

文章编号 : 1000-4750(2005)01-0102-05

磁流变阻尼器用于直升机“地面共振”半主动抑制

王 唯,*夏品奇

(南京航空航天大学直升机旋翼动力学国家级重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 磁流变阻尼器是一种半主动的阻尼装置, 将其用作桨叶减摆器和起落架阻尼器是直升机“地面共振”抑制的一项新措施。针对磁流变阻尼器的非线性特性, 采用能量法得到了磁流变阻尼器的等效线性阻尼。建立了含磁流变阻尼器的机体平面二自由度和刚性桨叶的“地面共振”分析模型, 得出了直升机“地面共振”的稳定性区域。分析计算表明, 磁流变阻尼器能在不同情况下提供抑制“地面共振”所需要的阻尼, 达到半主动抑制“地面共振”的目的。

关键词: 直升机地面共振; 磁流变阻尼器; 磁流变减摆器; 半主动抑制; 能量法

中图分类号: V275.1, V214.42 **文献标识码:** A

SEMI-ACTIVE SUPPRESSION OF HELICOPTER GROUND RESONANCE USING MAGNETORHEOLOGICAL DAMPER

Wang Wei,* Xia Pin-Qi

(National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, P.R. China)

Abstract: Magnetorheological (MR) dampers are promising semi-active control devices for vibration control of structures. External energy required by the adjustable fluid damper is minuscule while its response time is on the order of milliseconds. The MR damper is used as the lag damper of rotor and damper of landing gear to suppress adaptively the helicopter ground resonance. Due to the nonlinear properties of MR damper, an equivalent linearized damping coefficient which is more convenient for the analysis of the application of the MR damper in vibration control, is calculated using energy method. Through modeling the coupled rotor/fuselage system of helicopter, the stability area of helicopter ground resonance is obtained. Numerical results indicate that MR dampers can supply the required damping to suppress the helicopter ground resonance under different operating conditions.

Key words: helicopter ground resonance; MR damper; MR lag damper; semi-active suppression; energy method

1 引言

直升机“地面共振”是直升机旋翼/机体耦合系统的动不稳定性, 一旦发生这种动不稳定性, 几秒钟内就可使桨叶摆振和机体振动的幅度达到毁坏

直升机的程度。因此, 国内外为解决这个问题, 投入了大量的人力、物力和财力。其中的一项主要措施是安装桨叶减摆器和起落架阻尼器。

目前, 在直升机上使用的桨叶减摆器和起落架阻尼器都是被动式的阻尼装置, 按照直升机一定的

收稿日期: 2003-08-15; 修改日期: 2003-10-10

基金项目: 航空自然科学基金(01A52006)资助项目

作者简介: 王 唯(1979), 男, 浙江嘉兴人, 博士研究生, 从事飞行器设计研究(E-mail: middlestation@163.com);

*夏品奇(1963), 男, 江苏江阴人, 教授, 博士生导师, 从事飞行器设计研究(E-mail: xiapq@nuaa.edu.cn)

工作状态设计而成,在某些状态下对“地面共振”能起到较好的抑制作用,在这些状态外可能起不了抑制作用^[1]。如直升机在滑跑或着舰时,机体边界条件随时变化,被动式的阻尼装置很难保证对“地面共振”有抑制作用。

磁流变阻尼器是一种由磁流变智能材料制成的半主动阻尼器,由于其独特的性能正受到工业界的高度重视^{[1]~[8]}。磁流变材料在受到磁场作用时,能在毫秒级的时间内由液体变成固体或半固体,呈现可控的粘性力。这种物理状态的变化是可逆的,而且只需很少的外界能量。如已由美国 Lord 公司研制的某型磁流变阻尼器,只要几伏的电压就能产生几千牛顿的力。由于磁流变阻尼器具有可控阻尼力的特点,因此,磁流变阻尼器对抑制直升机“地面共振”有着明显的优越性。美国在近期已经开始了这方面的研究^[9],而国内还处于起步阶段。本文采用磁流变阻尼器对直升机“地面共振”半主动抑制进行了研究。

2 磁流变阻尼器性能

Spencer 等^[10]基于 Bouc-Wen 磁滞模型为磁流变阻尼器建立了数学模型,该模型如下:

$$\begin{cases} \dot{f} = c_1 \dot{y} + k_1(x - x_0) \\ \dot{y} = \frac{1}{c_0 + c_1} [az + c_0 \dot{x} + k_0(x - y)] \\ \dot{z} = -g|\dot{x} - \dot{y}|z|z|^{n-1} - b(\dot{x} - \dot{y})|z|^n + A(\dot{x} - \dot{y}) \\ a = a_a + a_b u, \quad c_1 = c_{1a} + c_{1b} u \\ c_0 = c_{0a} + c_{0b} u, \quad \dot{u} = -h(u - v) \end{cases} \quad (1)$$

式中,14个模型参数可以由实验数据拟合得到,其数值列于表1。对于该磁流变阻尼器,如果给定位移 x 和电压 v ,阻尼器就能产生力 f 。当位移 $x = 1.5 \sin(5\delta t)$ (cm),电压 $v = 1.25 + t$ (V)时,磁流变阻尼器的力-位移回线和力-速度回线分别如图1和图2所示。

磁流变阻尼器性能通过一组非线性方程来描述,不容易求解,这在分析它的实际应用时不方便。为此,采用能量法分析该磁流变阻尼器的等效线性阻尼,该法是一种将非线性阻尼化为等效线性阻尼的基本方法,求得的等效阻尼误差较小。通过运动一周或一个循环内非线性阻尼器消耗的能量与等效线性阻尼消耗的能量相等可求得等效线性阻尼:

$$c_{eq} = E / \delta \dot{X} \dot{X}_0^2 \quad (2)$$

式中, E 是磁流变阻尼器循环一周所耗散的能量,它可以通过一周的力—位移回线(如图1所示)所包围的面积求得, $\dot{X}$ 是运动圆频率, X_0 是位移振幅。设 $\dot{X} = 5\delta$,于是在不同电压和振幅 X_0 时的等效线性阻尼系数 c_{eq} 如表2所示。可以看出,等效阻尼系数随着电压和振幅有明显的变化。

表1 磁流变阻尼器模型参数

Table 1 Parameters of MR damper

参数	数值	参数	数值
c_{0a}	21.0N · s/cm	a_a	140.0N/cm
c_{0b}	3.50N · s/cm · V	a_b	695.0N/cm · V
k_0	46.9N/cm	g	363.0cm ⁻²
c_{1a}	283.0N · s/cm	b	363.0cm ⁻²
c_{1b}	2.95N · s/cm	A	301.0
k_1	5.0N/cm	n	2
x_0	14.3cm	h	190s ⁻¹

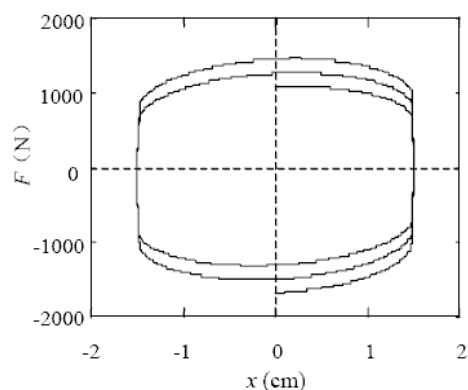


图1 磁流变阻尼器的力-位移回线

Fig.1 Force-displacement loops

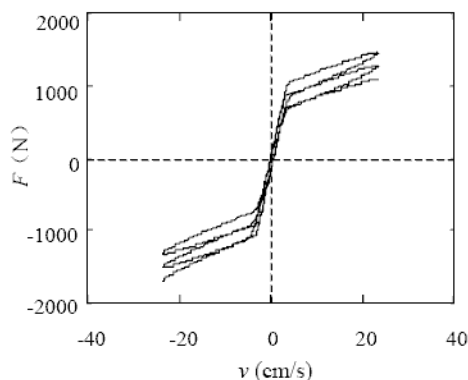


图2 磁流变阻尼器的力-速度回线

Fig.2 Force-velocity loops

表 2 计算得到的等效阻尼系数 $c_{eq} (\text{N} \cdot \text{s/m}) \times 10^3$

Table 2 Equivalent linearized damping coefficients

$X_0 (\text{cm})$	$v (\text{V})$						
	0	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6
0.5	0.937	1.130	1.323	1.515	1.706	1.897	2.086
1.25	4.386	4.902	5.416	5.929	6.441	6.952	7.461
2.5	15.581	16.717	17.850	18.982	20.110	21.237	22.361
3	21.965	23.378	24.789	26.196	27.601	29.002	30.401

2 “地面共振”分析

2.1 “地面共振”分析模型与微分方程

采用机体平面二自由度和刚性桨叶模型,如图3所示。图中, xOz 为地面坐标系, $x'o'z'$ 为机身坐标系, o' 为旋翼轴中心。机身在纵向和侧向即 x 和 z 方向的起落架刚度分别为 k_x 和 k_z , 起落架阻尼分别为 c_x 和 c_z ; 桨叶偏置 l_B 。第 k 片桨叶绕旋翼中心的旋转自由度即方位角为 y_k , 绕垂直铰的旋转自由度即摆振角为 x_k , 规定以旋翼旋转方向为正。垂直铰处减摆器的刚度和阻尼分别为 k_p 和 c_p ; r 为桨叶微段到垂直铰的距离。机身质量为 m_0 , 单个桨叶的重量为 m_p 。

“地面共振”微分方程建立如下。

首先, 求出旋翼系统重心在地面坐标系中的坐标进而求出旋翼离心力, 结合牛顿第二定律可得到机体运动方程:

$$\begin{cases} \ddot{x} + 2n_x \dot{x} + p_x^2 x \\ = \frac{S_B}{M} \sum_{k=1}^n [(\ddot{x}_k - w^2 x_k) \sin y_k + 2w \dot{x}_k \cos y_k] \\ \ddot{z} + 2n_z \dot{z} + p_z^2 z \\ = -\frac{S_B}{M} \sum_{k=1}^n [(\ddot{x}_k - w^2 x_k) \cos y_k - 2w \dot{x}_k \sin y_k] \end{cases} \quad (3)$$

式中, $M = m_0 + nm_p$ 为机体/旋翼系统总质量; $n_x = c_x / (2M)$, $n_z = c_z / (2M)$ 为起落架阻尼器的相对阻尼系数; $p_x^2 = k_x / M$, $p_z^2 = k_z / M$ 为刚接旋翼(无垂直铰)在起落架弹性支座上的固有频率。在这个过程中假定桨叶个数 $n \geq 3$ 并利用几何关系:

$$\sum_{k=1}^n \sin y_k = \sum_{k=1}^n \cos y_k = 0$$

其次, 通过分析单个桨叶微段的运动求出单个桨叶对相应垂直铰的惯性力矩, 并由力矩平衡得到单个桨叶的振动方程:

$$\begin{aligned} \ddot{x}_k + 2n_p \dot{x}_k + (p_{p0}^2 + v_0^2 w^2) x_k \\ = v_0^2 (\ddot{x} \sin y_k - \dot{x} \cos y_k) / l_B \end{aligned} \quad (4)$$

式中, $n_p = c_p / (2I_B)$ 为桨叶的相对阻尼系数; $I_B = \int_l r^2 dm$ 为桨叶对垂直铰的惯性矩; $p_{p0}^2 = k_p / I_B$ 为不旋转桨叶绕垂直铰的固有频率; $S_B = \int_l r dm$ 为桨叶对垂直铰的静矩; $v_0 = \sqrt{l_B S_B / I_B}$ 为桨叶的无因次参数。此过程假设了旋翼以角速度 w 匀速旋转即 $\dot{w} = 0$, 忽略了 x_k 的高阶微量并认为 $\cos x_k = 1$ 、 $\sin x_k = x_k$ 。

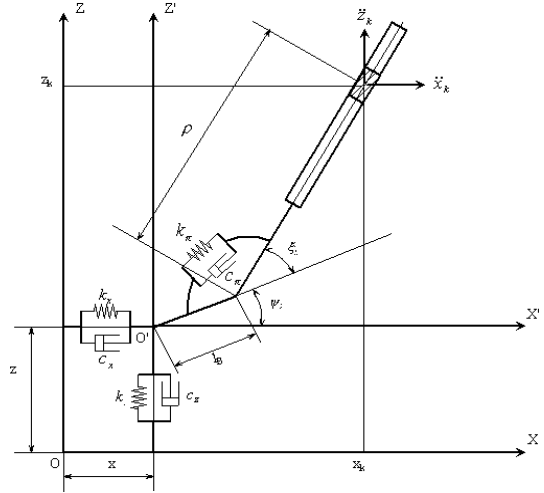


图3 “地面共振”分析模型

Fig.3 Model of helicopter ground resonance

第三, 将方程(3)和(4)联立, 引入变量代换

$$h = \sum_{k=1}^n x_k \sin y_k, z = \sum_{k=1}^n x_k \cos y_k \text{ 以及 } n \geq 3 \text{ 时的几}$$

$$\text{何关系 } \sum_{k=1}^n \sin y_k \cos y_k = 0, \sum_{k=1}^n \sin^2 y_k = \frac{n}{2} \text{ 和}$$

$$\sum_{k=1}^n \cos^2 y_k = \frac{n}{2} \text{ 进行一系列的化简, 可得机体/旋翼}$$

系统的耦合振动方程:

$$\begin{cases} \ddot{x} + 2n_x \dot{x} + p_x^2 x = \frac{S_B}{M} \ddot{h} \\ \ddot{z} + 2n_z \dot{z} + p_z^2 z = -\frac{S_B}{M} \ddot{z} \\ \ddot{z} + 2n_p \dot{z} - [w^2 (1 - v_0^2) - p_{p0}^2] z + 2w \dot{h} + 2n_p w h \\ = -\frac{n}{2} \frac{S_B}{I_B} \ddot{z} \\ \ddot{h} + 2n_p \dot{h} - [w^2 (1 - v_0^2) - p_{p0}^2] h - 2w \dot{z} - 2n_p w z \\ = \frac{n}{2} \frac{S_B}{I_B} \ddot{x} \end{cases} \quad (5)$$

2.2 “地面共振”稳定性分析

将方程(5)写成矩阵形式 $AU = 0$, A 为系数方

阵。进行稳定性分析并做代换 $\bar{l} = l/p_x$, $\bar{w} = w/p_x$, $p_z = c_p p_x$, $\bar{p}_{p0} = p_{p0}/p_x$, $\bar{n}_p = n_p/p_x$, $\bar{n}_x = n_x/p_x$, $n_z = c_n n_x$, $e = nS_B^2/(2I_B M)$, 并假设 $\bar{l}$ 是纯虚数, 即 $\bar{l} = ip$ (p 是一个实数)。最后得到方程组:

$$\begin{cases} \bar{b}p^6 - \bar{d}p^4 + \bar{f}p^2 - \bar{h} = 0 \\ \bar{a}p^8 - \bar{c}p^6 + \bar{e}p^4 - \bar{g}p^2 + \bar{i} = 0 \end{cases} \quad (6)$$

方程组(6)中有八个参数 $\bar{w}$ 、 $\bar{p}_{p0}$ 、 $\bar{n}_p$ 、 $\bar{n}_x$ 、 e 、 v_0 、 c_n 、 c_p , 任意限定其中的六个, 就可得到其余两个参数之间的关系曲线。在“地面共振”分析时, 一般求出 $\bar{n}_p - \bar{w}$, $\bar{n}_x - \bar{w}$ 或 $\bar{n}_x - \bar{n}_p - \bar{w}$ 曲线, 以确定直升机随旋翼转速变化的“地面共振”稳定与不稳定区域。

取一组典型参数 $v_0 = 0.25$, $e = 0.02$, $\bar{p}_{p0} = 0.6$, $c_n = 0.9$, $c_p = 0.7$, 可分别计算出不同 $\bar{n}_x$ 时的 $\bar{n}_p - \bar{w}$ 曲线和不同 $\bar{n}_p$ 时的 $\bar{n}_x - \bar{w}$ 曲线, 如图 4 和图 5 所示。对于图中的每一条曲线, 曲线上方表示直升机“地面共振”的稳定区域, 曲线下方表示不稳定区域, 曲线本身表示临界稳定。从图中可以看出, 不同的桨叶减摆器的阻尼和起落架阻尼器的阻尼可提供不同的“地面共振”稳定区域, 采用磁流变阻尼器能达到这样的目的, 从而实现对直升机“地面共振”的半主动抑制。

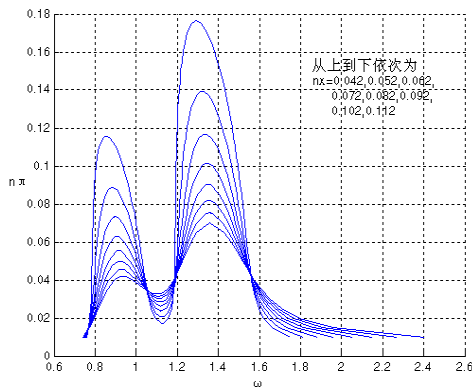


图 4 $\bar{n}_p - \bar{w}$ 曲线

Fig.4 $\bar{n}_p - \bar{w}$ curve

为了能够清楚地表明采用磁流变阻尼器的优越性, 使用表 2 的数据分别计算相应的 $\bar{n}_p$ 和 $\bar{n}_x$ 。考虑到 c_{eq} 和模型参量 c_p 在量纲和物理意义上的不同, 假设桨叶减摆器安装的位置到垂直铰的距离为 l_B , 则 $c_p = l_B^2 \cdot c_{eq}$ 。使用 n_p , $\bar{n}_p$, v_0 和 e 的定义式替换掉不容易计算的 I_B , 使用图 4 中所用的数据 (即 $v_0 = 0.25$, $e = 0.02$), 假设 $n = 4$, $m_k = 150\text{kg}$,

可算出 $m_0 = 10238\text{kg}$, 于是得到磁流变桨叶减摆器的相对阻尼系数 $\bar{n}_p$ 随控制电压和振幅变化的结果, 列于表 3。采用类似的方法可得到磁流变起落架阻尼器的相对阻尼系数 $\bar{n}_x$ 随控制电压和振幅变化的结果, 列于表 4。

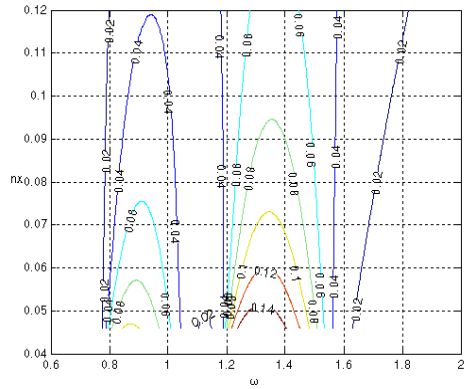


图 5 $\bar{n}_x - \bar{w}$ 曲线

Fig.5 $\bar{n}_x - \bar{w}$ curve

表 3 磁流变减摆器相对阻尼系数 n_p

Table 3 Relative damping coefficients of MR damper

X_0 (cm)	v (V)						
	0	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6
0.5	0.017	0.020	0.024	0.027	0.031	0.034	0.038
1.25	0.079	0.088	0.098	0.107	0.116	0.125	0.134
2.5	0.281	0.313	0.322	0.342	0.362	0.383	0.403
3	0.396	0.421	0.447	0.472	0.497	0.523	0.548

表 4 磁流变起落架阻尼器相对阻尼系数 $\bar{n}_x$

Table 4 Relative damping coefficients of landing gear damper

X_0 (cm)	v (V)						
	0	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6
0.5	0.043	0.052	0.061	0.070	0.079	0.088	0.096
1.25	0.202	0.226	0.250	0.274	0.297	0.321	0.344
2.5	0.719	0.771	0.824	0.876	0.928	0.980	1.032
3	1.013	1.079	1.144	1.209	1.273	1.338	1.403

根据“地面共振”稳定性的需要, 磁流变阻尼器可半主动地提供抑制“地面共振”所需要的阻尼。

从图 4 中对应 $\bar{n}_x = 0.062$ 的曲线, 在 $\bar{w} = 1.6$ 附近磁流变减摆器只需提供较小的阻尼就可以使直升机工作在稳定状态; 而在 $\bar{w} = 1.3$ 附近则需要提供较大的阻尼才能满足要求, 为此, 给磁流变减摆器分别提供 $v = 0(\text{V})$ 和 $v = 0.6(\text{V})$ 两种电压就可以满足

这样的要求。从图 5 中对应 $\bar{n}_p = 0.08$ 的曲线, 在 $\bar{\omega} = 1.3$ 时应当 $\bar{n}_x > 0.09$; 而当 $\bar{\omega} = 0.9$ 时 $\bar{n}_x = 0.06$ 就已经够了, 为此, 只要给磁流变起落架阻尼器分别提供 $v = 0.6(V)$ 和 $v = 0.2(V)$ 的电压就可以满足要求。

上述是磁流变减摆器和磁流变起落架阻尼器分别工作的情况, 下面进一步考虑两者协同工作的情况。根据稳定性方程(6)可得到如图 6 所示的“地面共振” $\bar{n}_x - \bar{n}_p - \bar{\omega}$ 空间稳定性曲面, 该曲面上方为稳定区域, 曲面下方为不稳定区域, 在平面 $\bar{n}_p - \bar{\omega}$ 和 $\bar{n}_x - \bar{\omega}$ 的投影即为 $\bar{n}_p - \bar{\omega}$ 曲线和 $\bar{n}_x - \bar{\omega}$ 曲线。对于 $\bar{n}_x - \bar{n}_p - \bar{\omega}$ 空间中位于曲面上方稳定区域的任意两点(分别对应于直升机的两种工作状态), 可以优化设计出 $(\bar{n}_x, \bar{n}_p)$ 的变化轨迹, 要求 $(\bar{n}_x, \bar{n}_p)$ 移动时不穿过稳定性曲面, 同时使 $\bar{n}_x$ 和 $\bar{n}_p$ 的变化范围均不过大, 减小减摆器对桨叶根部带来的弯曲载荷和起落架阻尼器对机身的作用力, 由此优化桨叶减摆器和起落架阻尼器的协调工作过程。

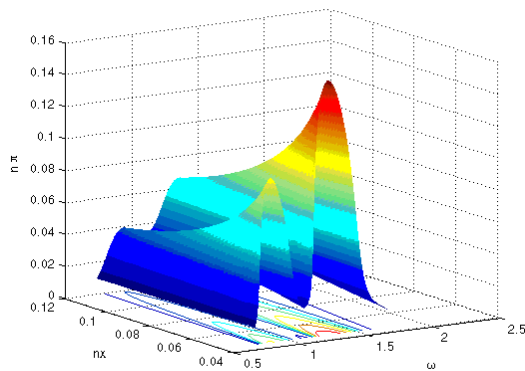


图 6 $\bar{n}_x - \bar{n}_p - \bar{\omega}$ 曲面

Fig.6 $\bar{n}_x - \bar{n}_p - \bar{\omega}$ surface

5 结论

采用磁流变桨叶减摆器和起落架阻尼器进行直升机“地面共振”半主动抑制, 能提供直升机在不同工作状态下为克服“地面共振”所需要的不同阻尼, 为抑制直升机“地面共振”提供了一条新途径。磁流变阻尼器具有很强的非线性力学特性, 按照耗能相等原则可求出磁流变阻尼器的等效线性阻尼系数, 这给分析磁流变阻尼器的实际应用带来了方便, 为分析直升机“地面共振”的半主动抑制

提供了条件。在进行直升机“地面共振”半主动抑制时, 可分别调节磁流变桨叶减摆器或起落架阻尼器, 也可对两者同时进行优化调节, 实现对直升机“地面共振”抑制过程的优化。

参考文献:

- [1] Felker F F. Lau B H. Mclaughlin S, et al. Nonlinear behavior of an elastomeric lag damper undergoing dual-frequency motion and its effect on rotor dynamics [J]. Journal of American Helicopter Society, October, 1987, 34(4): 45-53.
- [2] Tang Xinlu. Conrad Hans. Quasi-static measurements on a magneto-rheological fluid [J]. Journal of Rheology, 1996, 40(6): 1167-1177.
- [3] Felt T W. M Hagenbuchle. J Liu. Rheology of magnetorheological fluid [J]. Intel Mater Sys Struct, 1996, 7: 589-593.
- [4] Carlson J D. Spencer J. B F. Magneto-rheological fluid dampers for semi-active seismic control [C]. Proceedings of 3rd International Conference on Motion and Vibration Control, Chiba, Japan, September, 1996, III: 35-40.
- [5] Ervin R D. Lou Z. Filisko F E, et al. Electrorheology for smart landing gear [R]. NASA-CR-2000883 (N96-25313), 30 April 1996.
- [6] Zhu Chang-sheng. Dynamics of a rotor supported on magneto-rheological fluid squeeze film damper [J]. Chinese Journal of Aeronautics, February, 2001, 14(1): 6-12.
- [7] 汪建晓, 孟光. 磁流变液装置及其在机械工程中的应用[J]. 机械强度, 2001, 23(1): 50-56.
Wang Jianxiao, Meng Guang. Magnetorheological fluid devices and their applications in mechanical engineering [J]. Journal of Mechanical Strength, 2001, 23(1): 50-56. (in Chinese)
- [8] Pang L, Kamath G M. Analysis and testing of a cinear stroke magnetorheological damper [R]. AIAA Paper 98-2040.
- [9] Kamath G M. Wereley N M. Jolly M R. Characterization of semi-active magnetorheological lag mode dampers [C]. SPIE Conference on Smart Structures and Integrated Systems, San Diego CA, March, 1998. 3329-3337.
- [10] Spencer Jr. B F. Dyke S J. et al. Phenomenological model for magnetorheological dampers [J]. Journal of Engineering Mechanics, 1997, 123(3): 230-238.