

文章编号: 1000-0887(2002) 08\_0819\_08

# 几何耦合对直升机桨叶液压减摆器 等效线性阻尼的影响研究\*

胡国才, 向锦武, 张晓谷

(北京航空航天大学 飞机设计研究所, 北京 100083)

(马兴瑞推荐)

摘要: 建立了直升机前飞时, 计入变距/挥舞/摆振几何耦合和力\_速度非线性关系的液压减摆器分析模型; 用 4 阶龙格\_库塔法在时域内计算减摆器的轴向速度; 根据减摆器轴向速度的瞬态响应成分, 利用基于富里叶级数的移动矩形窗方法计算了减摆器等效线性阻尼。结果表明, 存在变距/挥舞/摆振几何耦合的液压减摆器, 在直升机前飞时其等效线性阻尼将大幅度下降。

关键词: 非线性阻尼; 液压减摆器; 等效线性阻尼; 直升机旋翼桨叶; 几何耦合

中图分类号: V275.1; O322.11 文献标识码: A

## 引 言

美国西科斯基公司研制的 CH\_53E 型直升机在试飞中发现<sup>[1]</sup>, 当速度由  $277 \text{ km} \cdot \text{h}^{-1}$  作加速前飞时, 直升机出现过大的振动现象。后来认识到这是一种旋翼集合型一阶摆振(频率  $4 \Omega$ ) 与动力/传动系统扭振之间的耦合自激振动。研究表明, 当直升机大速度前飞或作机动飞行时, 其桨叶的液压减摆器存在幅值很大、频率为  $1 \Omega$  的稳态速度, 致使减摆器的有效阻尼下降过多, 不足以提供系统稳定所需要的阻尼。西科斯基公司对 CH\_53E、S\_76 型直升机进行“地面共振”研究过程中, 为了证实某一频率下液压减摆器的力\_速度关系, 对它进行了实验研究, 得到了等效线性阻尼随减摆器轴向速度幅值之间的关系曲线<sup>[1,2]</sup>。研究表明, 减摆器力与其轴向速度幅值之间存在着类似于图 1 所示的双线性关系, 当减摆器轴向速度幅值较小时, 其阻力与速度幅值的平方成正比, 接近图 1 中斜率很大的直线  $oa$ , 当速度幅值超过某一临界值后, 其阻力就很少增加, 也就是说超过临界速度幅值后, 其等效线性阻尼将随着速度幅值的增加而迅速下降。说明 CH\_53E 直升机前飞加速时, 液压减摆器有效阻尼的下降是由于其轴向速度过大引起的。

UH\_60A、S\_76 型等直升机上的液压减摆器与旋翼之间采用了改进的连接方式<sup>[3]</sup>, 它与普通的连接方式(如 CH\_53E)不同。图 2(a)、(b)是减摆器两种不同连接方式的示意图。图 2(a)是普通的连接方式, 将液压减摆器两端的支臂分别安装在摆振铰两侧, 这样只有桨叶的摆振运动引起减摆器的轴向速度, 桨叶的变距和挥舞运动对它没有影响。改进的连接方式(图 2(b)所示)是将减摆器的一端与桨毂相连, 另一端连接在变距轴或桨叶上, 这样桨叶的挥舞、摆振和

\* 收稿日期: 2000\_09\_25; 修订日期: 2002\_03\_26

作者简介: 胡国才(1964—), 男, 浙江慈溪人, 副教授, 博士。

变距运动都将通过几何耦合作用到液压减摆器上,影响其轴向速度。

文[4]根据AH\_60A直升机液压减摆器阻力分析与试验研究得出结论,对于象液压减摆器这样的强非线性阻尼器,其等效线性阻尼的选取非常困难,不同的等效阻尼值使估算的减摆器载荷相差甚远,说明在计算液压减摆器的等效阻尼方面还缺乏一种统一、有效的方法。

因此,对于用改进的方式连接的减摆器,需要建立包括变距/挥舞几何耦合的液压减摆器等效阻尼分析模型,才能得到正确的等效粘性阻尼。

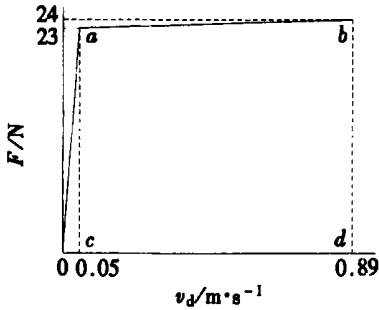


图1 液压减摆器力\_速度曲线

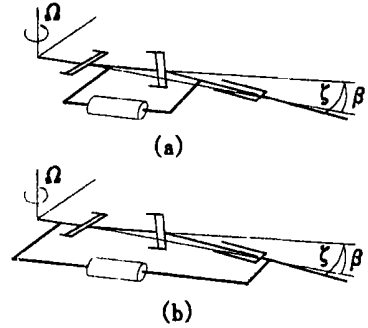


图2 减摆器与旋翼连接方式

## 1 分析模型

### 1.1 基本假设

(1) 旋翼桨叶存在挥舞、摆振和变距运动; (2) 仅计入桨叶的基阶模态; (3) 气动力为线性; (4) 前飞时诱导速度沿桨盘的分布为:  $v_i = v_1[1 + (r/R) \cos \phi_k]$ , 其中,  $v_1$  为桨盘平均诱导速度,  $R$  为旋翼半径,  $\phi_k$  为方位角,  $r$  是桨盘上任一点到旋转中心的距离; (5) 不考虑减摆器阻力对挥舞和变距的作用; (6) 忽略由于摆振引起对挥舞的气动力和惯性力的作用。

### 1.2 液压减摆器的轴向速度和作用力

考虑几何耦合的减摆器分析模型可用图3来描述。减摆器一端通过支臂  $ba$  固连到桨毂  $a$  点,另一端通过支臂  $cd$  固连到桨叶变距轴  $d$  点,假设摆振铰  $e$  和挥舞铰  $f$  重合,  $p$  为变距轴承,如果桨叶存在相对于3个铰的运动,那么其挥舞/摆振/变距几何耦合将使减摆器产生附加的轴向速度。

根据图3坐标系之间的关系,可以导出  $ac$  在桨毂运动坐标系  $x_h y_h z_h$  中的矢量为

$$\mathbf{r}_{ac} = r_{ac}^x \mathbf{i}_h + r_{ac}^y \mathbf{j}_h + r_{ac}^z \mathbf{k}_h, \quad (1)$$

液压减摆器  $bc$  的矢量可以写为

$$\mathbf{r}_{bc} = \mathbf{r}_{ac} - \mathbf{r}_{ab} = r_{bc}^x \mathbf{i}_h + r_{bc}^y \mathbf{j}_h + r_{bc}^z \mathbf{k}_h. \quad (2)$$

减摆器轴向速度  $v_d$  为:

$$v_d = \mathbf{r}_{bc} \cdot \frac{\mathbf{r}_{bc}}{|\mathbf{r}_{bc}|}. \quad (3)$$

得到减摆器轴向速度后,根据给出的力\_速度曲线可以确定减摆器的作用力:

$$F(v_d) = \begin{cases} -230 + \frac{250}{21} \times (v_d + 0.05) & v_d < -0.05 \text{ m/s}, \\ 4600 \times v_d & -0.05 \leq v_d \leq 0.05 \text{ m/s}, \\ 230 + \frac{250}{21} \times (v_d - 0.05) & v_d > 0.05 \text{ m/s} \end{cases} \quad (4)$$

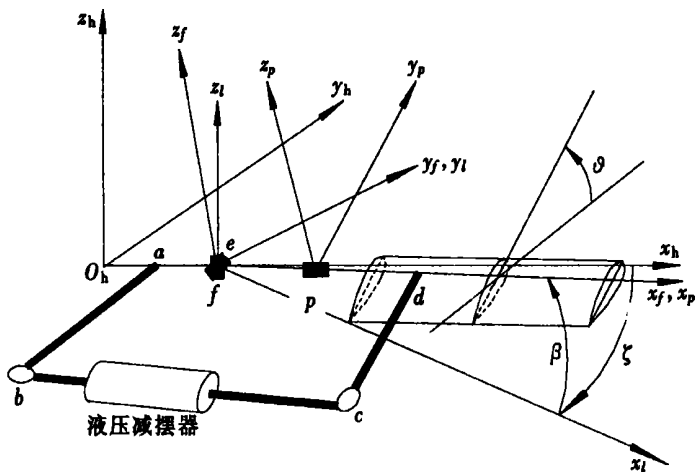


图3 桨叶与液压减摆器物理模型

这个力通过减摆器的安装臂对摆振铰产生阻尼力矩。为求阻尼力矩，可根据减摆器轴向速度的方向将阻力转换为力矢量  $F$ ，假定力矢量  $F$  相对摆振铰  $e$  的力臂矢量为  $r_{ec}$ ，则减摆器对摆振铰的阻尼力矩为

$$M_e^d = r_{ec} \times F \tag{5}$$

根据基本假设，不考虑减摆器阻力对挥舞和变距的作用，因此可得到减摆器对摆振铰的作用力矩为

$$M_e^d = F(v_d) \left[ \frac{r_{bc}^y \cdot r_{ec}^x - r_{bc}^x \cdot r_{ec}^y}{|r_{bc}|} \right] \tag{6}$$

### 1.3 直升机前飞时旋翼配平

直升机前飞时，旋翼桨叶的运动以及作用在桨叶剖面上的气动力如图4所示<sup>[5]</sup>，由叶素理论得到桨叶剖面的气动拉力为

$$dT_k = \frac{1}{2} \rho a c (\theta_k u_T^2 - u_p u_T) dr \tag{7}$$

式中， $\rho$ 为空气密度， $a$ 为二元剖面升力线斜率， $c$ 为桨叶弦长， $\theta_k$ 、 $u_T$ 、 $u_p$ 的意义见图4。

若旋翼有  $N_b$  片桨叶，挥舞铰外伸量为  $e_f$ ，则作用在旋翼上的气动拉力  $T$  为

$$T = \frac{1}{2} \rho a c \int_{e_f}^R \left[ \sum_{k=1}^{N_b} (\theta_k u_T^2 - u_p u_T) \right] dr \tag{8}$$

因为仅计入桨叶的基阶模态，故第  $k$  片桨叶的变距角和挥舞角可用下式表示：

$$\begin{cases} \theta_k = \theta_0 + \theta_{1c} \cos \phi_k + \theta_{1s} \sin \phi_k, \\ \beta_k = \beta_0 + \beta_{1c} \cos \phi_k + \beta_{1s} \sin \phi_k, \end{cases} \tag{9}$$

式中， $\phi_k$  是桨叶方位角， $\theta_k$ 、 $\beta_k$  分别是变距角和挥舞角， $(\cdot)_{1c}$ 、 $(\cdot)_{1s}$  是周期项，规定桨叶前缘向上变距角为正，桨叶向上挥舞时挥舞角为正。将式(9)代入式(8)，得到旋翼拉力平衡方程。

对于铰接式旋翼桨毂来说，如果挥舞铰没有弹簧约束，那么桨叶作用在挥舞铰上的力矩之和必定为零，即

$$\int_{e_f}^R (r - e_f) dT_k - m \Omega^2 \int_{e_f}^R \beta (r - e_f) dr - m \int_{e_f}^R \beta (r - e_f)^2 dr = 0 \tag{10}$$

式中， $m$  为桨叶单位长质量， $\Omega$  为旋翼转速。将式(10)展开后，令方程两边的常数项、正弦项

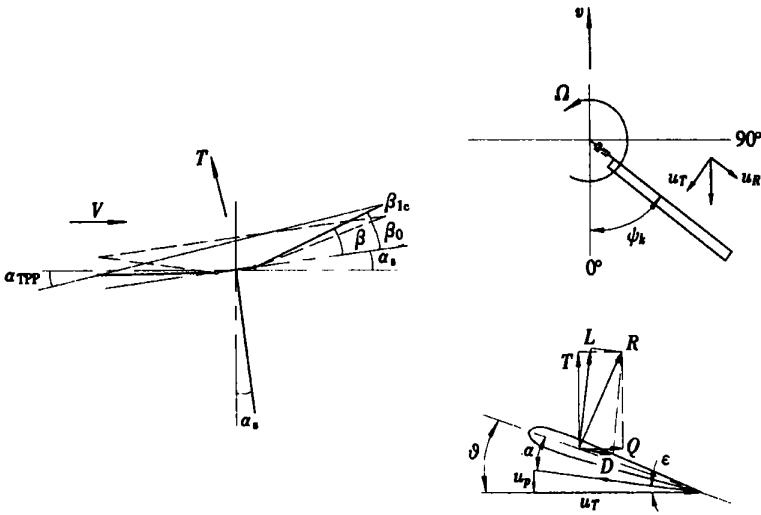


图4 前飞时作用在桨叶上的气动力

和余弦项分别相等, 得到 3 个平衡方程·

假定  $F_{ki}$  是桨叶作用于挥舞铰且垂直于桨毂平面的惯性力矩, 则在桨毂固定坐标系中, 旋翼作用于桨毂中心的力矩  $M_x$ 、 $M_y$  分别为:

$$\begin{cases} M_x = - e_f \sum_{k=1}^{N_b} (T_k - F_{ki}) \sin \phi_k, \\ M_y = - e_f \sum_{k=1}^{N_b} (T_k - F_{ki}) \cos \phi_k. \end{cases} \quad (11)$$

至此已建立了旋翼 6 个独立的平衡方程, 若令  $q = (\beta_0 \theta_0 \beta_{1c} \theta_{1c} \beta_{1s} \theta_{1s})^T$ , 可以组成方程组, 写成矩阵形式如下:

$$Aq = p, \quad (12)$$

由式 (12) 可以计算旋翼桨叶的配平角·

#### 1.4 桨叶摆振运动

桨叶摆振运动产生的惯性力、离心力、哥氏力、气动力和液压减摆器阻尼力将对摆振铰产生相应的力矩· 减摆器作用力矩已经导出(见式(6)), 其它几项力矩如下:

(1) 惯性力矩  $M_e^i$

$$M_e^i = I_b \ddot{\zeta}, \quad (13)$$

(2) 离心力矩  $M_e^c$

$$M_e^c = e_1 \Omega^2 S_b \zeta, \quad (14)$$

(3) 哥氏力矩  $M_e^k$

$$M_e^k = 2 \Omega_b \beta \cdot \dot{\beta}, \quad (15)$$

(4) 气动力矩  $M_e^Q$

$$M_e^Q = \int_{e_1}^R (r - e_1) dQ, \quad (16)$$

式中,  $\zeta$  为桨叶摆振角位移, 规定逆旋翼旋转方向摆动为正,  $e_1$  为摆振铰外伸量,  $I_b$  为桨叶对摆振铰的惯性矩,  $S_b$  为桨叶对摆振铰的静矩,  $Q$  为桨叶在振动面内气动阻力· 若规定正的力矩

产生正的摆振位移, 如果摆振铰无弹簧约束, 那么桨叶作用在摆振铰上的力矩之和必定为零, 即

$$M_e^d - M_e^i - M_e^c - M_e^k + M_e^O = 0, \quad (17)$$

式(17)是关于摆振铰  $\zeta$  的二阶微分方程, 其阻尼力矩项关于  $\zeta$  是非线性的, 难以求出解析解, 这里在时域内进行数值求解。

## 2 等效线性阻尼

利用瞬态响应确定等效线性阻尼可由多种方法来完成, 基于富里叶级数的移动矩形窗方法<sup>[6]</sup>在计算精度、计算时间上具有较大的优越性, 并适用于不同大小阻尼<sup>[7,8]</sup>的情形。

假设减摆器轴向运动的振荡频率或桨叶摆振频率为  $\omega(t)$ , 则富氏系数  $A(t)$ 、 $B(t)$  分别为:

$$\begin{cases} A(t) = \int_t^{t+2\pi N_c/\omega} v_d(\tau) \cos[\omega(t) \cdot \tau] d\tau, \\ B(t) = \int_t^{t+2\pi N_c/\omega} v_d(\tau) \sin[\omega(t) \cdot \tau] d\tau. \end{cases} \quad (18)$$

上式积分上限中的  $N_c$  是周期数。这样, 减摆器轴向速度振幅的衰减包络线为:

$$a(t) = \sqrt{A^2(t) + B^2(t)}. \quad (19)$$

得到衰减线后, 取其自然对数, 该自然对数随时间绘出的是一条绕某一虚拟曲线以频率  $2\omega_n$  振荡的曲线, 而该虚拟曲线在任一时刻  $t$  的斜率为  $-\xi(t)\omega_n$ , 有了该斜率值就可以简单地转换为等效阻尼。

要得到虚拟曲线的斜率  $-\xi(t)\omega_n$ , 应先将自然对数的衰减曲线拟合成该条虚拟曲线, 然后在每个时刻  $t = t_k$  处求导, 得到曲线的斜率为:

$$\xi(t)\omega_n \Big|_{t=t_k} = - \left. \frac{d \ln a(t)}{dt} \right|_{t=t_k}, \quad (20)$$

式中,  $\xi(t)$  是时刻  $t$  时的等效阻尼比,  $\omega_n$  为桨叶摆振固有频率。将式(20)表示的斜率转换为桨叶摆振等效线性阻尼系数  $C_e(t_k)$ , 即为:

$$C_e(t_k) = 2\xi(t_k)\omega_n \cdot I_b / r_{ec}^2. \quad (21)$$

### 2.1 计算状态

本文重点关心的是变距/挥舞/摆振几何耦合对液压减摆器等效线性阻尼的影响, 因此下面对前飞状态的直升机, 分两种情况进行计算分析: (1) 液压减摆器与旋翼之间以常规方式连接, 即没有几何耦合, 但桨叶上存在哥氏力矩的作用; (2) 液压减摆器与旋翼之间以改进的方式连接, 即存在几何耦合, 同时桨叶上存在哥氏力矩的作用。旋翼桨叶、减摆器的缩比模型数据和飞行状态的计算条件如下:

#### (1) 旋翼桨叶

4 片铝合金均匀直桨叶, 弦长 0.025 4 m, 旋翼半径 0.986 m, 旋转频率  $\Omega = 30$  Hz。

#### (2) 液压减摆器

如图 3,  $O_h$  点是旋转中心,  $e$ 、 $f$  点分别是挥舞铰和摆振铰且两者重合,  $oe = 0.051$  m,  $oa = 0.025 4$  m,  $od = 0.124$  m,  $ab = 0.030 5$  m,  $dc = 0.027 9$  m; 减摆器的力\_速度曲线如图 1 所示。

#### (3) 飞行状态

当直升机飞行速度  $V = 60 \text{ m/s}$  时, 桨轴前倾角  $\alpha_s = 4^\circ$ ,  $C_T/\sigma = 0.10$ ,  $M_x = -13.56 \text{ N}\cdot\text{m}$ ,  $M_y = 0$

## 2.2 旋翼配平值

由方程(12)可以解得旋翼锥度角、桨盘倾斜角、旋翼总距和周期变距如下:

$$\beta_0 = 3.91^\circ, \beta_{1c} = 3.92^\circ, \beta_{1s} = -0.76^\circ;$$

$$\theta_0 = 11.95^\circ, \theta_{1c} = 1.56^\circ, \theta_{1s} = -11.08^\circ.$$

挥舞和变距角速度由式(9)对时间求导数得到。

## 2.3 无几何耦合时减摆器等效线性阻尼

取桨叶初始摆振角位移  $\zeta(0) = 10^\circ$ , 初始角速度  $\dot{\zeta}(0) = 0$ , 在时域内用4阶龙格-库塔法对式(17)进行求解, 保留哥氏力矩项而去掉几何耦合项, 即得无几何耦合时减摆器轴向速度随时间的变化(如图5所示), 对速度响应进行快速富里叶滤波得到瞬态响应成分(图5粗实线所示)。对减摆器的速度响应进行快速富里叶分析(FFT)得到频率响应图(如图6所示)。用基于富里叶级数的移动矩形窗方法计算得到的减摆器等效线性阻尼如图9中实线所示。

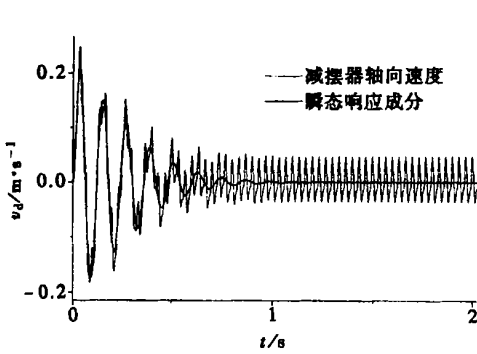


图5 减摆器轴向速度(无几何耦合)

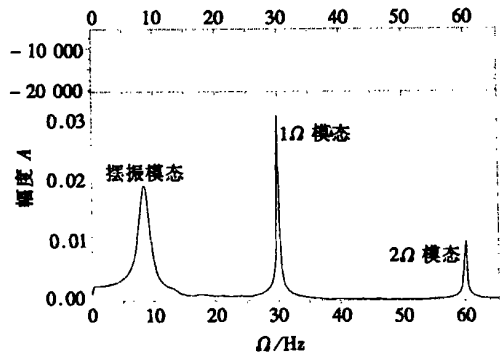


图6 速度的频率响应(无几何耦合)

## 2.4 存在几何耦合时减摆器等效线性阻尼

桨叶初始摆振角仍为  $\zeta(0) = 10^\circ$ , 初始角速度  $\dot{\zeta}(0) = 0$ , 计入哥氏力矩项和几何耦合项, 求解式(17)得到减摆器轴向速度随时间的变化, 如图7所示, FFT如图8所示, 减摆器等效线性阻尼如图9中的虚线所示。

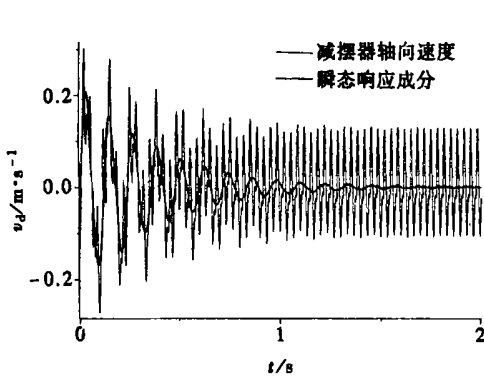


图7 减摆器轴向速度(有几何耦合)

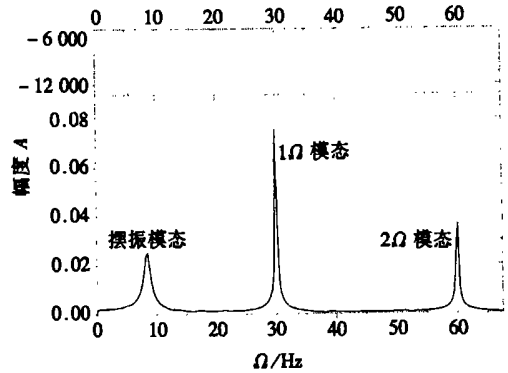


图8 速度的频率响应(有几何耦合)

### 3 结果讨论

由图 5 和图 7 看出, 液压减摆器轴向速度存在瞬态和稳态响应成分, 比较两图发现, 减摆器轴向速度的稳态响应大小有明显差距, 无几何耦合时, 减摆器稳态的轴向速度约为  $0.048 \text{ m/s}$ , 小于定压活门开启速度  $0.05 \text{ m/s}$ ; 存在几何耦合时, 稳态速度为  $0.128 \text{ m/s}$ , 已远远超过了定压活门的开启速度。另外, 瞬态响应的衰减速率也有明显不同, 存在几何耦合时瞬态响应的衰减要慢得多, 说明几何耦合会降低减摆器的有效阻尼, 同时也反映了液压减摆器的非线性阻尼的特性。

*FFT* 结果(图 6、图 8) 看到, 减摆器模式不止 1 个, 频率较低的模态其频率与桨叶的摆振固有频率( $7.45 \text{ Hz}$ ) 接近, 中间频率的模态其频率恰好等于旋翼的旋转频率( $1\Omega = 30 \text{ Hz}$ ), 可见低频模态是有阻尼的摆振模态。无几何耦合时(图 6), 频率  $1\Omega$  的响应只能由频率为  $1\Omega$  哥氏力矩引起; 存在几何耦合时(图 8), 频率为  $1\Omega$  的响应是由两部分组成的, 即一部分是频率为  $1\Omega$  的哥氏力矩引起的稳态响应, 另一部分则是由于几何耦合引起的。频率为  $2\Omega$  或  $2\Omega$  以上的高频响应成分相对较小。

从理论上说, 无几何耦合时, 如果没有哥氏力矩的作用(比如旋翼锥度角为零), 那么减摆器的稳态响应非常小, 由图 5 和 6 可以看出, 哥氏力矩增加了减摆器的轴向速度, 但即使是本例这么严重的飞行条件下, 其轴向速度也未超过定压安全活门的开启速度。

从图 9 所示的减摆器等效线性阻尼曲线可以看到, 无几何耦合时, 稳态响应时的等效线性阻尼为  $462 \text{ N} \cdot \text{s} \cdot \text{m}^{-1}$ , 与理论值(图 1 中直线 *oa* 的斜率)  $460 \text{ N} \cdot \text{s} \cdot \text{m}^{-1}$  相近, 说明用基于富里叶级数的移动矩形窗方法能精确估算减摆器的等效线性阻尼, 同时还说明无几何耦合时, 摆振面内哥氏力矩对减摆器等效阻尼没有影响; 当存在挥舞/变距几何耦合时, 在稳态响应阶段的等效线性阻尼为  $226 \text{ N} \cdot \text{s} \cdot \text{m}^{-1}$ , 与无几何耦合时相比下降了约 51%, 说明几何耦合使得减摆器的有效阻尼大大下降。

### 4 结 论

- (1) 非线性阻尼液压减摆器瞬态响应的衰减速率与其稳态响应的幅值有关, 稳态响应的幅值越大, 对应的瞬态响应衰减越慢, 反之, 稳态响应的幅值越小, 对应的瞬态响应衰减越快;
- (2) 无几何耦合时, 减摆器稳态轴向速度低于其定压安全活门的开启速度, 故其等效线性阻尼维持最大值;
- (3) 存在变距/挥舞/摆振几何耦合时, 减摆器稳态轴向速度远远超过了其定压安全活门的开启速度, 从而使减摆器等效线性阻尼显著下降。

#### [参 考 文 献]

- [1] Twomey C B, Wereley N M. Review of engine/airframe/drive train dynamic interface development problem[R]. ADA057932, 1978, 111—124.

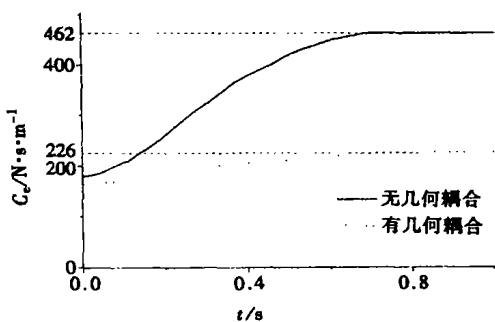


图 9 液压减摆器等效线性阻尼

- [2] Niebanck C, Girvan W. Sikorsky S<sub>76</sub> analysis, design, and development for successful dynamic characteristics[A]. In: AHS Ed. The American Helicopter Society 34th Annual Forum Proceedings [C]. American: Washington DC, 1978, 78\_23\_1—17.
- [3] Tarzanin F J, Panda B. Development and application of nonlinear elastomeric and hydraulic lag models[R]. AIAA\_95\_1449, 1995.
- [4] Wang J M, Challenges in rotor dynamics correlation[A]. In: AHS Ed. The American Helicopter Society 54th Annual Forum Proceedings [C]. America: Washington DC, 1998.
- [5] Johnson W. 直升机理论[M]. 孙如林译. 北京: 航空工业出版社, 1991.
- [6] Bousman W G, Winkler D J. Application of the moving\_block analysis[R]. AIAA\_81\_0653, 1981.
- [7] Tasker F A, Chopra I. Assessment of transient analysis techniques for rotor stability testing[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1990, 35(1): 39—50.
- [8] Smith C B, Wereley N M. Damping identification in helicopter rotor system[A]. In: AHS Ed. The American Helicopter Society 54th Annual Forum [C]. America: Washington DC, 1998.

## On Influence of Kinematics to Equivalent Linear Damping of Helicopter Blade Hydraulic Damper

HU Guo\_cai, XIANG Jin\_wu, ZHANG Xiao\_gu

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

**Abstract:** An analytical model of hydraulic damper was presented in forward flight accounting for pitch/flap/lag kinematic coupling and its nonlinear force/velocity curve. The fourth order Runge\_Kutta was applied to calculate the damper axial velocity in time domain. Fourier series based moving block analysis was applied to calculate equivalent linear damping in terms of transient responses of damper axial velocity. Results indicate that equivalent linear damping will be significantly reduced if pitch/flap/lag kinematic coupling introduced for notional model and flight conditions.

**Key words:** nonlinear damping; hydraulic damper; equivalent linear damping; helicopter rotor blade; kinematic coupling