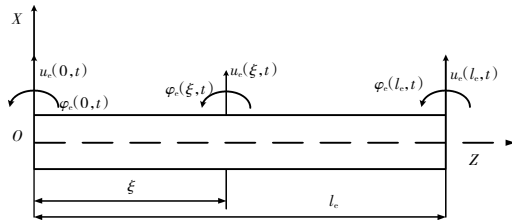


图 1 梁单元局部坐标

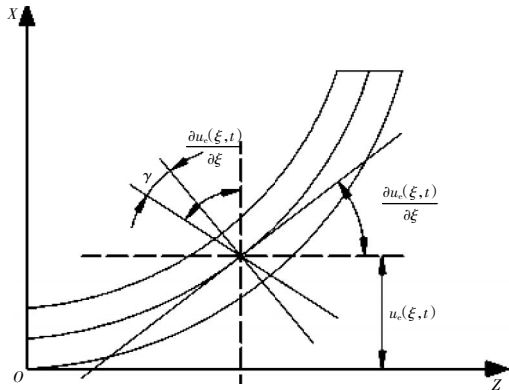


图 2 考虑剪切变形的梁单元

梁单元内任一点位移用形函数和节点位移表示为

$$Q_e = \begin{bmatrix} N_1 & 0 & 0 & N_2 & N_3 & 0 & 0 & N_4 \\ 0 & N_1 & -N_2 & 0 & 0 & N_3 & -N_4 & 0 \\ 0 & -\tilde{N}_1 & \tilde{N}_2 & 0 & 0 & -\tilde{N}_3 & \tilde{N}_4 & 0 \\ \tilde{N}_1 & 0 & 0 & \tilde{N}_2 & \tilde{N}_3 & 0 & 0 & \tilde{N}_4 \end{bmatrix} q_e \quad (3)$$

$$\text{其中 } \begin{cases} Q_e = [u_e(\xi, t) & v_e(\xi, t) & \theta_e(\xi, t) & \varphi_e(\xi, t)]^T \\ q_e = [u_{e1} & v_{e1} & \theta_{e1} & \varphi_{e1} & u_{e2} & v_{e2} & \theta_{e2} & \varphi_{e2}]^T \end{cases}$$

根据文献[11], Timoshenko 梁单元的形函数为

$$\begin{cases} N_1 = 1 - \frac{1}{l_e^2 + 12g'} \left(\frac{12g'}{l_e} \xi + 3\xi^2 - \frac{2}{l_e} \xi^3 \right) \\ N_2 = \frac{1}{l_e^2 + 12g'} \left((l_e^2 + 6g') \xi - \frac{2l_e^2 + 6g'}{l_e} \xi^2 + \xi^3 \right) \\ N_3 = \frac{1}{l_e^2 + 12g'} \left(\frac{12g'}{l_e} \xi + 3\xi^2 - \frac{2}{l_e} \xi^3 \right) \\ N_4 = \frac{1}{l_e^2 + 12g'} \left(-6g' \xi - \frac{l_e^2 - 6g'}{l_e} \xi^2 + \xi^3 \right) \end{cases} \quad (4a)$$

$$\begin{cases} \tilde{N}_1 = 1 - \frac{1}{l_e^2 + 12g'} \left(\frac{6}{l_e} \xi^2 - 6\xi \right) \\ \tilde{N}_2 = \frac{1}{l_e^2 + 12g'} \left(l_e^2 + 12g' - \frac{4l_e^2 + 12g'}{l_e} \xi + 3\xi^2 \right) \\ \tilde{N}_3 = \frac{1}{l_e^2 + 12g'} \left(6\xi - \frac{6}{l_e} \xi^2 \right) \\ \tilde{N}_4 = \frac{1}{l_e^2 + 12g'} \left(3\xi^2 - \frac{12g' - 2l_e^2}{l_e} \xi \right) \end{cases} \quad (4b)$$

定义剪切修正系数为

$$\kappa = \frac{6(1+\mu)(1+\lambda^2)^2}{(7+12\mu+4\mu^2)(1+\lambda^2)^2 + 4(5+6\mu+2\mu^2)\lambda^2} \quad (5)$$

式中: μ 为轴段材料的泊松比; $\lambda = r/r_o$, 为内径与外径之比。

轴段的截面惯性矩表达为

$$I_e = \frac{\pi}{4} (R_2^4 - R_1^4) \quad (6)$$

式中: R_1 为轴段内圈半径; R_2 为轴段外圈半径。

定义常数

$$g' = E_e I_e / \kappa G_e A_e \quad (7)$$

式中: G_e 、 A_e 分别为剪切模量和截面面积; E_e 、 I_e 分别为材料弹性模量和轴段截面惯性矩。

根据文献[11], 长度为 l_e 的 Timoshenko 梁单元刚度矩阵 K_e 可表达为

$$K_e = K' \begin{bmatrix} k_1 & 0 & 0 & k_2 & -k_1 & 0 & 0 & k_2 \\ 0 & k_1 & -k_2 & 0 & 0 & -k_1 & -k_2 & 0 \\ 0 & -k_2 & k_3 & 0 & 0 & k_2 & k_4 & 0 \\ k_2 & 0 & 0 & k_3 & -k_2 & 0 & 0 & k_4 \\ -k_1 & 0 & 0 & -k_2 & k_1 & 0 & 0 & -k_2 \\ 0 & -k_1 & k_2 & 0 & 0 & k_1 & k_2 & 0 \\ 0 & -k_2 & k_4 & 0 & 0 & k_2 & k_3 & 0 \\ k_2 & 0 & 0 & k_4 & -k_2 & 0 & 0 & k_3 \end{bmatrix} \quad (8)$$

其中 $k_1=12, k_2=l_e, k_3=4(l_e^2+3g'), k_4=2(l_e^2-6g')$,

$$K' = \frac{EJ_e}{l_e(l_e^2+12g')}$$

单元的惯性矩 M_e 可表达为

$$M_e = M_1' \begin{bmatrix} m_1 & 0 & 0 & m_2 & m_3 & 0 & 0 & m_4 \\ 0 & m_1 & -m_2 & 0 & 0 & m_3 & -m_4 & 0 \\ 0 & -m_2 & m_5 & 0 & 0 & m_4 & m_6 & 0 \\ m_2 & 0 & 0 & m_5 & -m_4 & 0 & 0 & m_6 \\ m_3 & 0 & 0 & -m_4 & m_1 & 0 & 0 & -m_2 \\ 0 & m_3 & m_4 & 0 & 0 & m_1 & m_2 & 0 \\ 0 & -m_4 & m_6 & 0 & 0 & m_2 & m_5 & 0 \\ m_4 & 0 & 0 & m_6 & -m_2 & 0 & 0 & m_5 \end{bmatrix} + M_2' \begin{bmatrix} m_7 & 0 & 0 & m_8 & -m_7 & 0 & 0 & m_8 \\ 0 & m_7 & -m_8 & 0 & 0 & -m_7 & -m_8 & 0 \\ 0 & -m_8 & m_9 & 0 & 0 & m_8 & m_{10} & 0 \\ m_8 & 0 & 0 & m_9 & -m_8 & 0 & 0 & m_{10} \\ -m_7 & 0 & 0 & -m_8 & m_7 & 0 & 0 & -m_8 \\ 0 & -m_7 & m_8 & 0 & 0 & m_7 & m_8 & 0 \\ 0 & -m_8 & m_{10} & 0 & 0 & m_8 & m_9 & 0 \\ m_8 & 0 & 0 & m_{10} & -m_8 & 0 & 0 & m_9 \end{bmatrix} \quad (9)$$

其中

$$\begin{cases} m_1 = 312l_e^4 + 7056g'l_e^2 + 40320g^2 \\ m_2 = (44l_e^4 + 924g'l_e^2 + 5040g^2)l_e \\ m_3 = 108l_e^4 + 3024g'l_e^2 + 20160g^2 \\ m_4 = -(26l_e^4 + 756g'l_e^2 + 5040g^2)l_e \\ m_5 = (8l_e^4 + 168g'l_e^2 + 1008g^2)l_e^2 \\ m_6 = -(6l_e^4 + 168g'l_e^2 + 1008g^2)l_e^2 \\ m_7 = 36l_e^3 \\ m_8 = (3l_e^2 - 180g')l_e^2 \\ m_9 = (4l_e^4 + 60g'l_e^2 + 1440g^2)l_e \\ m_{10} = (-l_e^4 - 60g'l_e^2 + 720g^2)l_e \end{cases} \quad (10a)$$

$$\begin{cases} M_1' = \frac{\rho_e A l_e}{840(l_e^2 + 12g')^2} \\ M_2' = \frac{\rho_e l_e}{30(l_e^2 + 12g')^2} \end{cases} \quad (10b)$$

单元的陀螺矩阵 G_e 可表达为

$$G_e = \hat{G} \begin{bmatrix} 0 & g_1 & -g_2 & 0 & 0 & -g_1 & -g_2 & 0 \\ -g_1 & 0 & 0 & -g_2 & g_1 & 0 & 0 & -g_2 \\ g_2 & 0 & 0 & g_3 & -g_2 & 0 & 0 & g_4 \\ 0 & g_2 & -g_3 & 0 & 0 & -g_2 & -g_4 & 0 \\ 0 & -g_1 & g_2 & 0 & 0 & g_1 & g_2 & 0 \\ g_1 & 0 & 0 & g_2 & -g_1 & 0 & 0 & g_2 \\ g_2 & 0 & 0 & g_4 & -g_2 & 0 & 0 & g_3 \\ 0 & g_2 & -g_4 & 0 & 0 & -g_2 & -g_3 & 0 \end{bmatrix} \quad (11)$$

其中 $g_1=36l_e^3, g_2=(3l_e^2-180g')l_e^2, g_3=(4l_e^4+60g'l_e^2+1440g^2)l_e,$

$$\hat{G} = \rho_e I / 15(l_e^2 + 12g')^2$$

2 载荷向量的推导

2.1 机动转弯轨迹建模

为便于描述机动飞行过程中飞机的姿态,建立机身坐标系如图3所示。其中 $o_0x_0y_0z_0$ 为静止的地面坐标系, $o_1x_1y_1z_1$ 为固定在机身上的机身坐标系。

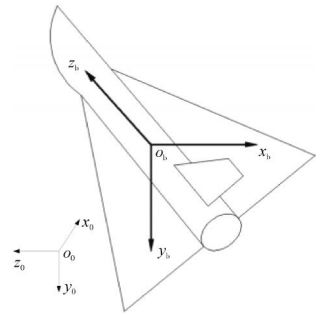


图3 飞机姿态坐标系

飞机的整个机动转弯过程如图4所示,机身姿态如图5所示。飞机在直线段 I 以平飞姿态进行直线飞行;在转弯段 I 内,飞机沿机身中轴线 z_1 滚转角度 θ_B ,并且以正弦变机动角速度 ω_B 通过转弯段 I;随后,无人机以转弯段 I 末的姿态完成转弯段 II 的飞行;在转弯段 III 内,飞机沿机身中轴线 z_1 滚转角度 $-\theta_B$,并且以余弦变机动角速度 ω_B 通过转弯段 III;最后,飞机完成转弯,沿直线段 II 进行直线平飞。

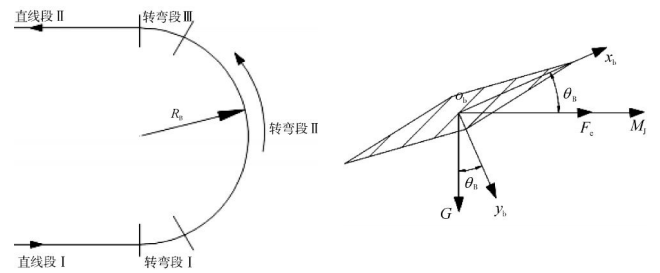


图4 机动转弯轨迹

图5 机动转弯机身姿态

根据以上叙述,假设机动转弯过程中飞机的机动角速度表达为^[3]

$$\omega_B = \begin{cases} 0 & 0 \leq t \leq t_1 \\ \omega_0 \sin(t-t_1) & t_1 < t \leq t_1 + \pi/2 \\ \omega_0 & t_1 + \pi/2 < t \leq t_2 \\ \omega_0 \cos(t-t_2) & t_2 < t \leq t_2 + \pi/2 \\ 0 & t_2 + \pi/2 < t \leq t_3 \end{cases} \quad (12)$$

式中: ω_0 为稳定的机动转弯角速度; t_1, t_2, t_3 分别为直线段 I、转弯段 II、直线段 II 结束的时刻。

假设机动转弯过程中飞机的滚转角度表达为

$$\theta_B = \begin{cases} 0 & 0 \leq t \leq t_1 \\ \theta_0 \sin(t-t_1) & t_1 \leq t \leq t_1 + \pi/2 \\ \theta_0 & t_1 + \pi/2 \leq t \leq t_2 \\ \theta_0 - \theta_0 \sin(t-t_2) & t_2 \leq t \leq t_2 + \pi/2 \\ 0 & t_2 + \pi/2 \leq t \leq t_3 \end{cases} \quad (13)$$

式中: θ_0 为稳定的机身滚转角度。

2.2 梁单元的附加离心力载荷向量

机动转弯条件下单位长度梁单元所受的附加离心力做功为

$$dV_{ec} = \omega_B^2 R_B \rho_e A_e (u_e \cos \theta_B + v_e \sin \theta_B) d\xi \quad (14)$$

式中: ω_B 为机动角速度; R_B 为转弯轨迹半径; ρ_e 为轴的密度; A_e 为轴的截面积; $d\xi$ 为微元段长度。

对式(14)沿梁单元长度方向积分得

$$V_{ec} = \omega_B^2 R_B \rho_e A_e \int_0^{l_e} (u_e \cos \theta_B + v_e \sin \theta_B) d\xi \quad (15)$$

定义

$$\begin{cases} A_1 = \int_0^{l_e} N_1 d\xi = l_e - \frac{1}{l_e^2 + 12g'} \left(6g'l_e + \frac{l_e^3}{2} \right) \\ A_2 = \int_0^{l_e} N_2 d\xi = \frac{1}{l_e^2 + 12g'} \left(\frac{1}{12} l_e^4 + g'l_e^2 \right) \\ A_3 = \int_0^{l_e} N_3 d\xi = \frac{1}{l_e^2 + 12g'} \left(6g'l_e + \frac{l_e^3}{2} \right) \\ A_4 = \int_0^{l_e} N_4 d\xi = \frac{1}{l_e^2 + 12g'} \left(g'l_e^2 + \frac{1}{12} l_e^4 \right) \end{cases} \quad (16)$$

将式(3)、(16)代入式(15)得

$$V_{ec} = \omega_B^2 R_B \rho_e A_e (S_1 \cos \theta_B + S_2 \sin \theta_B) q_e \quad (17)$$

其中

$$S_1 = [A_1 \ 0 \ 0 \ A_2 \ A_3 \ 0 \ 0 \ A_4] \quad (18a)$$

$$S_2 = [0 \ A_1 \ -A_2 \ 0 \ 0 \ A_3 \ -A_4 \ 0] \quad (18b)$$

由 Lagrange 方程得梁单元附加离心力向量为

$$F_a = D' \{D_1 \ D_2 \ -D_4 \ D_3 \ D_5 \ D_6 \ -D_8 \ D_7\}^T \quad (19)$$

其中 $D_{2n-1} = A_n \cos \theta_B, D_{2n} = A_n \sin \theta_B, (n=1, 2, 3, 4), D' = \omega_B^2 R_B \rho_e A_e$

2.3 梁单元的附加陀螺力矩载荷向量

机动转弯时梁单元微元段由于转动所承受的动能增量为

$$dT_s = 2\rho_e I_e \Omega \omega_B (\varphi_e \sin \theta_B + \theta_e \cos \theta_B) d\xi \quad (20)$$

对式(20)沿梁单元长度方向积分得

$$T_s = 2\rho_e I_e \Omega \omega_B \int_0^{l_e} (\varphi_e \sin \theta_B + \theta_e \cos \theta_B) d\xi \quad (21)$$

定义

$$\begin{cases} B_1 = \int_0^{l_e} \tilde{N}_1 d\xi = \frac{l_e^2}{l_e^2 + 12g'} \\ B_2 = \int_0^{l_e} \tilde{N}_2 d\xi = l_e - \frac{1}{l_e^2 + 12g'} (l_e^3 + 6g'l_e) \\ B_3 = \int_0^{l_e} \tilde{N}_3 d\xi = \frac{l_e^2}{l_e^2 + 12g'} \\ B_4 = \int_0^{l_e} \tilde{N}_4 d\xi = \frac{6g'l_e}{l_e^2 + 12g'} \end{cases} \quad (22)$$

将式(3)、(22)代入式(21)得

$$T_s = 2\rho_e I_e \Omega \omega_B (S_4 \sin \theta_B + S_3 \cos \theta_B) q_e \quad (23)$$

其中

$$S_3 = [0 \ -B_1 \ B_2 \ 0 \ 0 \ -B_3 \ B_4 \ 0] \quad (24a)$$

$$S_4 = [B_1 \ 0 \ 0 \ B_2 \ B_3 \ 0 \ 0 \ B_4] \quad (24b)$$

由 Lagrange 方程得梁单元附加陀螺力矩向量为

$$M_j = B' [B_1 \sin \theta_B \ -B_1 \cos \theta_B \ B_2 \cos \theta_B \ B_2 \sin \theta_B \ B_3 \sin \theta_B \ -B_3 \cos \theta_B \ B_4 \cos \theta_B \ B_4 \sin \theta_B]^T \quad (25)$$

其中 $B' = 2\rho_e I_e \Omega \omega_B$

2.4 梁单元的重力载荷向量

类比轴所受附加离心力的推导过程, 可得机动转弯时轴所受重力载荷向量为

$$G = \tilde{Z} \{Z_1 \ Z_2 \ -Z_4 \ Z_3 \ Z_5 \ Z_6 \ -Z_8 \ Z_7\}^T \quad (26)$$

式中: $Z_{2n-1} = -A_n \sin \theta_B, Z_{2n} = A_n \cos \theta_B, (n=1, 2, 3, 4); A_n$ 的定义见式(16), $\tilde{Z} = g\rho_e A_e, g$ 为重力加速度。

2.5 圆盘的载荷向量

机动转弯时盘承受附加离心力为

$$F_{dc} = \omega_B^2 R_B m_{\text{disk}} \quad (27)$$

盘所受附加离心力在机身坐标轴的分量为

$$\begin{cases} F_{dx} = F_{dc} \cos \theta_B \\ F_{dy} = F_{dc} \sin \theta_B \end{cases} \quad (28)$$

机动转弯时盘承受附加陀螺力矩大小为

$$M_{jd} = I_p \omega_B \Omega \quad (29)$$

盘所受附加陀螺力矩在机身坐标轴的分量为

$$\begin{cases} M_{jk} = F_{jd} \cos \theta_B \\ M_{jy} = F_{jd} \sin \theta_B \end{cases} \quad (30)$$

将盘在机动转弯过程中所受的附加载荷写成向量形式

$$F_{\text{disk}}=\{F_{\text{dc}}\cos\theta_B \quad F_{\text{dc}}\sin\theta_B \quad M_{\text{jd}}\cos\theta_B \quad M_{\text{jd}}\sin\theta_B\}^T \quad (31)$$

由图5可得,机动转弯时,盘所受重力在机身坐标系 x 、 y 方向的分解为

$$\begin{cases} G_{\text{dx}}=-m_{\text{disk}}g\sin\theta_B \\ G_{\text{dy}}=m_{\text{disk}}g\cos\theta_B \end{cases} \quad (32)$$

因此,盘的重力载荷向量为

$$G_{\text{d}}=\{G_{\text{dx}} \quad G_{\text{dy}} \quad 0 \quad 0\}^T \quad (33)$$

由于制造误差等因素,盘的质心会偏离盘心一定的距离,使得盘在转动过程中会承受不平衡力载荷,可表达为

$$F_{\text{unbalance}}=\{\Omega m_{\text{e}}\cos(\Omega t) \quad \Omega m_{\text{e}}\sin(\Omega t) \quad 0 \quad 0\}^T \quad (34)$$

式中: m_{e} 为不平衡量; Ω 为自转转速; t 为时间。

3 单元矩阵及载荷向量的组装

根据文献[12],对上述推导的单元矩阵和载荷向量进行组装,形成系统惯性矩阵、刚度矩阵、陀螺矩阵和阻尼矩阵分别为 M 、 K 、 G 、 C ,系统总外载荷向量 P_{sum} 为

$$P_{\text{sum}}=F_{\text{c}}+M_{\text{f}}+G+F_{\text{disk}}+G_{\text{d}}+F_{\text{unbalance}} \quad (35)$$

形成转子运动微分方程

$$M\ddot{u}+(\Omega G+C)\dot{u}+Ku=P_{\text{sum}} \quad (36)$$

4 机动转弯转子振动响应算例

双盘转子有限元模型如图6所示。以图6中的转子为研究对象,计算转子在机动转弯过程中的响应。转子参数见表1,转弯轨迹参数见表2。

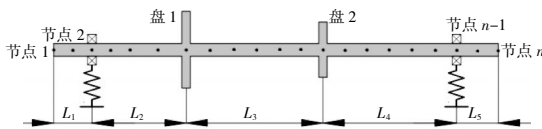


图6 双盘转子有限元模型

将表1和表2中的数据代入式(36),为提高计算效率,利用固定界面模态综合法对系统进行自由度缩减^[13-15],对缩减后的模型进行Newmark数值求解^[10,16],得圆盘处的瞬态轴心轨迹如图7所示,平飞段稳态轴心轨迹如图8所示,转弯段稳态轴心轨迹如图9所示。

从图7中可见,盘心首先在直线段I的位置进行圆周运动;当飞机进入转弯段I时,盘心沿转弯段I的箭头方向进行螺旋运动,最终到达转弯段II的位置,在该位置,飞机作稳定的转弯机动,盘心作稳定的

表1 转子参数

参数	数值	参数	数值
L_1 / m	0.1	盘1直径 / m	0.20
L_2 / m	0.2	盘1厚度 / m	0.02
L_3 / m	0.3	盘2直径 / m	0.15
L_4 / m	0.3	盘2厚度 / m	0.02
L_5 / m	0.1	左支承刚度 / (N/m)	3×10^7
轴截面直径 / m	0.03	右支承刚度 / (N/m)	3×10^7
泊松比	0.3	左支承阻尼 / (N·s/m)	200
密度 / (kg/m ³)	7810	右支承阻尼 / (N·s/m)	200
弹性模量 / Pa	2.11×10^{11}		

表2 转弯轨迹参数

参数	数值	参数	数值
机动转弯角速度 ω_B / (rad/s)	0.6	盘2不平衡量 / g·cm	5
机动转弯半径 R_B / m	600	直线段I结束时间 t_1 / s	1.6
机身滚转角度 θ_B / rad	0.524	转弯段II结束时间 t_2 / s	6.8
转子转速 Ω / (r/min)	5000	直线段II结束时间 t_3 / s	16.8
盘1不平衡量 / g·cm	5		

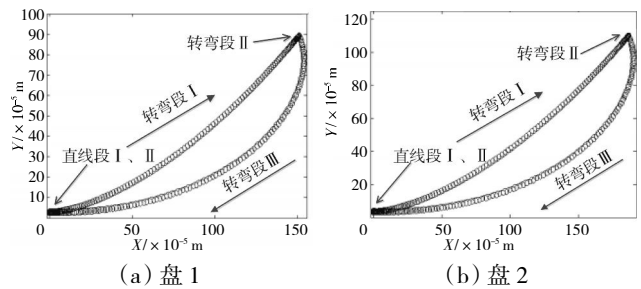


图7 圆盘处的瞬态轴心轨迹(转速为5000 r/min)

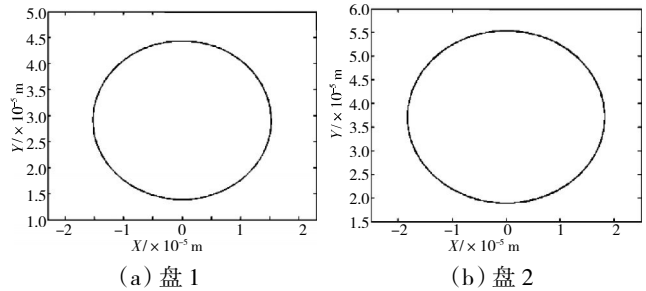


图8 平飞段稳态轴心轨迹

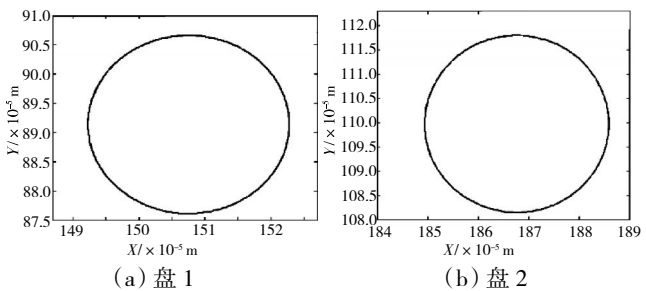


图9 转弯段稳态轴心轨迹

圆周运动,但圆周运动的圆心与直线段Ⅰ的不同;当飞机退出转弯机动时,即飞机进入转弯段Ⅲ,此时盘心沿转弯段Ⅲ箭头方向进行螺旋运动退出转弯机动,最终到达直线段Ⅱ的位置,即回到进入转弯段Ⅰ之前的位置继续做圆周运动。

从图8、9中可见,平飞和转弯时盘心轴心轨迹都是1个圆,半径大小受不平衡量的影响。对比2图可知机动转弯产生的附加载荷会使转子产生不可忽略的静位移,在实际航空发动机中,这会使得转子系统与周围静子件有发生碰摩的危险。

5 结束语

(1)推导了1套机动转弯条件下转子有限元建模方法,能够方便地考虑轴所承受的附加载荷以及转子支承的非线性力,使机动条件下转子系统建模能够方便地考虑更多的自由度。

(2)求解了线性转子系统在机动转弯条件下的响应,结果表明机动转弯产生的附加载荷会使转子产生静位移。

(3)本文算例的研究对象为某线性转子系统,为了更加贴近实际,未来可将转子支承表示为非线性,作为非线性力加在系统运动微分方程的右端。

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.
XU Min, LIAO Mingfu, LIU Qizhou. The vibration performance of the double-disk cantilever rotor in flight mission [J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(1): 105-109. (in Chinese)
- [2] 侯磊.机动飞行环境下转子系统的非线性动力学行为研究[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2015.
HOU Lei. Research on nonlinear dynamics of rotor systems in maneuvering flight environment [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2015. (in Chinese)
- [3] 徐敏,廖明夫.机动飞行条件下带挤压油膜阻尼器的 Jeffcot 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 Jeffcot rotor system with SFD in maneuver flight [J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(3): 394-401. (in Chinese)
- [4] 杨永锋.机动飞行下裂纹转子的非线性特性研究[D].西安:西北工业大学,2006.
YANG Yongfeng. Study on nonlinear characteristics of cracked rotor under maneuvering flight [D]. Xian: Northwestern Polytechnical University, 2006. (in Chinese)
- [5] 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 aeroengine's rotor system during maneuvering flight [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(2): 371-377. (in Chinese)
- [6] 杨蛟.机动飞行条件下航空发动机转子动力学特性分析[D].天津:天津大学,2012.
YANG Jiao. Rotor dynamics characteristic analysis of aero-engine subjected to maneuvering condition [D]. Tianjin: Tianjin University, 2012. (in Chinese)
- [7] 弓可.微型涡喷发动机转子动力学特性研究[D].南京:南京理工大学,2013.
GONG Ke. Research on rotor dynamic characteristics of micro turbojet engine [D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2013. (in Chinese)
- [8] 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. Dynamic of a maneuvering rotor in constant acceleration and deceleration [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2002, 23(4): 356-359. (in Chinese)
- [9] 钟一谔,何衍宗,王正,等.转子动力学[M].北京:清华大学出版社,1987:45-48.
ZHONG Yie, HE Yanzong, WANG Zheng, et al. Rotor dynamics [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 1987: 45-48. (in Chinese)
- [10] 胡海岩.机械振动基础 [M].北京:北京航空航天大学出版社,2005:152-156.
HU Haiyan. Fundamentals of mechanical vibrations [M]. Beijing: Beihang University Press, 2005: 152-156. (in Chinese)
- [11] Friswell M I, Penny J E T, Garvey S D, et al. Lees dynamics of rotating machines [M]. London: Cambridge University Press, 2010: 35-43.
- [12] 关玉璞,陈伟,崔海涛.航空航天有限元法[M].哈尔滨:哈尔滨工业大学出版社,2009:101-105.
GUAN Yupu, CHEN Wei, CUI Haitao. The finite element method in aeronautic and astronautic structures [M]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2009: 101-105. (in Chinese)
- [13] 李洪亮.用模态综合法对双转子系统进行动力学分析[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2010.
LI Hongliang. Dynamic analysis of a dual-rotor system by component mode synthesis [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2010. (in Chinese)
- [14] 安方.固定界面模态综合法的理论分析[D].南京:南京航空航天大学,2008.
AN Fang. Research on the theoretical analysis of fixed-interface modal synthesis techniques [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)
- [15] 刘明杰.固定界面模态综合法的动力学原理[J].浙江大学学报(工学版),1985(6):189-192.
LIU Mingjie. The dynamical principal of fixed-interface modal synthesis methood [J]. Journal of Zhejiang University (Engineering science), 1985(6): 189-192. (in Chinese)
- [16] 李庆扬.数值计算原理[M].北京:清华大学出版社,2000:55-60.
LI Qingyang. Principle of numerical calculation [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2000: 55-60. (in Chinese)

(编辑:李华文)