

旋翼系统模态阻尼数值计算方法

王华明¹ 王安武¹ 何瑞恒¹ 王浩文²

(1. 南京航空航天大学直升机旋翼动力学重点实验室, 南京, 210016; 2. 清华大学航天航空学院, 北京, 100084)

摘要:首先基于Hamilton原理建立旋翼系统动力学模型,计算旋翼的振频和振型,然后对稳定悬停状态下的桨叶进行某阶模态的激励,并在旋翼重新达到稳定状态后停止激励,截取旋翼系统自由振动信号,用移动矩形窗法计算旋翼系统的模态阻尼。这种计算系统模态阻尼的数值方法能够对旋翼系统在不同工况下的各阶模态阻尼进行仿真,而且在仿真过程中可以根据桨叶振型将激励按相同相位施加于各自由度上,使桨叶只按该阶振型振动。使用该方法可以突破旋翼动力学试验中激振位置、激振频率与相位的限制,获得旋翼系统更全面的动力学特性。

关键词:数值模拟; 移动矩形窗法; 模态阻尼

中图分类号: V212.4

文献标识码: A

文章编号: 1005-2615(2011)03-0308-04

Numerical Method for Computing Modal Damping of Rotor System

Wang Huaming¹, Wang Anwu¹, He Ruiheng¹, Wang Haowen²

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

2. School of Aerospace, Tsinghua University, Beijing, 100084, China)

Abstract: A dynamics model of the rotor system based on Hamilton principle is established to compute vibration frequency and modes. The excitation at the frequency of a certain mode is applied to blades with the rotor in a stable hover state, and withdrawn when the rotor arrives at a new stable state. The response of the blade in the free decay progress is recorded. Modal damping is calculated by using the moving-block method. This method can compute any modal damping of the rotor system under different working conditions. Moreover, excitation can be applied to each degree of freedom of the blade according to the mode with the same phase, so that the blade vibrates according to this mode. The method breaks through the limitation of excitation location, frequency and phase in the rotor dynamics test to obtain comprehensive dynamic characteristics of rotor systems.

Key words: numerical simulation; moving-block method; modal damping

系统阻尼是影响系统稳定性的重要因素,直升机的稳定性问题往往与旋翼系统的低阶模态有关,准确计算旋翼系统的模态阻尼,特别是低阶模态的阻尼,对直升机稳定性分析具有重要意义。对于线性系统,采用模态减缩的方法可以有效地求解系统模态阻尼。旋翼系统是非线性系统,而且目前非线性减摆器在直升机上广泛应用,导致采用模态减缩的方法求解模态阻尼会造成比较大的误差。

直升机旋翼模态阻尼可以通过相关的旋翼动稳定性试验数据得到,常用的阻尼识别方法是移动矩形窗法。Tasker和Chopra^[1]以旋翼试验数据处理中存在的问题为背景,讨论了移动矩形窗分析方法的特点;Smith和Wereley^[2]根据阻尼产生的机理和类型,提出了采用基于傅里叶级数的移动矩形窗方法识别非线性阻尼,并做了误差分析。周智勇和王华明^[3]用移动矩形窗方法分析了模型旋翼动

稳定性试验数据,得到了模型旋翼在不同转速下的阻尼比。

然而,旋翼动稳定性试验风险大、成本高、耗时长,而且噪声、旋翼的不平衡信号、旋翼台传动系统的固有模态等,都可能对阻尼识别精度产生影响^[4]。为了得到相应模态的阻尼,需要在旋翼或机体上施加激励^[5],物理试验中激励点相位不一致也会造成阻尼识别的误差。

本文建立了一种计算旋翼系统模态阻尼的数值方法。计算流程如图1所示,采用一种经过修正的中等变形梁理论^[6]进行桨叶建模,并引入Leishman-Beddoes非定常气动模型^[7-8],得到旋翼系统动力学模型。通过数值模拟计算直升机稳定悬停状态下桨叶某阶运动受激励以及自由衰减的响应时间历程,并对衰减过程进行分析得到该阶模态的阻尼,从而建立了一种数值模拟求解系统模态阻尼的方法,并利用该方法计算了Z11直升机的摆振一阶模态阻尼。

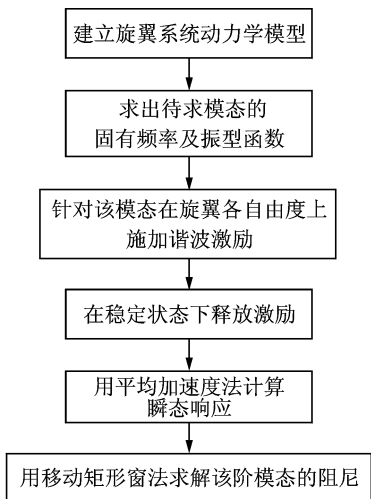


图1 数值仿真求解系统模态阻尼的计算流程

1 旋翼桨叶模型

本文首先根据Hamilton原理推导桨叶运动方程。Hamilton原理,即

$$\int_{t_1}^{t_2} [\delta(U_b - T_b) - \delta W_b] dt = 0 \quad (1)$$

式中: δU_b 为桨叶应变能的变分, δT_b 为动能的变分, δW_b 为气动力虚功。在导出桨叶应变能的过程中,将桨叶绕挥舞、摆振和变距铰的刚性转角作为广义坐标,并且考虑桨叶整体刚性运动与自身中等弹性变形的动力学耦合效应。采用Chopra15自由度的梁单元对桨叶进行有限元离散,桨叶节点配置如图2所示。

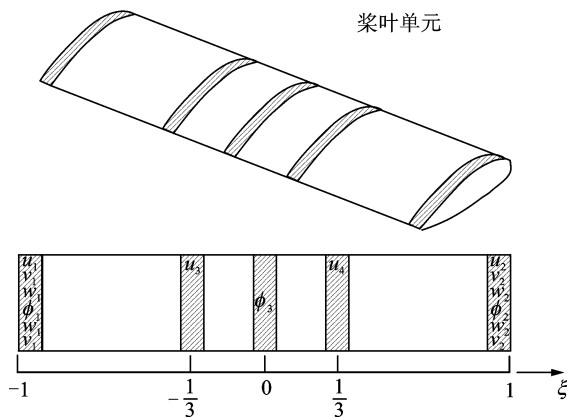


图2 桨叶单元节点配置图

桨叶运动的广义坐标为

$$\mathbf{q} = \{u_1 \ v_1 \ w_1 \ \phi_1 \ w'_1 \ v'_1 \ u_3 \ \phi_3 \ u_4 \ u_2 \ v_2 \ w_2 \ \phi_2 \ w'_2 \ v'_2\}^T$$

式中: \mathbf{u} 为桨叶参考点的轴向位移, \mathbf{v} 和 \mathbf{w} 为纵向位移, ϕ 为扭转角,并且它们只跟参考点的轴向坐标有关。桨叶上任意一点在桨叶坐标系下的位置矢量可以用 $\mathbf{u}, \mathbf{v}, \mathbf{w}$ 和 ϕ 表示,根据Green应变张量定义可以导出桨叶任意一点的应变,从而推导出桨叶的应变能 U_b 及其变分 δU_b 。

推导桨叶的动能需要知道桨叶上任意质点在惯性坐标系中的位置矢量。为描述桨叶复杂的结构形式及运动特点,引入多个坐标系^[9]。

惯性坐标系 $R_b: o_b x_b y_b z_b$,不旋转坐标系 $R_{h0}: o_{h0} x_{h0} y_{h0} z_{h0}$,旋转坐标系 $R_h: o_h x_h y_h z_h$,挥舞坐标系 $R_f: o_f x_f y_f z_f$,摆振坐标系 $R_l: o_l x_l y_l z_l$,变距坐标系 $R_p: o_p x_p y_p z_p$,后掠坐标系 $R_s: o_s x_s y_s z_s$,未变形坐标系 $R: o_0 x_0 y_0 z_0$,变形坐标系 $R': o_0 x' y' z'$,如图3所示。

利用坐标系之间的增广转换矩阵,采用一种基于递推格式的方法,得到桨叶截面各点的位置坐标 R_p

$$\mathbf{S}^i = (\mathbf{R}_p \ 1) = \mathbf{S}^1 \mathbf{H}^1 \mathbf{H}^2 \mathbf{H}^3 \mathbf{H}^4 \mathbf{H}^5 \mathbf{H}^6 \mathbf{H}^7 \quad (2)$$

式中: $\mathbf{H}^k (k=1, \dots, 6)$ 为第 k 个与第 $k+1$ 个坐标系之间的增广转换矩阵。

桨叶单元动能的变分为

$$\delta T_b = \delta \iiint_V \frac{1}{2} \rho \mathbf{R}_p^2 dV \quad (3)$$

采用Leishman-Beddoes二维非定常和动态失速模型,可以求得气动力虚功

$$\delta W_b = \int_l (\mathbf{F}_A \cdot \delta \mathbf{r}_{P_0}^T + \mathbf{M}_A \cdot \delta \alpha) dx = \sum_{i=1}^{18} (-\mathbf{Q}_i^A \delta q_i) \quad (4)$$

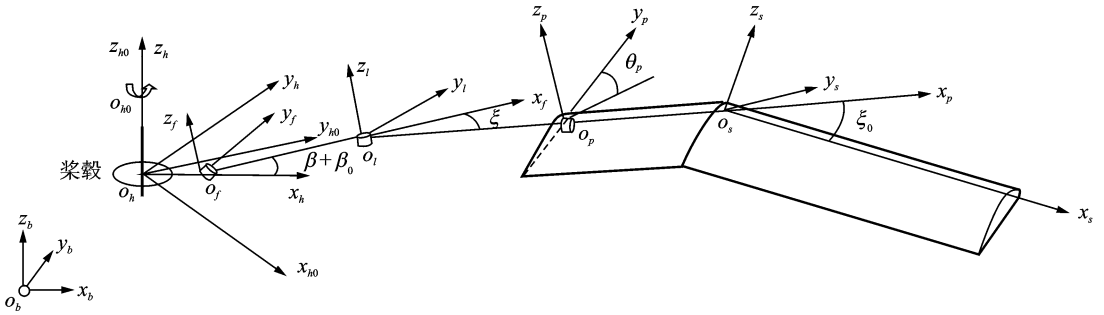


图3 坐标系

分别将应变能变分、动能变分和气动虚功代入式(1),得到基于广义力形式的桨叶非线性动力学隐式微分方程

$$Q_b^E(\ddot{q}, \dot{q}, q, t) + Q_b^T(\dot{q}, q, t) + Q_b^A(\ddot{q}, \dot{q}, q, t) = 0 \quad (5)$$

式中: Q_b 表示广义力, 上标 E, T, A 分别表示弹性势能、动能和气动引起的广义力项。

在任意时刻 t 展开, 得到线性化的桨叶动力学方程

$$M_b(\ddot{q}, \dot{q}, q, t)\Delta\ddot{q} + C_b(\dot{q}, \dot{q}, q, t)\Delta\dot{q} + K_b(\ddot{q}, \dot{q}, q, t)\Delta q = F_b(\ddot{q}, \dot{q}, q, t) \quad (6)$$

式中: M_b 为切线质量矩阵, C_b 为切线阻尼矩阵, K_b 为切线刚度矩阵。

对多片桨叶进行组集, 得到旋翼系统的动力学方程

$$M_R\ddot{q}_R + C_R\dot{q}_R + K_Rq_R = F_R \quad (7)$$

式中等号右端力 F_R 由气动广义力、动能广义力和应变能广义力提供。

2 数值模拟激振拾振过程的实现

由式(7)表示的旋翼系统运动方程可以计算系统的固有特性。对于需要计算阻尼的某阶模态 k , 设其固有频率为 ω_k , 振型函数为 φ_k 。为了对处于稳定状态下的旋翼系统施加力激励, 将系统的运动方程写为

$$M_k\ddot{q}_R + C_k\dot{q}_R + K_kq_R = F_R + F_{EX} \quad (8)$$

其中 F_{EX} 为对旋翼系统施加的力, 且

$$F_{EX} = \begin{cases} f_{EX}\varphi_k\sin(\omega_k t) & t < \tau_{EX} \\ 0 & t > \tau_{EX} \end{cases} \quad (9)$$

式中: f_{EX} 是力激励的幅值, τ_{EX} 是力激励持续的时间, φ_k 为第 k 阶模态固有振型。激励力向量 F_{EX} 各自由度上的幅值与振型函数成正比, 激励频率为求解模态的频率 ω_k 。激励持续时间 τ_{EX} 的选择要保证旋翼系统在激励下达到了稳定状态, 这时旋翼系统的响应将以第 k 阶模态为主。在激励持续时间到达 τ_{EX} 后, 停止激励。旋翼系统的响应在第 k 阶模态阻尼

的作用下产生衰减。

本文采用平均加速度法计算旋翼系统的响应, 该方法是一种单步数值积分方法。它是结构动力学计算中使用最为广泛的算法, 是一种无条件稳定的隐式算法, 特别适合于大尺度系统的响应求解。

3 算例分析

以 Z11 型直升机的旋翼为算例, 采用上述方法施加摆振一阶模态激励, 待其响应稳定后停止激励, 所获得的摆振响应时间历程与频谱见图4。从图4, 5 中可以看出, 采用数值模拟激励的方法可以有效地模拟激振拾振过程。并且由于数值模拟的方法可以按振型函数施加激励, 即在各自由度上的激励幅值与振型函数成正比, 使得系统的响应以激振的模态为主。这种数值仿真的方法与激振拾振试验相比具有很大的优势。它没有受到试验条件的限制, 也不受激振位置的限制, 同时各自由度上的激励相位相同, 避免了物理试验中激励点相位不一致带来的误差。表1 列出了在不同的激振力幅值下, Z11 型机旋翼摆振一阶模态阻尼的变化。其中的激振力相对幅值是指激振力与旋翼处于平衡状态下桨叶各

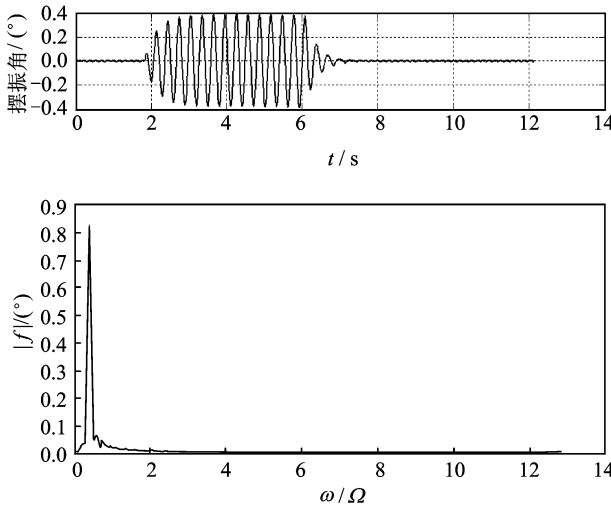


图4 摆振一阶激励下的摆振运动时间历程与频谱分析

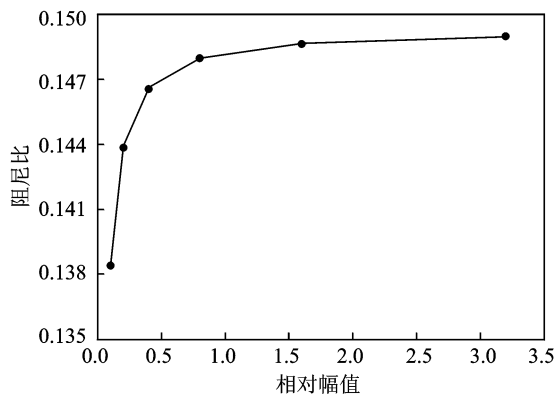


图5 摆振一阶模态阻尼随激振力相对幅值的变化

自由度上最大广义力的比值,模态阻尼值是通过激励停止后的衰减振动信号采用移动矩形窗方法分析的结果。

表1 Z11型机旋翼不同激振力幅值下摆振一阶模态阻尼

相对幅值	0.1	0.2	0.4	0.8	1.6	3.2
模态阻尼	0.138	0.144	0.147	0.148	0.149	0.149

图5为摆振一阶模态阻尼随激振力相对幅值的变化。从图中可以看出,增加激振力相对幅值,模态阻尼值也随着增加。当相对幅值达到1.6时,模态阻尼趋于不变。这是因为在响应时间历程中,包含着由计算方法引入的周期性波动,本文采用线性入流模型计算旋翼桨盘平面诱导速度,采用Leishman-Beddoes二维非定常和动态失速模型计算桨叶气动力。因此,计算结果必然包含明显的谐波成分,激励响应的幅值与周期性波动的幅值大小对阻尼识别的精度有一定的影响。

如图6,7所示,当激振力幅值小时,激励响应的稳态幅值也小,将会使阻尼识别产生较大的误差;当激振力幅值大时,激励响应的稳态幅值也大,阻尼识别造成的误差较小。因此,在选择激振力幅值时,应考察响应时间历程,避免造成较大的误差。

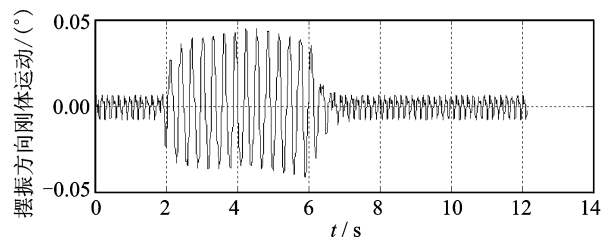


图6 激振力相对幅值为0.1时的响应时间历程

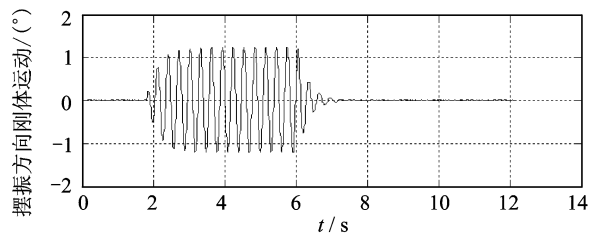


图7 激振力相对幅值为3.2时的响应时间历程

4 结论

(1)本文建立的数值仿真方法可以根据桨叶振型将激励按相同相位施加于各自由度上,使桨叶只按该阶振型振动。

(2)采用本文建立的数值仿真方法可以更好地模拟旋翼试验中对桨叶的激振与拾振过程,获得旋翼系统更全面的动力学特性。

(3)采用本文建立的数值仿真方法计算旋翼系统在不同工况下的各阶模态阻尼时,激振力的幅值不能过小,否则会造成较大的计算误差。

参考文献:

- [1] Hu Guocai, Xiang Jinwu, Zhang Xiaogu. Dynamic stability analysis for helicopter rotor/fuselage coupled nonlinear systems[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2003, 16(1): 22-28.
- [2] 李燕秀,胡和平. 阻尼识别方法在旋翼系统中的应用[J]. 直升机技术, 2010(3): 11-22.
- [3] 周智勇,王华明. 移动矩形窗方法及其在模型旋翼动态稳定性试验中的应用[C]//第19届全国直升机年会. 哈尔滨: [s. n.], 2003: 732-737.
- [4] 杨卫东,马杰,张呈林. 带粘弹减摆器旋翼系统气弹稳定性试验与阻尼识别[J]. 振动工程学报, 2007, 20(1): 101-106.
- [5] 胡国才. 直升机旋翼非线性等效阻尼的识别[J]. 航空学报, 2005, 26(3): 303-307.
- [6] 胡新宇,韩景龙,喻梅. 旋翼/机身非线性气弹耦合配平及稳定性分析[J]. 应用数学和力学, 2010, 31(2): 218-226.
- [7] 谭剑锋,张呈林,王浩文,等. 旋翼翼型低Ma数动态失速特性计算[J]. 直升机技术, 2009(2): 1-6.
- [8] 刘雄,张宽民,陈严,等. 基于BEDDOES-LEISHMAN动态失速模型的水平轴风力机动态气动载荷计算方法[J]. 太阳能学报, 2008, 29(12): 1449-1455.
- [9] 王益锋,王浩文,高正,等. 基于多体系统动力学的旋翼桨叶响应计算方法[J]. 直升机技术, 2007(3): 20-24.