

旋翼液弹阻尼器模型试验与非线性动力学特性分析

武 坤 杨卫东

(南京航空航天大学直升机旋翼动力学重点实验室, 南京, 210016)

摘要:在时域内建立了液弹阻尼器的数学模型,利用筒式液弹阻尼器试验件,进行液弹阻尼器动力学特性试验,研究结构参数、运动参数对液弹阻尼器性能的影响;并基于试验数据,进行非线性滞弹位移场(ADF)模型参数识别。结果表明,液弹阻尼器的动力学性能稳定,耗能能力强。通过液弹阻尼器模型重构曲线与试验曲线的比较,证实了本文模型能够模拟液弹阻尼器的动力学特性,可用于带液弹阻尼器的直升机旋翼系统气弹稳定性分析。

关键词:直升机;旋翼;液弹阻尼器;非线性ADF模型;动力学性能

中图分类号:V216.2

文献标识码:A

文章编号:1005-2615(2011)03-0318-06

Model Experiment on Nonlinear Dynamics Characteristics of Rotor Fluidlastic Damper

Wu Shen, Yang Weidong

(Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics Laboratory, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: The mathematic model of fluidlastic damper is established in time domain. A dynamics characteristic experiment on helicopter tubular fluidlastic damper is carried out. Influences of configuration and motion parameters on dynamic characteristics of fluidlastic damper are studied. According to experimental data, parameters of the nonlinear (ADF) model are identified. Results show that the capacity of energy dissipation and dynamics performance fluidlastic damper are better than that of elastomeric damper. Hysteresis loops of fluidlastic damper model match well with the experimental curves. It indicates the availability of the nonlinear ADF model. Experimental and analytical results demonstrate that the nonlinear ADF model can be used in aeroelastic analysis of helicopter rotor with fluidlastic damper.

Key words: helicopter; rotor; fluidlastic damper; nonlinear ADF model; dynamic characteristics

直升机旋翼摆振阻尼器是直升机旋翼系统的关键部件之一,为旋翼桨叶的摆振运动提供附加阻尼、匹配刚度,防止因桨叶的摆振后退型模态与起落架或机体耦合而发生动不稳定现象^[1]。阻尼器的型式有摩擦阻尼器、液压阻尼器、粘弹阻尼器、液弹阻尼器等多个种类。相比摩擦和液压阻尼器而言,粘弹阻尼器结构简单、可靠性高、维护性好,但是粘弹阻尼器能够提供的阻尼相对较小;而典型的液压阻尼器在小振幅的时候弹性刚度和阻尼都是随着

频率增大而减小的,有时难以满足需求。因此,需要一种既结构简单、维护性好,又能提供较大阻尼的新型阻尼器,以满足先进直升机的需求。液弹阻尼器就是符合这一要求而出现的阻尼器,它综合了液压阻尼器和粘弹阻尼器的优点,利用弹性体剪切变形提供弹性刚度和部分阻尼,同时利用粘性液体流动提供高阻尼^[2]。

波音公司为RAH66攻击直升机研制了带液弹阻尼器的无轴承旋翼系统,并于1990~1995年间,

基金项目:南京航空航天大学博士学位论文创新与创优基金(BCXJ09-03)资助项目。

收稿日期:2010-11-16;修订日期:2011-03-14

通讯作者:杨卫东,男,教授,博士生导师,1967年生,E-mail:ywdae@nuaa.edu.cn。

在V/STOL风洞对分别安装全尺寸粘弹阻尼器和液弹阻尼器的科曼奇直升机进行了动力学特性试验。结合试验数据,在旋翼系统模型Model-360中建立了非线性液弹阻尼器模型^[3-4],这些都为液弹阻尼器的研究和设计积累了大量经验。

目前国外多种先进直升机都采用了液弹阻尼器^[5-6],比如Bell430直升机,RAH66无轴承旋翼直升机,NH90球柔性旋翼直升机等都安装了液弹阻尼器,见图1。

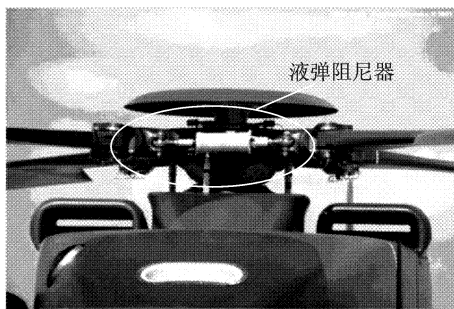


图1 NH90直升机液弹阻尼器

为研究液弹阻尼器的非线性动力学特性和验证数学模型的有效性,本文介绍了液弹阻尼器的工作原理和数学模型,研制了筒式液弹阻尼器试验件并进行了动力学性能试验,研究了液弹阻尼器结构参数和运动参数变化对液弹阻尼器耗能能力、损耗系数的影响。基于试验结果,对数学模型进行参数识别,将模型重构曲线与试验曲线进行对比。

1 液弹阻尼器工作原理

如图2所示,筒式液弹阻尼器主要由阻尼器外筒、金属外筒、金属内筒、活塞、橡胶层和填充油液等组成。橡胶与金属内外筒整体硫化成型,与活塞形成的腔体中充满油液。

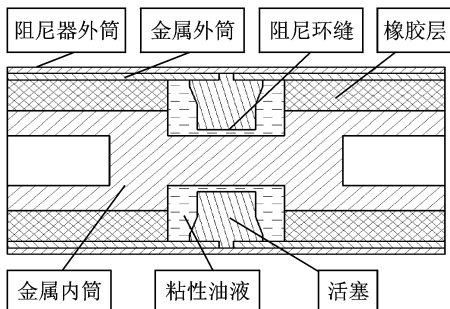


图2 筒式液弹阻尼器结构原理示意图

当固定阻尼器外筒,施加外力作用于阻尼器内筒时,内筒相对阻尼器外筒沿轴向运动,内筒与外筒之间的橡胶层产生轴向的剪切变形,由于橡胶的弹性和橡胶分子的内摩擦,使得液弹阻尼器具有弹

性,同时还具有一定的阻尼。由阻尼器金属内、外筒和橡胶层形成的腔体被活塞隔为两个部分,这两部分之间通过环形缝隙相连,在两个油腔及环形缝隙内均充满了高阻尼的填充液。当外力作用阻尼器内筒,相对外筒沿轴向运动时,两油腔体积发生变化,造成填充液在两腔间的环形缝隙流动,产生粘滞阻尼。

2 液弹阻尼器动力学特性分析

2.1 工程计算模型

将液弹阻尼器简化为一个弹簧和两个阻尼,分别分析橡胶层剪切变形产生的弹性力、阻尼和粘性油液通过环缝产生的阻尼^[7]。

筒式液弹阻尼器橡胶层受到沿轴向的剪切变形刚度

$$K = \frac{2\pi LG}{\ln\left(\frac{R_2}{R_1}\right)} \quad (1)$$

式中: R_1 为橡胶层内径, R_2 为橡胶层外径, L 为橡胶层沿轴向的总长度, G 为橡胶的剪切弹性模量。

粘滞性液体在阻尼器变直径通道中流动,以产生热能的形式耗散能量。主要途径为阻尼液与管壁及流体质点间的摩擦耗能和在变直径通道中流动的孔缩效应耗能^[8]。根据伯努利方程和动量定理,推导出粘性液体流经阻尼孔的压强损失

$$\Delta p = \left(\frac{64}{Re} \frac{l}{d} + \xi + \zeta_1 + \zeta_2 - 2 \left(\frac{d}{D} \right)^2 \beta \right) \rho \frac{v^2}{2} \quad (2)$$

式中: l 和 d 分别为阻尼孔长度和直径, Re 为液体雷诺数, ξ 为起始段修正系数, ζ_1 和 ζ_2 为阻力系数, D 为油腔直径, β 为动量修正系数, ρ 为液体密度, v 为液体流动速度。

结合设计筒式液弹阻尼器内部结构和动力学试验状态参数,推导油液阻尼力方程。

2.2 数学模型

由于橡胶材料为粘弹性而非弹性,根据复模量的理论,认为应力响应与应变信号相位不同。与应变、应力有关的模态可以表示为幅值与相位或实部与虚部,即为复模态。在小应变幅值条件下,应力/应变迟滞回线基本上呈椭圆,表现出线性特性;但是在在大应变幅值时,应力/应变迟滞回线将严重脱离椭圆形状,因此线性复模态的模型不能正确模拟粘弹材料的动力学特性^[9]。

如图3所示,引入非线性的滞弹位移场(ADF)模型^[10]。

非线性ADF模型的本构关系

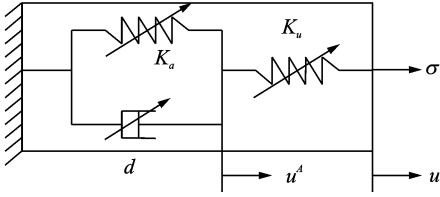


图3 非线性 ADF 模型的三参量固体模拟

$$\sigma = K_u(u - u^A) \quad (3)$$

$$\sigma^A = K_u u - (K_u + K_a)u^A \quad (4)$$

弹簧元件和阻尼元件的箭头表示它们是非线性的,即模型中的前置弹性元件和 Kelvin 模块都具有非线性力学特性,表现在参数为

$$K_u = f(u, u^A) \quad (5)$$

$$K_a = g(u, u^A) \quad (6)$$

$$d = h(u, u^A) \quad (7)$$

式中:函数 f 描述粘弹性材料的瞬态弹性响应,函数 f 和 g 共同确定滞弹位移场的稳态响应;函数 h 确定了材料的滞迟特性。

非线性模型中 f , g 和 h 的函数采用多项式形式,其系数根据试验数据加以识别,得到如下表达式

$$K_u = k_{u1} + k_{u2}u^2 + k_{u3}u^4 + k_{u4}(u - u^A)^2 \quad (8)$$

$$K_a = (k_{a1} - 1)k_u \quad (9)$$

$$d = \frac{k_{d1}k_{a1}}{k_{d1}} \quad (10)$$

$$\dot{u}^A = \frac{\sigma^A}{d} + k_{d2}(\sigma^A)^3 \quad (11)$$

式中: k_{u1} 为粘弹材料的剪切模量, k_{a1} 为滞弹性位移场与弹性位移场的耦合次数, k_{d1} 为滞弹性位移场的松弛时间, u 为滞弹性位移场的应变, σ 为滞弹性位移场的应力, u^A 为滞弹性位移场的滞弹性应变, σ^A 为滞弹性位移场的滞弹性应力。

根据液弹阻尼器动力学试验进行模型参数识别^[11],试验中采集到的数据分别是不同时刻的力信号和位移信号,而模型本构关系是应力和应变关系,进行模型参数识别时根据式(12,13)对应关系转化

$$u = \frac{X}{t} \quad (12)$$

$$\sigma = \frac{F}{A} \quad (13)$$

式中: F 和 X 分别为不同时刻的力和位移, t 和 A 分别为粘弹体的厚度和横截面积。

基于小振幅时,粘弹材料表现的主要是线性特性,首先通过线性 ADF 模型,根据低振幅的试验结果,识别 k_{u1} 与 k_{a1} 。然后在此基础上,运用最小二乘

法,降低最小振幅与最大振幅的模型计算值与试验值的误差,进行优化处理,识别式(8~11)中其他模型参数。根据识别出的模型参数,重构不同振幅下的阻尼器力-位移迟滞回线。

对阻尼力、位移进行傅里叶级数展开

$$F = \sum_{n=0}^N (F_{cn}\cos(n\omega t) + F_{sn}\sin(n\omega t)) \quad (14)$$

$$X = \sum_{n=0}^N (X_{cn}\cos(n\omega t) + X_{sn}\sin(n\omega t)) \quad (15)$$

从这些系数中,等效线性刚度与等效线性阻尼分别为

$$K' = \frac{(F_{c1}X_{c1} + F_{s1}X_{s1})}{X_{s1}^2 + X_{c1}^2} \quad (16)$$

$$K'' = \frac{(F_{c1}X_{s1} - F_{s1}X_{c1})}{X_{s1}^2 + X_{c1}^2} \quad (17)$$

式中: F_{c1} , F_{s1} 为傅里叶展开力的第一阶余弦与正弦项; X_{c1} , X_{s1} 为傅里叶展开位移的第一阶余弦与正弦项。

$$\text{损耗系数} \quad \eta = \frac{K''}{K'} \quad (18)$$

3 液弹阻尼器的研制与动力学性能试验

3.1 试验件的研制

图4,5分别为筒式液弹阻尼器试验件的 CATIA 设计图和实物照片。

试验件基本结构参数见表1。

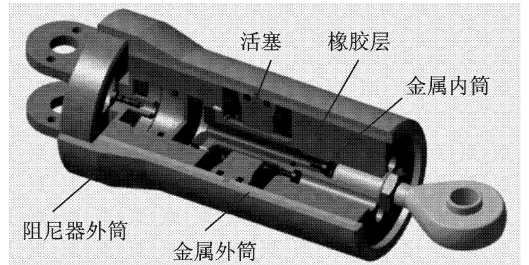


图4 筒式液弹阻尼器模型 CATIA 设计图

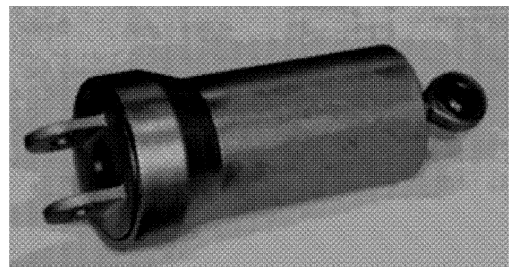


图5 筒式液弹阻尼器试验件

表1 试验件基本结构参数

结构参数	数值	mm
橡胶层长度	90	
橡胶层外径	50	
橡胶层内径	34	
阻尼环缝长度	13	
阻尼环缝直径	0.5, 1.0	

金属内筒与外筒相对位置由配套模具保证,橡胶在高温高压下压入内外筒之间整体硫化成型。与活塞通过配合卡紧整体压入阻尼器外筒中,顶盖锁紧后经注油孔注入油液,完成筒式液弹阻尼器的组装。

3.2 试验装置及方法

试验在南京航空航天大学直升机旋翼动力学重点实验室中进行。试验装置包括筒式液弹阻尼器试验件、液压激振器和数据采集系统。数据采集系统包括力传感器、位移传感器和LMS信号采集器,记录液弹阻尼器阻尼力与位移信号。图6为筒式液弹阻尼器试验现场照片。

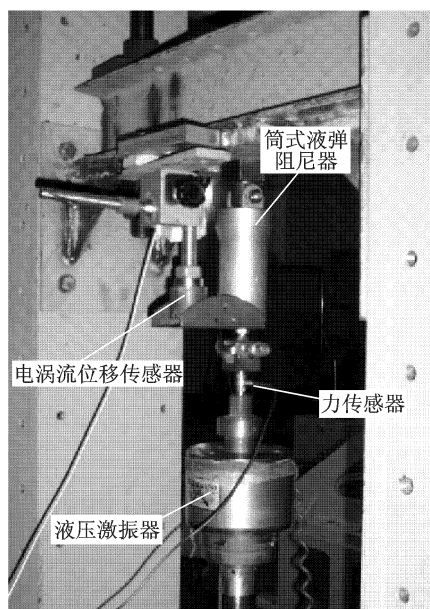


图6 筒式液弹阻尼器动力学试验状态

试验采用正弦激励法,按照正弦波规律变化的输入位移 u 来控制液压激振器对筒式液弹阻尼器进行加载,即

$$u = u_0 \sin(\omega t) \quad (19)$$

式中: u 为系统输入位移, u_0 为系统输入位移幅值, ω 为加载频率, t 为时间。

加载不同频率、幅值的正弦力,分别测得液弹阻尼器的剪切位移、阻尼力以及对应时间,处理试验数据,得到液弹阻尼器阻尼力在激振频率、位移幅值、阻尼环缝几何尺寸和油液材料等参数变化下

的规律。

3.3 试验结果与分析

图7,8分别给出了液弹阻尼器在注油与未注油(相当于液弹和粘弹阻尼器)情况下,4 Hz 激振频率,不同剪切位移幅值下的力-位移迟滞回线。

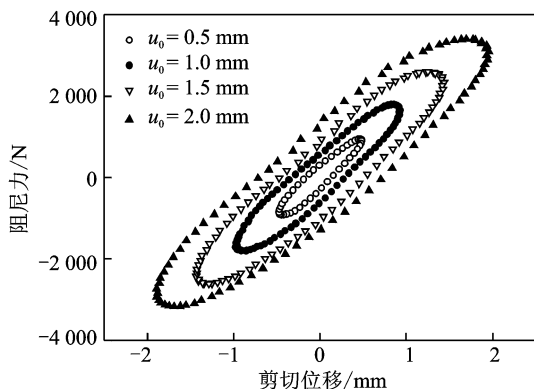


图7 液弹阻尼器在4 Hz 激振频率下的迟滞回线

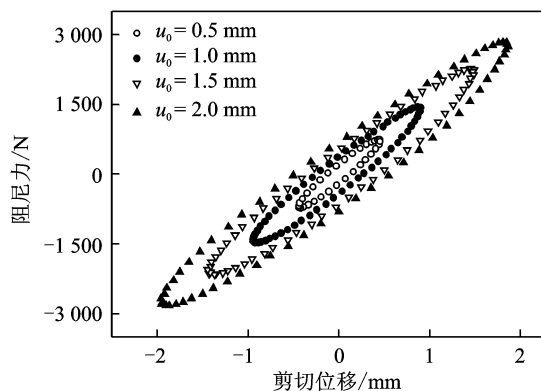


图8 粘弹阻尼器在4 Hz 激振频率下的迟滞回线

从图7,8可以看出,液弹和粘弹阻尼器迟滞回线所围成的面积均随激振幅值的增大而增大,表明阻尼器的耗能能力逐渐增大;但同位移幅值下,液弹阻尼器迟滞回线围成面积较大,耗能能力较强。液弹阻尼器迟滞回线椭圆长轴斜率恒定,表明弹性刚度接近常数;而粘弹阻尼器弹性刚度逐渐减小。

图9给出了压入不同硬度橡胶材料的粘弹阻尼器在2 Hz 激振频率,1.5 mm 剪切位移幅值下的力-位移迟滞回线对比。从图9可以看出,分别压入邵尔硬度50和55的丁腈橡胶的粘弹阻尼器迟滞回线的椭圆长轴斜率不同。邵尔硬度较大的橡胶材料椭圆长轴斜率较大,弹性刚度较大。

图10给出了加注不同粘度油液的液弹阻尼器在2 Hz 激振频率,1 mm 剪切位移幅值下的力-位移迟滞回线对比。从图10可以看出,加注46号液压油的液弹阻尼器迟滞回线所围成面积大于加注32号液压油的阻尼器,表明在结构和运动参数均

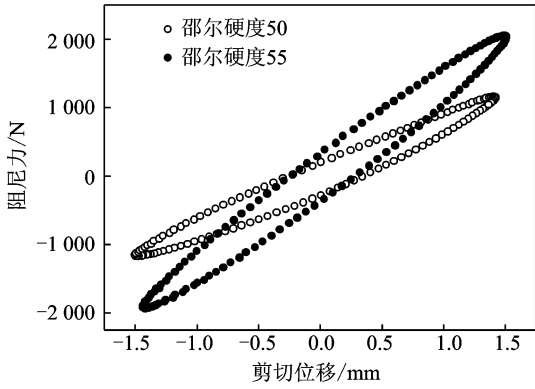


图9 不同硬度橡胶的粘弹阻尼器迟滞回线对比

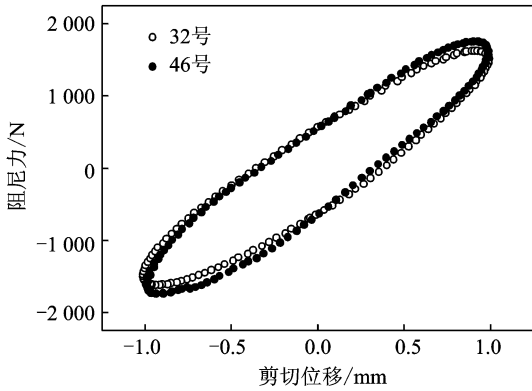


图10 加注不同粘度油液的液弹阻尼器迟滞回线对比

未改变的条件下,油液粘度增大,液弹阻尼器的耗能能力增强。

图11给出了使用不同阻尼环缝的液弹阻尼器在2 Hz 激振频率,1.5 mm 剪切位移幅值下的力-位移迟滞回线对比。从图11可以看出,阻尼环缝直径为0.5 mm 的液弹阻尼器迟滞回线所围成面积远大于阻尼环缝直径为1.0 mm 的液弹阻尼器,表明阻尼环缝面积的减小导致液弹阻尼器耗能能力显著增强。

图12给出了液弹阻尼器与粘弹阻尼器在4 Hz

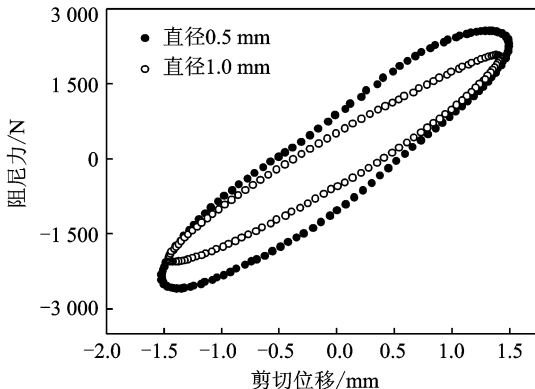


图11 不同阻尼环缝的液弹阻尼器迟滞回线对比

激振频率,不同剪切位移幅值下损耗系数的对比。从图12可以看出,液弹阻尼器的损耗系数大于粘弹阻尼器;损耗系数在不同剪切位移幅值下变化很小,接近常数。表明液弹阻尼器的动力学性能稳定,耗能能力强。

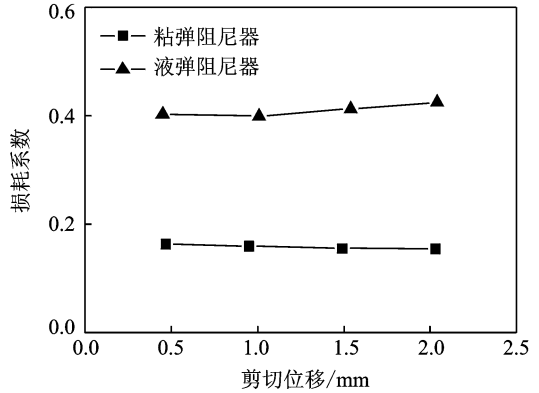


图12 液弹阻尼器与粘弹阻尼器4 Hz 激振频率下损耗系数对比

4 数学模型的验证

为验证数学模型——非线性 ADF 模型的有效性,截取试验测得力 and 位移信号,识别非线性 ADF 模型参数,将模型重构阻尼器迟滞回线与试验曲线对比。

算例:在4 Hz 激振频率,1,2 mm 剪切位移幅值下非线性 ADF 模型常数拟合值为

$$k_{d1} = 8\pi, k_{d2} = 0.0001 \text{ N}^{-3} \cdot \text{cm}^6/\text{s}$$

$$k_{u1} = 1.63 \times 10^2 \text{ N/cm}^2, k_{u2} = -2.6 \times 10^2 \text{ N/cm}^2$$

$$k_{u3} = 1.16 \times 10^2 \text{ N/cm}^2, k_{u4} = 3.1 \times 10^2 \text{ N/cm}^2$$

$$k_{a1} = 2.2224$$

图13,14 分别给出了液弹阻尼器和粘弹阻尼器在4 Hz 激振频率,不同剪切位移幅值下的模型重构迟滞回线与试验曲线对比。

从图13,14 可以看出,模型重构曲线与试验

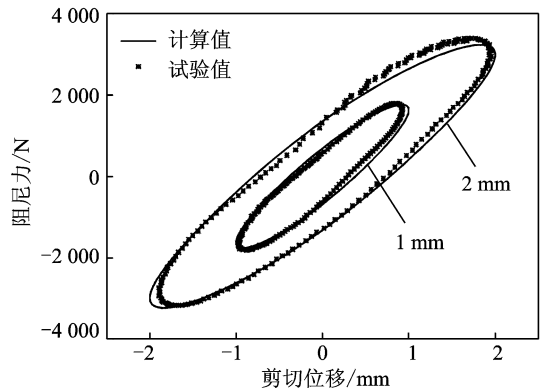


图13 液弹阻尼器4 Hz 激振频率下模型重构曲线与试验曲线对比

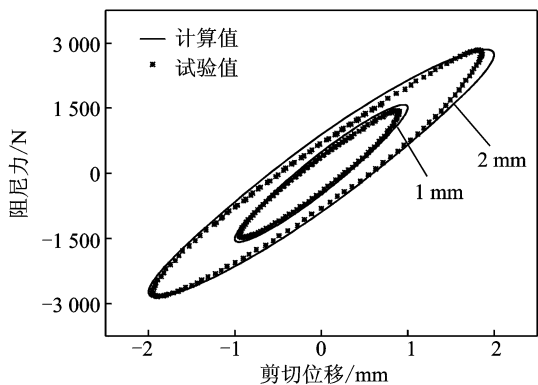


图14 粘弹阻尼器4 Hz 激振频率下模型重构曲线与试验曲线对比

曲线能够较好地吻合,说明了本文所采用数学模型的有效性和试验数据处理技术的可行性,可将液弹阻尼器以模型形式和直升机旋翼气弹动力学方程耦合,用于带液弹阻尼器的直升机旋翼/阻尼器耦合系统气弹稳定性分析。

5 结 论

利用筒式液弹阻尼器,进行液弹阻尼器的动力学特性试验,将试验结果与数学模型重构结果对比,得到以下结论:

(1)液弹阻尼器具有稳定的动力学性能;得到了液弹阻尼器耗能能力随结构参数和运动参数的变化规律;在相同试验环境下,液弹阻尼器损耗系数大于粘弹阻尼器,耗能能力强。

(2)非线性 ADF 模型准确模拟粘弹性材料的动力学特性,模型有效,可将液弹阻尼器以模型形式集成到直升机旋翼/阻尼器耦合系统的动力学方程中,用于带液弹阻尼器的直升机旋翼/阻尼器耦合系统气弹稳定性分析。

参考文献:

- [1] 张晓谷. 直升机动力学设计[M]. 北京:航空工业出版社,1995:80-98.
- [2] Hu W, Werely N M, Chemouni L. Semi-active linear stroke magnetorheological fluid-elastic damper for helicopter main rotor blades[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2007, 30(2): 565-575.
- [3] Jones P J, Russell D D, McGuire D P. Latest developments in fluidlastic lead-lag dampers for vibration control in helicopters[C]// 59th Annual Forum of the American Helicopter Society. Phoenix: AHS, 2003: 566-575.
- [4] Panda B, Mychalowycz E, Tarzanin F J. Application of passive dampers to modern helicopters[J]. Smart Materials and Structures, 1996, 5(5): 509-516.
- [5] Petrie J S, Lesieutre G A, Smith E C. Helicopter blade lag damping using embedded fluid elastic intertia dampers[C]// 45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. California: Palm Springs, 2004.
- [6] Ngatu G, Hu W, Werely N M. Adaptive snubber-type magnetorheological fluid-elastomeric helicopter lag damper[J]. AIAA Journal, 2010, 48(3): 598-610.
- [7] 覃海鹰, 李满福, 洪蛟. 新型液弹阻尼器原理与初步构型设计分析[J]. 直升机技术, 2003, 135(3): 21-24.
- [8] 盛敬超. 液压流体力学[M]. 北京:北京机械工业出版社, 1980: 137-172.
- [9] 蔡峨. 粘弹性力学基础[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 1989: 46-99.
- [10] 曹涛. 带叶间粘弹减摆器的旋翼耦合系统气弹动力学研究[D]. 南京:南京航空航天大学航空宇航学院, 2004.
- [11] 于佰明, 韩景龙. 一种直升机粘弹减摆器时域模型参数识别方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2003, 35(3): 288-292.