

一种基于灵敏度分析的模态拟合参数辨识算法

杜水森

(北京航空航天大学中法工程师学院,北京 100191)

【摘要】非线性系统辨识是结构动力学的一项重要研究内容。在复杂的广域频率系统中,针对全部未知参数的可追踪性会随着系统自由度的增加而急剧衰减。为了解决此类问题,通常根据所研究系统的几何参数和动力学特性建立近似结构模型,然后应用模态校正法对近似模型的参数进行整定。对此,提出了一种基于灵敏度分析的模态拟合算法,综合了系统留数灵敏度分析和模态拟合灵敏度分析的优势,能够有效地处理具有强烈非线性参数影响的模态拟合问题。在某型号发动机护板模型参数辨识问题中进行了仿真应用,结果显示在中低频范围内该方法具有良好的应用效果。

【关键词】参数辨识 灵敏度 模态拟合 非线性

0 引言

模态校正方法的核心在于校正参数的正确选取和模态的有效拟合^[1]。Maia^[2]提出了一种基于频响模型灵敏度分析的动态刚度矩阵参数校正方法;kozak^[3]等提出了模态欠拟合最小化校正法,该方法利用频响函数来代替模态数据,通过优化模态欠拟合指数来实现参数的整定;在针对病态的、具有强烈噪音信号的系统参数校正,Ahmadian^[4]等提出了一种正交化优化方法来实现参数的合理选取和模态的有效拟合。

1 灵敏度分析

大型复杂系统通常具有大量的未知参数,但并非所有的未知参数都需要整定。针对待整定参数的选取应该遵循两个基本的标准:一是该参数具有可见性,即真实模型对该参数是“敏感”的;二是该参数与其他参数对真实模型的影响具有可区分性。对模型进行灵敏度分析可以有效地实现以上目标。常见的灵敏度分析方法有传递函数灵敏度分析,积分形式的灵敏度分析,直接近似灵敏度分析和伴随状态灵敏度分析方法等。通过模态分解,系统对参数的灵敏度可以表示为:

$$\frac{\partial [H]}{\partial p} = [c] \sum_{j=1}^N \frac{\partial}{\partial p} \left(\frac{\{\phi_j\} \{\phi_j\}^T}{s^2 + \omega_j^2} \right) [b] \quad (1)$$

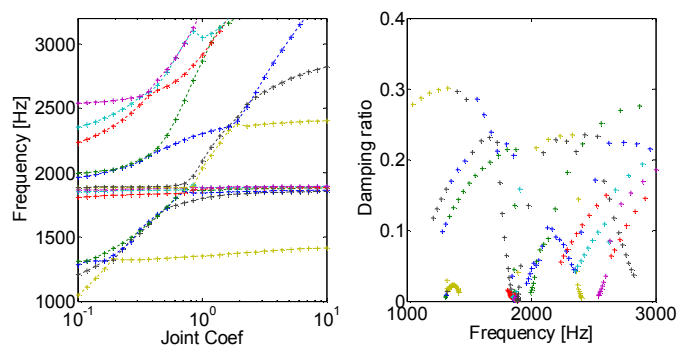


图1 参数灵敏度分析

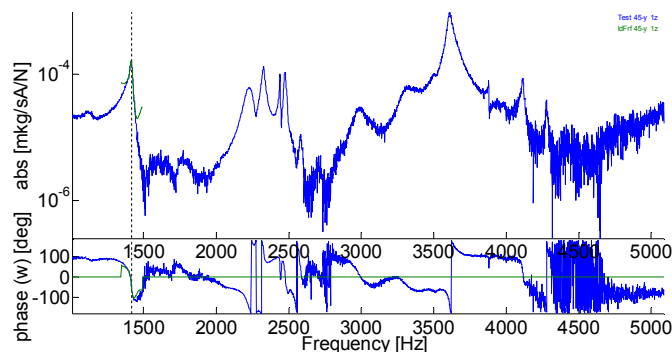


图2 校正前后的系统模态比较

其中, ρ 为待整定参数, ϕ 和 ω 为各阶实验模态及其频率, b 和 c 分别为系统输入矩阵和观测矩阵。需要注意的是,随着系统自由度的增多,对所有模态进行一一计算是不可行的,需要在指定频域内进行模态截取并在误差允许的范围内进行静态修正。

2 基于灵敏度分析的模态拟合方法

模态校正辨识法的主要思路是比较实验模型(视为真实模型)与 FEM 模型之间的误差,通过待整定参数的调节来使误差最小化,从而达到参数辨识的目的。由于 FEM 模型的求解会产生无法预知的非物理模态或局部模态,因此并非 FEM 模型与实验模型的所有模态都是可比较的。针对这一问题的解决办法是在指定频域内进行模态拟合。现有的模态拟合标准除了常用的模态确定准则(MAC)以外,还有在此基础上演化出来的坐标确定准则(COMAC)和模态确定性贡献准则(MACCO)。基于灵敏度分析的模态拟合方法综合了灵敏度分析与模态欠拟合指标法,能够有效地实现具有非线性参数影响下的模态拟合。其核心思想是在每一个载荷步,对模态欠拟合函数依据未知参数进行线性化处理,迭代求解直至收敛。经过线性化后约束方程可表示为^[5]:

$$MCI(\omega) + \sum_j \frac{\partial MCI(\omega)}{\partial p_j} p_j = 0, \forall \omega \quad (2)$$

该方程在每个自由度上展开可得线性方程:

$$[s]\{p\} = -\{MCI\} \quad (3)$$

其中为拟合指数灵敏度矩阵。需要注意的是,尽管拟合指数的灵敏度函数具有解析形式,但是在实际应用中通常利用微扰法进行数值计算。

3 在非线性系统参数辨识中的应用

本文研究以上方法在某型号发动机护板参数辨识中的应用。该发动机护板实验模型由具有 10% 随机噪音的 FEM 模型代替,待整定参数的 FEM 模型具有 16844 个自由度,74898 个元素和 29652 个节点,材料为铝合金 AG11。

对降阶模型进行参数灵敏度分析,可以选择待整定参数并确定其近似值(见图1),进而建立系统的近似模型。灵敏度分析结果显示本应用中待定参数可选为连接刚度和扭转刚度。本例中的灵敏度分析通过模态分解法实现,降阶模型由一系列不依赖于待整定参数的模态基构成,仿真结果显示,使用多模态基构建的降阶模型进行灵敏度分析结果更加准确。

依据模型对各个参数的灵敏度,确定参数校正的载荷步长。在每一个载荷步内,计算系统在各个模态的 MAC 值并依据式(2)和式(3)进行迭代求解直至达到预定的收敛条件,此时的模型即为得到校正的模型(见图2)。

结果显示,在中低频范围内,系统校正效果非常好。在超高频范围内,该方法尚不能完全适用,原因是高频区间存在的大量虚假模态和局部模态干扰了模态拟合的结果,出现了某一个真实模态对应

.....下转第73页

```

n=0:1:(N-1);
if flag==0
n=-N/2:(N/2-1);
W=fftshift(W);
end
f=n*df;
AW=abs(W);
if nargin==0
plot(f,AW);grid,xlabel('频率f(Hz)'),ylabel('幅值|W(f)|')
end

```

3 试验系统设计

气浮台依靠气源提供的压缩空气在气浮轴承与轴承座之间形成气膜,从而使气浮台的转台浮起,实现近似无摩擦的相对运动条件,以模拟卫星载荷在外层空间所受干扰力矩很小的力学环境^[2]。某卫星载荷在卫星入轨后一直处于匀速转动状态,为测试其运动特性,设计的试验系统组成如图1所示。本试验中气浮台为单轴精密气浮台;反作用飞轮用于标定图1所示的气浮台总的转动惯量;陀螺组合用于测量载荷转动时气浮台的相对转动角速度;载荷探测头部模拟惯量盘用于模拟载荷探测头部的转动(质量可调、转动惯量相同),由载荷伺服控制器控制其转动角速度。

图1中,载荷探测头部模拟惯量盘、动量轮通过工装设备固连于单轴气浮台上,陀螺组合、反作用飞轮地面试验设备、陀螺组合地面试验设备直接放置在气浮台上;载荷伺服控制器、载荷地检设备放置于台下。载荷伺服控制器通过载荷地检设备进行供电、控制与相关通讯;反作用飞轮、陀螺组合分别通过专用测试设备进行供电、控制与相关通讯;单轴气浮台通过配平块进行配平,通过自准直仪进行测角与测角速度;远控机通过网络控制飞轮和陀螺的地面软件,用以发送指令和存储数据。载荷的台上台下连接电缆加工材料采用柔性较好软线或散线,通过吊装设备从气浮台中心上方垂下,以减小电缆产生的扭矩对试验的影响。

4 试验数据分析和处理方法

4.1 气浮台整体转动惯量 J_0 的计算

已知反作用飞轮的转动惯量是 $J_1=0.0465\text{kgm}^2$,转速为 ω_1 为飞轮转速;台体转动惯量设为 J_0 ,转速 ω_0 为气浮台自准仪的测量值;根据动量守恒公式 $J_0\omega_0=J_1\omega_1$,可计算出气浮台体的转动惯量 $J_0=(J_1\omega_1)/\omega_0$ 。

试验中共进行了4组测试,分别根据反作用飞轮 $0\text{rpm}->1000\text{rpm}$ 、 $1000\text{rpm}->0\text{rpm}$ 、 $0\text{rpm}->-1000\text{rpm}$ 和 $-1000\text{rpm}->0\text{rpm}$ 四种工况下的气浮台转速数据($\Delta\omega_{01}$ 、 $\Delta\omega_{02}$ 、 $\Delta\omega_{03}$ 、 $\Delta\omega_{04}$),算出台体的转动惯量(J_{01} 、 J_{02} 、 J_{03} 、 J_{04}),取平均值作为气浮台体的转动惯量。

.....上接第70页

多个数值模态或多个真实模态对应某一个数值模态的情况。为了避免此类干扰的出现,需要在模型构建初期进行相关处理以消除局部模态的产生,该部分不是本文的研究内容。

4 结论

针对系统进行灵敏度分析可以快速有效地选择待整定参数并确定其取值范围,针对模态拟合指数进行灵敏度分析可以有效地处理具有强烈非线性参数影响的模态拟合问题。本文提出了一种基于灵敏度分析的模态拟合算法并以某型号发动机护板的参数辨识为应用实例,成功实现了FEM模型的校正和参数的整定。仿真结果显示,该算法在中低频范围内的应用取得了良好的效果,因而在实际工程上具有一定的指导意义。

参考文献

[1]Kerschen, G., Worden, K., Vakakis, A. F., & Golinval, J. C.

4.2 载荷转速波动量的计算

载荷探测头部转动惯量 J_2 取理论值 19kgm^2 ,转速设为 ω_2 ;台体转动惯量为 J_0 (4.1中计算值),转速 ω_0 为气浮台自准仪测量值;根据动量守恒公式 $J_0\omega_0=J_2\omega_2$,可计算出 $\omega_2=(J_0\omega_0)/J_2$ 。

试验中分别在模拟惯量盘质量 60kg 和 90kg 条件下,进行了转动角速度 $108^\circ/\text{s}$ 、 $120^\circ/\text{s}$ 、 $150^\circ/\text{s}$ 共六种工况的测试;根据气浮台转速数据(陀螺数据和自准仪数据),计算并画出每一种工况下三个转动角速度波动量(载荷自身采集,陀螺数据换算和自准仪数据换算)的数值对比曲线,得出每种工况下的载荷探测头部转动角速度波动量范围。

为更好的反映运动特性,分别对不同工况下的陀螺转速、载荷转速、气浮台转速利用FFT进行频谱分析,从频率角度进一步分析其运动特性。

5 试验结果分析

试验共进行了六种工况的测试,现取其中一种工况(质量 60kg 、转速 $120^\circ/\text{s}$)进行试验结果分析。在此种工况下,经测试标定,气浮台整体平均惯量为 2951.045kgm^2 ,载荷探测头部与气浮台的惯量比为 142 。

此种工况下的转速波动量测试结果对比曲线如图2所示。

陀螺转速、气浮台转速、载荷转速的时域与频域分析曲线对比如图3所示。

通过测试曲线对比分析,可以得出试验结果为:

(1)气浮台采集数据、陀螺采集数据与载荷采集数据基本一致,载荷探测头部稳态运行时的转速波动量基本在 $\pm 0.2^\circ/\text{s}$ 范围内;

(2)气浮台、陀螺与载荷数据频谱分析一致。基频为 0.33Hz ,有多倍频,且基频分量均远大于倍频分量。

6 结语

本文设计出了基于单轴气浮台的某卫星载荷运动特性测试的地面试验系统,并提出了试验数据分析和处理方法。

通过对某一工况的测试结果分析,获得了载荷时域和频域的转动特性,根据测试和分析结果进一步完善角动量补偿控制的设计,对载荷的优化设计提出进一步要求。本次试验对后续研制工作意义重大。

参考文献:

[1]李季苏,牟小刚,张锦江.卫星控制系统全物理仿真[J].控制工程,2003(1):20-26.

[2]王广雄,何朕著.控制系统设计.清华大学出版社,2008.3.

[3]刘飞,董云峰.基于单轴气浮台的空间跟瞄地面试验的设计与实现.计算机测量与控制,2010,18(3):626-628.

(2007).Nonlinear system identification in structural dynamics: current status and future directions. In25th International Modal Analysis Conference.

[2]Maia, N. M. M., & e Silva, J. M. M. (Eds.). (1997).Theoretical and experimental modal analysis(pp. 480-488). Taunton: Research Studies Press.

[3]Kozak, M. T., Öztürk, M., & Özgüven, H. N. (2009). A method in model updating using Mis correlation Index sensitivity.Me- chanical Systems and Signal Processing,23(6):1747-1758.

[4]Ahmadian, H., Friswell, M. I., & Mottershead, J. E. (1998). Minimization of the discretization error in mass and stiffness formulations by an inverse method. International Journal for Numerical Methods in Engineering,41(2):371-387.