

机动飞行下磁流变阻尼器-转子系统动力学特性

王 俊^{1,2}, 刘云飞², 秦朝焯², 马 梁³, 洪芳芳⁴, 褚福磊²

(1. 北京化工大学高端机械装备健康监控与自愈化北京市重点实验室, 北京 100029; 2. 清华大学机械工程系, 北京 100084; 3. 中国民航大学航空工程学院, 天津 300300; 4. 天津仁爱学院, 天津 301636)

摘要: 航空发动机在机动飞行过程中, 工作条件非常恶劣, 飞行过程会产生不规则的瞬态振动, 易引发故障。采用有限元法建立机动飞行下基于双线性本构方程的磁流变阻尼器-转子系统有限元模型, 并利用 Newmark- β 数值方法进行求解, 研究转子系统在机动飞行过程中的动态特性。在此基础上, 考虑磁流变阻尼器作用, 研究其对冲击载荷下转子系统瞬态及稳态响应的影响。结果表明, 机动飞行开始和结束瞬间会产生瞬态冲击, 激发转子系统一阶模态响应。在合适的电流作用下, 变阻尼器可以有效抑制机动飞行过程中转子系统瞬态及稳态响应。此外, 在机动飞行下, 由于轴颈离心率较大, 易导致磁流变阻尼器产生非线性行为。

关键词: 航空发动机; 机动飞行; 磁流变阻尼器; 转子系统; 瞬态冲击

中图分类号: V231.96 **文献标志码:** A **文章编号:** 1004-4523(2024)05-0747-09

DOI: 10.16385/j.cnki.issn.1004-4523.2024.05.003

引 言

机动飞行包括瞬时转弯、爬坡-下降、加速、持续转弯和翻滚等, 是飞机特技飞行和空战中的常见动作, 对航空发动机转子系统的动力学特性有着重要影响^[1-2]。

近年来, 国内外学者对机动飞行环境下转子系统的动力学特性进行了大量的研究。El-Saeidy 等^[3]考虑基础激励和不平衡质量, 建立了刚性转子系统的动力学方程, 利用解析方法得到了系统的时域分析结果。祝长生等^[4]利用 Lagrange 方程建立了飞机在任意机动飞行条件下的转子系统动力学统一模型, 讨论了飞机的典型机动飞行动作对转子系统动力学特性的影响。Andrés 等^[5]实验研究了机动载荷下气体轴承-转子系统动力学响应。Yu 等^[6]研究了不同机动载荷对转子-联轴器系统的动力学特性的影响, 发现增大机动速度会增强联轴器的非线性行为, 使转子系统的振动由单周期运动转变为多周期、分岔或混沌运动。Gao 等^[7-9]对机动飞行下转子系统动力学特性进行了较为详细的研究, 通过理论及实验分析了机动载荷对轴承、挤压油膜阻尼器支承下正常及故障转子系统非线性行为的影响。Chen 等^[10]研究了挤压油膜阻尼器-转子系统动力学特性, 结果表明对于较大的机动飞行动作, 需要增加油膜

的间隙, 以降低油膜的非线性水平。

机动飞行时, 发动机转子系统将承受很大的附加离心力和陀螺力矩, 并且这些载荷随飞行状态和时间发生变化, 导致系统运行不稳定。特别在机动载荷作用下, 发动机转子发生较大的挠曲变形, 挤压油膜阻尼器 (Squeeze Film Damper, SFD) 会因为油膜过度被挤压而非线性显著增强, 产生双稳态跳跃、锁死和非协调进动等严重的有害现象, 进而恶化转子系统的振动状态, 甚至可能造成转子失稳。且 SFD 作为被动式支承结构无法根据实际工况做出反馈调节, 改善转子系统的振动特性。

本文以机动飞行下的转子系统为研究对象, 考虑具有变刚度和变阻尼特性的磁流变阻尼器, 基于有限元方法建立机动飞行下磁流变阻尼器-转子耦合系统动力学模型, 采用 Newmark- β 数值方法对动力学方程进行求解, 研究磁流变阻尼器对冲击载荷下转子系统瞬态及稳态动力学特性的影响。

1 机动飞行下磁流变阻尼器-转子系统有限元模型

如图 1 所示为磁流变阻尼器支承下转子系统的有限元模型。转轴考虑为 Timoshenko 梁, 并被划分为 10 个梁单元和 11 个节点, 每个节点具有四个自由

收稿日期: 2023-07-09; **修订日期:** 2023-08-28

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (12202229); 航空发动机及燃气轮机基础科学中心项目 (P2022-B-III-002-001); 天津市教委科研计划项目 (2020KJ060, 2020KJ018)。

度,即 xoy 平面内的平动和绕 x 轴、 y 轴的转动。刚性圆盘作为一个集中质量单元叠加在相应节点上。 D_d 表示圆盘直径, B_d 表示圆盘厚度, D_s 表示转轴直径, L_s 表示转轴长度。

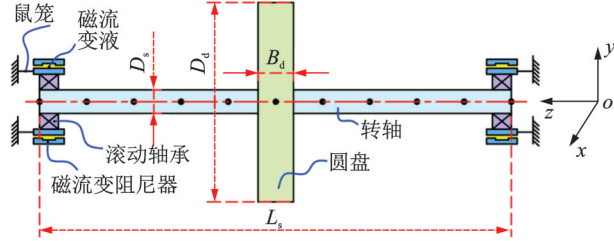


图1 磁流变阻尼器-转子系统模型

Fig. 1 Model of rotor system with MR damper

基于 Lagrange 方程,转子系统动力学方程可表示为^[11]:

$$\begin{bmatrix} M + J/2 & 0 \\ 0 & M + J/2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{q}_1 \\ \ddot{q}_2 \end{bmatrix} + \omega \begin{bmatrix} 0 & J \\ -J & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} K & 0 \\ 0 & K \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_1 \\ Q_2 \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中 $q_1^T = [x_1, \theta_{x1}, x_2, \theta_{x2}, \dots, x_n, \theta_{xn}]$, $q_2^T = [y_1, \theta_{y1}, y_2, \theta_{y2}, \dots, y_n, \theta_{yn}]$, 其中, x 和 y 分别表示单元节点在 x 和 y 方向的位移, θ_x 和 θ_y 分别表示单元节点绕 x 轴和 y 轴转动的角度; ω 为转轴角速度; M , J 和 K 分别为系统质量矩阵、陀螺矩阵和刚度矩阵; Q_1 和 Q_2 为一般外力。

1.1 磁流变阻尼器动力学模型

坐标系 XYZ (如图 2 所示) 用于定义流体流动的位置和速度分量。 e_b 为内环偏心量, θ 为相对于最小油膜位置处的油膜方位角, h 为相应方位角下油膜的厚度, 其可被近似表达为:

$$h = c - e_b \cos \theta \quad (2)$$

式中 c 为初始径向油膜间隙。

基于双线性本构方程,磁流变阻尼器油膜压力可表示为^[12-13]:

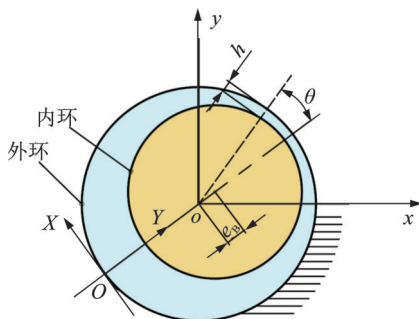


图2 磁流变阻尼器坐标系

Fig. 2 Coordinate system of MR damper

当 $0 \leq Z \leq Z_c$ 时:

$$p = \frac{6\alpha_y \eta h'}{h^3} (Z^2 - Z_c^2) + p_c \quad (3)$$

当 $Z_c \leq Z \leq L$ 时:

$$\begin{cases} \frac{1}{\eta} (h^3 p' + 3h^2 \tau_y + 8 \frac{\tau_c^3}{(p')^2} - 12 \frac{\tau_y \tau_c^2}{(p')^2}) - \frac{8\tau_c^3}{\eta_c (p')^2} = 12\dot{h}Z + C_1, \dot{h} < 0 \\ \frac{1}{\eta} (h^3 p' - 3h^2 \tau_y - 8 \frac{\tau_c^3}{(p')^2} + 12 \frac{\tau_y \tau_c^2}{(p')^2}) + \frac{8\tau_c^3}{\eta_c (p')^2} = 12\dot{h}Z + C_2, \dot{h} > 0 \end{cases} \quad (4)$$

式中 定义 $\alpha_y = \eta_c / \eta$ 为黏度比, η 表示未施加电流作用时的磁流变液黏度, η_c 表示硬核处磁流变液黏度; \dot{h} 为油膜厚度对时间 t 的一阶导数; Z_c 为硬核在 Y 方向上充满整个油膜间隙的起始点轴向坐标位置 (如图 3 所示); p' 为油膜压力对变量 Z 的一阶偏导; p_c 为油膜压力在轴向 Z_c 位置处的压力值; C_1 和 C_2 为积分常数; τ_c 表示硬核边界处磁流变液剪切应力; τ_y 为磁流变液屈服应力, 其与磁场强度之间的关系表达式为^[14]:

$$\tau_y = \frac{a_1 H^3 + a_2 H^2 + a_3 H + a_4}{H^2 + c_1 H + c_2} \quad (5)$$

式中 $H = IN / (2h)$ 为磁场强度, I 为电流强度, N 为线圈匝数; $a_1 = 0.0297$; $a_2 = 19.75$; $a_3 = 1.102 \times 10^4$; $a_4 = -2.482 \times 10^4$; $c_1 = -22.29$; $c_2 = 2.601 \times 10^4$ 为常数。

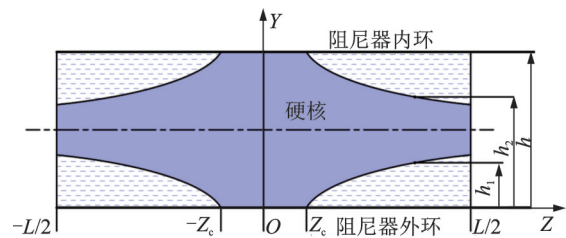


图3 阻尼器间隙内的磁流变液状态特性

Fig. 3 State characteristics of MR fluid in the gap of MR damper

通过求解式(4)可获得油膜沿轴向上的压力梯度 p' , 对 p' 沿轴向进行积分可获得油膜压力分布:

$$p = \int_{L/2}^Z p' dZ + p_A \quad (6)$$

式中 p_A 为大气压。

则磁流变阻尼器的径向油膜力和切向油膜力可表示为:

$$F_{mr} = 2R \int_0^{L/2} \int_0^{2\pi} p \cos \theta d\theta dZ \quad (7)$$

$$F_{mt} = 2R \int_0^{L/2} \int_0^{2\pi} p \sin \theta d\theta dZ \quad (8)$$

式中 R 为磁流变阻尼器半径; L 为阻尼器轴向长度。

磁流变阻尼器油膜力在 x 和 y 方向上的分力可表示为:

$$F_{mx} = -\frac{1}{(x_e^2 + y_e^2)^{\frac{1}{2}}} (x_e F_{mr} - y_e F_{mt}) \quad (9)$$

$$F_{my} = -\frac{1}{(x_e^2 + y_e^2)^{\frac{1}{2}}} (y_e F_{mr} + x_e F_{mt}) \quad (10)$$

式中 x_e 和 y_e 分别为磁流变阻尼器内环中心在 x 和 y 方向上的位移。

1.2 转子支承系统动力学模型

滚动轴承示意图如图4所示。轴承外圈与鼠笼弹性支承相连,内圈与转轴相连,并随转轴旋转。假设滚珠在轴承保持架上等间距排列,并做纯滚动。

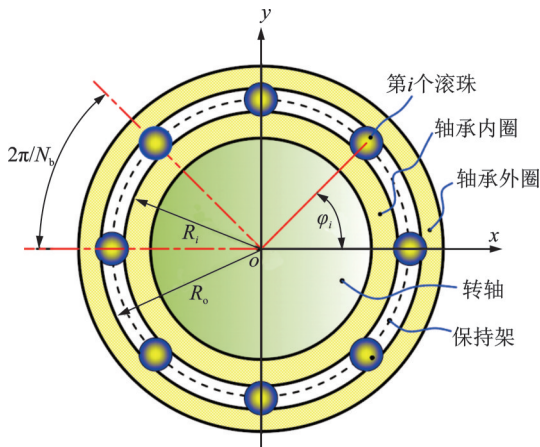


图4 滚动轴承模型

Fig. 4 Rolling bearing model

在图4中, R_i 为内滚道半径, R_o 为外滚道半径, φ_i 为第 i 个滚珠在 t 时刻的角位置, 即:

$$\varphi_i = \omega_o t + \frac{2\pi}{N_b} (i - 1) \quad (11)$$

$$\omega_o = \frac{\omega R_i}{R_i + R_o} \quad (12)$$

式中 ω_o 为滚珠中心角速度; N_b 为滚珠数量。

第 i 个滚珠与滚道的法向接触变形 δ_i 可表示为:

$$\delta_i = x_b \cos \varphi_i + y_b \sin \varphi_i - r_o \quad (13)$$

式中 x_b 和 y_b 分别为轴承内圈中心在 x 和 y 方向上的位移; r_o 为轴承游隙。

基于非线性 Hertz 接触理论, 轴承力模型可表示为^[15]:

$$F_{br} = C_b \sum_{i=1}^{N_b} \delta_i^{3/2} H(\delta_i) \cos \varphi_i \quad (14)$$

$$F_{by} = C_b \sum_{i=1}^{N_b} \delta_i^{3/2} H(\delta_i) \sin \varphi_i \quad (15)$$

式中 C_b 为 Hertz 接触刚度; $H(\cdot)$ 为 Heaviside 函数。

转子系统支承结构如图5所示。根据牛顿第二定律, 磁流变阻尼器支承系统动力学方程可表示为^[14]:

$$\begin{bmatrix} m_b & 0 & 0 \\ & m_b & 0 \\ & & m_m \\ 0 & & & m_m \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{x}_b \\ \ddot{y}_b \\ \ddot{x}_m \\ \ddot{y}_m \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} c_e & 0 \\ & c_e \\ & & 0 \\ 0 & & & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{x}_b \\ \dot{y}_b \\ \dot{x}_m \\ \dot{y}_m \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ & 0 \\ & & k_a \\ 0 & & & k_a \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_b \\ y_b \\ x_e \\ y_e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_{br} \\ F_{by} \\ F_{mx} - F_{br} \\ F_{my} - F_{by} \end{bmatrix} \quad (16)$$

式中 m_b 为轴颈质量; m_m 为轴承外圈质量; c_e 为轴承处阻尼系数; k_a 为鼠笼刚度。

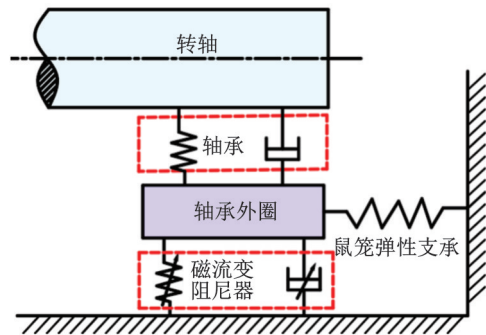


图5 转子系统支承结构示意图

Fig. 5 Schematic diagram of the supporting structure of the rotor system

1.3 机动飞行动力学模型

如图6所示为描述机动飞行的模型和坐标系。基于拉格朗日方程, 祝长生等^[4]提出了一种在任意机动飞行条件下, 带有不平衡的多刚性盘、多集总质量和多轴承的线性和非线性转子系统一般动力学模型。参照^[4]的方法, 机动飞行下转子-轴承系统的动力学方程可以表示为:

$$M_i \ddot{q}_i + (C_i + G_i + C_{B,i}) \dot{q}_i + (K_i + K_{B,i}) q_i = Q_i + F_{B,i} \quad (17)$$

式中 q_i 为转轴单元节点的位移向量; M_i, K_i, C_i, G_i 分别为转轴单元的质量矩阵、刚度矩阵、阻尼矩阵和陀螺矩阵; Q_i 为施加在单元节点上的一般外力。 $C_{B,i}, K_{B,i}$ 和 $F_{B,i}$ 分别表示机动飞行引起的等效附加阻尼矩阵、刚度矩阵和附加力向量:

$$C_{B,i} = \begin{bmatrix} 0 & -2m_i v_{\theta Z} & 0 & 0 \\ 2m_i v_{\theta Z} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$K_{B,i} = \begin{bmatrix} -m_i(v_{\theta Y}^2 + v_{\theta Z}^2) & m_i(v_{\theta X}v_{\theta Y} - a_{\theta Z}) & 0 & 0 \\ m_i(v_{\theta X}v_{\theta Y} + a_{\theta Z}) & -m_i(v_{\theta X}^2 + v_{\theta Z}^2) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$F_{B,i} = \begin{bmatrix} -m_i(a_X - v_{\theta Z}v_Y + v_{\theta Y}v_Z) - m_i z_i(v_{\theta X}v_{\theta Z} + a_{\theta Y}) \\ -m_i(a_Y - v_{\theta Z}v_X + v_{\theta X}v_Z) - m_i z_i(v_{\theta Y}v_{\theta Z} + a_{\theta X}) \\ -I_i a_{\theta X} - \omega I_{p,i} v_{\theta Y} \\ \omega I_{p,i} v_{\theta X} - I_i a_{\theta Y} \end{bmatrix}$$

式中 I_i 和 $I_{p,i}$ 分别为机动飞行所施加单元节点的直径转动质量和极转动惯量; m_i 为机动飞行所施加单元节点的质量; X, Y 以及 Z 分别表示机动飞行水平、垂直和移动方向; θ_X, θ_Y 和 θ_Z 分别表示绕 X, Y 和 Z 方向的旋转角度; v_X 和 a_X 分别为 X 方向上的速度和加速度; $v_{\theta X}$ 和 $a_{\theta X}$ 分别为绕 X 轴旋转的角速度和角加速度, 它们在 Y 和 Z 轴上具有相似的表达方式。

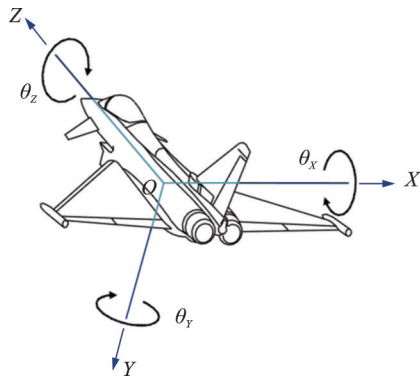


图6 机动飞行模型和坐标系

Fig. 6 Maneuvering model and coordinate system

2 结果与讨论

为了研究磁流变阻尼器对机动飞行下转子系统动力学行为的影响, 利用 Newmark- β 法对动力学方程进行求解, 可获得系统动力学响应。仿真中, 转轴、磁流变阻尼器、滚动轴承以及机动飞行参数如表 1~4 所示。

2.1 机动飞行下转子系统动力学响应分析

无机动飞行时转子系统在圆盘位置处的幅频特性曲线如图 7 所示。振动幅值随着转速的增大而逐渐增大, 并在 $\omega = 580 \text{ rad/s}$ (92.31 Hz) 时达到峰值 0.65 mm 。当转速 ω 超过 580 rad/s 时, 随着转速的增大, 振动幅值逐渐减小。可以发现, 580 rad/s 是转子系统的一阶临界转速。

表 1 转轴参数

Tab. 1 Parameters of shaft

参数	值	参数	值
D_s/m	0.05	泊松比 ν	0.4
D_d/m	0.4	截面剪切系数 μ	0.9
B_d/m	0.03	$\rho/(\text{kg}\cdot\text{m}^{-3})$	7850
L_s/m	0.6	圆盘偏心量 e/m	1.5×10^{-4}
E/GPa	210		

表 2 磁流变阻尼器参数

Tab. 2 Parameters of MR damper

参数	值	参数	值
L/m	0.05	a_γ	500
R/m	0.15	N	100
c/mm	1	$k_d/(\text{N}\cdot\text{m}^{-1})$	1×10^7
$\eta/(\text{Pa}\cdot\text{s})$	0.3		

表 3 滚动轴承参数

Tab. 3 Parameters of rolling bearing

参数	值	参数	值
R_i/mm	59.2	$r_o/\mu\text{m}$	10
R_o/mm	70.9	N_b	8
$C_b/(\text{N}\cdot\text{m}^{-3/2})$	1.33×10^{10}	$c_e/(\text{N}\cdot\text{s}\cdot\text{m}^{-1})$	400
m_m/kg	0.23		

表 4 机动飞行参数

Tab. 4 Parameters of maneuvering flight

参数	值	参数	值
$a_X/(\text{m}\cdot\text{s}^{-2})$	0	$a_{\theta Y}/(\text{rad}\cdot\text{s}^{-2})$	0
$v_X/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	0	$v_{\theta Y}/(\text{rad}\cdot\text{s}^{-1})$	0
$a_{\theta X}/(\text{rad}\cdot\text{s}^{-2})$	0.7	$a_Z/(\text{m}\cdot\text{s}^{-2})$	0
$v_{\theta X}/(\text{rad}\cdot\text{s}^{-1})$	0.8	$v_Z/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	200
$a_Y/(\text{m}\cdot\text{s}^{-2})$	30	$a_{\theta Z}/(\text{rad}\cdot\text{s}^{-2})$	0
$v_Y/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	50	$v_{\theta Z}/(\text{rad}\cdot\text{s}^{-1})$	0

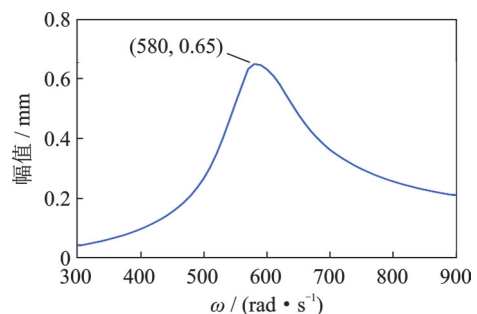


图 7 无机动飞行时转子系统幅频特性曲线

Fig. 7 Amplitude-frequency characteristic curve of rotor system without maneuvering flight

根据一阶临界转速为 92.31 Hz , 分别设置亚临界和超临界状态下的转速为 55.39 Hz (转速比 $\lambda = 0.6$) 和 129.23 Hz (转速比 $\lambda = 1.4$)。接下来详细分

析机动飞行过程中转子系统在亚临界和超临界状态下的动力学特性。

图 8 所示为 $\lambda=0.6$ 和 $\lambda=1.4$ 时, 机动飞行下转子系统的时域响应。由图 8(a) 可知, 在机动飞行开始时, 转子系统在竖直方向上的位移瞬间增加到一个峰值, 然后经过几个周期的衰减后稳定到新的平衡位置。当机动飞行结束时, 转子系统再次经历该过程, 并返回到机动飞行前的稳态响应。这些现象表明机动飞行会对转子系统产生瞬态冲击效应。定义冲击系数 IF_b 和 IF_e 来定量地描述机动飞行开始时和机动飞行结束时的冲击效应:

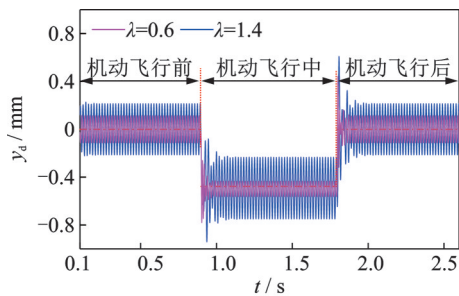
$$IF_b = A_{mb}/A_d, \quad IF_e = A_{me}/A_a \quad (18)$$

式中 A_{mb} 和 A_{me} 分别为机动飞行开始时和机动飞行结束时转子系统在竖直方向上的瞬时最大位移。 A_d 和 A_a 分别为机动飞行期间和机动飞行之后转子系统在竖直方向上的稳态响应幅值。

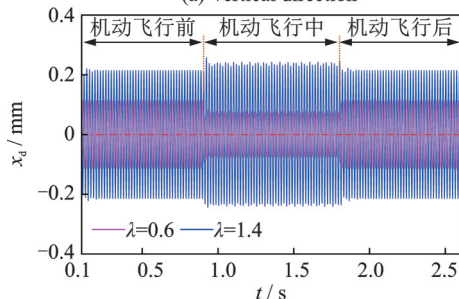
通过对比分析图 8 可获得以下结论:

(1) 在机动飞行过程中, 转子系统在竖直方向上稳态响应的平衡位置从 0 mm 变为 -0.50 mm, 水平方向上稳态响应的平衡位置保持不变。这意味着由机动飞行引起的附加离心力仅影响转子系统在竖直方向上的振动, 而没有耦合作用。

(2) 除平衡位置偏移以外, 机动飞行产生的附加阻尼会降低转子系统在机动飞行过程中的稳态响应幅值。竖直方向上的振幅从 0.11 mm 减小到 0.06 mm, 水平方向上的振幅从 0.11 mm 减小到 0.08 mm, 降幅分别约为 45.5% 和 27.3%, 这意味着



(a) 竖直方向
(a) Vertical direction



(b) 水平方向
(b) Horizontal direction

图 8 $\lambda=0.6$ 和 1.4 时, 机动飞行过程中转子系统时域响应。
Fig. 8 Time domain response of the rotor system during maneuvering flight at $\lambda=0.6$ and 1.4.

与附加离心力的影响不同, 附加阻尼效应具有耦合作用。

(3) 机动飞行期间转子系统在竖直方向上和水平方向上的稳态响应幅值均高于机动飞行前的稳态响应幅值, 这表明与亚临界状态不同, 超临界状态下的附加阻尼会增大转子系统的振动。

(4) 超临界状态下的 IF_b 和 IF_e 分别为 3.62 和 2.77, 低于亚临界状态下的 13.00 和 4.00。这意味着在亚临界状态下运行的转子系统对机动飞行引起的冲击载荷更加敏感。

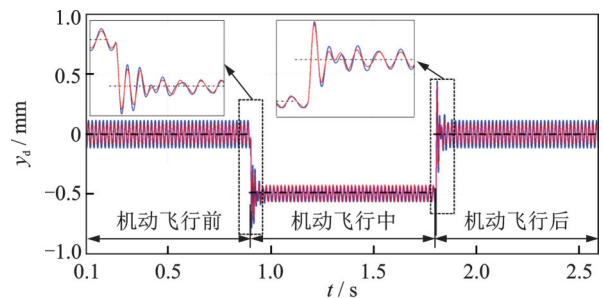
2.2 磁流变阻尼器支承下转子系统动力学响应分析

图 9~11 分别为亚临界状态下 ($\lambda=0.6$), 考虑与不考虑磁流变阻尼器作用时, 转子系统动力学响应的时域历程图、频谱图以及时频图。

(1) 机动飞行前, 由时间历程图可知, 与无磁流变阻尼器相比, 磁流变阻尼器能为转子系统提供有效的阻尼, 使得转子系统在 y 方向上的振动幅值降低。由频谱图可知, 磁流变阻尼器作用下转子系统主要表现为基频成分, 且与无磁流变阻尼器作用时相比, 基频幅值由 0.104 mm 降低为 0.080 mm, 降幅约为 23.1%。

(2) 机动飞行中, 由时间历程图可知, 与无磁流变阻尼器相比, 磁流变阻尼器作用下转子系统在 y 方向上的振动幅值基本保持不变。由频谱图可知, 考虑磁流变阻尼器作用时, 频谱图中出现 $2\times, 3\times$ 等倍频成分及非协调频率成分, 其中 2 倍频最为明显。其原因是在机动飞行中, 由于附加离心力的影响, 使得转子系统在 y 方向上振动的平衡位置发生大幅偏移, 油膜受过度受挤压而非线性增强。

(3) 机动飞行开始和结束瞬态过程中, 由时间历程图可知, 考虑磁流变阻尼器作用时, 机动飞行开始和结束时转子系统在竖直方向上的瞬时最大位移 A_{mb} 和 A_{me} 均减小, A_{mb} 由 0.78 mm 减小为 0.73 mm,



— 不考虑磁流变阻尼器 — 考虑磁流变阻尼器

图 9 转子系统动力学响应的时域历程 ($\lambda=0.6$)

Fig. 9 The time history of the dynamic response of the rotor system ($\lambda=0.6$)

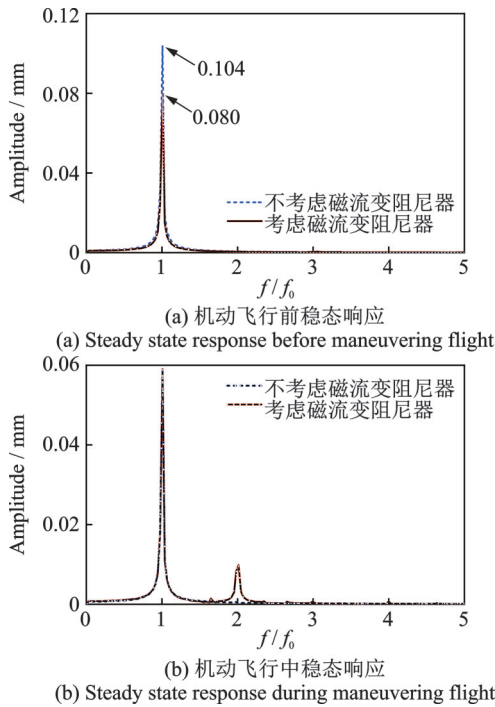


图10 转子系统稳态响应的频谱($\lambda=0.6$)
Fig.10 The frequency spectrum of the steady state response of the rotor system($\lambda=0.6$)

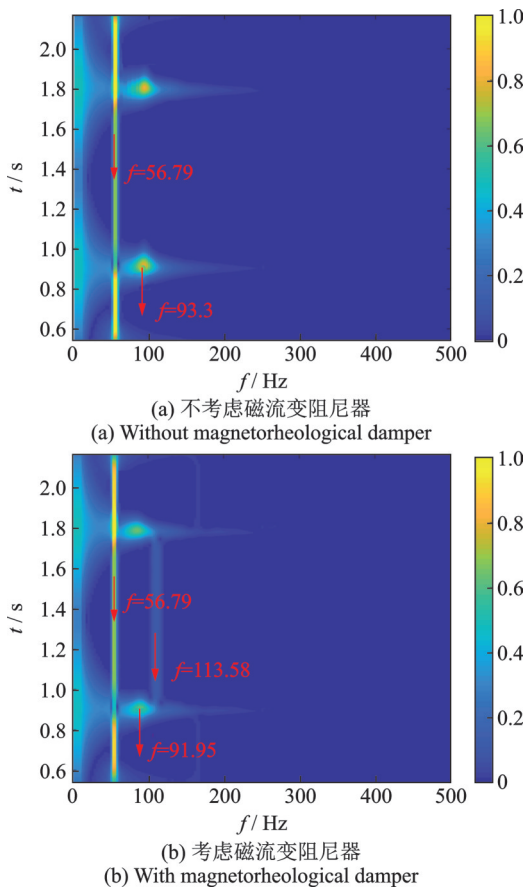


图11 竖直方向上转子系统动力学响应的时频图($\lambda=0.6$)
Fig.11 The time frequency graph of the dynamic response of the rotor system in the vertical direction($\lambda=0.6$)

A_{mc} 由0.44 mm减小为0.41 mm。此外,由时频图可知,在机动飞行开始瞬间和机动飞行结束瞬间,除基

频外,时频图中还出现了较宽的频率分量,且频率越高衰减越快,冲击引起的宽频分量的能量主要集中在93.30 Hz,接近转子系统一阶固有频率92.31 Hz。原因是机动飞行引起的瞬态冲击负载具有较宽的频带,激发了转子系统的一阶固有频率。考虑磁流变阻尼器作用时,冲击引起的瞬态响应幅值减小,且瞬态响应时间缩短,以上现象说明磁流变阻尼器对机动飞行引起的瞬态冲击效应具有一定的缓解作用。

图12~14分别为超临界状态下($\lambda=1.4$),考虑与不考虑磁流变阻尼器作用时,转子系统动力学响应的时历程图、频谱图以及时频图:

(1) 机动飞行前,由时历程图可知,考虑磁流变阻尼器作用时,转子系统在y方向上稳态响应的振动幅值变化微弱。频谱图主要表现为基频成分,且

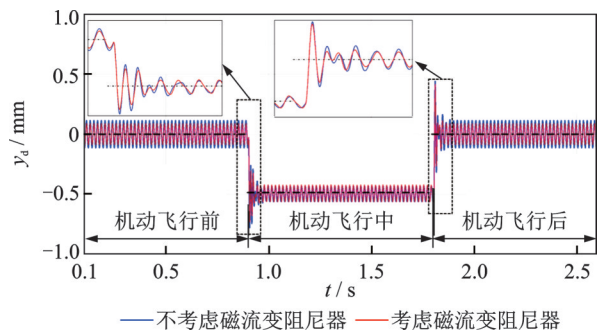


图12 转子系统动力学响应的时历程($\lambda=1.4$)
Fig.12 The time history of the dynamic response of the rotor system($\lambda=1.4$)

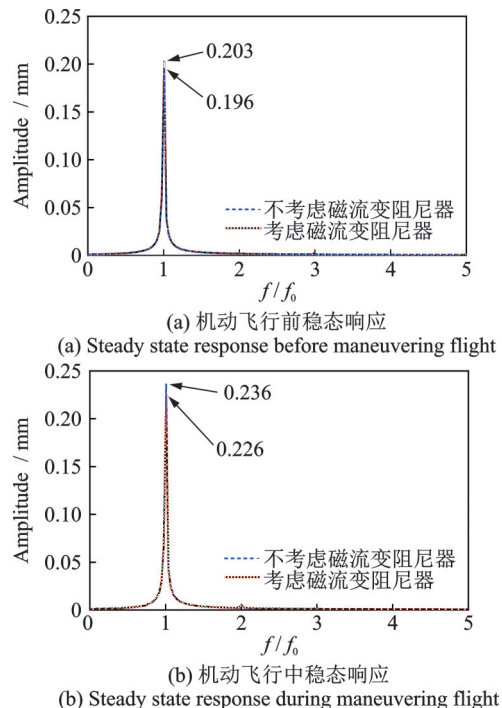


图13 转子系统稳态响应频谱图($\lambda=1.4$)
Fig.13 The frequency spectrum of the steady state response of the rotor system($\lambda=1.4$)

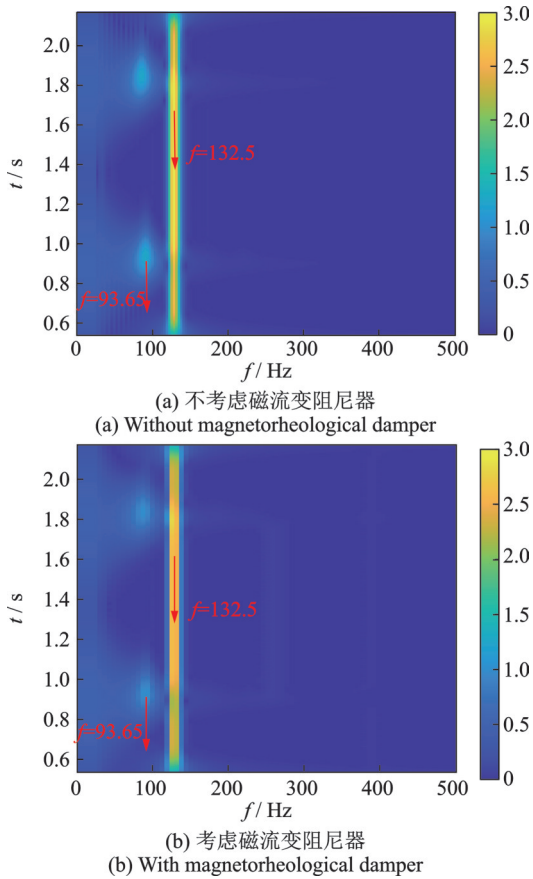


图 14 竖直方向上转子系统动力学响应的时频图($\lambda=1.4$)
Fig. 14 The time-frequency graph of the dynamic response of the rotor system in the vertical direction($\lambda=1.4$)

幅值由 0.196 mm 增大到 0.203 mm, 增幅约为 3.45%。

(2) 机动飞行中, 由时间历程图可知, 磁流变阻尼器对转子系统振动幅值的影响较弱。频谱图中主要表现为基频成分, 且与不考虑磁流变阻尼器作用时相比, 基频幅值减小, 由 0.236 mm 减小为 0.226 mm, 降幅约为 4.24%。此外, 频谱图中还出现微弱的 2 倍频成分。

(3) 机动飞行开始和结束瞬态过程中, 由时频图可知, 超临界转速下, 机动飞行引起的瞬态冲击效应会激发转子系统的一阶模态响应, 冲击引起的宽频分量的能量主要集中在 93.65 Hz, 接近转子系统一阶固有频率 92.31 Hz, 考虑磁流变阻尼器作用时, 其响应的幅值变化不明显, 但瞬态响应的的时间缩短。

如图 15 所示为亚临界状态下($\lambda=0.6$)机动飞行前和机动飞行中转子系统在竖直方向上稳态响应的级联图。随着电流的增大, 磁流变阻尼器对机动飞行前转子系统稳态响应的幅频特性影响较小, 而对机动飞行中转子系统稳态响应的幅频特性影响较大。与机动飞行前稳态响应相比, 机动飞行中转子系统稳态响应的非线性明显增强。由图 15(b) 可知, 当 $I \leq 0.4$ A 时, 随着电流的增大, 基频幅值增大,

且非线性逐渐增强。这是因为, 当电流较小时, 磁流变液屈服应力较小, 机动飞行产生的附加载荷使得轴颈离心率过大, 油膜受过度挤压而产生较强的非线性。当 $I > 0.4$ A 时, 磁流变液屈服应力增大, 使得轴颈离心率减小, 磁流变阻尼器的阻尼效应起主要作用。随着电流的增大, 阻尼力增强, 基频幅值逐渐减小, 在 $I=1.0$ A 时, 磁流变阻尼器的阻尼效应最为明显。随后, 随着电流的增大, 基频振动幅值逐渐增大, 非线性逐渐增强。这是因为, 当电流较大时, 磁流变液屈服应力较大, 磁流变阻尼器刚度效应增强并起主要作用, 从而限制了油膜的挤压作用, 削弱了磁流变阻尼器的阻尼效应, 使得振动幅值逐渐增大。同时, 在较大电流作用下, 磁流变液硬核体积增大, 油膜变薄, 致使油膜力非线性增强。当 $I > 1.6$ A 时, 磁流变阻尼器对转子系统动力学特性的影响基本保持不变, 这是因为, 在大的电流作用下, 磁流变阻尼器处于准刚性支承状态。

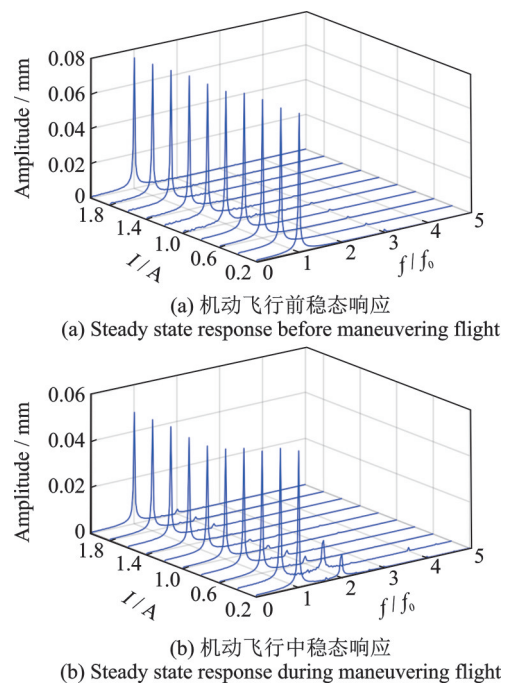


图 15 转子系统在竖直方向上稳态响应的级联图($\lambda=0.6$)
Fig. 15 Cascade diagram of the steady state response of the rotor system in the vertical direction($\lambda=0.6$)

如图 16 所示为超临界状态下($\lambda=1.4$)机动飞行前和机动飞行中转子系统在竖直方向上稳态响应的级联图。随着电流的增大, 机动飞行前转子系统稳态响应的基频幅值逐渐增大, 并在 $I=1.2$ A 时趋于稳定。与机动飞行前转子系统稳态响应的级联图相比, 机动飞行中转子系统稳态响应的非线性明显增强。当电流 $I \leq 1.2$ A 时, 随着电流的增大, 基频幅值逐渐增大, 系统非线性逐渐增强, 级联图中出现较为明显的连续非协调频率成分。当 $I > 1.2$ A 时, 系统

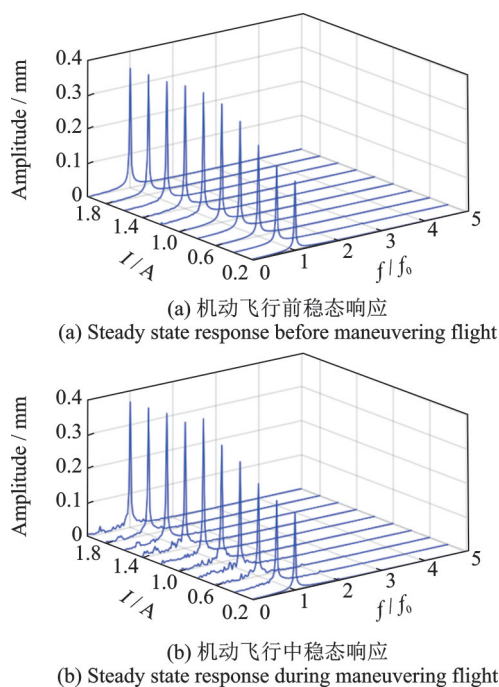


图16 转子系统在竖直方向上稳态响应的级联图($\lambda=1.4$)

Fig. 16 Cascade diagram of the steady state response of the rotor system in the vertical direction($\lambda=1.4$)

处于准刚性支撑,振动状态基本保持不变。通过对比图15可以发现,亚临界状态下,磁流变阻尼产生的非线性频率成分主要在基频以上,且出现较为明显的倍频成分。而在超临界状态下,磁流变阻尼产生的非线性频率成分主要在基频以下,且表现为连续频谱现象。

3 结论

(1) 机动载荷会对转子系统产生冲击效应,使转子系统在机动飞行开始瞬间和机动飞行结束瞬间的振动幅值大幅增大。此外,机动飞行引起的冲击载荷具有较宽的频带,会激发转子系统振动的一阶自然模态。

(2) 在亚临界状态下,磁流变阻尼器能够有效抑制机动飞行前的稳态响应幅值,且对机动飞行引起的瞬态冲击效应具有一定的缓解作用,能够降低瞬态冲击幅值,缩短响应时间。在超临界状态下,磁流变阻尼器对转子系统动力学特性的影响较小。

(3) 在整个机动飞行过程中,通过施加合适的电流能够有效抑制转子系统的振动幅值及缓解机动飞行过程中的瞬态冲击效应,但较大的电流反而会使磁流变阻尼器产生较强的非线性,造成转子系统的失稳,且在机动飞行中,由于油膜被过度挤压,磁流变阻尼器的非线性更为明显。

参考文献:

- [1] Han B, Ding Q. Forced responses analysis of a rotor system with squeeze film damper during flight maneuvers using finite element method [J]. Mechanism and Machine Theory, 2018, 122: 233-251.
- [2] Lin F, Meng G. Study on the dynamics of a rotor in a maneuvering aircraft [J]. Journal of Vibration and Acoustics, 2003, 125(3): 324-327.
- [3] El-Saeidy F M A, Sticher F. Dynamics of a rigid rotor linear/nonlinear bearings system subject to rotating unbalance and base excitations [J]. Journal of Vibration and Control, 2010, 16(3): 403-438.
- [4] 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 C S, Chen Y J. General dynamic model of aero-engine's rotor system during maneuvering flight [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(2): 371-377.
- [5] Andrés L S, Rodríguez B. Experiments with a rotor-hybrid gas bearing system undergoing maneuver loads from its base support [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2020, 142(11): 111004.
- [6] Yu Y, Ding K, Zhao T, et al. Nonlinear dynamics of flexible diaphragm coupling's rotor system during maneuvering flight [J]. The Journal of Strain Analysis for Engineering Design, 2023, 58(3): 236-254.
- [7] Gao T, Cao S, Sun Y. Nonlinear dynamic behavior of a flexible asymmetric aero-engine rotor system in maneuvering flight [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2020, 33(10): 2633-2648.
- [8] Gao T, Cao S, Hou L, et al. An experimental study on the nonlinear vibration phenomenon of a rotor system subjected to barrel roll flight and coupled rub-impact faults [J]. Measurement, 2020, 153: 107406.
- [9] Gao T, Yuan S, Liu P, et al. Vibration behavior of dual-rotor caused by maneuver load and intershaft bearing defect [J]. AIAA Journal, 2023, 61(3): 1396-1410.
- [10] Chen X, Gan X, Ren G. Dynamic modeling and nonlinear analysis of a rotor system supported by squeeze film damper with variable static eccentricity under aircraft turning maneuver [J]. Journal of Sound and Vibration, 2020, 485: 115551.
- [11] Wang J, Liu Y, Qin Z, et al. Dynamic performance of a novel integral magnetorheological damper-rotor system [J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2022, 172: 109004.
- [12] Wang J, Liu Y, Qin Z, et al. Nonlinear characteristic investigation of magnetorheological damper-rotor system with local nonlinearity [J]. Chinese Journal of Aero-

- nautics, 2023: 36(2): 111-126..
- [13] Wang J, Zhang X, Liu Y, et al. Rotor vibration control via integral magnetorheological damper[J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2023, 252: 108362.
- [14] Wang J, Ma L, Zhang J, et al. Mitigation of nonlinear rub-impact of a rotor system with magnetorheological damper[J]. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2020, 31(3): 321-338.
- [15] 罗跃纲,王鹏飞,王晨勇,等. 迷宫密封-滚动轴承-悬臂转子系统非线性动力学特性分析[J]. 振动工程学报, 2020, 33(2): 256-264.
- Luo Y G, Wang P F, Wang C Y, et al. Nonlinear dynamic characteristics of labyrinth seal-rolling bearing-cantilever rotor system[J]. Journal of Vibration Engineering, 2020, 33(2): 256-264.

Dynamic characteristics of rotor system with magnetorheological damper during maneuvering flight

WANG Jun^{1,2}, LIU Yun-fei², QIN Zhao-ye², MA Liang³, HONG Fang-fang⁴, CHU Fu-lei²

(1. Beijing Key Laboratory of Health Monitoring and Self-Recovery for High-End Machinery Equipment,

Beijing University of Chemical Technology, Beijing 100029, China;

2. Department of Mechanical Engineering, Tsinghua University, Beijing 100084, China;

3. College of Aeronautical Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;

4. Tianjin Renai College, Tianjin 301636, China)

Abstract: In the process of maneuvering flight, the aeroengine will bear very harsh working conditions, leading to irregular transient vibrations that can result in failure. In this paper, the effect of a semi-active magnetorheological damper (MR damper) on the dynamic characteristics of a rotor system under maneuvering flight is investigated. The finite element model of the rotor system with MR damper under maneuvering flight is established using the finite element method. The Newmark- β numerical method is used to solve the dynamic equations, and the dynamic characteristics of the rotor system during maneuvering flight are studied. On this basis, considering the effects of MR damper on the transient, the steady state responses of the rotor system under maneuvering flight are analyzed. The results show that transient impact is caused at the beginning and the end of maneuvering flight, which stimulates the first order modal response of the rotor system. The MR damper with suitable current can effectively suppress the amplitudes of transient and steady-state responses of the rotor system during maneuvering flight. In addition, due to the large eccentricity of the journal in maneuvering flight, the MR damper is prone to produce nonlinearity.

Key words: aeroengine; maneuvering flight; magnetorheological damper; rotor system; transient impact

作者简介: 王 俊(1989—),男,博士,副教授。E-mail:wjun@tju.edu.cn。

通讯作者: 秦朝焯(1980—),男,博士,副教授。E-mail:qinzy@mail.tsinghua.edu.cn。