

带磁流变阻尼器的直升机地面共振力学模型探讨*

Study on Magneto-Rheological Mechanical Model of the Helicopter Ground Resonance

中国民航大学 祝世兴 何涛

[摘要] 对采用磁流变阻尼器作为桨叶减摆器阻尼元件的直升机“地面共振”力学模型进行了探讨,基于磁流变阻尼力计算模型建立了直升机“地面共振”空间模型运动方程。通过仿真计算,证明了所建力学模型与计算方法的合理性与有效性。

关键词: 磁流变 直升机 地面共振 力学模型

[ABSTRACT] A helicopter “ground resonance” space model with magneto-rheological as blade is discussed, and the equations of motion based on the calculation of magneto-rheological damping force model is built. Through the simulation, the rationality and effectiveness of the mechanical model and the method of calculating are proved.

Keywords: Magneto-rheological Helicopter Ground resonance Mechanical model

国内外学者已经对如何应用磁流变阻尼器抑制直升机“地面共振”进行了研究^[1-3]。要通过阻尼器抑制直升机“地面共振”现象,首先要建立正确的力学模型。目前国内外直升机“地面共振”分析中常使用线性化的阻尼以简化分析过程,在多数情况下使用线性化方法可以准确地计算临界稳定区域。然而,实际的阻尼器都具有非线性,为了获得阻尼器的线性描述,工程上常用的等效方法是能量等效原则。能量等效方法通过计算阻尼器在一个振动周期内做的功来获得等效线性阻尼,这种做法在非线性的弱时是可行的,当非线性较强时则需谨慎对待。而磁流变阻尼器的阻尼力呈现出很强的非线性,因此,本课题用磁流变阻尼力计算模型代替能量等效线性阻尼进行计算,建立直升机“地面共振”的力学模型。

1 阻尼力计算模型

本课题采用多环槽式磁流变阻尼器^[4]作为桨叶减摆器,其构造原理如图1所示。

多环槽式磁流变阻尼器的阻尼力模型^[4]为

* 国家自然科学基金(60572163)资助项目。

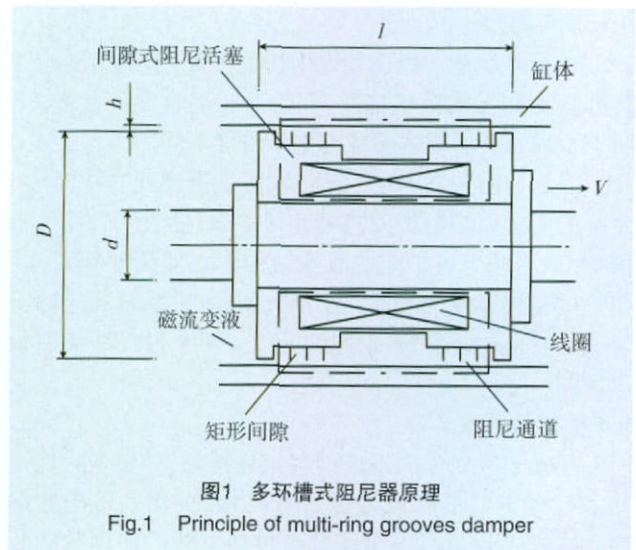


图1 多环槽式阻尼器原理
Fig.1 Principle of multi-ring grooves damper

$$F_{sv} = \left(\frac{12\eta l A_p^2}{\pi D h^3} + \frac{l\pi D \eta}{h} \right) v + \left(\frac{2l A_p}{h} + l\pi D \right) \tau_y \operatorname{sgn}(v) \quad (1)$$

式中, A_p 为活塞受到压力的有效面积; v 为活塞与缸体的相对流速; D 为活塞的直径; l 为活塞的长度; h 为工作间隙; η 是流体的动力粘度; τ_y 为屈服应力。其中 τ_y 和 η 都与控制电流强度 I 有关,其他参数为已知。

设变量 a 和 b , 令

$$a = \left(\frac{12\eta l A_p^2}{\pi D h^3} + \frac{l\pi D \eta}{h} \right), b = \left(\frac{2l A_p}{h} + l\pi D \right) \tau_y$$

代入(1)式得

$$F_{sv} = av + b \operatorname{sgn}(v) = \begin{cases} av + b, & v > 0 \\ av, & v = 0 \\ av - b, & v < 0 \end{cases} \quad (2)$$

在实际应用中,可以通过试验拟合出式中的 a 和 b 。当 l 选定时, a 和 b 为常数。

2 直升机“地面共振”力学模型

图2为采用磁流变阻尼器作为减摆器的“地面共振”的直升机机体/旋翼耦合系统模型。图2中, XOZ 是地面坐标, $X'O'Z'$ 是桨毂不转坐标,坐标轴 $O'X'$ 和 $O'Z'$ 分别与 OX 和 OZ 平行。作以下假设:

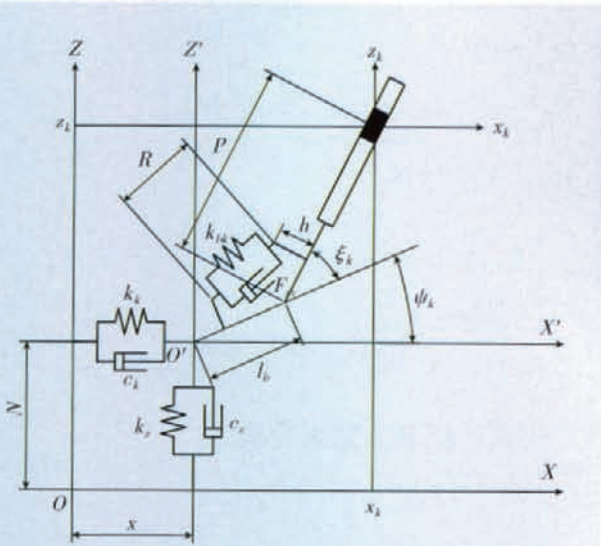


图2 直升机机体/旋翼耦合系统模型
Fig.2 Coupling system model of helicopter body/rotor wing

- (1) 桨叶刚性, 不考虑桨叶的挥舞、扭转和气动, 旋翼以不变角速度 ω 旋转;
- (2) 将机体看作刚体;
- (3) 初始平衡状态机体重心与桨毂中心重合, 只考虑机体在 $X-Z$ 平面内的平动自由度;
- (4) 起落架在 X 和 Z 轴方向上的弹性系数和阻尼系数分别为 k_x, c_x 和 k_z, c_z ; 桨叶垂直铰的等效线性刚度为 k_{bt} ; 第 k 片桨叶的减摆器阻尼力为 F_{sv} ; 第 k 片桨叶的方位角和摆振角分别用 ψ_k 和 ξ_k 表示, 逆时针方向为正; 摆振角 ξ_k 很小; h 表示减摆器到桨叶之间的距离; R 表示减摆器的长度。

该模型与直升机“地面共振”的典型二维机体/旋翼耦合系统模型相比有 2 点不同:

(1) 在建立桨叶摆振方程时, 要利用桨叶和减摆器对摆振铰的力矩平衡。由减摆器提供的力矩与它和桨跟之间的距离有直接关系, 该模型计入减摆器与桨叶之间的距离 h 和减摆器的长度 R , 能提高计算约束力矩的精确度。

(2) 在实际应用中, 常通过试验拟合出式(2)中的参数 a 和 b , 使用阻尼力进行计算比使用阻尼系数更为方便, 所以该模型以减摆器的阻尼力 F_{sv} 代替其阻尼系数作为计算参数。

3 桨叶摆振方程

第 k 片桨叶的方位角 $\psi_k = \omega t + \frac{2\pi k}{n}$, 其中 $k=1, 2, \dots, n$, n 表示桨叶片数。因此, 桨叶微段(质量 d_m) 在 XOZ 中的坐标 x_k 和 z_k 分别为:

$$x_k = x + l_b \cos \psi_k + \rho \cos(\psi_k + \xi_k) \quad (3)$$

$$z_k = z + l_b \sin \psi_k + \rho \sin(\psi_k + \xi_k) \quad (4)$$

对于桨叶绕垂直铰的微幅振动来说, 通常只须考虑一阶微量。因此, 可设 $(\omega + \dot{\xi}_k)^2 \approx \omega^2 + 2\omega\dot{\xi}_k$, 那么式(3)和式(4)关于时间的二阶导数为:

$$\ddot{x}_k = \ddot{x} - \omega^2 l_b \cos \psi_k - \rho(\omega^2 + 2\omega\dot{\xi}_k) \cos(\psi_k + \xi_k) - \ddot{\xi}_k \rho \sin(\psi_k + \xi_k) \quad (5)$$

$$\ddot{z}_k = \ddot{z} - \omega^2 l_b \sin \psi_k - \rho(\omega^2 + 2\omega\dot{\xi}_k) \sin(\psi_k + \xi_k) + \ddot{\xi}_k \rho \cos(\psi_k + \xi_k) \quad (6)$$

桨叶减摆器提供的力矩为

$$M = -k_{bt} \Delta R h - F_{sv} h = -k_{bt} \Delta R h - a v h - b \operatorname{sgn}(v) h$$

由小角度假设, 式中 $\Delta R \approx R \xi_k, v \approx R \dot{\xi}_k$, 代入式(6)得

$$M = -k_{bt} R \xi_k h - a R \dot{\xi}_k h - b \operatorname{sgn}(R \dot{\xi}_k) h \quad (7)$$

任一时刻, 桨叶上的惯性力对垂直铰的力矩应和力矩 M 相平衡, 所以有:

$$\int_l \rho [\ddot{x}_k \sin(\psi_k + \xi_k) - \ddot{z}_k \cos(\psi_k + \xi_k)] d_m = -k_{bt} R \xi_k h - a R \dot{\xi}_k h - b \operatorname{sgn}(R \dot{\xi}_k) h \quad (8)$$

将式(5)和式(6)代入式(8), 并由小角度假设 $\cos \xi_k \approx 1, \sin \xi_k \approx \xi_k$,

$$\sin(\psi_k + \xi_k) \approx \sin \psi_k + \xi_k \cos \psi_k,$$

$$\cos(\psi_k + \xi_k) \approx \cos \psi_k - \xi_k \sin \psi_k$$

简化后, 第 k 片桨叶的微振动方程为:

$$I_b \ddot{\xi}_k + a R h \dot{\xi}_k + (I_b S_b \omega^2 + k_{bt}) R h \xi_k = S_b \sin \psi_k \ddot{x} - S_b \cos \psi_k \ddot{z} - b \operatorname{sgn}(R \dot{\xi}_k) h \quad (9)$$

其中, S_b 为桨叶对垂直铰的静矩; I_b 为桨叶对垂直铰的惯性矩。

4 机体运动方程

对于图 2 所示模型, 机体的运动方程可以表示如下

$$\begin{cases} m_0 \ddot{x} + c_x \dot{x} + k_x x = p_x \\ m_0 \ddot{z} + c_z \dot{z} + k_z z = p_z \end{cases} \quad (10)$$

式中, m_0 为机体质量, 单片桨叶重心到垂直铰的距离可以表示为 $\frac{S_b}{m_b}$, m_b 表示单片桨叶的质量。所以, 第 k 片桨叶重心在坐标系 XOZ 中的坐标可以表示为:

$$\begin{cases} x_{kc} = x + l_b \cos \psi_k + \frac{S_b}{m_b} \cos(\psi_k + \xi_k) \\ z_{kc} = z + l_b \sin \psi_k + \frac{S_b}{m_b} \sin(\psi_k + \xi_k) \end{cases} \quad (11)$$

则旋翼作用在机体上的力为

$$P_x = -nm_b \ddot{x}_c = -m_b \sum_{k=1}^n x_{kc} = -nm_b \ddot{x} + S_b \sum_{k=1}^n [(\ddot{\xi}_k - \omega^2 \xi_k) \sin \psi_k + 2\omega \dot{\xi}_k \cos \psi_k] \quad (12)$$

$$P_z = -nm_b \ddot{z}_c = -m_b \sum_{k=1}^n z_{kc} = -nm_b \ddot{z} - S_b \sum_{k=1}^n [(\ddot{\xi}_k - \omega^2 \xi_k) \cos \psi_k - 2\omega \dot{\xi}_k \sin \psi_k] \quad (13)$$

将(12)和(13)式代入(10)式便可得到机体的运动方程

$$\begin{cases} (m_0 + nm_b) \ddot{x} + c_x \dot{x} + k_x x = \\ S_b \sum_{k=1}^n [(\ddot{\xi}_k - \omega^2 \xi_k) \sin \psi_k + 2\omega \dot{\xi}_k \cos \psi_k] \\ (m_0 + nm_b) \ddot{z} + c_z \dot{z} + k_z z = \\ -S_b \sum_{k=1}^n [(\ddot{\xi}_k - \omega^2 \xi_k) \cos \psi_k - 2\omega \dot{\xi}_k \sin \psi_k] \end{cases} \quad (14)$$

5 直升机“地面共振”空间模型运动方程

将桨叶摆振方程(9)和机体运动方程(14)联立得

$$\begin{cases} (m_0 + nm_b) \ddot{x} + c_x \dot{x} + k_x x = \\ S_b \sum_{k=1}^n [(\ddot{\xi}_k - \omega^2 \xi_k) \sin \psi_k + 2\omega \dot{\xi}_k \cos \psi_k] \\ (m_0 + nm_b) \ddot{z} + c_z \dot{z} + k_z z = \\ -S_b \sum_{k=1}^n [(\ddot{\xi}_k - \omega^2 \xi_k) \cos \psi_k - 2\omega \dot{\xi}_k \sin \psi_k] \\ I_b \ddot{\xi}_k + aRh \dot{\xi}_k + (I_b S_b \omega^2 + k_{bk} Rh) \xi_k = \\ S_b \sin \psi_k \ddot{x} - S_b \cos \psi_k \ddot{z} - b \operatorname{sgn}(R \dot{\xi}_k) h \end{cases} \quad (15)$$

式中, $k=1, 2, \dots, n$ 。

式(15)表征的是一个非线性系统,为了便于对该系统的分析,须对其作线性化转换。当 $\dot{\xi}_{\max} \gg 1$ 时,函数

$$y = \operatorname{sgn}(R \dot{\xi}) = \begin{cases} 1, R \dot{\xi} > 0 \\ 0, R \dot{\xi} = 0 \\ -1, R \dot{\xi} < 0 \end{cases}, -\dot{\xi}_{\max} \leq \dot{\xi} \leq \dot{\xi}_{\max}$$

与函数 $y = \frac{\dot{\xi}}{\dot{\xi}_{\max}}$, $-\dot{\xi}_{\max} \leq \dot{\xi} \leq \dot{\xi}_{\max}$ 的图像相近。因此,做如下假设

$$\operatorname{sgn}(R \dot{\xi}) \approx \sin(p^{-1} \dot{\xi}) \approx \dot{\xi} / (2p\pi), -2p\pi \leq \dot{\xi} \leq 2p\pi \quad (16)$$

式中 $p = \frac{k_{bk} Rh}{I_b}$, 从式(10)可以看出, p 表示不旋转桨叶绕垂直铰的固有频率。将式(16)代入式(15)便可

得直升机“地面共振”空间模型运动方程为

$$\begin{cases} (m_0 + nm_b) \ddot{x} + c_x \dot{x} + k_x x = \\ S_b \sum_{k=1}^n [(\ddot{\xi}_k - \omega^2 \xi_k) \sin \psi_k + 2\omega \dot{\xi}_k \cos \psi_k] \\ (m_0 + nm_b) \ddot{z} + c_z \dot{z} + k_z z = \\ -S_b \sum_{k=1}^n [(\ddot{\xi}_k - \omega^2 \xi_k) \cos \psi_k - 2\omega \dot{\xi}_k \sin \psi_k] \\ I_b \ddot{\xi}_k + \left(aRh + \frac{bI_b}{2\pi R k_{bk}} \right) \dot{\xi}_k + (I_b S_b \omega^2 + k_{bk} Rh) \xi_k = \\ S_b \sin \psi_k \ddot{x} - S_b \cos \psi_k \ddot{z} \end{cases} \quad (17)$$

6 仿真计算及其结果分析

采用拟合的阻尼力计算模型^[4]:

$$F_{sv} = (9\ 315.34I^3 - 11\ 543.12I^2 + 1\ 640.76I + 15\ 765)v + (89.34I^3 - 218.22I^2 + 307.66I + 33.39) \operatorname{sgn}(v)$$

对应式(17)所建立的模型,代入如下数据:

$$\begin{aligned} m_0 &= 4\ 000\text{kg}, \\ n &= 3, \\ m_b &= 50\text{kg}, \\ c_x &= c_z = 6\ 000\text{N} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{s}, \\ k_x &= k_z = 1.3 \times 10^5 \text{N} \cdot \text{m}^{-1} \\ h &= 0.05\text{m}, \\ S_b &= 100\text{kg} \cdot \text{m}, \\ I_b &= 250\text{kg} \cdot \text{m}^2, \\ l_b &= 0.2\text{m}, \\ k_{bk} &= 0, \\ R &= 0.2\text{m}, \\ I &= 0 \end{aligned}$$

分别计算出本文模型与常用二维模型^[5]系统中特征根与旋翼转速之间的关系,如图3所示。

图3中虚线所示图形由常用二维模型计算所得,实线所示图形由本文所建模型计算所得。

(1)由线性时不变系统的稳定判据可知,当系统特征值具有非正实部时,系统稳定。由图3(b)中实线与虚线所示的曲线均可以看出,直升机旋翼/机身耦合系统只会发生在旋翼发生后退型摆振时发生不稳定性发散现象,这与实际情况是相符的。

(2)与常用模型不同的是,图3(b)中实线所示的图形显示,当直升机旋翼发生后退型摆振时,并不是在所有转速下都会发生不稳定性发散现象,而会在其一段低速区域内保持收敛。这与实际情况更为接近。

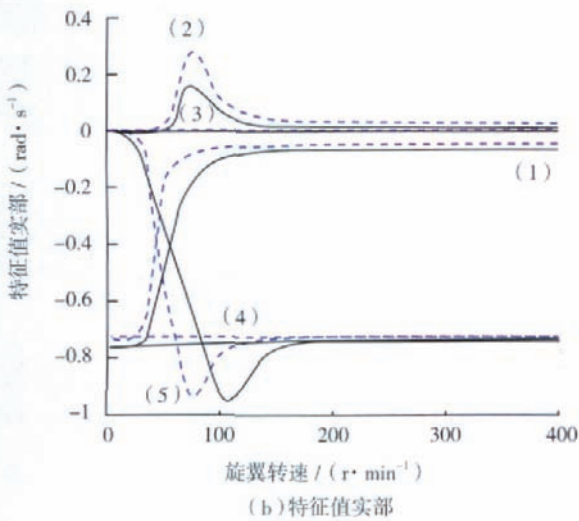
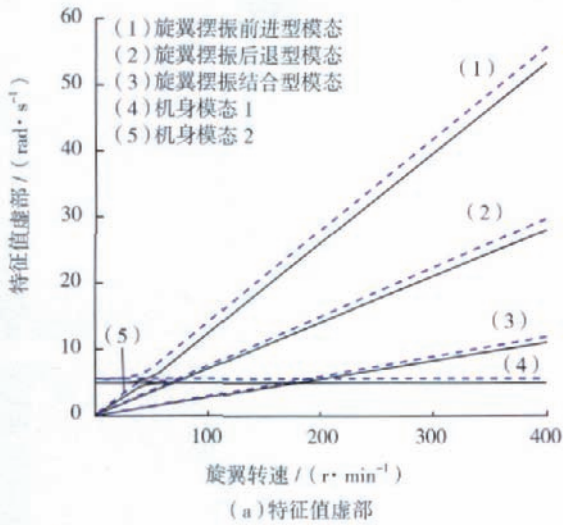


图3 特征值曲线
Fig.3 Eigen value curve

7 结论

(1) 从仿真计算的结果可以得出: 根据磁流变阻尼力计算模型建立桨叶摆振方程, 并据此建立的二维直升机“地面共振”空间模型运动方程能较好地反映直升机“地面共振”的动稳定性; 与常用的二维直升机“地面共振”空间模型运动方程相比, 本课题建立的模型与实际情况更为接近。

(2) 本课题基于磁流变阻尼力计算模型建立的直升机“地面共振”空间模型运动方程虽然能更真实地反映采用磁流变阻尼器作为桨叶减摆器阻尼元件的直升机“地面共振”现象, 但所采用的线性化方法仍不够精确, 如何对磁流变阻尼器的非线性进行更合适的线性化处理需要进行进一步研究。

参考文献

[1] 王唯, 夏品奇. 采用磁流变阻尼器的直升机“地面共振”分

析. 南京航空航天大学学报. 2003;35(3):264.

[2] 曹雷团, 顾忠权. 带桨间磁流变阻尼器的直升机“地面共振”开-关控制研究. 南京航空航天大学学报, 2003,35(3):283.

[3] Yongsheng Zhao, Young-Tai Choi, Norman M. Wereley. Semi-Active damping of ground resonance in helicopters using magnetorheological dampers. Journal of the American Helicopter Society, 2004.49(4)468-482.

[4] 祝世兴, 薛建海. 多环槽式磁流变阻尼器阻尼力计算及实验结果分析. 机床与液压, 2007,35(8):15.

[5] Coleman R P, Feingold A M. Theory of self-excited mechanical oscillations of helicopter rotors with hinged blades. NACA TR-1351, 1956.

(责编 淡蓝)

(上接第 91 页)

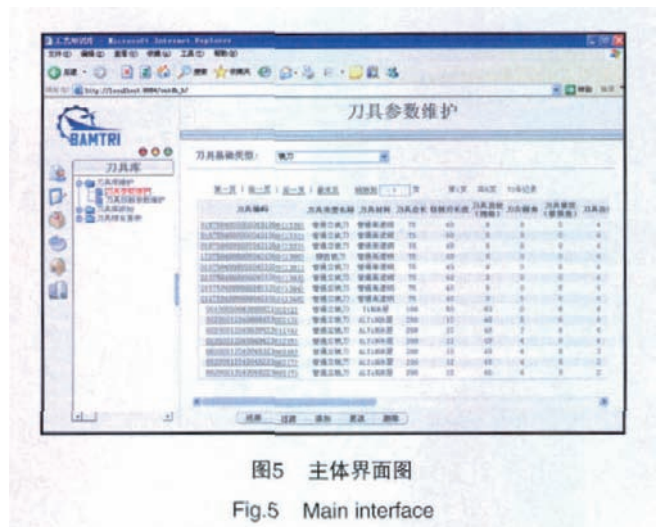


图5 主体界面图

Fig.5 Main interface

因此系统在设计时重点考虑工艺准备系统的集成接口。

由于工艺准备系统与工艺知识库都是基于数据库的系统, 因此系统集成方式直接采用数据层的集成, 保证集成过程的可靠性与集成数据的一致性。

4 结束语

在数控加工的工艺准备过程中, 工艺知识的获取与应用占据着极其重要的地位, 因此非常有必要建立独立的工艺知识库。在工艺知识库建立过程中, 考虑到数控加工中存在大量相似零件, 并且相似零件采用的工艺也极为类似, 因此建立典型工艺库, 可以快速完成零件工艺的设计。同时, 由于数控加工中涉及大量的工艺知识, 这些工艺知识合理有效的利用将大大提高工艺设计效率, 因此, 建立工艺参数库、刀具库和基础数据库能够有效地完成这些工艺知识的管理。本文详细介绍了快速工艺准备系统中工艺知识库的总体结构以及实现方法, 为快速工艺准备平台的构建提供了坚实的基础。

(责编 阳光)