

文章编号: 1000-6893(2004)06-0581-04

# 直升机旋翼叶间减摆器的参数影响分析

胡国才, 向锦武

(北京航空航天大学 飞机设计研究所, 北京 100083)

## Parametric Analysis of Inter Blade Lag Dampers of Helicopter Rotor

HU Guo cai, XIANG Jin wu

(Institute of Aircraft Design, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

**摘要:** 建立了带叶间减摆器的直升机旋翼/机体耦合非线性动力学分析模型, 针对具有线性特性的叶间减摆器, 采用数值模拟及时域方法分析了直升机前飞状态下旋翼/机体耦合动稳定性及减摆器载荷, 并就减摆器布局、几何参数对系统动稳定性及减摆器载荷的影响进行了分析。研究发现, “叶间”布局引起的几何耦合对减摆器载荷及系统的动稳定性有很大的影响, 合理选择减摆器安装支臂的长度及其与桨毂平面之间的夹角, 可以有效地利用几何耦合的因素。与基本模型相比, 它能使系统的模态阻尼提高 50% 以上, 而同时使减摆器的定常循环载荷的幅值下降 60% 左右。

**关键词:** 直升机; 动稳定性; 叶间减摆器; 非线性动力学; 参数分析

**中图分类号:** 212.4; V214.4<sup>+</sup>2 **文献标识码:** A

**Abstract:** An analytical model is presented for nonlinear helicopter rotor/fuselage coupled dynamics with inter blade lag dampers. Along with the damper linear properties, numerical simulation and time domain technology are applied in predictions of rotor/fuselage coupled dynamic instabilities and damper loads in forward flight. Effects of the damper configurations and structural parameters on the system dynamic instabilities and the damper loads are studied, and significant effects of the damper kinematic couplings are observed. Advantages of kinematic couplings can be utilized by cautiously selecting the damper attachment offset and its build in angles with rotor hub plane. Compared with a baseline model (which has no damper attachment offset), analytical results show that the regressive lag mode damping can be increased about 50%, simultaneously, the damper steady cyclic load amplitude has about 60% decrement for a notional model.

**Key words:** helicopter; dynamic stability; inter-blade lag damper; nonlinear dynamics; parametric analysis

研究表明, 旋翼采用“桨叶—桨叶”的连接形式, 能够提高直升机地面及空中共振动稳定性, 因此, 这种布局形式可以相应地缩小桨毂尺寸, 从而降低桨毂重量及其废阻, 提高直升机的飞行效率。

Sela 和 Rosen<sup>[1]</sup> 分析了“桨叶—桨叶”连接形式对直升机地面共振的影响, Suresh 和 Nagabhushanam<sup>[2]</sup> 研究了“桨叶—桨叶”连接的旋翼响应、载荷及动稳定性, 并对桨叶挥舞及摆振固有频率、洛克数及桨叶片数的影响进行了分析。模型假设连接桨叶与桨叶之间的弹性元件具有线性刚度及线性阻尼, 弹性元件两端的球铰连接在相邻两片桨叶的变距轴线上, 因此, 弹性元件只与桨叶的挥舞及摆振运动存在几何耦合, 而与桨叶变距运动不产生几何耦合。

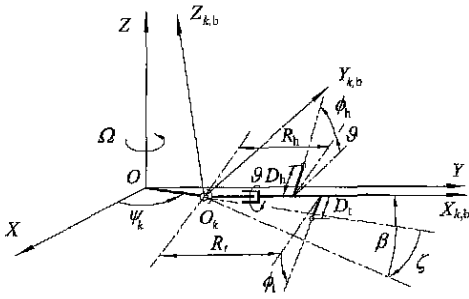
在实际工程应用中<sup>[3,4]</sup>, 减摆器(或弹性元件)与桨叶相连时, 安装支点不可避免地与桨叶的

变距轴线有一定的偏置量, 这样, 除了桨叶的挥舞、摆振, 桨叶的变距运动同样也会影响到减摆器的位移及速度。叶间减摆器与桨叶的挥舞、摆振及变距运动之间的几何耦合, 给系统引入了非常复杂的几何非线性因素, 对于计算叶间减摆器的响应、载荷及旋翼/机体耦合动稳定性带来了很大的困难, 也给分析减摆器的参数影响提出了难题。本文将建立计入全部几何耦合的叶间减摆器的非线性动力学模型, 与文献[5]建立的旋翼/机体耦合动力学分析模型结合起来, 对于具有线性特性的叶间减摆器, 采用数值模拟及时域方法, 分析减摆器布局及几何参数对其载荷及旋翼/机体耦合动稳定性的影响。分析结果有待试验验证。

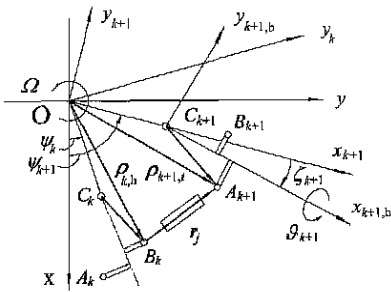
### 1 分析模型

假定旋翼由  $N_b$  片桨叶组成, 桨叶及操纵线系刚硬, 挥舞铰与摆振铰重合, 铰的外伸量  $e$ , 减摆器与桨叶前、后缘的安装支臂长分别为  $D_h$ ,  $D_r$ , 它与变距轴的固支点距摆振铰的距离分别为

$R_h, R_t$ , 静止状态时, 支臂与桨毂平面的夹角分别为  $\Phi_h, \Phi_t$ , 如图 1(a) 所示; 第  $j$  个减摆器连接在第  $k, k+1$  片桨叶之间;  $Oxyz$  为桨毂固定坐标系,  $Ox_k y_k z_k$  是桨毂旋转坐标系,  $x_k$  轴与第  $k$  片桨叶运动前的变距轴线重合,  $Ox_{k,b} y_{k,b} z_{k,b}$  是第  $k$  片桨叶活动坐标系, 叶间减摆器的分析模型及坐标系如图 1(b) 所示(为清晰起见, 挥舞未示出)。



(a) 结构参数



(b) 坐标系(挥舞未示出)

图 1 叶间减摆器结构参数及坐标系

Fig. 1 Structural parameters and coordinate frames of inter blade lag damper

设第  $j$  个减摆器与第  $k$  片桨叶前缘的连接点  $B_k$ , 与第  $k+1$  片桨叶后缘的连接点  $A_{k+1}$ , 它们在桨毂旋转坐标系下的矢径分别为  $\rho_{k,h,R}, \rho_{k+1,t,R}$ , 第  $j-1$  个减摆器与第  $k$  片桨叶后缘的连接点  $A_k$ , 与第  $k-1$  片桨叶前缘的连接点  $B_{k-1}$ , 它们在桨毂旋转坐标系下的矢径分别为  $\rho_{k,t,R}, \rho_{k-1,h,R}$ , 下标 R 表示旋转坐标系, 下标 h, t 分别表示桨叶的前缘和后缘。文献[5]导出了旋转坐标系下的矢径。

将各旋转坐标系下的矢径转换到固定坐标系后, 可以得到第  $j$  个减摆器在桨毂固定坐标系下的位移及速度矢量  $r_j, \dot{r}_j$ , 由图 1(b) 可知

$$r_j = \rho_{k+1,t,N} - \rho_{k,h,N} \quad (1)$$

上标 N 表示固定坐标系。

第  $j$  个减摆器的位移、轴向速度分别为

$$\Delta_j = |r_j| - |r_{j,0}| \quad (2)$$

$$\dot{\Delta}_j = \dot{r}_j \cdot r_j / |r_j| \quad (3)$$

式中: 第  $j$  个减摆器的初始长度  $|r_{j,0}| =$

$$|r_j|_{\theta_m = \beta_m = \xi_m = 0} (m = k, k+1)。$$

第  $j$  个减摆器的力向量为

$$F_j = F(\Delta_j, \dot{\Delta}_j) r_j / |r_j| \quad (4)$$

第  $j-1$  个减摆器的力向量  $F_{j-1}$  也可以用上述方法导出。在桨毂固定坐标系下, 减摆器通过桨叶作用于挥舞/摆振铰处的合力为:  $F_{d,k} = F_j - F_{j-1}$ 。若令固定坐标系下  $C_k$  至  $B_k$  的矢径为  $r_{k,j}$ ,  $C_k$  至  $A_k$  的矢径为  $r_{k,j-1}$ , 则第  $j, j-1$  个减摆器对第  $k$  片桨叶铰的力矩分别为  $M_{j,k} = r_{k,j} \times F_j$  和  $M_{j-1,k} = -r_{k,j-1} \times F_{j-1}$ , 对第  $k$  片桨叶当量铰的合力矩  $M_{d,k}$  为:  $M_{d,k} = M_{j,k} + M_{j-1,k}$ 。将力矩  $M_{d,k}$  转换到桨叶活动坐标系  $Ox_{k,b}, y_{k,b}, z_{k,b}$  下, 为  $M_{d,k} = T^{\beta} T^{\Phi_k} M_{d,k}$ , 其中  $T^{\beta}, T^{\Phi_k}$  为转换矩阵, 其中  $\Phi_k = \phi_k - \xi_k$ 。

文献[6]建立了不带减摆器的旋翼/机体耦合动力学分析模型, 将减摆器作用于桨叶的力矩分量加入到各片桨叶对应的挥舞、摆振运动方程, 将作用于当量铰的力矢量转换成对机体俯仰和滚转的力矩后加入到机体运动方程, 组成带叶间减摆器的旋翼/机体耦合运动方程。采用数值模拟及时域方法<sup>[6]</sup>来分析减摆器、旋翼及机体的响应及系统的动稳定性。

## 2 结果与讨论

桨叶及机体的参数见文献[6], 减摆器的弹性刚度  $K_d = 26.188 \text{ N} \cdot \text{mm}^{-1}$ , 阻尼刚度  $C_d = 6.06 \text{ N} \cdot \text{mm}^{-1}$ , 安装支臂距离当量铰  $R_t = R_h = 30 \text{ mm}$ , 安装支臂长度  $D_t = D_h = 0$  作为基本模型。

(1) 基本模型的稳定性及载荷 基本模型是指将减摆器连接在变距轴线上, 即  $D_t = D_h = 0$ , 桨叶的变距运动对减摆器没有影响, 即不存在变距几何耦合。设旋翼转速  $\Omega = 1000 \text{ r} \cdot \text{min}^{-1}$ , 旋翼总距  $\theta_0 = 6^\circ$ , 旋翼轴前倾角  $\alpha_s = 4^\circ$ , 摆振后退型模态阻尼、减摆器定常载荷的  $1\Omega$  及  $2\Omega$  分量随前进比的变化如图 2 所示。

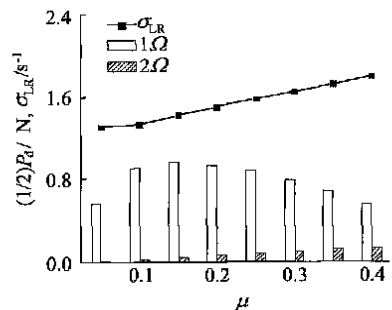


图 2 摆振后退型模态阻尼及减摆器定常载荷幅值

Fig. 2 Regressive lag modal damping and damper steady

从图3看到,对基本模型来说,摆振后退型模态阻尼随前进比的提高而增加。减摆器的定常载荷以 $1\Omega$ 分量为主,大约在 $\mu=0.15$ 左右达到最大。 $2\Omega$ 的载荷幅值相对要低得多,但随着前进比的提高其值增加, $\mu=0.4$ 时, $2\Omega$ 的载荷分量占到 $1\Omega$ 分量的23%左右。因基本模型不存在变距几何耦合,因此减摆器的周期运动主要是由桨叶摆振及挥舞几何耦合引起的。

(2) 几何参数的影响 设前进比 $\mu=0.3$ ,  $\Omega=1000r\cdot\text{min}^{-1}$ ,  $\theta_0=6^\circ$ ,  $\alpha_s=4^\circ$ , 减摆器的安装支臂长分别为 $D_t=D_h=1\text{mm}$ ,  $2\text{mm}$ 及 $3\text{mm}$ , 其长度相当于桨叶弦长的2.387%、4.774%及7.16%。当 $\varphi_t, \varphi_h$ 同时改变时,摆振后退型模态阻尼、减摆器载荷的 $1\Omega$ 分量(为清楚起见,缩小了5倍)随前进比的变化如图3所示,图中还示出了基本模型的结果以进行比较。

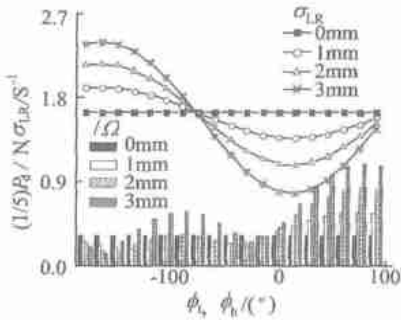


图3 模态阻尼及减摆器 $1\Omega$ 载荷幅值

Fig. 3 Modal damping and damper  $1\Omega$  steady load amplitude

从图4的阻尼曲线发现,减摆器安装支臂的长度增加时,模态阻尼随支臂安装角的变化加剧。在分析所涉及的范围,当减摆器支臂的安装角度 $\varphi_t = \varphi_h < -75^\circ$ 时,模态阻尼值高于基本模型,并随安装支臂长度的增加,模态阻尼值增大。当 $\varphi_t = \varphi_h > -75^\circ$ 时,模态阻尼值低于基本模型,并随安装支臂的长度增加,模态阻尼值降低;阻尼最小值在 $\varphi_t = \varphi_h = 15^\circ$ 左右,当 $D_t = D_h = 1\text{mm}$ ,  $2\text{mm}$ 及 $3\text{mm}$ 时,阻尼值分别为 $1.367\text{s}^{-1}$ 、 $1.075\text{s}^{-1}$ 及 $0.771\text{s}^{-1}$ ,分别比基本模型低13.5%、32%及51.2%;阻尼的最大值在 $\varphi_t = \varphi_h = -165^\circ$ 左右,当 $D_t = D_h = 1\text{mm}$ ,  $2\text{mm}$ 及 $3\text{mm}$ 时,阻尼值分别为 $1.912\text{s}^{-1}$ 、 $2.164\text{s}^{-1}$ 及 $2.397\text{s}^{-1}$ ,分别比基本模型高21%、37%及52%。对于线性减摆器来说,这一结果有些出人预料。通常的连接方式是将减摆器连接在前一片桨叶的后缘与后一片桨叶的前缘之间, $\varphi_t = \varphi_h = -165^\circ$ 是指将减摆器连接在前一片桨叶的前缘与后一片

桨叶的后缘之间,正是这种非同常规的连接方式可以大大提高摆振后退型的模态阻尼。由图4发现,减摆器安装支臂的长度增加后,其定常载荷幅值随支臂安装角的变化也更加剧烈。与基本模型相比,如果支臂与变距(桨毂)平面之间存在正的安装角,将使减摆器的载荷增加、模态阻尼降低,也就是说它只能带来不利的影响。支臂长度小于 $2\text{mm}$ (弦长的5%左右)、安装角度 $\varphi_t = \varphi_h < 0^\circ$ 时,减摆器的载荷有不同程度的减小(与基本模型相比);支臂长度超过 $2\text{mm}$ 后,安装角处于 $-45^\circ$ 与 $-135^\circ$ 之间时,减摆器载荷又有所增加。非常有意思的是,对于不同的支臂长度,只要支臂的安装角度处于 $-150^\circ$ 与 $-180^\circ$ 之间,那么系统的模态阻尼高于基本模型,而减摆器的定常载荷却又低于基本模型。以 $D_t = D_h = 3\text{mm}$ ,  $\varphi_t = \varphi_h = -165^\circ$ 的情况为例,此时模态阻尼比基本模型高52%左右,而减摆器载荷仅为基本模型的39.4%。尽管在实际的旋翼系统中不大可能存在这样的连接形式,但是可以发现,减摆器与桨叶之间的连接方式及几何参数对其载荷及系统的动稳定性具有很大的影响。

### 3 结论

(1) 尽管减摆器具有线性特性,但如果采用“桨叶—桨叶”的布局形式,那么进行旋翼/机体耦合动稳定性及减摆器载荷(特别是前飞状态)分析时,必须考虑几何耦合的影响,否则可能会造成很大的误差。

(2) 叶间减摆器安装支臂的长度会加剧几何耦合的影响,支臂与桨毂平面之间的安装夹角为正时,给系统带来不利的影响,它将使系统的动稳定性下降、而使减摆器定常载荷的幅值提高。

(3) 对于本文“假想”模型来说,合理选择减摆器安装支臂的长度及支臂与桨毂平面之间的夹角,可以有效地利用几何耦合的因素,能使摆振后退型的模态阻尼提高50%以上,同时使减摆器的定常载荷幅值降低60%左右。

### 参 考 文 献

- [1] Sela N M, Rosen A. The influence of alternate inter blade connections on ground resonance[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1994, 39(3): 75-78.
- [2] Suresh J K, Nagabhushanam J. Response, load, and stability of rotors with interconnected blades[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1996, 41(4): 283-290.
- [3] M ouille R. Technological evolution of French helicopters—The

- 1990 Alexander A, Nikolsky Lecture [ J ]. Journal of the American Helicopter Society, 1991, 38 ( 1 ): 3- 11.
- [ 4 ] Krysinski T, Ferullo D. Overview of the EC155 dynamics validation program from design stage up to certification[ A ]. The American Helicopter Society 55th Annual Forum[ C ]. 1999.
- [ 5 ] Hu G C, Xiang J W, Zhang X G. On influence of kinematics to equivalent linear damping of helicopter blade hydraulic damper[ J ]. Applied Mathematics and Mechanics, 2002, 23 ( 8 ): 922- 930.
- [ 6 ] Hu G C, Xiang J W, Zhang X G. Dynamic stability analysis for nonlinear helicopter rotor/fuselage coupled system [ J ]. Chinese Journal of Aeronautics, 2003, 16 ( 1 ): 22- 28.
- [ 7 ] Smith C B, Wereley N M. Damping identification in helicopter rotor systems[ A ]. The American Helicopter Society 54th An-

nual Forum[ C ]. 1998.

作者简介:



胡国才( 1964- ) 男, 浙江人, 海军航空工程学院机械工程系副教授, 博士。获国家科技进步 2 等奖 1 项、部级科技进步 2 等奖 1 项、3 等奖 4 项, 发表论文 20 多篇。研究兴趣: 直升机动力学与飞行动力学。

向锦武( 1964- ) 男, 湖北人, 北京航空航天大学航空科学与工程学院教授, 博士生导师, 博士。获部科技进步 2 等奖 3 项、3 等奖 1 项, 发表论文 50 多篇。主要从事飞行器总体与结构设计、飞行器气动弹性、振动控制等方面的研究。

( 责任编辑: 李铁柏 )